

© Î Î Î "Ì àø éí î ñòõî áí èå – Ì î ëåò". 2009



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.P. ALEKSANDROV
A.P. BOBOVNIKOV
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
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV
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. BEZYZYCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKO
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSSENKO
A.P. MANIN
V.A. MENSNIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLOGUB
V.A. SOLOVEV
A.I. TATUEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

Zelin A.N. General Features Of Russian Air Force Equipment Development Strategy	3
Menshikov V.A., Rudakov V.B., Sychev V.N. Optimal Reliability Control Of Spacecraft Elements	12
Eliseyev Yu.S. Salyut's Innovative Projects: Future Outlooks	18
Boldyrev A.V. A Development Of Aircraft Structure Design Technique Based On A Model Of Solid Deformable Body With Variable Density	23
Gallyamov Sh.R., Mesropyan A.V. Test Bench For Jet Vanes Of Submarine Launched Ballistic Missiles	29
Lyashchuk B.A., Sorokin S.V. Russian Academy Of Cosmonautics: Historical Highlights And Future Prospects	34
Usachov A.E. Ventilation In Aircraft Cabin Of Modern Airplanes Investigation On The Basis Of Turbulent Flow Numerical Simulation Methods	39
Douletov I.I. Pneumatic Sistem For Ground Launching Of Unmanned Aerial Vehicle	44
Gorelov Yu.N., Danilov S.B., Manturov A.I., Permyakov A.V. Optimal Scanning Control Of Survey Routes For Earth Remote Sensing Spacecraft	49
Kapralov V.M. Evaluation Of Blade Longevity And Lifetime In Axial Compressors Of Multyconditional Aviation Gas And Turbine Engines	56

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

Основные направления развития технической оснащённости авиации ВВС России

А.Н. Зелин

E-mail: vvs-press@yandex.ru



ЗЕЛИН
Александр Николаевич —
Главнокомандующий
Военно-воздушными
силами Российской
Федерации,
генерал-полковник,
кандидат воен. наук

В статье дан анализ современного состояния технической оснащённости авиации ВВС России.

Показано, какими путями будут развиваться дальняя, фронтовая, армейская, военно-транспортная авиация и комплексы с беспилотными летательными аппаратами.

Ключевые слова: ВВС; самолет; вертолет; беспилотный летательный аппарат; модернизация; перевооружение; государственный оборонный заказ.

A.N. Zelin. General Features Of Russian Air Force Equipment Development Strategy

The article reviews the current situation in the sphere of Air Force equipment. It specifies directions for the development of long-range, tactical, Army and military transport aviation and unmanned aerial vehicles.

Key words: Air Force; FW aircraft; RW aircraft; unmanned aerial vehicle; upgrade; rearming; state defense procurement.

Проводимая в настоящее время военная реформа призвана оптимизировать численность и боевой состав Вооруженных сил России, улучшить техническое оснащение видов и родов войск современным вооружением и военной техникой, материальное положение военнослужащих. От последовательности и эффективности ее проведения зависит облик Вооруженных сил России и ее важнейшего вида — Военно-воздушных сил (ВВС).

Проведению этой реформы предшествовала кропотливая работа специалистов Главного штаба ВВС, командующих объединениями авиации и ПВО, научно-исследовательских институтов по определению облика перспективных ВВС, формированию концептуальных взглядов на роль и место ВВС в современной вооруженной борьбе. Вырабатывались практические предложения по задачам, возлагаемым на ВВС в мирное и военное время, составу авиационных и противоздушных группировок войск для нейтрализации (парирования) возможных военных угроз, мероприятиям по совершенствованию технической оснащённости авиационных и противоздушных группировок ВВС, обеспечивающих выполнение задач по предназначению.

Особенностью ВВС России с ее огромной территорией является то, что они должны обеспечивать возможность решения боевых задач практически во всем известном диапазоне физико-географических и климатических условий, днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях. Такой широкий диапазон условий применения предопределил необходимость создания уникальной системы вооружений ВВС.

Применительно к авиации, являющейся воздушным компонентом группировки ВВС, следует отметить, что при переходе к новому облику сохраняются все основные составные части, в том числе дальняя, фронтовая, армейская, специальная, военно-транспортная авиация, транспортная авиация объединений, формирования, во-



Главком ВВС А.Н. Зелин дает пояснения Президенту Российской Федерации Д.А. Медведеву и министру обороны А.Э. Сердюкову. Кубинка, март 2009 г.

руженные комплексами с беспилотными летательными аппаратами. Кроме того, сохранится и будет и дальше развиваться авиация частей центрального подчинения и учебных заведений.

Эффективное решение задач, возлагаемых на авиацию ВВС, во многом зависит от состава и состояния авиационного парка, а также направлений его дальнейшего развития. Вследствие этого важнейшей задачей перехода к новому облику станет интенсивное техническое перевооружение авиационных группировок ВВС, которые будут более компактными, чем существующие, но и существенно более эффективными. Решению этой задачи предшествовал значительный объем соответствующих оперативно-тактических и технико-экономических расчетов, выполненных в Главном командовании ВВС. Так, в 2006–2007 гг. был разработан проект Концепции федеральной целевой программы "Развитие государственной авиации на 2009...2015 гг.". В рамках разработанного проекта Концепции в интересах обороноспособности и безопасности государства был определен перечень ключевых мероприятий в области приоритетных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ и закупок новой авиационной техники и вооружения с учетом минимально необходимых оперативно-стратегических потребностей государства для обеспечения национальной безопасности России. Основопологающие мероприятия проекта Концепции позже были использованы при формировании трехлетнего Государственного оборонного заказа на 2009...2011 гг., а также при формировании предложений в проект Концепции Госу-

дарственной программы вооружения на 2011...2020 гг. (ГПВ-2020).

В соответствии с указанными документами развитие технической оснащенности авиации ВВС в программный период будет осуществляться на основе значительно увеличенного по сравнению с предшествующими годами объема закупок современной авиационной техники и продолжения работ по модернизации остающейся на вооружении наиболее эффективной авиационной техники. При этом планируется, что к 2020 г. в составе авиационной группировки ВВС доля новой и модернизированной техники составит не менее 70 процентов.

Начальной точкой интенсивного перевооружения авиации ВВС на новую авиационную технику можно считать 2009 г., в течение которого стал реально осуществляться переход от стратегии поддержания состояния существующего авиационного парка за счет проведения ремонтов, продления сроков службы и модернизации существующей авиационной техники к стратегии кардинального технического обновления парка за счет закупок новой авиационной техники.

Демонстрацией возможности реализации такой стратегии явились два крупных мероприятия:

показ военной авиационной техники Верховному Главнокомандующему в подмосковной Кубинке в марте текущего года, на котором были продемонстрированы новые и модернизированные образцы боевых и транспортных самолетов и вертолетов, недавно принятых или планируемых в ближайшее время к принятию на вооружение ВВС;

участие авиации в военном параде 9 мая на Красной площади, над которой в парадном строю пролетели более 70 самолетов и вертолетов, в том числе и новые образцы авиационной техники.

Более обстоятельно остановимся на тех направлениях совершенствования технической оснащенности авиации ВВС, которые планируется реализовать при переходе авиации ВВС к новому облику.

Основной вклад в решение задач глобального сдерживания, наряду с силами ракетных войск стратегического назначения и морскими стратегическими ядерными силами, вносит дальняя авиация, на вооружении ко-

торой находятся ударные авиационные комплексы — стратегические ракетоносцы Ту-95МС, Ту-160, дальние ракетоносцы-бомбардировщики Ту-22М3 и самолеты-заправщики Ил-78.

Стратегический ракетоносец Ту-95МС — это высокоэкономичный самолет межконтинентальной дальности полета с ядерными крылатыми ракетами большой дальности полета на борту, оснащенный интеллектуальной системой навигационного и информационного обеспечения их полета. В перспективе наращивание его боевых возможностей будет происходить за счет модернизации каждой из названных составляющих по линии повышения их технического совершенства и "интеллектуализации" информационных процессов боевого применения авиационного комплекса в целом.

Стратегический ракетоносец-бомбардировщик Ту-160 является дальнейшим развитием военно-технической концепции комплекса Ту-95МС. Его уникальность определяется возможностью использования не только дозвуковых маловысотных, но и сверхзвуковых режимов полета для повышения гибкости применения и боевой устойчивости в широком диапазоне условий решения боевых задач в ходе ядерной войны. Перспективы его дальнейшей модернизации в основном связаны с наращиванием боевых свойств, необходимых для решения ударных задач с применением обычного (неядерного) вооружения, в том числе высокоточного, путем модернизации систем БРЭО и расширения номенклатуры вооружения.

Одновременно ведутся активные поисковые исследования по формированию облика перспективного авиационного комплекса дальней авиации (ПАК ДА), который будет способен не только существенно более эффективно по сравнению с существующими стратегическими самолетами выполнять задачи в обыч-



Стратегический ракетоносец Ту-95 МС и самолет-заправщик Ил-78

ной и ядерной войнах, использовать широкую номенклатуру высокоточного ударного вооружения, но и обладать целым набором качественно новых боевых возможностей, позволяющих реализовать совершенно новые способы решения задач сдерживания.

Дальний самолет Ту-22М3 не имеет аналогов в мире. Он разработан в интересах реализации концепции сдерживания угрозы возникновения войн и кон-



Стратегический ракетоносец Ту-160



Истребитель-перехватчик МиГ-31 БМ

фликтов в региональном масштабе. Высокий уровень его летных качеств позволяет применять разнообразные способы и тактические приемы при действиях по наземным и надводным объектам в широком диапазоне режимов полета. Перспективы его дальнейшей модернизации связаны с реализацией программы по серьезному обновлению состава бортовых систем и довооружению высокоточным вооружением на базе управляемых бомбардировочных и ракетных средств поражения класса "воздух — поверхность".

Самолеты-заправщики обеспечивают глобальную досягаемость стратегических самолетов для выполнения задач в любом регионе мира. Модернизацию самолетов-заправщиков Ил-78 планируется провести на основе комплексного обновления их бортового оборудования и средств заправки в воздухе.

Основным компонентом ВВС, позволяющим вести активные боевые действия в воздухе на прилегающих театрах войны, является фронтовая авиация, в составе которой в настоящее время наиболее массово присутствуют такие боевые самолеты, как истребители МиГ-31Б, Су-27, МиГ-29, фронтовые бомбардировщики Су-24М, самолеты-штурмовики Су-25, самолеты-разведчики МиГ-25Р, Су-24Р.

Так, истребитель-перехватчик МиГ-31Б, на котором реализован целый ряд уникальных технологий, до настоящего времени является основным самолетом истребительной авиации ПВО. Вобрав в полном объеме уникальные летно-технические характеристики своего предшественника МиГ-25, дальний истребитель-перехватчик МиГ-31Б обладает существенно расширенным диапазоном высот и скоростей полета.

Однако основным шагом вперед является его повышенная дальность действий и расширенные возможности БРЛС, позволяющие создавать собственное радио-

локационное поле при действиях в условиях отсутствия информационной поддержки наземных и воздушных пунктов управления. Расширенный диапазон высот и скоростей полета является основой для дальнейшего наращивания его боевых возможностей, прежде всего в направлении обеспечения его многофункциональности. Уникальные летные свойства самолета и его БРЛС могут быть с успехом использованы для обеспечения эффективного поражения радиоизлучающих и радиоконтрастных наземных (надводных) целей, ведения воздушной разведки. В 2008 г. состоялись первые поставки в войска модернизированных истребителей-перехватчиков МиГ-31БМ.

ВВС России обладает уникальным двухсамолетным парком фронтовых истребителей Су-27 и МиГ-29. Решение о таком типаже парка принималось из условия минимизации затрат на решение задач истребительной авиации и вполне оправдало себя. С возрастанием роли экспортных поставок наличие в России двух истребителей разного класса позволило существенно расширить географию продаж истребителей российского производства за рубеж.

Оригинальная конструктивно-аэродинамическая схема этих истребителей, тяговые характеристики их силовых установок позволили достичь маневренности в ближнем воздушном бою, которой не располагают их аналоги. Об этом свидетельствуют отзывы не только российских, но и иностранных летчиков. Бортовое оборудование и вооружение позволяют им решать боевые задачи днем и ночью в простых и сложных метеоусловиях.

Безусловно, удачная, с точки зрения аэродинамических характеристик не имеющая аналогов в мире, конструктивно-аэродинамическая схема самолетов обеспечила возможность их модернизации в направлении реализации такого свойства, как сверхманевренность. Демонстрация данного свойства, российскими самолетами является украшением всех авиасалонов, проводившихся в последние годы. Следует отметить, что элементы сверхманевренности успешно осваиваются и наиболее подготовленными летчиками строевых частей ВВС. В дальнейшем, при соответствующем уровне "интеллектуализации" борта их выполнение станет таким же обыденным, как взлет-посадка.

Создание истребителей Су-27 и МиГ-29 можно рассматривать как высочайшее достижение российского авиастроения. Заложенные в них технические решения обеспечили самолетам уникальный модер-

низационный потенциал, который в настоящее время уже реализован в таких самолетах, как Су-27СМ и МиГ-29СМТ, на которые к исходу 2009 г. перевооружены несколько строевых частей. Но этими образцами судьба знаменитых боевых истребителей не исчерпывается. Решением Главнокомандующего ВВС после тщательной совместной проработки специалистами ВВС и разработчиками истребителей путем дальнейшего наращивания их боевых возможностей принято решение о принятии на вооружение в ближайшие годы глубоко модернизированных, а по сути принципиально новых, переходных к пятому поколению, истребителей Су-35С и МиГ-35С. В начале следующего десятилетия они начнут массово закупаться российским Министерством обороны.

Говоря о дальнейшем развитии комплексов фронтовой авиации, необходимо сказать и о перспективном авиационном комплексе фронтовой авиации — ПАК ФА. Разработке этого комплекса в настоящее время большое внимание уделяется со стороны Правительства РФ, руководства Министерства обороны, командования ВВС, Объединенной авиастроительной корпорации. Самолет выходит на летные испытания и уже в ближайшие годы ВВС получат на вооружение авиационный комплекс, в полной мере воплотивший в себе самые передовые достижения науки и техники.

Для ПАК ФА станут реальностью сверхманевренность, высокая интеллектуализация борта, круговое информационное поле, малая заметность, всеракурсный обстрел целей. Среди других боевых качеств ПАК ФА необходимо отметить такие его качества, как многоканальность применения оружия, возможность одновременной атаки нескольких воздушных целей и наземных объектов высокоточным оружием, мощный бортовой комплекс обороны, высокую эффективность и безопасность полетов.

Фронтовые бомбардировщики Су-24М, верой и правдой служащие отечеству не один десяток лет, уже с этого года начинают интенсивно заменяться новым многофункциональным ударным самолетом Су-34. Он позволит существенно расширить досягаемость при действиях по наземным объектам. Исключительной особенностью самолета является возможность применения широкой номенклатуры вооружения, включая высокоточные средства поражения. Способность применения практически всей номенклатуры управляемых ракет класса "воздух — воздух" свидетельствует о его многофункциональности.



Истребитель МиГ-29 СМТ



Истребитель Су-35



Истребитель МиГ-35



Штурмовик Су-25

Это свойство делает применение Су-34 менее зависимым от возможности привлечения истребителей для обеспечения действий фронтовой бомбардировочной авиации. В ближайшей перспективе практически все части, оснащенные самолетами Су-24, будут перевооружены на самолеты Су-34.

Не исчерпал свой боевой потенциал и штурмовик Су-25. Его дальнейшее развитие — модернизированный Су-25СМ — поступает на вооружение строевых частей с 2006 г. и обладает способностью круглосуточного высокоточного применения управляемого оружия. Кроме того, самолет оснащается эффективным комплексом обороны, позволяющим существенно снизить боевые потери, прежде всего, от ПЗРК и других комплексов ПВО ближнего действия. Принято также решение о возобновлении производства новых самолетов Су-25СМ в двухместном варианте, получившем название Су-25УБМ. Это повысит его боевые возможности за счет наличия в составе экипа-

жа летчика-оператора, специализирующегося на работе с бортовым комплексом вооружения и обороны.

Опыт современных войн показывает, что успех боевых действий во многом зависит от качества разведывательного обеспечения войск. Возможности авиации уникальны: авиация способна осуществлять в максимально короткие сроки детальную разведку обширных территорий круглосуточно и в любую погоду, обеспечивая при этом сухопутное, морское и авиационное вооружение своевременной и точ-

ной информацией об объектах поражения на всю глубину ведения боевых действий. В настоящее время на вооружении ВВС имеется достаточное число самолетов-разведчиков Су-24МР и МиГ-25РБ. На момент их появления это были уникальные комплексы, способные решать все виды разведывательных задач. Однако высокодинамичный характер современных войн требует повышения уровня информированности о противнике. В связи с этим ВВС взят курс на кардинальное обновление разведывательной авиации. В ближайшие годы на замену существующим комплексам будут созданы современные самолеты-разведчики, способные вести эффективные разведывательные действия на всю глубину решения задач фронтовой и частично дальней авиации. Особую роль для действий авиации должны сыграть разведывательные комплексы принципиально нового класса — высотные (стратосферные) пилотируемые самолеты-разведчики с длительным временем нахождения в воздухе, способные проводить мониторинг

зоны боевых действий на большую глубину без захода в зоны ПВО противника. Для оснащения перспективной авиационной техники будут разработаны качественно новые образцы бортовой разведывательной аппаратуры различного назначения и наземные средства обработки и доведения развединформации. Одновременно все большее значение при решении разведывательных задач будут играть беспилотные разведывательные комплексы, о которых будет сказано отдельно.

Боевые свойства самолетов фронтовой авиации только тогда



Многофункциональный ударный комплекс Су-34

будут реализованы в полной мере, когда будет подготовлен соответствующим образом летный состав. Для этого в России разработан учебно-боевой самолет Як-130, который проходит в настоящее время испытания и в конце этого года будет поставлен на вооружение. Следует отметить, что Як-130 разрабатывался по концепции максимальной приближенности к боевому самолету. В нем реализованы перспективные информационные технологии, что позволяет проводить обучение курсантов и летчиков использованию всех режимов боевых самолетов, применению всех имеющихся на боевом самолете средств поражения без выполнения их реальных пусков, используя методы имитации.

Одной из основных составных частей ВВС является Военно-транспортная авиация (ВТА), предназначенная для обеспечения мобильности Вооруженных сил Российской Федерации и десантирования воздушных десантов, решения транспортно-десантных и специальных задач, обеспечения повседневной жизнедеятельности объединений ВС.

В настоящее время самолетный парк ВТА имеет в своем составе тяжелые дальние военно-транспортные самолеты Ан-124 и Ан-22, тяжелые самолеты Ил-76МД, средние Ан-12 и легкие Ан-26. В связи с истечением сроков службы в ближайшие годы самолеты Ан-22, Ан-12 и Ан-26 будут выведены из боевого состава авиационных частей ВВС. Нуждается в дальнейшем обновлении и парк самолетов Ан-124 и Ил-76.

В этой связи в предстоящее десятилетие планируется кардинально обновить парк военно-транспортных самолетов. Часть самолето-



Учебно-боевой самолет Як-130



Самолет Ил-76 МД



Самолет Ан-124 "Руслан"



Вертолет Ми-28

тов будет заменяться более современными, часть пройдет углубленную модернизацию. Например, самолет Ан-124. В целом это современный авиационный комплекс, не имеющий аналогов в мире, способный перевозить 100 % техники и вооружения видов вооруженных сил, подлежащих аэротранспортировке. Нуждается в обновлении лишь бортовое оборудование самолета, что уже и осуществляется. Примерно такая же ситуация и с самолетом Ил-76МД — часть самолетов этого типа пройдут модернизацию бортового оборудования и одновременно с 2011 г. начнется производство на Ульяновском авиационном комплексе глубоко модернизированной версии этого самолета Ил-76МД-90А с новыми двигателями, новым бортовым и транспортно-десантным оборудованием. Всего таких самолетов будет заказано для ВВС порядка 40. В 2010 г. должен быть готов самолет для проведения ресурсных испытаний.

В ближайшие два года планируется завершить разработку и начать закупки легких военно-транспортных самолетов Ил-112В, которые по сравнению со своим предшественником Ан-26 будут обладать расширенными возможностями по перевозке и десантированию легких образцов вооружения и военной техники, повышенной топливной экономичностью и более низкой стоимостью жизненного цикла. Первый опытный экземпляр самолета должен быть изготовлен в 2010 г., а первый полет головного Ил-112В запланирован на начало 2011 г. Всего в предстоящий период планируется закупить более 70 таких самолетов только для Военно-воздушных сил. Планируются массовые закупки самолета и для других видов и родов войск, а также для нужд авиации других министерств и ведомств России.

Для замены самолетов Ан-12 ведется разработка перспективного среднего ВТС, в создании которого участвует Республика Индия. Самолет предназначается для внутри- и межрегиональной перевозки войск, грузов, вооружения и военной техники нового поколения (типа боевой машины пехоты БМП-3 и боевой машины десанта БМД-3). Будет также обеспечено соответствие мировому уровню по топливной экономичности самолета.

Основу военной вертолетной авиации составляет армейская авиация ВВС, предназначенная для решения огневых, транспортно-десантных и обеспечивающих задач.

В настоящее время задачи авиационной поддержки общевойсковых формирований (огневые задачи) решаются в основном вертолетами типа Ми-24. Эти вертолеты нашли широкое применение и внесли большой вклад в разгром бандформирований в Чеченской республике и других регионах Северного Кавказа при проведении контртеррористических операций. Важную роль они играют и в составе ограниченных контингентов миротворческих сил за пределами России.

На смену этим вертолетам приходят вертолеты нового поколения МИ-28Н и Ка-52. В декабре 2008 г. Государственная комиссия под председательством Главнокомандующего ВВС подписала акт о завершении государственных испытаний Ми-28Н и о выполнении первого этапа испытаний по Ка-52. В этом году планируется завершить испытания по Ка-52 в полном объеме. Уже начаты поставки в строевые части вертолетов Ми-28Н и до конца года планируется перевооружить на этот тип вертолета как минимум одну эскадрилью. Одновременно, основываясь на успешном ходе проводимых испытаний, в этом году начинаются поставки установочной партии вертолетов Ка-52.

В классе транспортно-десантных вертолетов продолжается перевооружение на новые вертолеты семейства Ми-8. Обновленные вертолеты Ми-8МТВ-5 обладают существенно улучшенными летными качествами и транспортно-десантными возможностями, имеют совершенно новую современную кабину экипажа и могут выполнять задачи круглосуточно. В 2006–2009 гг. в войска поставляется около 20 вертолетов, а в десятилет-

ний период будет осуществлено полное обновление парка средних транспортно-десантных вертолетов на вертолеты Ми-8МТВ-5.

Большое значение в последнее время придается созданию легких многоцелевых вертолетов. Эти вертолеты будут являться базой для создания на их основе вертолетов специального назначения в интересах видов и родов войск (учебно-тренировочных, транспортных, разведки, медицинских и других). В настоящее время созданы два типа вертолетов этого класса — Ка-60 и АНСАТ, различающиеся массой перевозимого груза (первый грузоподъемностью до 2300 кг, второй — до 1000 кг). Оба вертолета разрабатываются, в первую очередь, в учебно-тренировочном варианте для скорейшего начала поставок в Краснодарское ВВАУЛ. По вертолету АНСАТ-У (учебно-тренировочный) в конце 2008 г. подписан акт о завершении государственных испытаний, и первые вертолеты начнут поступать в училище уже в этом году. По вертолету Ка-60У (учебно-тренировочный) испытания пока продолжаются, поставки в училище планируется начать с 2011 г.

Особое место в системе вооружения ВВС в перспективе должны занять комплексы с БЛА. В настоящее время на вооружении Военно-воздушных сил имеются различные комплексы первого поколения, решающие только разведывательные задачи в тактической и оперативной глубине. За время эксплуатации этих комплексов в ВВС накоплен большой опыт их применения, позволяющий сделать следующий шаг по развитию этого направления. В процессе перехода Военно-воздушных сил к новому облику запланирован целый ряд интенсивных мероприятий по созданию качественно новой беспилотной авиационной техники, которая начнет поступать в войска с 2011 г. и будет способна решать не только разведывательные, но и целый ряд других боевых задач, выполняемых в



Вертолет Ка-52

настоящее время пилотируемой армейской, фронтовой и дальней авиацией. В перспективе, по мере завершения перехода авиации ВВС к новому облику доля беспилотных авиационных комплексов может составить до 40 % от общей численности всей боевой авиации.

Подводя промежуточный итог, можно констатировать, что современное состояние технической оснащенности авиации ВВС позволяет ей успешно решать стоящие задачи. В перспективе на разрабатываемых и модернизируемых образцах авиационной техники будут реализованы принципиально новые свойства, позволяющие достичь более высокой эффективности и обеспечить тем самым их высокий экспортный потенциал. Естественно, что развитие авиационной техники будет определяться конкретными военно-политическими и экономическими условиями, результатами реформирования Вооруженных сил РФ и авиастроительной промышленности страны. При этом генеральным направлением будет оставаться сохранение за Россией статуса ведущей авиастроительной державы.



МЕНЬШИКОВ
Валерий Александрович —
 генеральный конструктор
 многофункциональных кос-
 мических систем Союзного
 Государства,
 директор НИИ КС
 им. А.А. Максимова,
 профессор, доктор техн.
 наук



РУДАКОВ
Валерий Борисович —
 заместитель начальника
 центра НИИ КС
 им. А.А. Максимова,
 профессор, доктор техн.
 наук



СЫЧЕВ
Василий Николаевич —
 первый заместитель гене-
 рального директора ФГУП
 "ГКНПЦ им. М.В. Хруниче-
 ва", кандидат техн. наук

Оптимальный контроль надежности изделий космических аппаратов

В.А. Меньшиков, В.Б. Рудаков, В.Н. Сычев

E-mail: niks@khrunichev.com

Предлагается подход к планированию контроля надежности космических аппаратов при их экспериментальной отработке и производстве, основанный на обеспечении наименьших экономических затрат на контроль и минимальных потерь, связанных с рисками принятия ошибочных решений. Излагаются основные результаты проведенных исследований.

Ключевые слова: космический аппарат; надежность; оптимизация; планирование; риски 1-го и 2-го рода; структурно-иерархические уровни; требования; целевая функция.

V.A. Menshikov, V.B. Rudakov, V.N. Sychev. Optimal Reliability Control Of Spacecraft Elements

The article scrutinizes a new approach to reliability monitoring of spacecraft during experimental refurbishment and parts production, which offers minimal costs and losses arising from the risks of errors. The main results of the feasibility study are also presented.

Key words: spacecraft; reliability; optimization; planning; risks of 1st and 2nd categories; structural hierarchy levels; requirements; target function.

Космические аппараты (КА) относятся к классу технических объектов, которые обладают высокой конструктивной и технологической сложностью, значительной стоимостью проведения испытаний и контроля при отработке и производстве, и включают большое количество разнородных комплектующих элементов и деталей, изготавливаемых малыми партиями. К надежности таких объектов предъявляются высокие требования, и, соответственно, для обеспечения надежности КА в целом входящие в него элементы и системы должны обладать еще большей надежностью, что отражается структурной схемой надежности (ССН) КА, которая является частным случаем иерархической структуры. Причем стоимость отработки каждого структурно-иерархического уровня по сравнению со стоимостью отработки КА в целом существенно ниже (это дает возможность назначать большие объемы отработки этих уровней). При этом в производстве, как правило, каждый структурно-иерархический уровень КА изготавливают большими партиями по отношению к производству КА в целом.

Изложенные особенности должны находить свое отражение в том числе и в дальнейшем развитии и совершенствовании методов планирования и проведения контроля требуемых значений показателей надежности, заданных в соответствующих ТЗ, поскольку известные методы не учитывают иерархию КА и ориентированы на значительные объемы статистических данных.

В общем виде задача планирования и проведения контроля надежности КА состоит из двух взаимосвязанных задач:

в первой задаче КА в целом или входящие в него системы и подсистемы рассматриваются как неделимые элементы, не имеющие внутренней структуры (при этом связи между ними не учитываются);

во второй задаче КА рассматривается как сложная иерархическая система, состоящая из подсистем и элементов, соответствующих различным структурно-иерархическим уровням (связи между уровнями отражаются структурной схемой надежности).

Здесь рассматривается первая задача оптимального планирования контроля надежности, поскольку она является основой для решения второй задачи. В дальнейшем вместо термина "элемент" будем употреблять термин "изделие".

Пусть к конкретному изделию предъявлены требования по надежности в виде вероятности $P_{тр}$ его безотказной работы за заданное время. Изделия на контроль поступают партиями, контроль носит выборочный характер.

Введем следующие определения [1].

План контроля — это совокупность данных о виде контроля, объеме контролируемой выборки, контрольных нормативах и решающих правилах.

Случайной выборкой объема n называется такой план контроля, при котором все наборы из n различных изделий имеют равные вероятности быть отобранными из партии.

Биномиальный план контроля означает, что число дефектных изделий в выборке (т.е. тех, которые не удовлетворяют требованиям по надежности) распределено в соответствии с биномиальным законом, изделия в выборке контролируются независимо, при контроле каждого изделия может быть только два исхода: "годен", "не годен".

Партия N изделий является *годной*, если выполняется неравенство $P \geq P_{тр}$, где P — показатель надежности изделия данной партии.

Если $P < P_{тр}$, то партия является *дефектной*.

Заметим, что в случае контроля одного изделия $N = n = 1$, что соответствует отработке или испытаниям одного изделия.

Предположим сначала, что контроль осуществляется по биномиальному плану, т.е. от партии размера N отбирается случайная выборка объема n изделий и проводится их контроль. Такую систему контроля можно охарактеризовать такими показателями, как потери вследствие ошибочных решений и затраты на контроль.

Чтобы оценить потери вследствие ошибочных решений, рассмотрим статистическую структуру контроля [2].

Система контроля основана на проверке гипотезы о том, что показатель надежности P партии изделий (математическое ожидание показателя надежности

изделий данной партии) не ниже требуемого $P_{тр}$. Другими словами, проверяется гипотеза $H_1: \{P \geq P_{тр}\}$ против конкурирующей гипотезы $H_2: \{P < P_{тр}\}$.

Решающее правило, в соответствии с которым принимается та или иная гипотеза, имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} P_{до} \leq P < 1 &\rightarrow \omega_1; \\ 0 < P < P_{до} &\rightarrow \omega_2, \end{aligned} \quad (1)$$

где ω_1 и ω_2 — решения, состоящие в принятии гипотезы H_1 , H_2 соответственно.

На практике истинное значение показателя надежности P неизвестно (известно лишь значение оценки, полученное по результатам контроля выборки изделий). Поэтому в силу случайности оценки, зависящей от объема выборки, случайных результатов контроля и других факторов, при использовании правил типа (1) наряду с правильными решениями неизбежны и ошибочные.

Ошибка 1-го рода возникает в случае, когда по результатам контроля принято решение ω_2 , хотя на самом деле верна гипотеза $H_1: \{P \geq P_{тр}\}$. Вероятность ошибки 1-го рода обозначим α_y .

Ошибка 2-го рода возникает в случае, когда по результатам контроля принято решение ω_1 , хотя на самом деле верна гипотеза $H_2: \{P < P_{тр}\}$. Вероятность ошибки 2-го рода обозначим β_y .

Заметим, что вероятности α_y и β_y являются условными:

$$\alpha_y = P(\omega_2 / H_1); \quad (2)$$

$$\beta_y = P(\omega_1 / H_2), \quad (3)$$

где α_y — условная вероятность того, что предъявленная на контроль партия изделий будет забракована (признана дефектной), в то время как она является годной; β_y — условная вероятность того, что партия изделий будет принята (признана годной), в то время как она является дефектной.

Важнейшими показателями эффективности контроля [3] являются *безусловные вероятности ошибок 1-го и 2-го рода, или риски 1-го и 2-го рода α и β* .

Под *риском 1-го рода α* понимается вероятность того, что предъявленная на контроль партия является годной и будет забракована (признана дефектной):

$$\alpha = P(H_1) P(\omega_2 / H_1), \quad (4)$$

где $P(H_1) = 1 - P(H_2)$ – вероятность реализации гипотезы либо H_1 , либо H_2 .

Под *риском 2-го рода* β понимается вероятность того, что предъявленная на контроль партия изделий является дефектной и будет принята (признана годной):

$$\beta = P(H_2) P(\omega_1 / H_2). \quad (5)$$

Последствия ошибочных решений, связанных с возникновением рисков при контроле надежности, могут быть различны. Аналитически это учитывается путем введения функции потерь, которая предписывает каждому ошибочному решению определенные потери. В соответствии с аппаратом алгебры событий целевая функция потерь имеет вид

$$C_{\Sigma} = C_{1\alpha} \alpha N + C_{1\beta} \beta N + C_{1\epsilon} n, \quad (6)$$

где $C_{1\alpha} \alpha N = C_{\alpha}$ – математическое ожидание потерь за счет браковки годной партии; $C_{1\beta} \beta N = C_{\beta}$ – математическое ожидание потерь за счет приемки дефектной партии; $C_{1\epsilon} n = C_{\epsilon}$ – затраты на выборочный контроль партии; $C_{1\alpha}, C_{1\beta}, C_{1\epsilon}$ – математические ожидания потерь и затрат на контроль одного изделия партии.

Если контроль носит разрушающий характер, то изделия выборки n , отбираемые на контроль от партии, разрушаются, и по результатам контроля принимается или бракуется только оставшаяся часть партии $(N - n)$. Поэтому в случае, когда контроль носит разрушающий характер, выражение (6) изменится и целевая функция будет иметь вид

$$C_{\Sigma p} = C_{1\alpha p} (N - n) \alpha + C_{1\beta p} (N - n) \beta + C_{1\epsilon p} n. \quad (7)$$

Риски 1-го и 2-го рода α и β , входящие в (6), в зависимости от объема выборки n контролируемых изделий от партии N монотонно изменяются в противоположных направлениях: с увеличением n риск α возрастает, а риск β убывает. Поэтому функция (6) должна иметь минимум при определенных значениях n объема контроля.

Таким образом, задачу оптимального планирования контроля надежности изделий КА можно сформулировать так: найти такое значение $n > 0$ и соответствующие ему значения рисков α и β , которые доставляют минимум целевой функции (6).

Учитывая (4) и (5), в формализованном виде задачу можно сформулировать так:

найти

$$\min_{n, \alpha, \beta} C_{\Sigma} = \min_{n, \alpha, \beta} [C_{1\alpha} N \alpha + C_{1\beta} N \beta + C_{1\epsilon} n], \quad (8)$$

$$\alpha = \text{Вер} \{P \geq P_{\text{ог}}\} \quad \text{Вер}(\omega_2 / P \geq P_{\text{ог}}) \geq 0; \quad (9)$$

$$\beta = \text{Вер} \{P < P_{\text{ог}}\} \quad (\omega_1 / P < P_{\text{ог}}) > 0; \quad (10)$$

$$0 < n \leq N. \quad (11)$$

Полученный в результате решения задачи (8)–(11) план контроля ($n^*, \alpha^*, \beta^*, c=0$) будет оптимальным с точки зрения обеспечения минимума всех возможных потерь и затрат на контроль надежности изделия.

Формализованная постановка задачи для случая разрушающего контроля аналогична приведенной, но содержит целевую функцию (7) при ограничении $0 < n < N$.

Использование рисков 1-го и 2-го рода (4) и (5) в практике контроля является более рациональным. Это связано с тем, что вероятность реализации гипотезы $P(H_1)$ можно вычислить на основе накопленной статистической информации о надежности, что дает возможность сократить либо объем выборки контролируемых изделий от партии, либо объем испытаний при отработке.

Поскольку $P(H_1)$ представляет собой вероятность наблюдать все возможные значения $P \geq P_{\text{тр}}$, ее определение связано с установлением вида априорного закона распределения показателя надежности P и с оценкой его параметров. Важно, что показатель надежности P трактуется в байесовском смысле [4, 5], т.е. признается случайной величиной. Причем случайность является формой проявления неопределенности наших знаний относительно истинного значения показателя P .

Таким образом, осуществляется переход от рассмотренного выше биномиального плана контроля к более общему биномиальному плану контроля со случайным значением параметра биномиального распределения.

Вид априорного закона распределения существенным образом влияет на рациональность использования планов контроля надежности типа $(n, \alpha, \beta, c=0)$ [1]. Поэтому при проведении исследований в качестве такого закона был обоснован выбор бета-распределения, которое является сопряженным по отношению к биномиальному и однозначно определяет рациональность использования планов контроля надежности. Плотность бета-распределения имеет следующий вид:

$$f(P) = \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} P^{b-1} (1-P)^{a-1}, \quad (12)$$

где a и b – параметры бета-распределения; $\Gamma(\cdot)$ – полная гамма-функция Эйлера.

Плотности сопряженных распределений с точностью до постоянного множителя совпадают с функцией правдоподобия. Такое свойство распределений позволяет найти параметры априорного бета-распределения:

$$a = n(1 - \hat{P}) + 1; \quad (13)$$

$$b = n\hat{P} + 1. \quad (14)$$

Если значение оценки максимального правдоподобия для биномиального плана

$$\hat{P} = 1 - \frac{m_{\Sigma}}{N_{\Sigma}}, \quad (15)$$

определяется по предварительно накопленной информации, которая является статистически однородной, то параметры априорного бета-распределения

$$a = 1 + N_{\Sigma}(1 - \hat{P}); \quad (16)$$

$$b = 1 + N_{\Sigma}\hat{P}, \quad (17)$$

где m_{Σ} – суммарное количество отказавших изделий, определенное по предварительной накопленной информации о результатах контроля совокупности N_{Σ} изделий.

Если значение оценки максимального правдоподобия определяется по предварительной накопленной информации, которая является статистически неоднородной, то надо использовать модель объединения такой информации, например представленную в [2].

С учетом выражения (12) риски 1-го и 2-го рода (4) и (5) принимают вид

$$\alpha = \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} \int_{P_{00}}^1 (1-P^n) P^{b-1} (1-P)^{a-1} dP; \quad (18)$$

$$\beta = \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} \int_0^{P_{00}} P^{n+b-1} (1-P)^{a-1} dP. \quad (19)$$

Установлено, что риски 1-го и 2-го рода (18) и (19), входящие в (6) и (7), в зависимости от объема

выборки n контролируемых изделий от партии N монотонно изменяются в противоположных направлениях: с увеличением n риск α возрастает, а риск β убывает. Поэтому функции (6) и (7) должны иметь минимум при определенных значениях n объема контроля. Аналитически получить минимум целевых функций C_{Σ} и $C_{\Sigma P}$ не удастся, поскольку они зависят от многих параметров и сложных связей между ними.

Исследование целевых функций вида (6) и (7) с использованием разработанной программы оптимального контроля надежности элемента КА [6] на ПЭВМ показало, что они обладают следующими свойствами.

1. При постоянном размере партии изделий N в зависимости от величин $P_{\text{тр}}$, a , b , $C_{1\beta}$, $C_{1\alpha}$ и $C_{1\kappa}$ функции (6) и (7) имеют либо минимум, либо наименьшее значение на интервале $0 < n \leq N$. Эти результаты подтверждаются тем, что риски 1-го и 2-го рода α и β в функции от объема выборки n монотонно изменяются в противоположных направлениях.

2. При постоянных значениях величин $P_{\text{тр}}$, a , b , $C_{1\beta}$, $C_{1\alpha}$ и $C_{1\kappa}$ и одновременном изменении размера партии N и объема контролируемой выборки n функции (6) и (7) изменяются следующим образом:

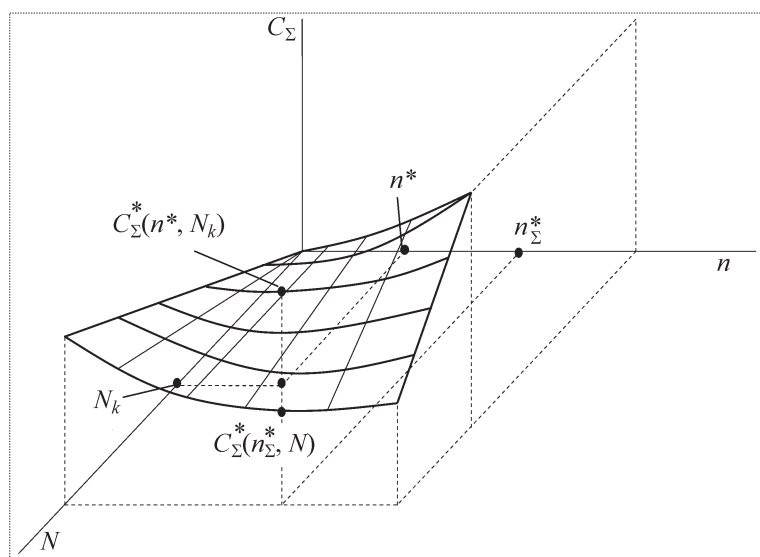
при увеличении размера партии N объем выборки n^* , который доставляет минимум функции C_{Σ} , увеличивается; при кратном уменьшении размера партии $N_k = N/k$, $k = 2, 3, \dots$, среднее значение минимума C_{Σ}^*/N , соответствующее партии размера N , меньше, чем k значений минимумов C_{Σ}^*/N_k , соответствующих партиям размера $N_k = N/k$, т.е.

$$\frac{C_{\Sigma}^*(n_{\Sigma}^*, N)}{N} < \frac{kC_{\Sigma}^*(n^*, N_k)}{N_k}, \quad (20)$$

где n_{Σ}^* и n^* – оптимальные объемы выборок, соответствующие C_{Σ}^* , когда размер партии равен N и N_k . Этот вывод получен при следующих ограничениях, характерных для рассматриваемых элементов КА: $P_{\text{тр}} \geq 0,95$; $\hat{P} = 0,8 \dots 0,9$; $C_{1\beta}/C_{1\alpha} = 2,1 \dots 2,5$; $N(1 - P_{\text{тр}}) < 1$.

Поскольку величины N и n – целые числа, то функции (6) и (7) геометрически представляют собой решетчатые поверхности и решения существуют в узлах этих решеток. Вид такой поверхности, полученной с использованием ПЭВМ, приведен на рисунке.

Свойство (20) подтверждает известный вывод о том, что деление партий изделий при контроле на более мелкие партии нецелесообразно, поскольку это приведет к увеличению потерь, связанных с рисками 1-го и 2-го рода и затратами на контроль. В то же время



Решетчатая поверхность $C_{\Sigma}(n, N)$

размер партии изделий ограничен производственной мощностью предприятий. Поэтому при решении задачи оптимального планирования контроля наиболее целесообразно исходить из существующих размеров партий.

3. Риски 1-го и 2-го рода на основе (18) и (19) можно записать как функционалы:

$$\alpha = \alpha[n, f(p), P_{\text{до}}]; \quad (21)$$

$$\beta = \beta[n, f(p), P_{\text{до}}], \quad (22)$$

т.е. риски 1-го и 2-го рода α и β являются функциями объема контроля n , достигнутого уровня надежности $f(p)$ и заданных требований $P_{\text{тр}}$ на изделие. При этом важно, что функция $f(p)$, которая характеризует достигнутый уровень надежности, вбирает в себя результаты всех прошлых испытаний (контроля), поскольку ее параметры определяются с использованием модели объединения статистически неоднородной информации о надежности.

4. Функции C_{Σ} и $C_{\Sigma p}$ легко обобщаются на этап отработки изделия КА с учетом времени проведения испытаний. В этом случае $N = n = 1$, затраты на контроль $C_k = C_{1k} t_n$, а риски 1-го и 2-го рода α и β рассматриваются как функции времени испытаний t_n , т.е.

$$\alpha = \alpha[t_n, f(p), P_{\text{до}}],$$

$$\beta = \beta[t_n, f(p), P_{\text{до}}].$$

5. Если на изделие заданы требования по надежности не в виде вероятности $P_{\text{тр}}$, а в виде, например, наработки на отказ T_0 или других показателей надежности, то последовательность рассуждений, изложенная выше, приводит к той же целевой функции C_{Σ} без изменения ее содержания, поскольку она вытекает из самой статистической структуры контроля.

6. Если по какой-либо причине контроль партии изделий или отработка изделия не проводится, т.е. партия или изделие принимаются без контроля (например, из-за недостатка средств), то с рисками 1-го и 2-го рода происходит следующее.

Риск 1-го рода становится равным нулю:

$$\alpha = \hat{\alpha} \{P \geq P_{\text{до}}\} \hat{\alpha} (\omega_2 / P \geq P_{\text{до}}) = 0, \quad (23)$$

поскольку составляющая $\hat{\alpha} (\omega_2 / P \geq P_{\text{до}}) = 0$, т.е. вероятность забраковать партию равна нулю.

Риск 2-го рода

$$\begin{aligned} \beta &= \hat{\alpha} \{P < P_{\text{до}}\} \times \\ &\times \hat{\alpha} (\omega_1 / P < P_{\text{до}}) = \hat{\alpha} (P < P_{\text{до}}), \end{aligned} \quad (24)$$

поскольку $\hat{\alpha} (\omega_1 / P < P_{\text{до}}) = 1$, т.е. условная вероятность принять партию равна единице, а риск β совпадает с вероятностью того, что партия не удовлетворяет требованиям по надежности. Это отражает тот факт, что контроль не является абсолютно достоверным.

В этом случае функция потерь C_{Σ} определяется выражением

$$C_{\Sigma} = C_{1\beta} N \beta = C_{1\beta} N \hat{\alpha} (P < P_{\text{до}}). \quad (25)$$

Таким образом, если принимается партия изделий (одно изделие при $N = 1$) без контроля, то всегда будут иметь место потери (25).

Функции (6) и (7) в общем случае в зависимости от соотношений параметров могут быть убывающими, возрастающими и иметь минимум на соответствующих интервалах.

Если функция (6) является возрастающей, то контроль надежности партии изделий КА нецелесообразен. В этом случае, например, из условия необходимости контроля стабильности производства можно контролировать одно изделие, которое случайным образом отбирается от партии. Если функция является убывающей, то в этом случае необходим контроль всей партии изделий.

Если функция (6) имеет минимум внутри интервала $0 < n < N$, то найти значение этого минимума C_{Σ}^* и соответствующее ему оптимальное значение n^* и оптимальные значения рисков 1-го и 2-го рода можно, учитывая, что n — целое число.

Алгоритм поиска минимума целевой функции (6) состоит в следующем.

1. Задаемся первым значением объема выборки n контролируемых изделий (Δn — шаг изменения n). Для выбранного объема $n = \Delta n$ (обычно $\Delta n = 1$) рассчитываем риски 1-го и 2-го рода α и β по формулам (18) и (19), используя программу, представленную в [6], а также величину потерь по формуле (6).

2. Задаемся вторым значением объема выборки $n = 2 \Delta n$ и рассчитываем α , β и C_{Σ} по тем же формулам.

3. Аналогичные вычисления (с величиной шага Δn) ведутся до тех пор, пока C_{Σ} не начнет возрастать. Соответствующие минимуму C_{Σ}^* значения объема выборки контролируемых изделий n и рисков 1-го и 2-го рода α^* и β^* при $c = 0$ представляют собой оптимальные характеристики плана контроля надежности.

Заметим, что для целевой функции (7), соответствующей случаю разрушающего контроля, если она убывающая, проводить контроль всей партии не имеет смысла. В этом случае, исходя, например, из необходимости контроля стабильности производства может оказаться целесообразным разрушающий контроль одного изделия, случайным образом отобранного от партии.

При проведении контроля накапливается статистическая информация о надежности. Кроме того, такая информация накапливается на различных этапах жизненного цикла изделий. Поэтому параметры a и b априорного распределения показателей надежности должны постоянно уточняться по мере получения новой информации о надежности.

Естественно, что постоянное уточнение параметров a и b при проведении контроля от партии к партии повлечет за собой изменение параметров оптимального плана контроля (n^* , α^* , β^* , $c = 0$).

Предположим, что проводится контроль партии N изделий по оптимальному плану (n^* , α^* , β^* , $c = 0$). Пусть в результате контроля всей выборки n^* отказавших изделий не обнаружено. В этом случае партия изделий принимается, а к той предварительной накопленной информации, по которой определены параметры бета-распределения a и b , следует добавить информацию, полученную по результатам контроля в виде n^* годных изделий, и информацию с других этапов, которая имеется в наличии (с учетом ее неоднородности). Далее, уже по всей накопленной информации следует уточнить значения параметров a и b и после этого для новой партии изделий строить оптимальный план контроля, используя приведенный выше алгоритм.

Если в процессе контроля партии N изделий по плану (n^* , α^* , β^* , $c = 0$) обнаружено хотя бы одно отказавшее изделие, то она возвращается поставщику на доработку, разбраковку, повторный контроль и т.д. Информация о надежности, полученная в результате контроля, используется для уточнения параметров a и b ; затем строится новый оптимальный план контроля (n_H^* , α_H^* , β_H^* , $c = 0$), по которому контролируется следующая партия.

Абзацы с заголовком

1. **Беляев Ю.К.** Вероятностные методы выборочного контроля. М.: Наука, 1975. 406 с.
2. **Волков Л.И., Рудаков В.Б.** Статистический контроль иерархических систем. М.: Изд. СИП РИА, 2002. 355 с.
3. **Кузьмин Ф.И.** Задачи и методы оптимизации показателей надежности. М.: Сов. радио, 1972. 222 с.
4. **Савчук В.П.** Байесовские методы статистического оценивания: Надежность технических объектов. М.: Наука, 1989. 323 с.
5. **Меньшиков В.А., Сухорученков Б.И.** Методы мониторинга надежности ракетно-космических систем. М.: Изд. НИИ КС, 2006. 352 с.
6. **Программа** оптимального планирования контроля надежности элемента КА на основе оценки рисков. М.: Изд. НИИ КС им. А.А. Максимова, 2008. 10 с.



ЕЛИСЕЕВ
Юрий Сергеевич —
генеральный директор
ФГУП "ММП "Салют",
профессор,
доктор техн. наук

Инновационные проекты "Салюта". Взгляд в будущее

Ю.С. Елисеев

E-mail: info@salut.ru

На примере одного из крупнейших предприятий авиационного двигателестроения показаны трудности, переживаемые современным высокотехнологичным производством, рассмотрены антикризисные меры и основные направления дальнейшего развития.

Ключевые слова: инновационное развитие; газотурбинный двигатель; газотурбинная установка; информационные технологии; подготовка кадров; государственная поддержка реального сектора экономики.

Yu.S. Eliseyev. Salyut's Innovative Projects: Future Outlooks

One of Russia's largest aircraft engine manufacturers is used as an example to illustrate the difficulties connected with the management of an up-to-date hi-tech production facility. The article reviews company's anti-crisis efforts and discloses its plans of future development.

Key words: innovative development; gas-turbine engine; gas-turbine unit; information technology; HR training; state support to real economy.

К сложной экономической ситуации в стране и мире необходимо относиться прежде всего с точки зрения перспектив на будущее. Основная цель сегодня — максимально сохранить, а по возможности и продолжить развитие имеющегося потенциала российской промышленности, что особенно важно в условиях принятия антикризисных мер.

Жизнь показывает — кризисы приходят и уходят, а опыт, наработанный годами, остается. Период экономического спада, без сомнения, закончится, вновь начнется подъем мировой экономики, и тогда мы должны быть готовы и способны совершить "рывок вверх" к иным реалиям на техническом, технологическом, информационном уровнях производственной деятельности.

Реальному сектору экономики, стратегически важным ее отраслям, в том числе оборонно-промышленному комплексу, сейчас как никогда требуется сосредоточить усилия на поддержании курса, взятого ранее. Прежде всего, это — определение "прорывных" направлений развития, основанных на производстве инновационной конкурентоспособной продукции, внедрение и совершенствование современных технологий ее изготовления, создание эффективной системы подготовки, привлечения и закрепления в промышленности высококвалифицированных кадров. Вот три основных "точки роста", "три кита" инновационного потенциала экономически независимого, индустриально развитого государства, каким, несомненно, была и остается Россия.

К кризису все предприятия подошли с разными показателями. Многим из них сейчас не хватает оборотных средств, увеличиваются затраты на производство, себестоимость изготовления продукции. Вместе с тем произошло значительное сокращение инвестиций в уже начатое и развернутое техническое перевооружение. В ряде случаев это усугубилось резким ростом цен на комплектующие и материалы в условиях ограниченной государственной поддержки и уменьшения числа госзаказов, вызванных объективными экономическими причинами. Но даже в таких трудных условиях большинст-

во предприятий стремятся поддерживать необходимые объемы производства, найти оптимальные пути сокращения издержек, изыскать возможности для преодоления кризисных явлений.

ФГУП "ММП" "Салют" относится к числу инновационных предприятий. В 2007 г. Президентом России В.В. Путиным был подписан указ о создании на базе "Салюта" научно-производственного центра газотурбостроения. Ранее постановлением Правительства предприятие было определено как Федеральный научно-производственный центр. За последние 10 лет созданы новые виды конкурентоспособной продукции, в том числе в рамках программы диверсификации, более 80 % выпускаемых изделий поставлялось на экспорт.

По разным направлениям — в области военного и гражданского авиадвигателестроения, разработки и производства газотурбинной техники для нужд промышленности и энергетики созданы серьезные заделы на будущее. В это вложено большое количество финансовых и трудовых ресурсов. Только на развитие инновационной продукции предприятие ежегодно инвестировало около 1 млрд руб. из прибыли. Поэтому начатые работы, несмотря на все финансовые сложности, необходимо продолжать, особенно по тем направлениям, у которых есть четкая перспектива, определен потребительский спрос в нашей стране и за рубежом.

Во многом благодаря существованию и успешной работе КБПР (Конструкторское бюро перспективных разработок), созданного на предприятии в рамках программы диверсификации производства и недавно отметившего свой десятилетний юбилей, специалистами "Салюта" проведен большой объем работ по созданию новой газотурбинной техники. Сегодня определены четыре основных инновационных проекта, максимально приближенные к полномасштабной коммерческой реализации. Первый из них касается **создания современных газотурбинных двигателей для самолетов ВВС Министерства обороны РФ и поставок на экспорт.**

Прежде всего, это поэтапная модернизация двигателя АЛ-31Ф (АЛ-31ФМ1/М2/М3) и организация их серийного производства для семейства самолетов "Су". Современными модификациями всемирно известного двигателя АЛ-31Ф оснащены самолеты Су-27, Су-30, Су-33, Су-34. Истребители заслуженно пользуются большим спросом за рубежом: в Китае, Индии, Венесуэле, других странах. До наступления кризиса только по двигателям для них "Салют" поставлял за рубеж продукцию на сумму \$ 300–400 млн в год, тем самым обеспечивая регулярные валютные поступления в казну государства. Предприятие является единственным поставщиком авиадвигателей АЛ-31ФН в Китай для самолетов J10 в рамках долгосрочной программы, приносящей России неплохие

доходы. С 2001 по 2008 г. поставлено более 200 АЛ-31ФН для одномоторного истребителя J10 ВВС Китая и 254 АЛ-31Ф для Су-30МКК на общую сумму более \$ 1,5 млрд. В настоящее время выполняется контракт на поставку 128 АЛ-31ФН в Китай на сумму более \$ 500 млн.

Тем не менее, в ближайшее время в КНР будет освоено производство силовой установки, близкой по характеристикам, и в связи с этим без создания модернизированного двигателя число заказов "Салюта" может значительно уменьшиться, что в свою очередь приведет к ослаблению позиций России на зарубежном рынке военной техники и снаряжения. Очередным шагом в развитии этого рынка будет выпуск перспективного двигателя АЛ-31ФМ1/М2/М3.

Мы провели модернизацию АЛ-31ФМ1, предназначенных для оснащения Су-27СК. Несмотря на финансовые трудности, на предприятии практически готова материальная часть, и требуется провести все виды испытаний, в том числе государственные, следующей модификации этого двигателя. На подходе и уже создается в металле АЛ-31ФМ3, тяга которого будет увеличена на 2 тс. С установкой на самолет двух таких двигателей он приобретет совершенно новые характеристики, близкие к самолетам 5-го поколения. На разработку модернизированных двигателей, создание научно-технического задела "Салют" затратил около 2 млрд руб. Для завершения их поэтапной комплексной модернизации требуется дополнительно 6 млрд руб. Модернизированный двигатель будет отвечать современным международным требованиям к силовым установкам такого класса для боевых самолетов семейства "Су", J10 (КНР) и перспективных истребителей. Важно и то, что при выпуске 150 АЛ-31ФМ1/М2/М3 в год окупаемость вложений составит около четырех лет, при этом в интегрированной структуре "Салюта" и смежных предприятиях будут обеспечены работой более 20 тысяч человек. В числе потенциальных заказчиков, с которыми ведутся переговоры о поставках этих двигателей, Китай, Сирия, Вьетнам, Ливия, Индия, Венесуэла, Гана, Эфиопия, Эквадор, ОАЭ, Индонезия.

Еще одно очень важное направление, над которым надо сейчас усиленно работать — создание двигателя 5-го поколения для перспективного комплекса фронтовой авиации. И нельзя допустить, чтобы из-за недостатка средств, выделяемых реальному сектору экономики, эти задачи не были выполнены в полном объеме. Промедление здесь ведет к реальной угрозе отставания нашей страны в создании современных образцов как военной, так и гражданской авиатехники, а значит, ставит под вопрос обеспечение ее обороноспособности и экономической безопасности в целом.

Совместно с украинскими моторостроителями мы освоили производство двигателя АИ-222-25 для учебно-боевого самолета Як-130. Работы ведутся на паритетной основе: 50×50, и есть договоренность о том, что выпуск этих моторов может быть полностью освоен "Салютом". На фоне большого объема проведенных работ для этого нужно чуть более 6 млрд руб., обязательно необходима государственная поддержка. АИ-222-25 является дальнейшим развитием семейства АИ-222. В настоящее время выполняется контракт на поставку 10 двигателей в Алжир, а рынок УБС Як-130 насчитывает сотни единиц. Планируется поставка для нужд ВВС РФ и за рубеж до 2012 г. более 270 АИ-222-25. Среди потенциальных заказчиков: Чили, Сирия, Иран, Казахстан, Судан, ОАЭ, Гана, Беларусь. Важно, чтобы и самолет, и двигатель для него производились на территории нашего государства, тем более с учетом возможной перспективы вступления Украины в НАТО и иных геополитических перемен. Многие страны сегодня фактически не имеют собственной авиационной промышленности, выступая в составе крупных международных авиастроительных концернов и объединений. Например, Япония и Германия не очень стремятся ее развивать. Дело не в том, что они отказываются от самолетов своего производства, просто время упущено, нет уже смысла, да и возможностей догонять лидеров мирового авиапрома. Остановись мы в своем развитии из-за кризиса, то же самое ждет и Россию.

Не является исключением и энергетика, будущее которой — за эффективными и энергосберегающими технологиями. Второй инновационный проект "Салюта" включает **создание промышленных установок на базе газотурбинных двигателей**. У нас есть ряд перспективных разработок, уже сегодня пользующихся спросом не только в России, но и за рубежом. Ведутся работы над энергетическими установками на базе АЛ-31, мощность которых составляет 60 МВт, электрический КПД — 52 %, а коэффициент использования топлива — 98 %. Опыт использования такой установки реализован нашим предприятием на ТЭЦ-28 г. Москвы. Заключены контракты с Нигерией на поставку 6 энергоустановок промышленного назначения, созданных на базе двигателя АЛ-21. На базе авиадвигателей, выпускаемых заводом, на предприятии разработан ряд энергетических установок мощностью 20, 60, 16 и 12 МВт. Энергоустановки мощностью 16 и 20 МВт более 7 лет эксплуатируются на ТЭЦ в Ямбурге. Проводятся переговоры о поставках электростанций разработки и производства ММПП "Салют" в Казахстан, Узбекистан, Молдову, страны Ближнего Востока, Ставрополь, Дзержинск, на Бованенковское и Заполярное месторождения Газпрома. Число газотурбинных установок ГТУ20С и ГТУ12С, планируемых к поставке, состав-

ляет 20 и 12 единиц соответственно. По данным на январь 2009 г. в разработку и производство энергетических газотурбинных установок из прибыли предприятия вложено более 1,6 млрд руб. На завершение испытаний и доводку стационарных ГТУ необходимо около 1 млрд руб. дополнительно.

Это только одна "сторона медали". Как известно, многие российские предприятия в последнее время активно реализовывали программу масштабного технического перевооружения производства. Третий инновационный проект "Салюта" — **информационные технологии в создании и производстве инновационной продукции**. На предприятии создано единое информационное пространство, все конструкторские и технологические подразделения оснащены современными компьютерами, разработана и действует система безбумажного документооборота — от конструкторской и технологической документации до делопроизводства. В последние годы активно внедрялись инновационные технологии, приобреталось дорогостоящее оборудование от ведущих производителей Европы, США, Японии. Сегодня на предприятии более 600 единиц высококласного оборудования с числовым программным управлением, 4500 компьютеризированных рабочих мест. Поставлена задача по достижению полной информатизации производства. Пройдено только полпути, но даже эта половина позволяет с высокой эффективностью разрабатывать инновационные конструкции, и, что важно, инновационные технологии их производства. Мы получили возможность значительно сократить цикл создания наукоемких изделий — в 3...10 раз, повысить их качество и более дешево выпускать.

Ключ к созданию конкурентоспособной продукции — оптимальное сочетание ее качественных характеристик и цены. С кувалдой и зубилом в машиностроении сегодня соревноваться не будешь. Реальная конкуренция возможна только на базе высоких технологий в производстве техники, и только при этом условии возможно быстрое и эффективное освоение изготовления новых изделий. "Салютом" внедряются новые технологические процессы в литейном производстве, применяются химико-термическая ионная обработка, ионно-плазменная, лазерная обработка деталей и узлов. Все это в сочетании с ЧПУ дает наибольшую эффективность при создании авиационной газотурбинной техники. На внедрение в производство высокотехнологичного современного оборудования с ЧПУ за период 2000—2008 гг. "Салютом" затрачено около 1667 млн руб. На закупку современной вычислительной техники для оснащения компьютеризированных рабочих мест, создание сетевой инфраструктуры, приоб-

речение программных средств — более 500 млн руб. И на этом нельзя останавливаться. Постоянное повышение требований и стандартов, в том числе и международных, к высокотехнологичной продукции, выпускаемой предприятием, требует дальнейшего технического перевооружения производства. По самым скромным подсчетам, в эту область необходимо инвестировать около 3,5 млрд руб., включая приобретение технологического оборудования (обрабатывающих центров, станков и контрольно-измерительных машин с ЧПУ), оснащение компьютерами новых рабочих мест и замену устаревших компьютеров, разработку, приобретение новых и продление лицензий на имеющиеся программные продукты.

И, наконец, самое, может быть, главное, самое важное. Четвертый инновационный проект предприятия подразумевает **инновационную систему подготовки кадров и повышение квалификации персонала, создание городского учебно-производственного центра ММПП "Салют"**. Сейчас нельзя позволить себе растерять кадровый потенциал. С обеспечением кадрами, и рабочими и инженерно-техническими работниками, было трудно и в докризисный период. Сейчас, в тяжелой экономической ситуации проблема еще более обострилась, да и в обществе в последние годы отношение к рабочему человеку, к труду инженера изменилось не в лучшую сторону. По статистике только в промышленности Москвы свободных вакансий по рабочим специальностям более 30 тысяч. С каждым годом растет дефицит квалифицированных слесарей, токарей, фрезеровщиков, сварщиков. Поэтому наша первостепенная задача, особенно крупных предприятий, — не просто созерцать процесс подготовки кадров учебными заведениями, но и самим принимать в нем самое активное участие.

Если предприятие активно участвует в подготовке кадров, в этом есть очень большой смысл. Качественно проходят практики, в том числе производственные, совместно разрабатываются методические пособия. Специалисты завода проводят дополнительные лекции, принимают у студентов дипломные проекты по темам предприятия. Наш десятилетний опыт работы показал полезность участия крупных предприятий в системе подготовки кадров. Это не подменяет существующую систему, а только дополняет ее с целью повышения эффективности подготовки, закрепления кадров на производстве, что само по себе является очень большой проблемой. Есть постановление Правительства о контрактной форме подготовки. У военных она действительно внедрена, а вот в гражданской сфере, к сожалению, пока не очень. Не секрет, что более четверти выпускников технических вузов Москвы, даже обучаясь на госбюджетной основе, идут работать не по специальности. Миллиарды рублей из федерального

бюджета не достигают цели, "уходят в песок". Проблеме нужно и можно решать, но только если предприятия будут активно участвовать в системе подготовки кадров и в закреплении их еще на стадии обучения в колледжах или университетах.

Именно в период кризиса сохранение кадрового потенциала и его развитие становятся наиболее актуальными. Мы должны срочно, форсированно решать этот вопрос, чтобы подготовиться к тем действиям, которые будут необходимы в будущем при бурном развитии экономик ведущих стран мира. Такой рынок закономерен, он обязательно будет после кризиса, и мы считаем создание прочного кадрового фундамента одним из своих стратегических приоритетов.

На предприятии создан и функционирует Институт целевой подготовки специалистов по двигателестроению (ИЦПС), на его базе действуют 7 филиалов кафедр ведущих технических вузов Москвы, где ежегодно без отрыва от производства получают высшее образование более 100 сотрудников "Салюта". ИЦПС сотрудничает с двенадцатью вузами Москвы: МГУ, МФТИ, МГТУ им. Баумана, МАИ, МАТИ, МИСиС, МАМИ, СТАНКИН, МИИГА, МГУПИ, РГУИТП, МЭИ. Каждый год в ИЦПС через все виды обучения проходят около 3 тысяч ИТР и 1,5 тысяч рабочих и контролеров. Создан Центр ускоренной подготовки рабочих, ведутся работы по его расширению, обучению новым, особо востребованным промышленностью специальностям — шлифовщиков и операторов станков с ЧПУ, программистов.

На "Салюте" разработан и внедрен комплекс мер в системе подготовки кадров, оказания технической, материальной и методической помощи колледжам в организации непрерывного профессионального образования по системе "школа — колледж — вуз — предприятие". Ведь, как показывает практика, число абитуриентов, поступающих в профессиональные колледжи по рабочим и техническим специальностям, сокращается год от года. В некоторых учебных заведениях столицы в минувшем году по сравнению с предыдущим этот показатель составил 50 %.

Многолетний опыт и результаты деятельности учебно-производственного центра (УПЦ) ФГУП "ММПП "Салют" подтверждают целесообразность создания подобных центров при крупных машиностроительных предприятиях. Сегодня УПЦ объединяет шесть подшефных общеобразовательных школ, два базовых профильных колледжа: ПК-19 (регионального подчинения) и МКАМ (федерального подчинения). Колледжи расположены на площадях и в зданиях предприятия. Недавно предприятием внесено предложение о создании на базе ИЦПС и УПЦ "Салюта" ресурсного центра профессиональной подготовки рабочих начального и среднего звена. С проектом ознакомлены представители Департамента

науки и промышленности Правительства Москвы, Торгово-промышленной палаты, Департамента по труду и занятости столицы. Он признан пилотным и может быть завершен к концу 2010 г. Проект предусматривает привлечение молодежи, проживающей в Подмоскowie, строительство гостиницы для учащихся, разработку и утверждение нормативно-правовой базы по созданию ресурсного центра, совершенствование материально-технического обеспечения учебного процесса, закупку нового оборудования, оптимизацию, а во многом и унификацию учебных программ.

В мае 2009 г. на базе предприятия при поддержке Клуба авиастроителей Академии наук авиации и воздухоплавания и Союза машиностроителей России прошел финал шестой Всероссийской Олимпиады по истории авиации и воздухоплавания для участников в возрасте от 12 до 18 лет, посвященной 100-летию со дня рождения М.Л. Миля. В нем приняли участие школьники из разных регионов нашей страны, представив свои доклады и аналитические тезисы по перспективным проектам. Мы не случайно уделяем большое внимание подрастающему поколению, с юных лет прививая ему интерес и любовь к авиации и космонавтике, помогаем сделать правильный выбор будущей профессии.

На территории предприятия традиционно проводятся конкурсы профессионального мастерства среди рабочих. Цель таких мероприятий — подчеркнуть важность рабочих профессий, повысить престиж рабочего в обществе. Ведь большинство материальных благ в государстве создают именно рабочие руки. В 2004 и 2006 гг. на "Салюте" состоялись финалы отраслевого конкурса профессионального мастерства рабочих авиационной промышленности. В 2006 г. прошел финал окружного конкурса профессионального мастерства "Мастера Центральной России".

С 2005 г. на предприятии ежегодно при поддержке Правительства Москвы, Московской организации профсоюзов работников авиапромышленности, Торгово-промышленной палаты столицы проводятся финалы конкурса "Московские мастера". В июне 2009 г. за звание лучшего специалиста по рабочим специальностям: слесарь-инструментальщик, токарь-универсал и фрезеровщик-универсал — боролись более 40 лучших специалистов, представители 11 машиностроительных предприятий и организаций Москвы: ММПП "Салют", РСК "МиГ", завода им. Лихачева, МТЗ "Трансмаш", Тушинского машиностроительного завода, АК им. С.В. Ильюшина и др.

Опыт "Салюта" по подготовке кадров успешно используется на 54 предприятиях авиапромышленности Москвы. На поддержание системы непрерывного образования, переподготовку кадров, повышение квалификации сотрудников всех уровней предприятие ежегодно затрачивает около 30 млн руб. За создание инновационной системы подготовки и повышения квалификации персонала промышленного предприятия ИЦПС в 2008 г. награжден золотой медалью 9-го Международного форума "Высокие технологии XXI века".

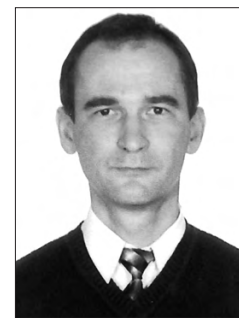
И о государственной поддержке. В ней сегодня крайне нуждаются все предприятия, но в условиях ограниченных средств государству необходимо выбрать именно те точки роста, которые обеспечивают будущее России. Это особо подчеркивалось на расширенном заседании правления Торгово-промышленной палаты РФ при обсуждении вопроса "Создание и поддержка инновационных точек роста экономики России — ключевое направление антикризисных действий бизнеса и власти".

В первую очередь надо помочь предприятиям, имеющим реальный задел для использования его в период будущего экономического подъема. Путь поддержки может быть много, и в каждом конкретном случае она может быть разной, в том числе и на возвратной основе. Если это касается ОПК, создания новых видов вооружения и военной техники, возможны прямые государственные инвестиции. Не исключено и предоставление государственных кредитов под минимальные проценты. В США, например, есть беспроцентные ссуды на эти цели, а в Европе в национальной валюте они составляют около 2 % годовых. В России аналогичные ставки снижены сегодня только до 16 %. Плюс 18 % НДС. А еще единый социальный налог, налог на имущество и другие выплаты. Какое предприятие в таких условиях сможет работать рентабельно? Государству необходимо постоянно думать о сохранении и укреплении собственной армии, ее перевооружении. В сложившихся условиях важно не только не потерять то, что у нас было, но и попытаться сделать шаг или два вперед. Государство может помочь предприятиям заказами для Российской армии. Им сейчас как воздух необходима помощь в финансировании НИР и ОКР, техническом перевооружении, ведь собственной прибыли практически нет. Необходимое финансирование всех четырех инновационных проектов "Салюта" для завершения работ в 2009–2011 гг. составляет около 18 млрд руб. При этом ожидаемый объем реализации в 2009–2015 гг. — более 102 млрд руб. Иными словами, вложенное сегодня многократно вернется в будущем. Помня об этом, средства надо изыскивать в любом случае, вопреки трудностям. Иначе на мировом уровне мы отстанем навсегда.

Развитие технологии проектирования авиационных конструкций на основе модели переменной плотности

А.В. Болдырев

E-mail: science@ssu.samara.ru



БОЛДЫРЕВ
Андрей Вячеславович —
доцент Самарского
государственного аэрокос-
мического университета,
кандидат техн. наук

Технология проектирования авиационных конструкций, основанная на применении модели твердого деформируемого тела переменной плотности, дополняется для учета требований прочности, жесткости и устойчивости. В качестве примера рассматривается проектирование стреловидного крыла и отсека фюзеляжа с большим вырезом. Конструкции моделируются по методу конечных элементов (МКЭ). Оптимизация ведется по специальному алгоритму.

Ключевые слова: распределение плотности; оптимизация; напряжение; жесткость; устойчивость.

A.V. Boldyrev. A Development Of Aircraft Structure Design Technique Based On A Model Of Solid Deformable Body With Variable Density

A technique of aircraft structure design based on a model of solid deformable body with variable density is generalized to take into account stress, rigidity and stability constraints. A design of a swept wing and a fuselage section with big cutout is considered as examples. A model of structure is built according to finite element method (FEM). For the optimization procedure a special algorithm is used.

Key words: density distribution; optimization; stress; rigidity; stability.

В настоящее время ведется интенсивный поиск новых технических решений для создания авиационной техники [1–3]. Использование для этих целей традиционных методов проектирования, основанных на статистическом анализе построенных самолетов и применении упрощенных математических моделей, например, балочной аналогии, может быть недостаточно эффективным. Поэтому необходима разработка новых методов проектирования, использующих высокоточное математическое моделирование.

На ранних стадиях проектирования летательных аппаратов решаются следующие взаимосвязанные задачи:

- определяются нагрузки, действующие на конструкцию;
- выбираются наиболее эффективные по массе силовые схемы;
- определяются (прогнозируются) значения масс агрегатов и изделия в целом.

В работах [3–6] заложены основы технологии проектирования авиационных конструкций, позволяющей решать указанные задачи на основе единой математической модели разрабатываемого объекта.

Идея применения в процессе проектирования конструкций гипотетического материала с переменным по объему модулем упругости, по-видимому, впервые высказана и использована в работе [7] при оптимизации плоских конструкций. В дальнейшем эта идея получила развитие в исследованиях отечественных и зарубежных ученых [3, 5, 6, 8–10] в виде тела переменной плотности с соответствующими прочностными и упругими характеристиками. В монографии [9] упоминается статья [8] как первая работа в этой области. В отечественной литературе оптимизация силовых кон-

струкций с использованием тела переменной плотности рассмотрена на несколько лет раньше [3].

В работах [3–6] используется твердое деформируемое тело, выполненное из материала, модуль упругости и прочностные характеристики которого пропорциональны плотности:

$$E = \rho \bar{E}; \quad (1)$$

$$\bar{\sigma} = \rho \bar{\sigma}, \quad (2)$$

где $\bar{\sigma}$ – допускаемое напряжение материала; $\bar{E}$ и $\bar{\sigma}$ – модуль упругости и допускаемое напряжение при единичной плотности.

Непрерывное трехмерное тело (континуальная модель) потенциально содержит внутри себя все мыслимые силовые схемы, в том числе и оптимальные с точки зрения передачи усилий или близкие к ним, которые могут быть образованы сгустками материала переменной плотности внутри допустимой геометрической области. Вопрос адекватности континуальной модели рассмотрен в работах [3, 5, 9, 10].

Сущность технологии проектирования [3–6] заключается в следующем.

1. В геометрические ограничения конструкции вписывается упругая среда объемом V со свойствами (1)–(2).

2. Оптимизируется распределение материала континуальной модели по специальному алгоритму [5].

3. Через значение безразмерного коэффициента силового фактора C_k , введенного в рассмотрение В.А. Комаровым [4], оценивается масса объекта проектирования.

4. На основе интерпретации силовой работы теоретически оптимальной конструкции (ТОК) [3, 6] с учетом конструктивных и технологических требований формируются рациональные силовые схемы объекта проектирования.

Примеры применения новой технологии проектирования содержатся в работах [1, 5]. Во всех этих исследованиях рассматривается задача структурной оптимизации с учетом ограничений на напряжения. В настоящей работе предлагается развитие подхода [3–6] с учетом требований к жесткости и устойчивости разрабатываемого объекта.

Оптимизация распределения материала в континуальной модели. Переменные состояния упругой среды (1)–(2) удобно анализировать по МКЭ. Перемещения узлов конечно-элементной модели (КЭМ) конструкции $\{u\}$ под нагрузкой $\{P\}$ определяются решением системы линейных алгебраических уравнений

$$[K]\{u\} = \{P\}, \quad (3)$$

где $[K]$ – матрица жесткости конструкции.

Обобщенное перемещение конструкции представим в следующем виде:

$$C_j = \{Q_j\}^T \{u\}, \quad (4)$$

где $\{Q_j\}$ – вектор коэффициентов линейной комбинации перемещений узлов КЭМ. В качестве обобщенного перемещения могут выступать перемещение какой-либо точки конструкции в определенном направлении, относительные смещения различных точек, углы закручивания сечений и т. п.

Задача о линейной устойчивости конструкции формулируется как задача о собственных значениях:

$$([K] - \eta_j [K_G]) \{W_j\} = \{0\}, \quad (5)$$

где $[K_G]$ – матрица геометрической жесткости, зависящая от распределения внутренних усилий в конструкции под действием нагрузки $\{P\}$; $\{W_j\}$ – собственный вектор, связанный с j -м собственным значением η_j . Вектор $\{W_j\}$ представляет собой амплитудные значения перемещений узлов модели, называемые формой потери устойчивости.

Значение критической нагрузки потери устойчивости конструкции по вектору $\{W_j\}$ определяется следующим образом: $\{P_{\text{кр}j}\} = \eta_j \{P\}$.

Сформулируем задачу оптимизации распределения материала в континуальной модели в терминах нелинейного математического программирования. В качестве переменных проектирования принимаем плотность материала в трехмерных конечных элементах ρ_i при фиксированных величинах $\bar{E}$ и $\bar{\sigma}$, где i – номер элемента.

Минимизируется масса конструкции

$$m(\rho) = \sum_{i=1}^n \rho_i V_i \quad (6)$$

при следующих функциональных ограничениях g_j :

$$g_j(\rho) = C_j(\rho) - \bar{C}_j \leq 0 \quad (j=1, 2, \dots, p_1); \quad (7)$$

$$g_j(\rho) = \bar{\eta}_j - \eta_j(\rho) \leq 0 \quad (j=p_1+1, p_2+2, \dots, p_1+p_2); \quad (8)$$

$$g_j(\rho) = \sigma_j(\rho) - \bar{\sigma} \leq 0 \quad (j=p_1+p_2+1, p_1+p_2+2, \dots, p), \quad (9)$$

где n – число элементов; $\bar{C}_j$ и $\bar{\eta}_j$ – допускаемые значения соответственно величин C_j и η_j (обычно $\bar{\eta}_j = 1$);

p_1 – число ограничений на обобщенные перемещения конструкции; p_2 – число ограничений на потерю устойчивости системы; p – общее число функциональных ограничений.

Область поиска задается следующими соотношениями:

$$\rho_i \geq \rho_i^{\min} \quad (i=1, 2, \dots, n), \quad (10)$$

где $\rho_i^{\min}$ – ограничение снизу для i -й проектной переменной. Проектные переменные называются активными [11], если соотношения (10) выполняются в виде строгих неравенств. Отметим, что ограничения сверху для проектных переменных в данной работе не рассматриваются.

Для задачи оптимизации (6)–(10) функция Лагранжа записывается в следующем виде:

$$L(\rho) = m(\rho) + \sum_{j=1}^p \lambda_j g_j(\rho),$$

где λ – неопределенный множитель Лагранжа.

Необходимые условия Куна–Таккера для точки локального минимума ρ^* формулируются следующим образом [11]:

$$\partial L(\rho^*) / \partial \rho_i = 0 \quad (i=1, 2, \dots, n_1); \quad (11)$$

$$\lambda_j g_j(\rho^*) = 0 \quad (j=1, 2, \dots, p); \quad (12)$$

$$\lambda_j \geq 0 \quad (j=1, 2, \dots, p), \quad (13)$$

где n_1 – число активных проектных переменных.

Условия стационарности функции Лагранжа (11) с учетом $\partial m / \partial \rho_i = V_i$ записываются так:

$$-1/V_i \sum_{j=1}^p \lambda_j \partial g_j / \partial \rho_i = 1 \quad (i=1, 2, \dots, n_1). \quad (14)$$

Условия (12) и (13) задают набор активных функциональных ограничений для точки локального оптимума.

В дальнейших рассуждениях вектор $\{Q_j\}$ будем рассматривать как виртуальную нагрузку конструкции. Тогда обобщенное перемещение C_j (4) является работой виртуальной нагрузки $\{Q_j\}$ на действительных перемещениях $\{u\}$. В случае ограничения на перемещение какого-либо узла КЭМ вектор $\{Q_j\}$ представляет единичную силу в направлении нежелательного перемещения, в случае ограничения угла закручивания сечения – единичный момент к плоскости сечения и т.д.

Решив систему уравнений (3), определим виртуальные перемещения $\{u^{(q)}\}$ при нагрузке $\{Q_j\}$. Дифференцирование величины C_j по плотности материала ρ_i приводит к следующему соотношению [13]:

$$\partial C_j / \partial \rho_i = -\{u^{(q)}\}^T [A_i]^T [K][A_i] \{u\} / \rho_i, \quad (15)$$

где $[A_i]$ – булева матрица перехода от матрицы жесткости i -го элемента к глобальной матрице. В числителе соотношения (15) записана работа внутренних усилий i -го элемента $[K][A_i]\{u\}$ на возможных перемещениях узлов i -го элемента $\{u^{(q)}\}^T [A_i]^T$.

Дифференцирование формулы (5) по ρ_i с использованием подхода [11] приводит к следующему соотношению:

$$\partial \eta_j / \partial \rho_i = \{\bar{W}_j\}^T [A_i]^T [K][A_i] \{\bar{W}_j\} / \rho_i. \quad (16)$$

В числителе соотношения (16) записана удвоенная энергия деформаций i -го элемента на перемещениях по форме потери устойчивости $\{\bar{W}_j\}$, нормированной условием $\{\bar{W}_j\}^T [K_G] \{\bar{W}_j\} = 1$.

В рамках обобщенного критерия оптимальности (14) ограничения на напряжения (9) можно учесть с помощью концепции полнонапряженности [7, 3]. Эта стратегия позволяет значительно повысить эффективность процесса оптимизации за счет сведения множества ограничений на напряжения (9) к ограничениям на проектные переменные (10) в следующем виде [13]:

$$\rho_i^{\min} = \rho_i \max_j (\sigma_{ij} / \bar{\sigma}), \quad (j=1, 2, \dots, s), \quad (17)$$

где j – номер случая нагружения; s – число случаев нагружений.

Для решения задачи (6)–(10) используем алгоритм, представленный на рис. 1. В блоке 1 задаются начальные значения множителей Лагранжа $\lambda_j^{(0)}$ и исходное распределение материала $\rho_i^{(0)}$ по всем элементам конструкции. Движение в области поиска осуществляется на основе последовательного чередования "пробных" и "рабочих" шагов.

"Рабочий" шаг характерен тем, что для него выполняется анализ напряженно-деформированного состояния, устойчивости конструкции и по формулам (15)–(17) определяются коэффициенты чувствительности $\partial C_j / \partial \rho_i$, $\partial \eta_j / \partial \rho_i$ и требуемые по прочности значения $\rho_i^{\min}$ для всех проектных переменных (блок 2).

На этапе "пробных" шагов в блоке 4 определяются значения проектных переменных на основе следующих соотношений:

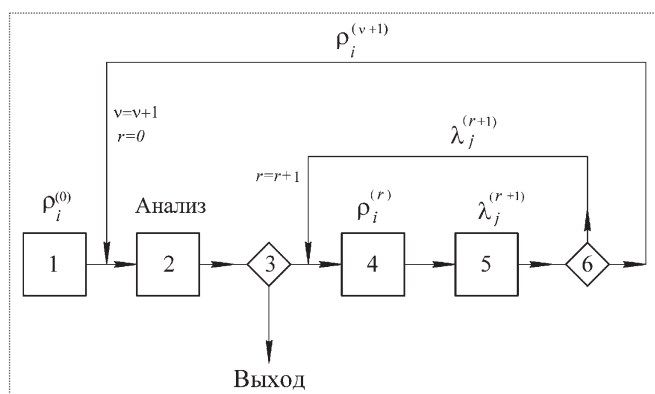


Рис. 1. Схема алгоритма оптимизации распределения материала в континуальной модели

$$\rho_i^{(r)} = \rho_i^{(v)} (-1/V_i \sum_{j=1}^{p_1+p_2} \lambda_j^{(r)} \partial g_j^{(v)} / \partial \rho_i)^{1/2} \quad (18)$$

$$(i=1, 2, \dots, n),$$

где v – номер "рабочего" шага, r – номер "пробного" шага. Если при этом нарушается ограничение (10), то принимается значение $\rho_i^{(r)} = \rho_i^{\min}$.

Далее строятся линейные аппроксимации функциональных ограничений:

$$g_j^{(r)} = g_j^{(v)} + \sum_{i=1}^{n_1} \partial g_j^{(v)} / \partial \rho_i (\rho_i^{(r)} - \rho_i^{(v)})$$

$$(j=1, 2, \dots, p_1 + p_2)$$

и назначаются новые значения множителей Лагранжа (блок 5):

$$\lambda_j^{(r+1)} = \lambda_j^{(r)} (C_j^{(r)} / \bar{C}_j)^{1/2} \quad (j=1, 2, \dots, p_1), \quad (19)$$

$$\lambda_j^{(r+1)} = \lambda_j^{(r)} (\bar{\eta}_j / \eta_j^{(r)})^{1/2} \quad (j=p_1+1, p_2+2, \dots, p_1+p_2). \quad (20)$$

Рекуррентные соотношения (18)–(20) [11] позволяют итерационно определять значения проектных переменных, удовлетворяющие критерию оптимальности (14) для ограничений на обобщенные перемещения и критические усилия потери устойчивости системы. Расчеты в блоках 4 и 5 повторяются до сходимости по условиям (7) и (8). После достижения сходимости или исчерпания возможного числа итераций для внутреннего цикла полученные значения проектных переменных принимаются в качестве исходных, и блок 6 передает их в блок 2. Расчет во внешнем цикле прекращается, если текущий шаг в области поиска стал достаточно малым или исчерпано заданное число итераций (блок 3). Отметим, что сходимости данного алгоритма, основанного на приеме линеаризации

функций ограничений (7)–(9), может способствовать свойство консерватизма внутренних усилий в конструкциях [14].

Алгоритм реализован на языке **Visual Basic for Applications** в среде прикладного программного интерфейса системы **NASTRAN**. Результатом работы алгоритма является оптимальное распределение материала в континуальной модели, которое позволяет оценить пределы весового совершенства разрабатываемых конструкций и выявить новые технические решения. Особенности применения алгоритма в рамках подхода [4–7] проиллюстрируем на решении двух модельных инженерных задач.

Пример № 1. Кессон стреловидного крыла прямоугольного поперечного сечения с геометрическими характеристиками, представленными на рис. 2, и относительной строительной высотой 10 %. К крылу на линии 1/4 хорд от передней кромки прикладывается воздушная нагрузка 180 кН, равномерно распределенная вдоль размаха. Предполагаемый конструкционный материал имеет следующие характеристики: $E = 70000$ МПа, $\rho = 2700$ кг/м³, $\sigma = 300$ МПа, коэффициент Пуассона $\mu = 0,3$.

Ставится задача определить рациональную силовую схему конструкции с учетом требований прочности и жесткости – абсолютная величина угла закручивания концевое сечения α не должна превышать 0,1 рад.

Для удобства анализа результатов модель объекта разделена по строительной высоте крыла на 8 слоев объемных элементов.

Анализ силовой работы данного крыла, спроектированного по условиям прочности, содержится в работе [5]. Отметим, что для полнонапряженного проекта с теоретической массой [4] 364 кг нарушаются условия жесткости: $\alpha = -0,193$. Расчеты по алгоритму, представленному на рис. 1, показали следующее. За 17 шагов внешнего цикла алгоритма относительно полнонапря-

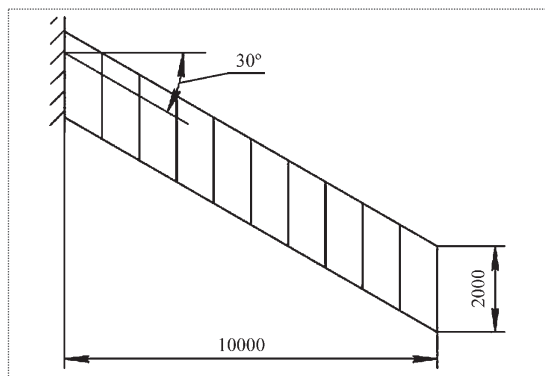


Рис. 2. Геометрические ограничения кессона стреловидного крыла

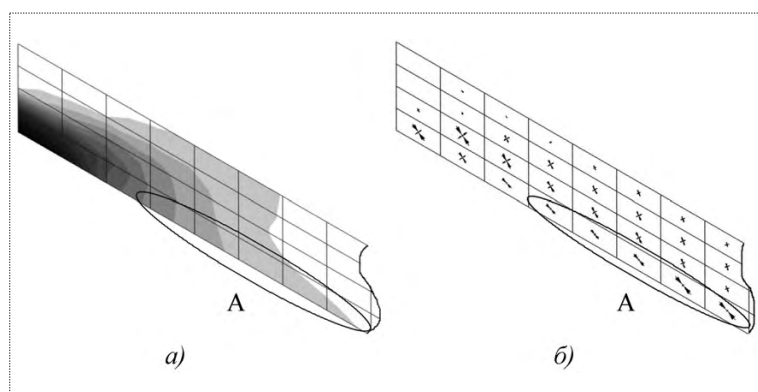


Рис. 3. Распределение материала и усилий в теоретически оптимальной конструкции крыла

женного распределения материала в континуальной модели получен допустимый проект с теоретической массой 372 кг. Дополнительный материал размещен преимущественно в локальной зоне *A* наружных слоев (рис. 3, *a*).

На рис. 3, *б* показано распределение потоков главных усилий (ПГУ) при виртуальной нагрузке (единичный момент, приложенный в плоскости конечного сечения крыла). В зоне *A* наружных слоев преобладает одноосное напряженное состояние, что можно трактовать как необходимость установки в панелях крыла в этом направлении стержневых элементов для эффективного увеличения крутильной жесткости упругой системы. В случае применения для панелей крыла композиционного материала целесообразно в силовой схеме конструкции использовать слой материала с соответствующей ориентацией волокон.

Пример № 2. Рассматривается цилиндрическая оболочка с прямоугольным вырезом (рис. 4). Допустимая геометрическая область разделена по толщине оболочки на 3 слоя элементов. К оболочке по торцам присоединены силовые шпангоуты, параметры которых в процессе оптимизации не варьируются. Конструкция нагружена крутящим моментом $M = 6$ МН·м. Характеристики предполагаемого конструкционного материала: $E = 70000$ МПа, $\rho = 2700$ кг/м³, $\bar{\sigma} = 400$ МПа, $\mu = 0,3$.

По алгоритму [3] за 25 итераций получена полнонапряженная конструкция с массой 564 кг. Для аналогичного проекта оболочки без выреза масса составляет 479 кг.

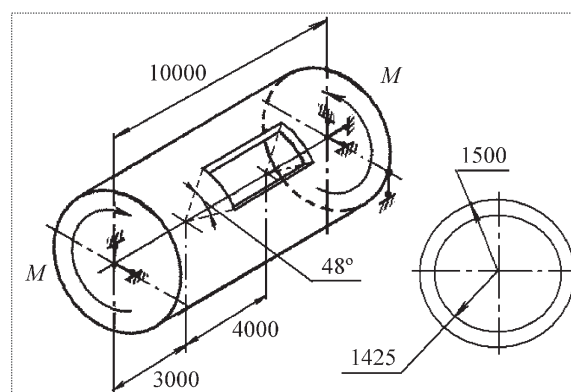


Рис. 4. Геометрические ограничения отсека фюзеляжа самолета

Следовательно, в полнонапряженной оболочке теоретически необходимая масса материала для компенсации выреза составляет 85 кг. Отметим, что это значение в 3,4 раза больше, чем масса вырезанного материала.

Для полнонапряженной цилиндрической оболочки с вырезом выявлены четыре формы потери устойчивости, представленные на рис. 5. Собственные значения составляют $\eta_1 = \eta_2 = 0,543$, $\eta_3 = \eta_4 = 0,555$.

За 16 шагов внешнего цикла предлагаемого алгоритма получен допустимый проект с теоретически необходимой массой для компенсации выреза 89 кг. На рис. 6, *a* и 6, *б* показано распределение плотности, соответственно, во внешнем и внутреннем слое модели оболочки. Значения плотности в элементах среднего слоя на порядок меньше значений плотности во внешнем слое модели. Наибольшие значения плотности получены в элементах внутреннего слоя, расположенных вдоль контура выреза. Анализ картины ПГУ во внутреннем слое (рис. 6, *в*) показывает, что в зонах сгустков материала преобладает одноосное напряженное состояние. При этом элементы, расположенные вдоль продольных краев выреза, воспринимают усилия переменной величины с переменной знака по серединам краев выреза.

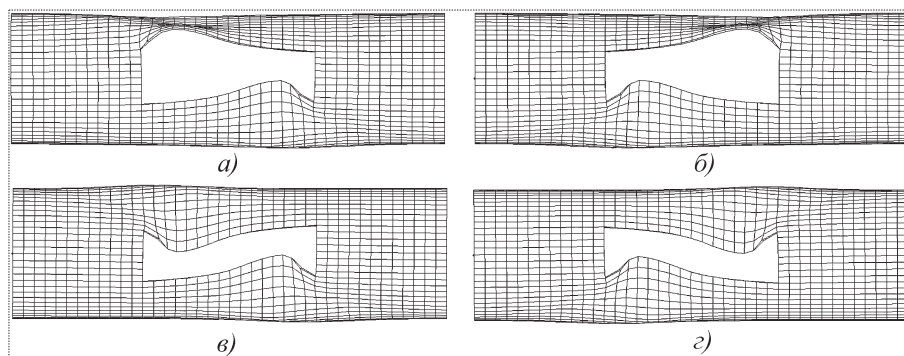


Рис. 5. Формы потери устойчивости в полнонапряженном проекте отсека фюзеляжа

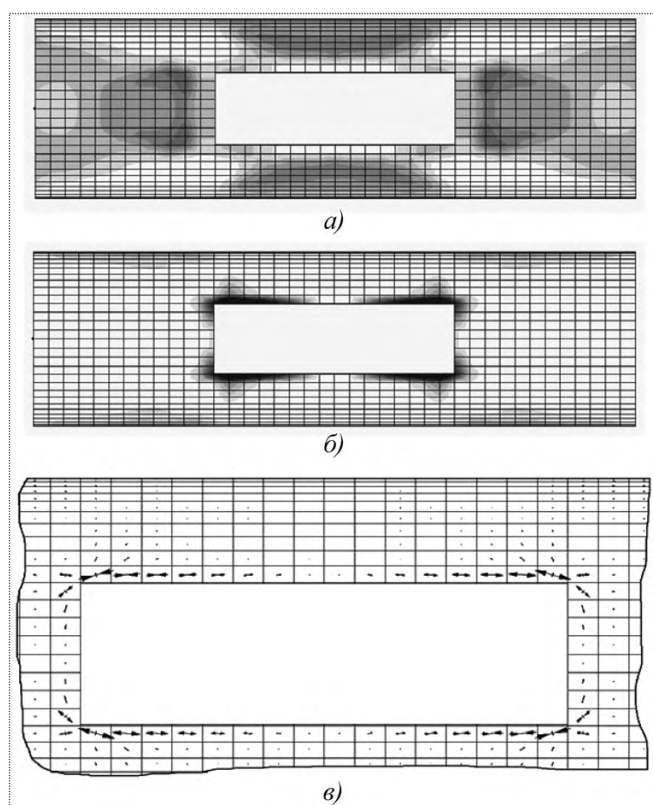


Рис. 6. Распределение материала и усилий в теоретически оптимальной конструкции отсека фюзеляжа

В силовой схеме конструкции целесообразно использовать усиленные шпангоуты по переднему и заднему краям выреза, бимсы по продольным краям выреза и пластины в углах выреза. Заметим, что пластины смещены от теоретического контура внутрь фюзеляжа.

Итак, технология проектирования авиационных конструкций на основе модели переменной плотности дополнена для учета требований к прочности, жесткости и устойчивости упругих систем. Пробные испытания построенного алгоритма показали его быструю сходимость.

При проектировании кессона стреловидного крыла удалось выявить дополнительные элементы и места их расположения, позволяющие уменьшить угол закручивания конечного сечения крыла на 48 % при увеличении теоретической массы полнонапряженной конструкции на 3 %.

Исследования на континуальной модели отсека фюзеляжа с длинным прямоугольным вырезом позволили решить задачу увеличения критических усилий потери устойчивости конструкции на 45 % при увеличении теоретически необходимой массы для компенса-

ции выреза на 5 % относительно полнонапряженного проекта.

Как показывает опыт, вычислительные возможности современных рабочих станций достаточны для исследования объемных тел с числом элементов порядка ста тысяч. Это позволяет адекватно моделировать авиационные конструкции со сложными формами.

Авторы: Т. Вейсхаар, В.А. Комаров, В.Г. Шахов

1. Вейсхаар Т., Комаров В.А., Шахов В.Г. Телескопические крылья: весовая и аэродинамическая эффективность // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 2. С. 10–18.

2. Матвеев А.И., Подобедов В.А. Магистральные самолеты интегральной компоновки: проблемы и перспективы // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2008. № 9. С. 10–19.

3. Комаров В.А. Проектирование силовых схем авиационных конструкций // Актуальные проблемы авиационной науки и техники. М.: Машиностроение, 1984. С. 114–129.

4. Комаров В.А. Весовой анализ авиационных конструкций: теоретические основы // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2000. № 1. С. 31–39.

5. Болдырев А.В., Комаров В.А., Лаптева М.Ю., Попович К.Ф. Учет статической аэроупругости на ранних стадиях проектирования // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2008. № 1. С. 34–39.

6. Болдырев А.В., Комаров В.А. Структурная оптимизация несущих поверхностей с учетом статической аэроупругости // Известия вузов. Авиационная техника. 2008. № 2. С. 3–6.

7. Комаров А.А. Основы проектирования силовых конструкций. Куйбышев: Куйбышевск. книж. изд-во, 1965. 82 с.

8. Bendsoe M.P., Kikuchi N. Generating Optimal Topologies in Structural Design Using a Homogenization Method // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering. 1988. V. 71. P. 197–224.

9. Bendsoe M.P. Optimization of Structural Topology, Shape, and Material. Berlin: Springer, 1995. 271 p.

10. Eschenauer H.A., Olhoff N. Topology optimization of continuum structures: A review // Appl. Mech. Rev. 2001. V. 54. № 4. P. 331–389.

11. Хог Э., Арора Я. Прикладное оптимальное проектирование. М.: Мир, 1983. 478 с.

12. Болдырев А.В. Структурная модификация тонкостенных конструкций с учетом требований жесткости // Проблемы прочности и пластичности. 2008. Вып. 70. С. 175–183.

13. Болдырев А.В., Комаров В.А. Оптимизация тонкостенной каркасированной конструкции с ограничениями по прочности и жесткости // Вестник СГАУ. 2006. № 1. С. 42–47.

14. Комаров В.А. К доказательству теорем об изменении жесткости конструкций // Вестник СГАУ. 2004. № 1. С. 49–51.

Стенд для исследования рулевого привода баллистической ракеты подводной лодки

Ш.Р. Галлямов, А.В. Месропян

E-mail: office@ugatu.su



ГАЛЛЯМОВ
Шамиль Рашитович –
аспирант УГАТУ



МЕСРОПЯН
Арсен Владимирович –
заместитель заведующего
кафедрой Уфимского го-
сударственного авиацион-
ного технического универ-
ситета, кандидат техн.
наук

Рассмотрено исследование гидравлического рулевого привода летательного аппарата (ЛА) с нежесткой связью между исполнительным механизмом рулевой машины и присоединенной инерционной нагрузкой. Приведен анализ результатов экспериментальных исследований рулевого привода ЛА со струйной гидравлической рулевой машины.

Ключевые слова: рулевой привод; математическая модель; численное моделирование; струйная гидравлическая рулевая машина.

Sh.R. Gallyamov, A.V. Mesropyan. Test Bench For Jet Vanes Of Submarine Launched Ballistic Missiles

The article highlights the design of the hydraulically actuated jet vanes of a missile, featuring a non-rigid connection between the actuating mechanism and the inertial load. It analyzes the results of experiments with an aerial vehicle equipped with a jet-hydraulic control gear.

Key words: actuator; mathematical model; numerical simulation; jet-hydraulic control gear.

Современные научно-исследовательские и производственные организации за рубежом и в отечественной промышленности ведут исследования, направленные на совершенствование электрогидравлических приводов и устройств и их адаптацию условиям работы в составе систем управления ЛА с высокой степенью надежности.

К органам управления вектором тяги двигателя ЛА предъявляются повышенные требования в отношении массовых характеристик конструкции при обеспечении надежности, эффективности и минимальных потерь удельного импульса двигательной установки. Кроме того, к системе управления вектором тяги предъявляются следующие дополнительные требования [1]:

обеспечение необходимых управляющих усилий на активном участке траектории полета ЛА;

наибольшая эффективность органов управления ЛА во всем диапазоне его рабочих параметров;

наименьшие потери осевой тяги двигателя при работе органа управления;

стабильность характеристик органа управления в течение всего времени работы ЛА.

Из-за отсутствия надежных методов расчета силовых характеристик органов управления вектором тяги, учитывающих особенности изменения полетных условий при отработке программ полета ЛА, большое значение приобретают экспериментальные методы определения этих характеристик [2]. Они обеспечивают возможность глубокого изучения гидромеханических процессов, возможность оценки достоверности теоретических исследований.

Стендовые испытания гидравлических приводов мелкосерийного производства – очень трудоемкая и дорогостоящая операция. Это обуславливает актуаль-

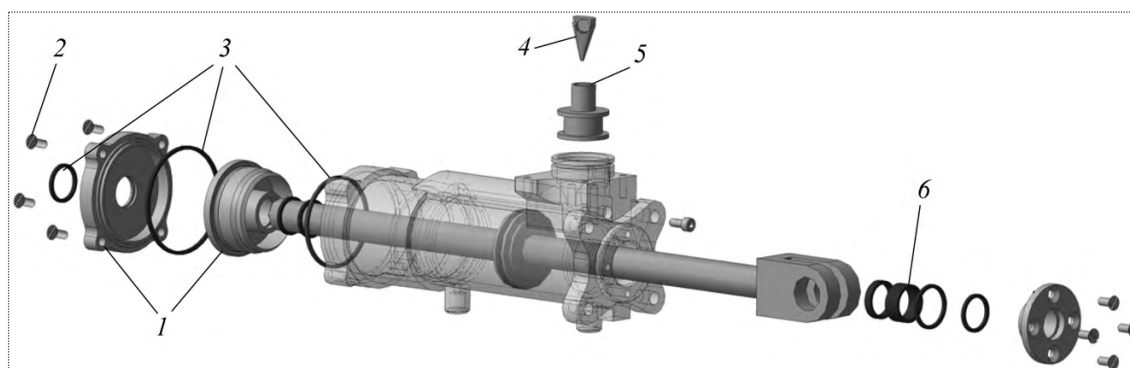


Рис. 1. Однокаскадная СГРМ:

1 – крышки; 2 – крепежные винты; 3, 6 – уплотнительные кольца; 4 – струйная трубка; 5 – приемная плата

ность качественного анализа по результатам обработки и обобщения экспериментальных данных и моделирования гидравлических рулевых приводов в современных математических и конструкторских пакетах.

Рулевой привод со струйной гидравлической рулевой машиной (СГРМ), который используется в настоящее время в ракетных двигателях ЛА, отвечает всем требованиям по скоростным и силовым характеристикам (рис. 1). СГРМ выпускаются и проходят испытания в Государственном ракетном центре "КБ имени академика В.П. Макеева". Испытаниям, которые проводились на экспериментальном стенде, подвергались однокаскадные и двухкаскадные СГРМ с различными конструктивными пара-

метрами. На рис. 2 представлен струйный каскад РМ1 в увеличенном масштабе.

Результатом испытаний СГРМ, которые проводились в КБ имени академика В.П. Макеева, явилась база экспериментальных данных. Она представляет собой ряд статических и динамических характеристик рулевого привода летательного аппарата.

На сегодняшний день разработано много математических моделей, которые с определенной степенью адекватности описывают физические процессы, протекающие в рулевых приводах ЛА. Необходимо, чтобы разработанные математические модели были адекватны реальному объекту. Проверить это можно с помощью анализа экспериментальных данных и при этом не только выявить погрешность расчетов, но и внести изменения в математические модели. Адекватные реальному объекту математические модели необходимы при его разработке и проектировании.

В рамках образовательного инновационного проекта Государственным ракетным центром им. Макеева был разработан экспериментальный стенд, который позволяет получать статические и динамические характеристики рулевого привода баллистической ракеты подводной лодки (БРПЛ).

В состав стенда входят: нагрузочное устройство (НУ), насосная станция, система управления, система измерений, объекты исследований, комплект монтажных частей.

Нагрузочное устройство позволяет испытывать рулевые машины. Оно выполнено в виде рычажного механизма с углом поворота вала $\pm 20^\circ$. На НУ имитируются следующие виды нагрузок:

постоянная нагрузка от 0 до 190 кгс·м (от 0 до 900 кгс на штоке);

инерционная нагрузка 0; 45; 90 кг;

позиционная нагрузка от 0 до 30 кгс·м/°, а также люфт в системе тяг до 3 мм.

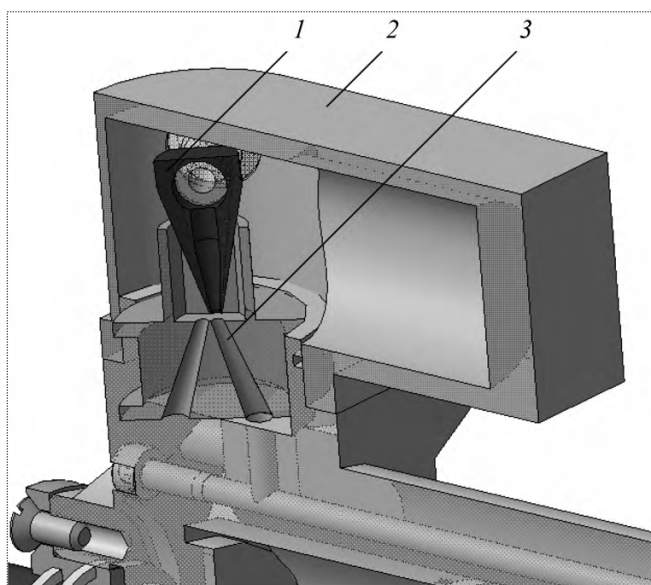


Рис. 2. Струйный каскад СГРМ:

1 – струйная трубка; 2 – корпус электромеханического преобразователя; 3 – приемная плата

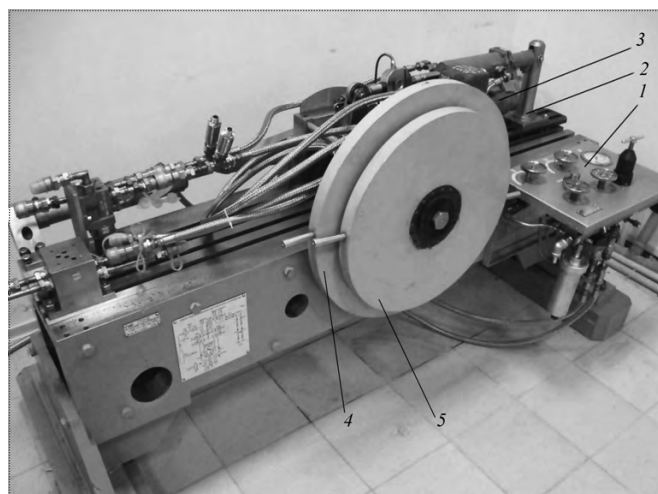


Рис. 3. Нагрузочное устройство стенда:

1 – пульт управления; 2 – балка крепления РМ к раме стенда; 3 – РМ1; 4, 5 – сменные грузы массой 90 и 45 кг

На рис. 3 представлено нагрузочное устройство стенда. Все механические соединения выполнены по быстросъемной схеме. При этом за короткое время можно изменить инерционную нагрузку привода, жесткость крепления гидравлического цилиндра рулевой машины (РМ), провести замену РМ на стенде. Кинематическая передача РМ1 – инерционная нагрузка показана на рис. 4.

Постоянная нагрузка имитируется с помощью гидравлических цилиндров ЦТ1 и ЦТ2 (рис. 5). Полости гидроцилиндров соединены с управляющими клапанами КП2, КП3 и обратными клапанами (ОК). Изменяя проходное сечение клапанов КП2 и КП3, можно регулировать величину постоянной нагрузки. Клапаны имеют ручное регулирование, так как клапаны с электромагнитным регулированием не подходят по запасу устойчивости. При получении динамических характеристик амплитуда входного сигнала изменяется с частотой 2...50 Гц. Слив из гидроцилиндров соединен с водяным теплообменником ТО для охлаждения масла.

Под позиционной нагрузкой понимается воздействие силы трения и позиционного момента, создаваемого гидроцилиндрами ЦМ1 и ЦМ2. В эксплуатации этот момент возникает вследствие действия на подвижную часть сопла аэродинамической силы и сил упругой деформации подвески. Сила трения возникает вследствие работы механического привода стенда. Позиционный момент имитируется с помощью гидроцилиндров ЦМ1 и ЦМ2, воздушного баллона Бл, воздушного ре-

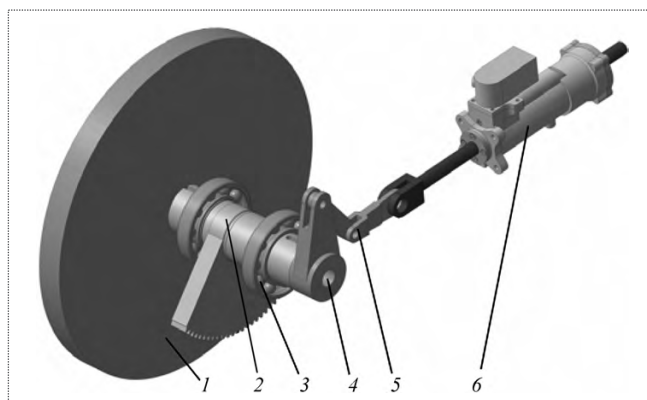


Рис. 4. Кинематическая передача РМ1 – инерционная нагрузка стенда:

1 – инерционная нагрузка; 2 – вал; 3 – подшипник; 4 – рычаг; 5 – качалка; 6 – РМ1

дуктора Ред и пневмогидроаккумулятора ПГА (см. рис. 5).

В результате исследований рулевого привода БРПЛ была разработана его математическая модель [1, 3–5].

В ходе проведенных авторами экспериментальных исследований были получены следующие экспериментальные характеристики:

расходно-перепадная характеристика РМ (рис. 6);

значения зон нечувствительности при наличии и отсутствии воздействия статической нагрузки на исполнительный механизм;

значения коэффициента расхода при разных положениях струйной трубки;

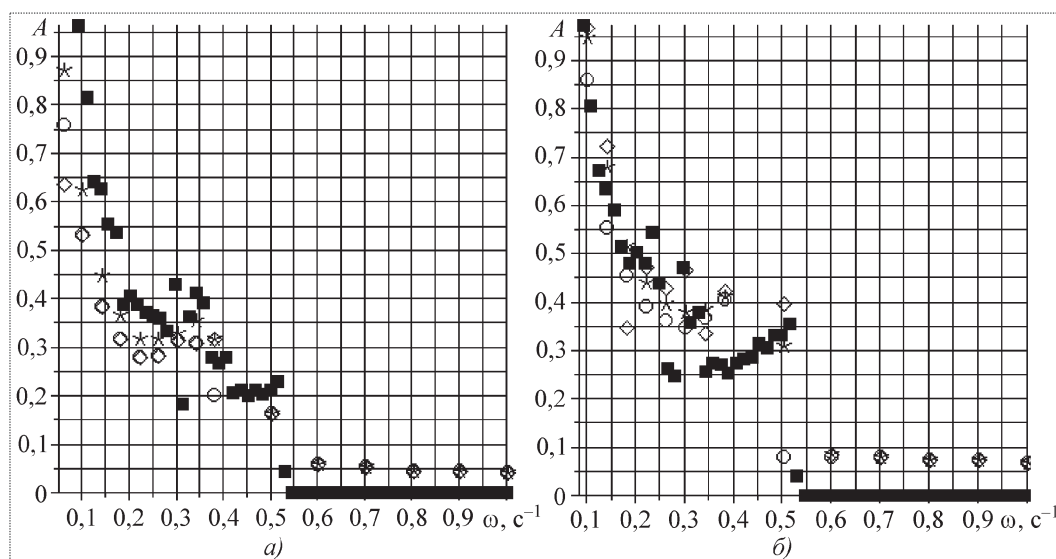
значения времени выхода на режим при воздействии статической нагрузки и ее отсутствии;

амплитудно-частотные и фазо-частотные характеристики при различных значениях инерционной нагрузки (рис. 7).

Расходно-перепадная характеристика является основной статической характеристикой при исследовании влияния нагрузки R_n на исполнительный механизм, а также при получении эмпирических значений коэффициентов расхода μ и давления ξ [3, 4].

На рис. 6 приводится сравнение теоретической и экспериментальной расходно-перепадной характеристики (Q – расход рулевой машины). Теоретическая расходно-перепадная характеристика была получена при численном решении уравнений математической модели [5]. В результате погрешность расчетов составила менее 5 %, что допустимо для инженерной методики расчета рулевого привода. Анализ расходно-перепадной характеристики позволил максимально приблизить результаты численного моделирования к

Рис. 7. Амплитудно-частотная характеристика нагруженного рулевого привода с инерционной нагрузкой:
 a – 45 кг; b – 90 кг (■ – расчет; ◇, *, о – эксперимент)



тать методику расчета рулевого привода с однокаскадной СГРМ.

Эта методика позволяет исследовать характеристики при проектировании рулевого привода.

Абсолютная устойчивость

1. Антонов Р.В. и др. Органы управления вектором тяги твердотопливных ракет: расчет, конструктивные особенности, эксперимент / Р.В. Антонов, В.И. Гребёнкин, Н.П. Кузнецов, Б.С. Мокрушин, В.И. Черепов, С.Н. Храмов // Москва–Ижевск: Изд. НИЦ "Регулярная и хаотическая динамика", 2006. 552 с.

2. Гониодский В.И. Привод рулевых поверхностей самолетов. М.: Машиностроение, 1974. 320 с.

3. Целищев В.А. Экспериментальные исследования характеристик высоконапорного струйного гидрораспределителя. Уфа: Изд. УГАТУ, 1998. С. 295–308.

4. Целищев В.А. и др. Струйные гидравлические рулевые машины (теоретические основы рабочих процессов) / В.А. Целищев, Ю.К. Кириллов, А.М. Русак, Ю.Н. Скорынин, Ю.С. Телицын, В.И. Феофилактов, В. А. Шараев. Уфа: Изд. УГАТУ, 2002. 284 с.

5. Галлямов Ш.Р. Применение эмпирических зависимостей в математической модели струйной гидравлической рулевой машины // Ш.Р. Галлямов, Ю.К. Кириллов, А.В. Месропян, Ю.С. Телицын, В.А. Целищев // Вестник УГАТУ. 2007. Т.9. №6(24). С. 56–66.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ДИННЕНЕВ ЕННЕНЕВ АНЕНЕВ АНЕНЕВ АНЕНЕВ АНЕНЕВ АНЕНЕВ АНЕНЕВ
 ЕННЕНЕВ АНЕНЕВ АНЕНЕВ АНЕНЕВ АНЕНЕВ АНЕНЕВ АНЕНЕВ

"Космическая наука России сегодня должна ориентироваться на реализацию собственных крупномасштабных научных проектов", – заявил директор Института космических исследований (ИКИ) РАН Л.М. Зеленый. – Международное сотрудничество очень важно, оно уже идет, но при этом, особенно для России, важно сохранить свои традиционные линии исследований. У нас сейчас не так много ресурсов, и мы хотели бы не раствориться в международном сотрудничестве, а иметь свою собственную единую программу".

В числе перспективных межпланетных научных экспедиций Л.М. Зеленый назвал проект "Венера-Д". Готовится проект посадочной станции на Венеру. Кроме того, в планах ИКИ – проект исследования климата Марса. "Проект называется "Марс-MetNet" и включает создание и разбрасывание по поверхности планеты сети метеорологических станций – порядка 6–8. Это будет достаточно плотная сеть, и мы получим информацию о том, как устроен Марс, о песчаных бурях на нем, об особенностях динамики марсианской атмосферы".

Директор ИКИ сообщил, что российские ученые примут участие в международной научной экспедиции "Лаплас" к Юпитеру и его спутнику Европе. Срок этой миссии – 2020-е гг.

Вестник Интерфакс – АВН № 37 (415), 2009 г.



ЛЯЩУК
Борис Анатольевич —
исполнительный директор
Российской академии
космонавтики
им. К.Э. Циолковского



СОРОКИН
Сергей Владимирович —
главный научный секретарь
Российской академии
космонавтики
им. К.Э. Циолковского

Российская академия космонавтики — исторические аспекты и перспективы

Б.А. Ляшук, С.В. Сорокин

E-mail: ruac@list.ru

С середины 2009 г. журнал "Полет" стал органом Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского (РАКЦ) и Академии наук авиации и воздухоплавания. В этой статье мы знакомим читателя с работой РАКЦ и особенно подробно — с материалами XII ее конференции.

Ключевые слова: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского; Роскосмос; международная деятельность в области космонавтики; пропаганда космонавтики.

B.A. Lyashchuk, S.V. Sorokin. Russian Academy Of Cosmonautics: Historical Highlights And Future Prospects

The Polyot magazine became a press outlet of the Russian Tsiolkovsky Academy of Cosmonautics (RTAC) and the Aviation and Aeronautical Sciences Academy in mid-2009. The article sheds light on the work of the RTAC and offers a brief account of the materials of its 12th Conference.

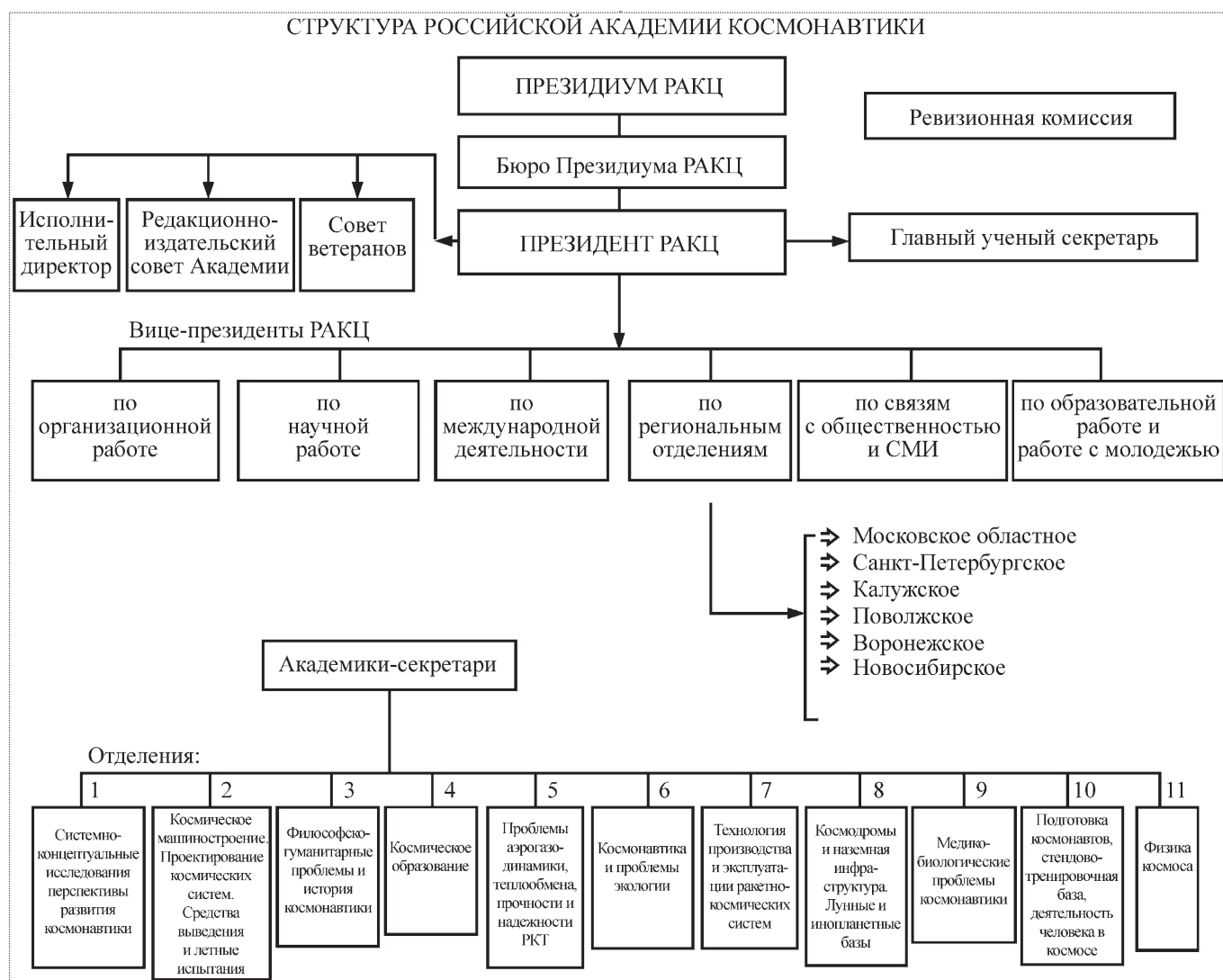
Key words: Russian Tsiolkovsky Academy of Cosmonautics; Russian space agency Roscosmos; international space explorations; promotion of cosmonautics.

Межрегиональная общественная организация "Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского" (РАКЦ) является ведущей научно-общественной организацией страны в области космонавтики.

Идея создания отраслевой ракетно-космической академии принадлежит С.П. Королеву, которую он высказал еще в 1960-х гг. Этот замысел основоположника отечественной практической космонавтики был реализован 28 марта 1991 г., когда в Московском планетарии по инициативе группы членов оргкомитета ежегодных научных чтений им. К.Э. Циолковского состоялось учредительное собрание Академии. Создание и последующее развитие академии сформировало условия для объединения, сохранения и приумножения интеллектуального потенциала в одной из самых передовых отраслей знания человечества — космонавтике.

Первым президентом РАКЦ был избран академик Национальной академии наук Молдовы Аркадий Дмитриевич Урсул. Под его руководством и при непосредственном участии была проведена большая организационная работа по учреждению и регистрации Академии, сформулированы основные направления ее деятельности, структура и состав тематических отделений.

В октябре 1997 г. Академию возглавил выдающийся ученый и конструктор ракетно-космической техники академик РАН Владимир Федорович Уткин, который внес много нового в деятельность Академии, включая создание научных центров при крупных проектных и научных организациях, добился присвоения наименования академии "Российская", что явилось признанием Академии на государственном уровне.



В 2000–2005 гг. РАКЦ возглавлял заслуженный деятель науки РФ, доктор технических наук Владимир Петрович Сенкевич, под руководством которого продолжилось организационное развитие РАКЦ и рост численности ее состава. Были созданы новые отделения и центры, в том числе за рубежом, расширены тематические направления.

В 2004 г. был подготовлен итоговый труд всей академии — аналитический доклад "Состояние и перспективы космической деятельности России до 2030 года", он представлен руководству Роскосмоса, РАН, Минобороны и Космическим войскам.

С октября 2005 г. Академию возглавляет академик РАН, заслуженный деятель науки РФ, директор ФГУП "Центр Келдыша" Анатолий Сазонович Коротеев. За этот период были подготовлены и подписаны

соглашения с Роскосмосом и Космическими войсками о сотрудничестве в области космической деятельности, изменения и уточнения Устава Академии, проведена корректировка ряда организационных документов, внесены серьезные структурные изменения, нацеленные на повышение эффективности участия Академии в научной космической деятельности.

В настоящее время Академия представляет собой полноценную научную организацию, способную практически самостоятельно рассматривать важнейшие научно-технические проблемы дальнейшего освоения космоса и готовить рекомендации и предложения для Роскосмоса, Космических войск и др.

Структура Академии показана на рисунке. В состав Академии входит более 1600 членов, состоящих в 11 научных отделениях, возглавляемых академика-

ми-секретарями. Члены Академии, проживающие в регионах России, объединены в региональные отделения. Координация и руководство работами по различным направлениям деятельности возложены на 6 вице-президентов.

Постоянное оперативное руководство работой Академии осуществляет исполнительный аппарат, возглавляемый исполнительным директором, и главный ученый секретарь.

Высшим руководящим органом Академии является Конференция, представляющая делегатов от научных и региональных отделений. Конференция избирает президента и президиум Академии, из состава которого избирается бюро президиума.

Основные направления деятельности РАКЦ включают в себя:

- комплексный анализ состояния и перспектив российской и зарубежной космической деятельности с глубиной прогнозирования до 30 и более лет. На основе этого анализа разрабатываются рекомендации по стратегии развития космической деятельности России, предложения по Федеральной космической программе и другим целевым космическим программам, а также по направлениям и программам международного сотрудничества в космической области (в том числе под эгидой ООН);

- системные исследования в области перспектив развития средств РКТ, разработка новых прикладных и инновационных проектов в космической сфере деятельности;

- решение фундаментальных и прикладных проблем космонавтики, развитие инновационной деятельности структур РАКЦ по разработке наукоемкой научно-технической продукции;

- научно-технические экспертизы космических проектов и программ;

- международная деятельность РАКЦ в рамках межгосударственных соглашений и договоров по научно-техническому, экономическому и образовательным направлениям;

- распространение научных знаний, пропаганда достижений космонавтики, выполнение исторических и гуманитарно-философских исследований, работа по привлечению в отрасль молодых специалистов;

- привлечение внебюджетных, в том числе зарубежных, ресурсов для реализации российских космических и инновационных программ;

- организация международных и национальных космических конференций, симпозиумов, научных чтений, выставок, конкурсов, издание трудов Акаде-

мии и воспоминаний ветеранов ракетно-космической отрасли;

- реализация программ сотрудничества с ведущими отечественными и неправительственными зарубежными образовательными университетами, институтами, академиями ракетно-космического профиля и другими организациями.

Результаты текущей деятельности Академии в 2008 г. и задачи на последующий год были рассмотрены 17 апреля 2009 г. на XII Конференции РАКЦ, состоявшейся в Роскосмосе.

В конференции приняли участие 244 делегата от всех научных и региональных отделений, ветераны космонавтики и гости. С докладом о деятельности РАКЦ с июня 2008 г. по апрель 2009 г. и задачах на следующий год выступил президент РАКЦ академик РАН А.С. Коротеев. Он перечислил основные задачи, которые решались Академией в отчетном периоде, среди которых:

- выполнение научно-исследовательских работ в интересах Роскосмоса, Космических войск, а также предприятий ракетно-космической отрасли;

- переход Академии на новую структуру и проведение связанных с этим организационных мероприятий;

- активизация международной деятельности академии, расширение связей с Международной академией астронавтики и другими международными организациями;

- расширение деятельности Академии с организациями регионов России, более широкое привлечение их к решению задач, которыми занимается Академия;

- усиление работы с подрастающим поколением, популяризация космической профессиональной деятельности в целях подготовки кадрового резерва ракетно-космической отрасли;

- социальная поддержка ветеранов Академии, внедрение различных форм поощрения членов Академии за заслуги в области космонавтики и др.

В докладе отмечено, что за отчетный период в соответствии с поставленными задачами членами Академии продолжено выполнение ряда научно-исследовательских работ в соответствии с "Основными направлениями совместных работ РАКЦ и Роскосмоса на 2006–2010 годы". Результатом этой работы стал выпуск 20 отчетов, в которых проведены исследования по заданной тематике в интересах Роскосмоса. При этом по инициативе РАКЦ были проведены и систематизированы проектно-поисковые исследования по проблеме предотвращения астероидно-космической опасности для Земли.

Значительный объем исследований в истекшем году выполнялся структурными подразделениями Академии для Роскосмоса и других министерств и ведомств РФ (ведутся около 40 НИОКР).

В текущем году продолжилось совершенствование структуры и состава научных отделений Академии, в том числе проведены перевыборы академиков-секретарей в ряде отделений, проводилась работа по формированию двух новых отделений, внесены коррективы в руководящем звене Академии (Г.Г. Райкунов стал вице-президентом Академии по научной работе, а А.И. Кузин — по международной деятельности).

В целях совершенствования работы Академии в рамках новой структуры планируется уточнить порядок взаимодействия между научными и региональными отделениями.

В области международной деятельности Академии бесспорным успехом стало проведение в 2008 г. двух международных научных конференций. В мае 2008 г. совместно с Международной академией астронавтики (ИАА) проведена конференция "Космос для человечества". Конференция проводилась под председательством руководителя Федерального космического агентства А.Н. Перминова, генерального секретаря Международной академии астронавтики Ж.-М. Контана и президента РАКЦ А.С. Коротеева. В конференции участвовало более 600 человек, в том числе представители 14 стран дальнего и ближнего зарубежья.

На 18 научных секциях заслушано 279 докладов, проведены экскурсии в Центр подготовки космонавтов и в музей РКК "Энергия".

Конференция обратила внимание мировой общественности на глобальный характер результатов освоения космоса и призвала к мобилизации и объединению усилий всех стран в этой области для обеспечения стабильности и безопасности населения Земли. По результатам конференции был принят Меморандум, подписанный генеральным секретарем ИАА и президентом РАКЦ.

В сентябре 2008 г. в Самаре на базе Поволжского отделения Академии проведена Международная конференция "Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках" ("SPERP-2008"), которая вызвала большой интерес со стороны космических организаций многих стран. Конференции по данной тематике признано целесообразным проводить на регулярной основе. Очередная конференция планируется на 2010 г.

В настоящее время по инициативе китайской стороны разработан проект Меморандума о взаимопонимании между Китайским обществом космонавтики

(аналог нашей академии) и РАКЦ, определяющий принципы и формы возможного сотрудничества.

Проведена определенная работа по расширению деятельности Академии с организациями регионов России. В сентябре 2008 г. были решены все организационные и юридические вопросы по организации Новосибирского регионального отделения академии. Отделение зарегистрировано официально, президентом отделения является академик РАКЦ Г.В. Корнев.

Члены Академии приняли участие в большинстве общественно-политических и научных мероприятий, проводившихся в течение года по космической тематике (научные чтения, конференции, семинары, мероприятия Правительства Москвы и в регионах и др.).

Работу по социальной поддержке ветеранов Академии проводит Совет ветеранов РАКЦ, который возглавляет В.Д. Вачнадзе.

Для поощрения членов Академии и ветеранов космонавтики использовались различные формы. В 2008 г. почетными знаками Академии I, II и III степени награждены более 60 человек.

Учреждена Почетная Грамота Академии, которой награждаются производственные коллективы, подразделения и отдельные лица.

Новой формой работы бюро президиума РАКЦ стало проведение выездных заседаний. Первое такое заседание прошло в сентябре 2008 г. в ЦПК им. Ю.А. Гагарина, на котором было рассмотрено состояние научной деятельности и вопросы ее активизации в научном отделении № 10 (академик-секретарь В.В. Циблиев).

На XII Конференции в докладе президента РАКЦ А.С. Коротеева были сформулированы основные задачи Академии на 2009 г. и дальнейшую перспективу:

1. В настоящее время в нашем обществе объективно нарастает процесс усиления экспертной роли общественных организаций во всех сферах деятельности и развития общества.

В этой связи перед нашей Академией стоит задача определения и обоснования стратегических путей развития космонавтики на данном этапе и на перспективу до 2040 года.

Возможности для этого у нас есть — это наращивание усилий в научно-исследовательских работах в соответствии с направлениями, определенными в действующих Соглашениях с Роскосмосом и Космическими войсками на 2006—2010 гг.

2. Сегодня все более становится очевидной обоснованная потребность в усилении роли международных космических программ и проектов, требующих для реализации

масштабных ресурсов. В связи с этим возрастает необходимость усиления международных связей общественных организаций в сфере космонавтики и расширения пропаганды по этому направлению деятельности Академии.

3. На данном этапе развития отечественной космонавтики по-прежнему в ракетно-космической отрасли ощущается недостаток кадров (особенно молодых) по новым направлениям развития космических технологий. Поэтому перед Академией сохраняется задача по поиску путей и методов привлечения специалистов в отрасль.

4. 2011 г. — год 50-летия полета Ю.А. Гагарина, объявлен Президентом России годом российской космонавтики. Создан оргкомитет по празднованию юбилея, возглавляемый Председателем Правительства РФ В.В. Путиным. Это поистине историческое событие, положившее начало новой эры в истории человечества. Наша Академия должна принять самое активное участие в мероприятиях, посвященных этой дате.

5. Важнейшей задачей Академии следует считать расширение научно-технической деятельности с упором на решение ключевых проблем космонавтики и ее влияния на деятельность Человечества. Необходимо продвижение новых космических проектов, таких как анализ возможностей энергообеспечения Земли из космоса, возможностей предотвращения глобальных катастроф и др.

Это ни в коей мере не означает отхода от конкретных задач практической деятельности, особенно с учетом работ по космодрому "Восточный" и других работ по совершенствованию космической техники.

6. Необходима дальнейшая активизация международной деятельности Академии. Проведение двух международных конференций в 2008 г. дало новый импульс в этом направлении. Однако необходимо разработать четкий план работ в этой области.

7. Продолжает оставаться актуальной задача расширения деятельности Академии в регионах России, особенно в связи с разворачиванием работ по космодрому "Восточный".

8. Требуется усиления работа по пропаганде космических достижений и космическому образованию, работа с молодежью.

На Конференции с большой речью выступил руководитель Федерального космического агентства Анатолий Николаевич Перминов. Он отметил, что для Федерального космического агентства Российской академия космонавтики всегда была и остается не имеющим аналогов научным потенциалом, обеспечивающим объективность принимаемых руководством агентства решений, в том числе всестороннюю независимую оценку направлений развития космической деятельности.

В выступлении А.Н. Перминова была дана развернутая характеристика нынешнего этапа развития отечественной космонавтики и определены задачи Академии как "лидера мнений" по космической тематике.

В прениях по докладу президента Академии выступили: Б.В. Бальмонт — бывший первый заместитель министра общего машиностроения, ветеран Академии; И.В. Белоконов — вице-президент Поволжского регионального отделения РАКЦ; М.И. Маленков — вице-президент Санкт-Петербургского регионального отделения РАКЦ; Г.В. Корнев — президент Новосибирского регионального отделения РАКЦ; В.А. Меньшиков — президент Московского областного регионального отделения РАКЦ.

По докладу председателя Комиссии по выборам новых членов РАКЦ В.В. Алавердова принято решение о приеме в Академию 37 действительных членов (академиков), 37 членов-корреспондентов и 1 иностранного члена Академии.

Большой интерес у участников Конференции вызвал доклад генерального директора ЦНИИМаша Г.Г. Райкунова "Возможности космических средств при разведке углеводородных ресурсов".

В заключение еще раз отметим, что Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского как научная общественная организация способна широко распространять и целенаправленно разъяснять цели и задачи космической деятельности, способствовать внедрению перспективных космических технологий и расширению масштабов использования результатов космической деятельности в интересах процветания России.

Исследование вентиляции пассажирских салонов современных самолетов

А.Е. Усачов

E-mail: usachov_a@mtu-net.ru



УСАЧОВ

Александр Евгеньевич — ведущий научный сотрудник "Московского комплекса ЦАГИ", кандидат физ.-мат. наук

Представлены некоторые результаты численного моделирования турбулентных течений в салонах пассажирских самолетов при их вентиляции на базе конечно-разностного решения уравнений Навье—Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замкнутых с помощью $k-\omega$ модели турбулентности в модификации Ментера. Результаты этих исследований позволяют выдать рекомендации по повышению эффективности вентиляции и комфорта пассажиров в салоне самолета.

Ключевые слова: численное моделирование; двухпараметрическая модель турбулентности; метод контрольного объема; вентиляция салонов самолета.

A.E. Usachov. Ventilation In Aircraft Cabin Of Modern Airplanes Investigation On The Basis Of Turbulent Flow Numerical Simulation Methods

In this paper present some results of numerical simulation the airflow in passenger aircraft cabin at their ventilation, on the basis of the decision of Reynolds averaged Navier—Stokes equations, closed by means of two equation $k-\omega$ model of turbulence of Menter. The results of these researches enable to give out recommendations on increase of efficiency of ventilation and comfort of passenger's aircraft cabin.

Key words: numerical simulation; two-parametric turbulence model; control volume method; aircraft cabin ventilation.

Численное моделирование играет важную роль в проектировании образцов авиационной техники, позволяет существенно сократить время и финансовые затраты на всех этапах проектирования самолета. Многие прикладные исследования в области численного моделирования при решении задач турбулентных течений вязкой жидкости и газа основываются на решениях уравнений Навье—Стокса, осредненных по Рейнольдсу (Reynolds—Averaged—Navier—Stokes — RANS) и замкнутых с помощью различных моделей турбулентности.

В данной статье представлены некоторые результаты численного моделирования течений воздуха, возникающих в пассажирских салонах самолетов при их вентиляции. При этом использовались решения полных уравнений Навье—Стокса, осредненных по Рейнольдсу и замкнутых с помощью двухпараметрической $k-\omega$ модели турбулентности в модификации Ментера.

В основу разработанного численного алгоритма положен метод контрольного объема конечно-разностного решения дифференциальных уравнений. Метод контрольного объема дает возможность использовать блочные системы структурированных и неструктурированных пересекающихся и соприкасающихся сеток, т.е. многоблочную вычислительную технологию (MBT).

Методы MBT позволяют существенно повысить эффективность численного моделирования путем увеличения точности и сокращения времени расчетов, детального описания сложной геометрии салонов и кабин пассажирских самолетов.

Для апробации и верификации алгоритма проведено сравнение с численными исследованиями и данными эксперимента отсека пассажирского самолета Боинг 747-100, выполненного в Гражданском авиакосмическом медицинском институте (САМИ) по заказу Федеральной авиационной администрации США (FAA). Расчетные

профили горизонтальной и вертикальной составляющих скорости в различных сечениях отсека самолета Боинг 747-100 показали хорошее совпадение с экспериментальными данными.

В качестве примера приводятся некоторые результаты численного исследования течения воздуха при вентиляции пассажирского салона эконом-класса самолета SSJ-95 с учетом геометрии устройств подачи воздуха и особенностей систем подачи воздуха (были учтены начальные условия подачи воздуха из четырех сопел, которые имеют сложную геометрическую форму). В результате данных исследований получена полная информация о параметрах движения воздуха внутри салона самолета и сделаны выводы об эффективности вентиляции салона.

Основные уравнения и метод решения. Для описания движения вязкой жидкости в декартовой системе координат используются уравнение неразрывности и уравнения Навье–Стокса, осредненные по Рейнольдсу, которые в тензорной форме записываются следующим образом:

уравнение неразрывности

$$\frac{\partial u_j}{\partial x_j} = 0; \quad (1)$$

уравнения сохранения количества движения (уравнения Навье–Стокса), осредненные по Рейнольдсу,

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial}{\partial t} (u_i) + \rho u_j \frac{\partial}{\partial x_j} (u_i) = \\ = - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \mu \frac{\partial}{\partial x_j} \frac{\partial (u_i)}{\partial x_j} - \frac{\partial (\rho \overline{u'_i u'_j})}{\partial x_j} + S_{vi}, \end{aligned} \quad (2)$$

где t – время; x_i – декартовы координаты ($i = 1, 2, 3$); u_i – компоненты осредненной скорости течения жидкости в направлении x_i ; p – осредненное статическое давление; ρ – осредненная плотность; μ – эффективная вязкость; S_{vi} – компоненты источников члена.

В соответствии с гипотезой Буссинеска напряжения Рейнольдса в правой части моделируются следующим образом:

$$-\rho \overline{u'_i u'_j} = 2\mu_t s_{ij} - \frac{2}{3} (\mu_t \frac{\partial u_k}{\partial x_k} + \rho k) \delta_{ij}, \quad (3)$$

где $k = \overline{u'_i u'_i} / 2$ – кинетическая энергия турбулентных пульсаций; μ_t – турбулентная вязкость, определяемая в соответствии с выбранной моделью турбулентности;

s_{ij} – тензор касательных напряжений; δ_{ij} – символ Кронекера.

Для замыкания уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу, применяется k – ω модель турбулентности в модификации Ментера [1] с поправкой. Поправка учитывает зависимость сдвиговых напряжений вблизи стенки от кинетической энергии турбулентных пульсаций (SST). Эта модель более точно описывает эффекты турбулентности в пристеночной области:

$$\rho \frac{\partial k}{\partial t} + \rho \frac{\partial (u_i k)}{\partial x_i} = \tilde{P}_k - \beta^* \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right]; \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \rho \frac{\partial \omega}{\partial t} + \rho \frac{\partial (u_i \omega)}{\partial x_i} = \alpha \rho s^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + \\ + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, \end{aligned}$$

$$\text{где } F_1 = \text{th} \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right); \frac{4\rho \sigma_{\omega 2} k}{CD_{k\omega} y^2} \right]^4 \right\};$$

$$CD_{k\omega} = \max \left\{ 2\rho \sigma_2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}; 10^{-10} \right\};$$

s – инвариант тензора напряжений; y – расстояние до поверхности;

$$\tilde{P}_k = \min(P_k, 10\beta^* \rho k \omega); \quad P_k = \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right).$$

Кинематический коэффициент турбулентной вязкости вычисляется по формуле

$$\begin{aligned} \nu_t = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, SF_2)}; \\ F_2 = \text{th} \left\{ \left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{\beta^* \omega y}, \frac{500v}{y^2 \omega} \right) \right]^2 \right\}. \end{aligned}$$

Все константы модифицированной модели турбулентности вычисляются как функция смещения констант k – ϵ и k – ω моделей турбулентности:

$$\alpha = F_1 \alpha_1 + (1 - F_1) \alpha_2.$$

Используется следующая система констант:

$$\begin{aligned} \beta^* = 0,09; \quad \alpha_1 = 5/9; \quad \beta_1 = 3/40; \quad \sigma_{k1} = 0,85; \quad \sigma_{\omega 1} = 0,5; \\ \alpha_1 = 0,44; \end{aligned}$$

$$\beta_2 = 0,0828; \quad \sigma_{k2} = 1,0; \quad \sigma_{\omega 2} = 0,856.$$

В модель турбулентности вносится поправка на кривизну линий тока, основанная на модификации поправки Лешчинера—Роди [2].

Система дифференциальных уравнений решается конечно-разностным методом контрольного объема [3], позволяющим строить консервативные конечно-разностные схемы для неортогональных криволинейных сеток с ячейками различной формы. Методом контрольного объема решаются как стационарные, так и нестационарные уравнения Навье—Стокса, осредненные по Рейнольдсу.

Для решения нестационарных уравнений могут быть использованы как явные, так и неявные конечно-разностные схемы аппроксимации нестационарных членов. Как правило, применяются неявные конечно-разностные схемы [4].

Полученная система конечно-разностных уравнений выписывалась для приращений искоемых неизвестных, что позволило значительно повысить устойчивость и сходимость алгоритма. Давление рассчитывалось с помощью полунявных методов (SIMPLEC, PISO), основанных на предложенной Патанкармом процедуре SIMPLE [3].

Метод контрольного объема позволяет использовать блочные системы структурированных и неструктурированных пересекающихся и соприкасающихся сеток. С использованием блочных сеток были решены многие практически важные задачи [2, 5].

На основе данной методики многоблочной вычислительной технологии разработан программный комплекс VP2/3, который успешно применяется при численном моделировании различных задач тепломассообмена при течениях вязкой жидкости и газа [6]. При конечно-разностной аппроксимации конвективных потоков через грани контрольного объема использовались противопоточные схемы второго порядка точности, что обеспечивает высокую точность и устойчивость алгоритма.

Тестовый расчет течения в пассажирском салоне самолета Боинг 747-100. В исследовании САМІ [7] экспериментально и численно изучалось течение в правом трехмерном симметричном отсеке самолета с убранными пассажирскими креслами.

Эксперимент проводился с помощью трехкомпонентных анемометров высокой точности. Были получены данные, которые

свидетельствуют о практически двумерной структуре течения в пассажирском салоне самолета. Исходя из этого было выполнено численное моделирование стационарного двумерного течения в плоском поперечном сечении правой симметричной части пассажирского салона Боинг 747-100.

В этих целях была построена система блочных неструктурированных сеток с общим числом ячеек 139473 (рис. 1, а, б). При этом удалось добиться максимального локального сеточного разрешения в местах с наименьшими линейными масштабами физических явлений (рис. 1, в, г). Минимальное расстояние от ближайшего к стенке узла до стенки составляло $5 \cdot 10^{-4}D$, где D — диаметр фюзеляжа. Чтобы корректно выполнить условия применения модели турбулентности SST у стенки, осуществлялся контроль за величиной y^+ (вблизи стенки $y^+ \leq 3$).

Некоторые результаты численного моделирования представлены на рис. 2. На рис. 2, а изображены траектории меченых частиц в поперечном сечении правой симметричной части салона самолета, которые в данном случае совпадают с линиями тока, а поле модуля вектора скорости показано на рис. 2, б.

В исследовании САМІ было выполнено численное моделирование на базе собственного алгоритма

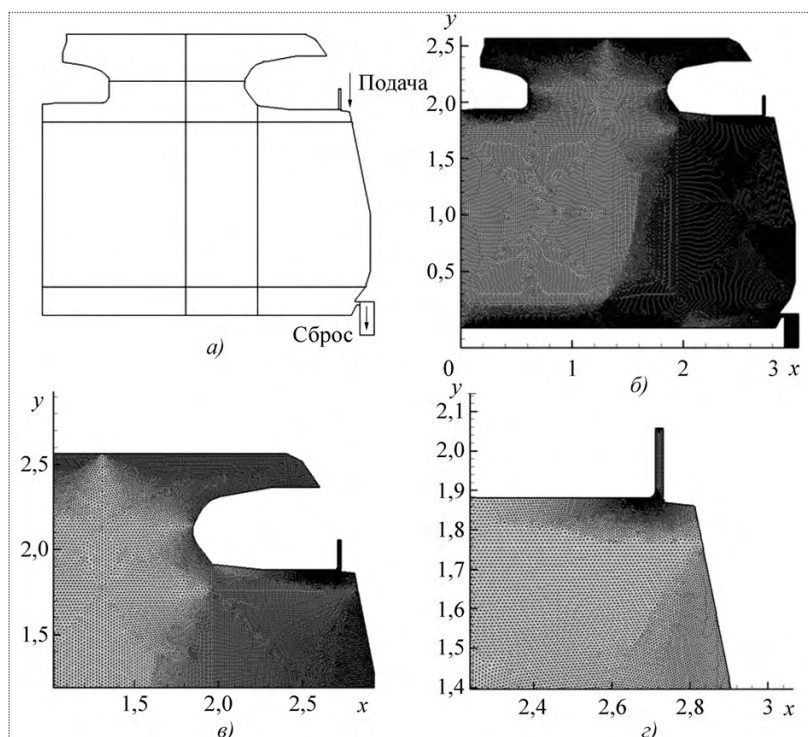


Рис. 1. Общая схема вентиляции (а) и система блочных неструктурированных треугольных сеток для расчета течения внутри правой симметричной части пассажирского салона самолета Боинг 747-100 (общий вид сетки (б) и ее фрагменты (в, г))

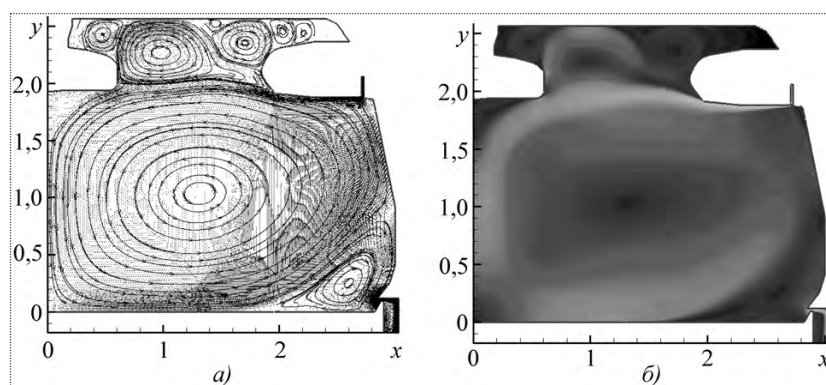


Рис. 2. Траектории меченых частиц (а) и поле модуля скорости (б) в поперечном сечении правой симметричной части пассажирского салона самолета Боинг 747-100

PICMSS, разработанного в университете Теннесси, и коммерческого пакета программ Fluent. Сравнение картин поля скорости, полученных в CAMI, с данными представленного численного моделирования показывает их хорошее совпадение.

Сравнение профилей горизонтальной и вертикальной составляющих скорости в различных сечениях салона самолета с результатами эксперимента CAMI изображены на рис. 3. На рис. 3, а показаны рассчитанные профили горизонтальной составляющей скорости (сплошные линии) в различных вертикальных сечениях салона и данные эксперимента (маркеры). Расчетные и экспериментальные профили вертикальной составляющей скорости в горизонтальном сечении салона самолета даны на рис. 3, б. Сравнивая расчетные данные представленной работы с данными эксперимента CAMI, можно констатировать их хорошее совпадение.

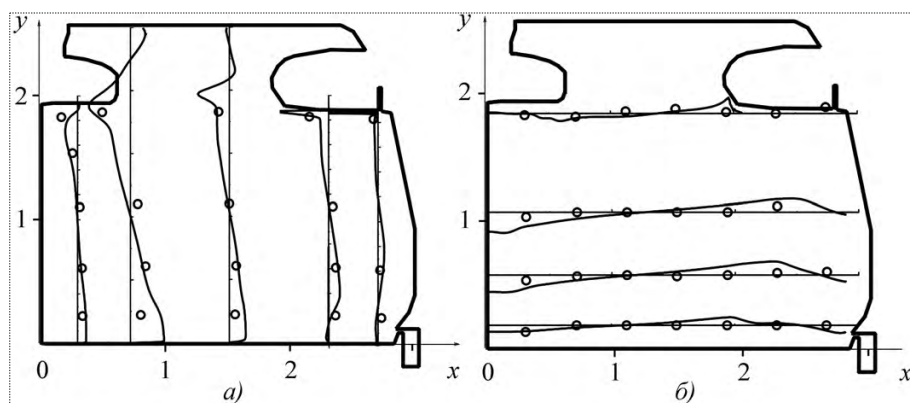


Рис. 3. Сравнение расчетных (—) и экспериментальных (О) профилей горизонтальной (а) и вертикальной (б) составляющих скорости в поперечном сечении правой симметричной части пассажирского салона самолета Боинг 747-100

Численное моделирование течения воздуха при вентиляции пассажирского салона самолета. Важными характеристиками системы вентиляции, которые учитываются при проектировании вентиляции пассажирского салона самолета, являются условия равномерности распределения подачи воздуха по длине пассажирского салона самолета и соблюдение условия автомодельности течения воздуха во всех поперечных сечениях пассажирского салона самолета. Поэтому для оценки эффективности системы вентиляции на предварительном этапе проектирования достаточно численно смоделировать двумерные стационарные течения в различных поперечных сечениях салона

самолета.

Разработанный численный алгоритм конечно-разностного решения уравнений Навье—Стокса, осредненных по Рейнольдсу (RANS) и замкнутых с помощью низкорейнольдсовой модели турбулентности Ментера, применялся для моделирования внутренних турбулентных течений вязкого газа в пассажирских салонах различных самолетов.

В качестве примера можно привести результаты численного моделирования одного из вариантов вентиляции салона самолета, который рассматривался на предварительном этапе разработки проекта вентиляции самолета SSJ-95 фирмой "Гражданские самолеты Сухого". На базе алгоритма конечно-разностного решения уравнений Навье—Стокса, осредненных по Рейнольдсу, был выполнен "численный эксперимент" для моделирования турбулентного неизотермического течения газа в пассажирском салоне самолета SSJ-95. Расчет был проведен для поперечного сечения салона

самолета при натурном числе Рейнольдса $Re = 8,28 \cdot 10^5$, которое рассчитывалось по максимальной скорости истечения воздуха из сопла вентиляции и диаметру фюзеляжа.

Вариант схемы вентиляции пассажирского салона эконом-класса SSJ-95 представлен на рис. 4. Как видно из рис. 4, а, подача воздуха производится в верхней части салона через четыре сопла, расположенные вблизи левой и правой багажных полок. Сброс воздуха происходит через вентиляционные решетки, находящиеся внизу боковой обшивки салона.

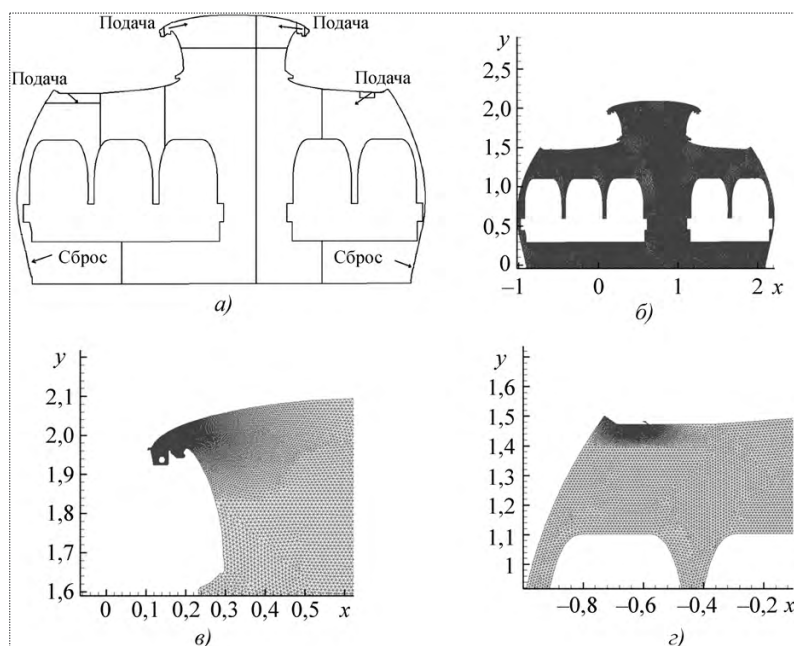


Рис. 4. Общая схема вентиляции (а) и система блочных неструктурированных треугольных сеток для расчета течения внутри части пассажирского салона SSJ-95 (общий вид сетки (б) и ее фрагменты (в, з))

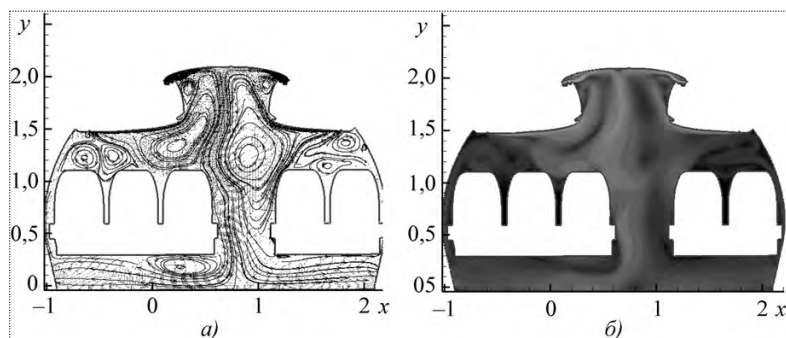


Рис. 5. Траектории меченых частиц (а) и поле модуля скорости (б) в поперечном сечении пассажирского салона самолета SSJ-95

При численном моделировании использовалась неструктурированная соприкасающаяся блочная треугольная сетка (рис. 4, б–з) с общим числом ячеек 127800. Минимальное расстояние от ближайшего к стенке узла до стенки составляло $5 \cdot 10^{-4} D$. Контроль величины y^+ показал, что вблизи стенки $y^+ \leq 3$.

В результате численного моделирования двумерного турбулентного течения в пассажирском салоне SSJ-95 были получены картины полей скорости, давления, характеристик турбулентности в салоне самолета. Некоторые результаты расчетов представлены в виде траектории меченых частиц и поля модуля скорости на рис. 5.

Траектории меченых частиц (рис. 5, а) совпадают с линиями тока течения и дают возможность проанализировать систему вентиляции салона в данном сечении. Видно, что подаваемый в пассажирский салон воздух порождает систему замкнутых рециркуляционных зон.

Анализируя траектории меченых частиц и поля модуля скорости, можно сделать вывод, что при истечении струи вдоль верхней поверхности салона реализуется эффект Коанда. Струя, выдуваемая из сопла, "прилипает" к верхней обшивке поверхности салона и движется так до тех пор, пока не сталкивается со струей, вытекающей из левой части салона. В итоге потоки воздуха разворачиваются на 90° и направляются вниз салона к пассажирским креслам.

Анализ полученных данных позволяет выдать рекомендации по возможному снижению энергетических потерь и более равномерному распределению свежего воздуха в салоне самолета. Используемый численный алгоритм, базирующийся на методе контрольного объема, дает возможность провести численные исследования турбулентных неизоэнтальпических течений воздуха с высокой точностью и адекватно описать суть физических процессов при течении воздуха в замкнутых пространствах летательных аппаратов.

Список литературы

1. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4. Begell House. 2003. 8 p.
2. Управление обтеканием тел с вихревыми ячейками в приложении к летательным аппаратам интегральной компоновки (численное и физическое моделирование). М.: Изд-во Московского гос. ун-та, 2003. 360 с.
3. Патанкар С. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости. М.: Энергоатомиздат, 1984. 152 с.
4. Исаев С.А., Усачов А.Е. Численное моделирование отрывных течений в задачах внутренней аэродинамики // Промышленная аэродинамика. 1991. Вып. 4 (36). С. 43–75.
5. Исаев С.А., Усачов А.Е. Многоблочные вычислительные технологии решения задач гидромеханики и теплофизики // Материалы междунар. конф. "Тихонов и современная математика". Москва, 2006. С. 85–86.
6. Исаев С.А., Баранов П.А., Кудрявцев Н.А., Судаков А.Г., Усачов А.Е., Харченко В.Б. 10-летний опыт развития многоблочных вычислительных технологий в пакете VP 2/3 применительно к решению задач аэрогидромеханики и теплообмена // Актуальные аспекты физико-механических исследований. Механика. Киев: Наук. думка, 2007. С. 116–134.
7. Garner R.P., Wong K.L., Ericson S.C., Baker A.J., Orzechowski J.A. CFD Validation for Contaminant Transport in Aircraft Cabin Ventilation Flow Fields // Civil Aerospace Medical Institute, Federal aviation administration. Final report. 2004. 10 p.



ДОУЛЕТОВ
Игорь Ильясович —
ведущий инженер-конст-
руктор ФГУП "НПО
им. С.А. Лавочкина"

Пневматическое пусковое устройство системы наземного старта беспилотной авиатехники

И.И. Доулетов

E-mail: npol@laspace.ru

Рассмотрены этапы создания и эволюции пусковых устройств, предназначенных для запуска летательных аппаратов. Представлен алгоритм определения главных оптимизированных проектных параметров пневматических пусковых устройств, используемый на этапе внешнего проектирования.

Ключевые слова: беспилотные авиационные системы; катапульта для запуска летательного аппарата; оптимизация проектных параметров.

I.I. Douletov. Pneumatic Sistem For Ground Launching Of Unmanned Aerial Vehicle

Stages of creation and evolution of the launching machines intended for start of aircrafts are observed. The algorithm of definition of the main optimized design parametres of pneumatic launching machines used on a stage of external designing is presented.

Key words: unmanned aerial vehicle; a catapult for aircraft start; optimization of design parametres.

В последнее время в связи с активной разработкой беспилотных авиационных комплексов во всем мире большое распространение получили пусковые устройства, позволяющие осуществить запуск летательных аппаратов в полевых условиях. Беспилотные летательные аппараты (БЛА), интегрированные с наземной инфраструктурой и пусковыми устройствами, преобразовываются в современные автономные беспилотные авиационные системы, способные выполнять широкий спектр задач.

Для того чтобы запускать летательные аппараты с заданной скоростью, используется авиационная катапульта.

Профессор Самуэль Ленгли в 1904 г. уже применял катапульти для запуска летающих моделей. При этом использовалось пусковое устройство, работающее на пружинах сжатия. С 1920 г. в Англии активное развитие получают паровые катапульти [1]. В качестве рабочего тела в этих устройствах использовался пар, который непосредственно перед запуском накапливался в паровом генераторе.

Можно выделить несколько этапов развития пусковых устройств:

- 1896—1912 гг. Появилось метательное устройство профессора Ленгли (США), посредством которого был запущен легкий летательный аппарат (ЛА);
- 1912—1930 гг. Создана пневматическая катапульта Чемберга (США), представлявшая собой стальную ферменную конструкцию, внутри которой крепился силовой цилиндр с поршнем. Поршень с помощью тросовой проводки был связан с тележкой, на которой размещался летательный аппарат. Для передачи движения от поршня к тележке использовался сжатый воздух. Он подавался на поршень через клапан, установленный на силовом цилиндре. Кроме того, активное развитие получили пороховые, паровые катапульти и катапульти телескопического типа;

• 1940-е — 1990-е гг. В военно-морских флотах Англии, США и Германии появились пусковые устройства, идентичные по силовой схеме и конструкции пневматической катапульты Хенкеля, Вальтера, создана пусковая установка Вильяма — Шлегеля — Хеннеси.

Пневматическая катапульта Хенкеля представляла собой конструкцию из направляющих профилей, собранных на ферменном каркасе. На направляющих крепились салазки с установленным на них летательным аппаратом. Внутри ферменного каркаса располагались ресивер и силовой цилиндр с поршнем. Движение летательному аппарату сообщалось с помощью стального троса, который одной своей частью был жестко связан с салазками, а другой — с поршнем. Перемещение поршня осуществлялось посредством подачи сжатого воздуха через клапан, установленный на головке силового цилиндра.

В 1943 г. фирмой Вальтера для реализации программы запуска самолетов-снарядов Фау была разработана паровая катапульта. По конструкции она была идентична катапульте Хенкеля. Однако в отличие от нее движение закреплённому на тележке летательному аппарату сообщалось поршнем, который механически толкал тележку катапульты. В качестве рабочего тела использовался пар, полученный в результате смешивания перекиси водорода и катализатора — перманганата калия.

В 1950-е гг. в мире активно стали развиваться пневматические пусковые устройства. Они были значительно более экономичными при эксплуатации по сравнению с пороховыми, паровыми и гидравлическими катапультами.

В военно-морских флотах стран НАТО развитие получили паровые катапульти, предназначенные для запуска тяжелых самолетов с палубы авианесущего крейсера. В общем виде паровая катапульта состояла из двух 18...20-дюймовых рабочих цилиндров, содержащих плунжерные пары с пилонными, выступающими через прорези в палубе морского судна. При запуске самолетов происходило соединение носового колеса передней стойки шасси с пилоном плунжерной пары катапульты (пилон выполнял роль толкающего механизма). Для торможения плунжерной пары после запуска самолета использовалась камера, заполняемая морской водой. В среднем для запуска тяжелых самолетов типа Е-8 и F-4 с палубы авианесущего крейсера потребовалось 620 кг пара;

• с 1990-х гг. по настоящее время. Создано электромагнитное устройство для запуска самолета (EMALS) [2]. Устройство использует силовой привод линейного асинхронного электродвигателя (LIM) и потребляет

большие пусковые токи для генерирования мощных электромагнитных полей. Благодаря наличию этих полей приводится в движение пусковой механизм, толкающий самолет вдоль поверхности базирования. Мощный линейный асинхронный двигатель, состоящий из набора катушек — статоров, требует большой суммарной электроэнергии, которая поступает от накопительных устройств, сосредоточенных в электрической схеме устройства. Специалисты ВМФ Англии и США [3] очень высоко оценили новое пусковое устройство, которое способно обеспечить взлет самолетов через каждые 47 с.

Возможны следующие способы запуска тяжелой пилотируемой и беспилотной авиатехники с использованием пусковых устройств (ПУ):

- с разгонных ракетных ускорителей;
- с пневматических и гидравлических баллист (катапульт);
- с паровых катапульт;
- с самолета-носителя.

При запуске авиатехники с использованием ракетных ускорителей себестоимость запуска по сравнению с пневматическим ПУ очень велика. Если при запуске использовать паровую катапульти, то энергозатраты на образование рабочего тела (пара) будут также очень велики, и эксплуатационные расходы при использовании таких устройств сравнятся с эксплуатационными расходами, реализуемыми при использовании ПУ с разгонными ракетными ускорителями.

Применение гидравлических катапульт для запуска авиатехники ограничено. Это связано с тем, что в этом случае для запуска ЛА в качестве рабочего тела применяется техническое масло, которое подается в полости силового цилиндра с помощью мощного электронасосного агрегата с большим расходом электроэнергии.

В результате развития технологий в области устройств для запуска беспилотных летательных аппаратов большое распространение получили пневматические ПУ. Они позволяют снизить эксплуатационные расходы более чем в 10 раз по сравнению с ПУ, используемыми в качестве рабочего тела пар или твердое топливо ракетных ускорителей, и более чем в три раза по сравнению с гидравлическими ПУ.

Для того чтобы определить параметры вновь разрабатываемых ПУ, необходимо использовать алгоритм оптимизации устройства под конкретный беспилотный летательный аппарат или типоряд БЛА.

Алгоритм оптимизации проектных параметров пусковой установки. Длина направляющих и линейные размеры катапульты напрямую зависят от значений пре-

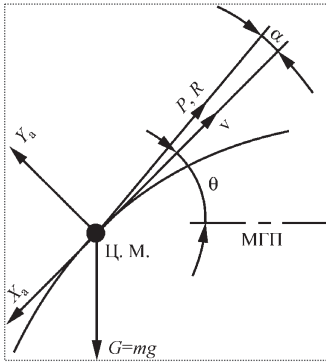


Рис. 1. Силы, действующие при запуске ЛА с пускового устройства

дельно допустимых перегрузок конструкции ЛА, а значит, от скорости запуска.

Для определения потребной длины любого пускового устройства используют уравнения

опорного движения, сформированные с учетом плана сил, действующих на ЛА при запуске (см. рис. 1).

Пусть выбрана система координат – скоростная, тогда уравнения опорного движения можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} m \frac{dV_x}{dL} \frac{dL}{dt} &= (P + R) \cos(\alpha)(1 - \mu) - X_a - mg \sin(\theta); \\ m \frac{dV_y}{dH} \frac{dH}{dt} &= (P + R) \sin(\alpha)(1 - \mu) + Y_a - mg \cos(\theta), \end{aligned} \quad (1)$$

где P , Н – сила тяги двигателя ЛА; R , Н – сила, действующая на поршень рабочего цилиндра пускового устройства; μ – коэффициент трения между опорами тележки и направляющими пускового устройства; α , рад – угол атаки; θ , рад – угол наклона траектории; X_a , Н – сила аэродинамического сопротивления; Y_a , Н – аэродинамическая подъемная сила.

В классической аэродинамике и динамике полета ЛА устанавливаются следующие зависимости для аэродинамической подъемной силы и силы аэродинамического сопротивления [5]:

$$X_a = \frac{1}{2} c_{x_a} \rho V_x^2 S_{\hat{e}} \approx \left(c_f \frac{S_{i1}}{S_{\hat{e}}} + A c_{y_a}^2 \right) \frac{1}{2} \rho V_x^2 S_{\hat{e}}; \quad (2)$$

$$Y_a = \frac{1}{2} c_{y_a} \rho V_x^2 S_{\hat{e}},$$

где c_f – коэффициент аэродинамического трения пластины; S_{OM} , м² – омываемая площадь ЛА; S_K , м² – площадь крыла ЛА; A – коэффициент отвала поляры; ρ , Н/м³ – плотность воздушной массы.

При взлете самолета или при его запуске с пускового устройства полет совершается на больших углах атаки, поэтому зависимости (2) можно преобразовать с учетом ограничений по условиям срыва потока с основной несущей поверхности – крыла, а именно:

$$\begin{aligned} X_a &= \left(\frac{\pi}{2} \frac{1}{\sqrt{\frac{V_x b_{\text{сax}}}{v}}} + \frac{1}{\pi \lambda_{\hat{e}}} c_{y_{\text{a11}}}^2 \right) \frac{1}{2} \rho V_x^2 S_{\hat{e}}; \\ Y_a &= \frac{1}{2} c_{y_{\text{a11}}} \rho V_x^2 S_{\hat{e}}, \end{aligned} \quad (3)$$

где λ_K – удлинение крыла; $b_{\text{сax}}$, м – продольный размер средней аэродинамической хорды крыла; $c_{y_{\text{a11}}}$, 1/рад – допустимый коэффициент подъемной силы для аэродинамического профиля крыла; V_x , м/с – горизонтальная скорость ЛА; v , м²/с – кинематическая вязкость.

Решая систему уравнений (1) с учетом зависимостей (3), можно определить первый главный проектный параметр пускового устройства – продольные габариты, – а также продольную n_x и поперечную n_y перегрузки, действующие на ЛА при запуске. Перегрузки, в свою очередь, определяются правыми частями системы уравнений (1) с учетом уравнений (3). В результате длина устройства оптимизируется под конкретный облик летательного аппарата:

$$\begin{aligned} L &= \frac{-12,56 \sqrt{\frac{V_x b_{\text{нах}}}{v}} \lambda_{\hat{e}} m V_x^2}{12,56 \cos(\alpha) \sqrt{\frac{V_x b_{\text{нах}}}{v}} \lambda_{\hat{e}} (-P + P\mu - R + R\mu) + \rho V_x^2 S_{\hat{e}} \left(9,86 \lambda_{\hat{e}} + 2 c_{y_{\text{a11}}}^2 \sqrt{\frac{V_x b_{\text{нах}}}{v}} \right) + 12,56 mg \sin(\theta) \sqrt{\frac{V_x b_{\text{нах}}}{v}} \lambda_{\hat{e}}}; \quad (4) \\ n_x &= \left[(P + R) \cos(\alpha)(1 - \mu) - \frac{1}{2} \left(\frac{0,5 \pi}{\sqrt{\frac{V_x b_{\text{нах}}}{v}}} + \frac{c_{y_{\text{a11}}}^2}{\pi \lambda_{\hat{e}}} \right) \rho V_x^2 S_{\hat{e}} - mg \sin(\theta) \right] / (mg); \\ n_y &= \left[(P + R) \sin(\alpha)(1 - \mu) + \frac{1}{2} c_{y_{\text{a11}}} \rho V_x^2 S_{\hat{e}} - mg \cos(\theta) \right] / (mg). \end{aligned}$$

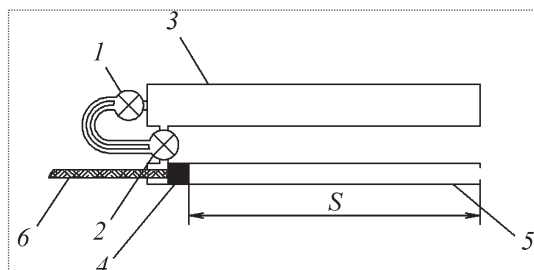


Рис. 2. Схема коммутации силовых элементов пневматического пускового устройства:

1 – пневмоэлектроклапан; 2 – отсечной кран; 3 – ресивер; 4 – поршень; 5 – рабочий цилиндр; 6 – тросовая проводка

Для определения второго главного проектного параметра пускового устройства – зарядного давления в ресивере – необходимо рассмотреть схему коммутации сосудов системы ресивер – рабочий цилиндр (рис. 2).

Согласно схеме, представленной на рис. 2, изменение объема в полости ресивера в зависимости от перемещения поршня в рабочем цилиндре подчиняется следующей зависимости:

$$V_i^k = \left(V_0 - \frac{\pi d_i^2}{4} S \right)^k, \quad (5)$$

где k – показатель адиабаты; S , м – максимальное перемещение поршня, зависящее от длины рабочего цилиндра; d_p , м – диаметр поршня или диаметр внутренней полости рабочего цилиндра.

Начальный объем ресивера пускового устройства определяется по формуле

$$V_0 = \frac{1}{4} \frac{p_0}{p_{\text{атм}}} \pi d_p^2 L_p, \quad (6)$$

где p_0 , Н/м² – давление зарядки ресивера; $p_{\text{атм}}$, Н/м² – атмосферное давление; d_p , м – диаметр внутренней полости ресивера; L_p , м – длина внутренней полости ресивера.

Давление зарядки ресивера зависит от усилия

на поршне рабочего цилиндра, необходимого для запуска ЛА:

$$p_0 = \frac{4R}{\pi d_i^2}. \quad (7)$$

Чтобы определить оптимальное значение давления в ресивере с учетом потерь, необходимо преобразовать уравнение (5) с учетом (6) и (7). Тогда оптимальное давление зарядки ресивера

$$p_0 = - \frac{-4Rd_p^2 L_p + \pi d_i^4 S p_{\text{атм}}}{d_p^2 L_p d_i^2}. \quad (8)$$

Очень важным показателем, по которому можно сравнивать пусковые устройства, является потенциальная энергия рабочего тела ресивера

$$E = p_0 V_0. \quad (9)$$

Для того чтобы определить влияние аэродинамических параметров самолета, тяги двигателя и нагрузки на поршень на продольные габариты пневматического пускового устройства, рассмотрим графики, представленные на рис. 3, а–д. Они получены на основе приведенного алгоритма при математическом моделировании запуска БЛА класса макси (взлетная масса 10 400 кг) с взлетной скоростью 40 м/с.

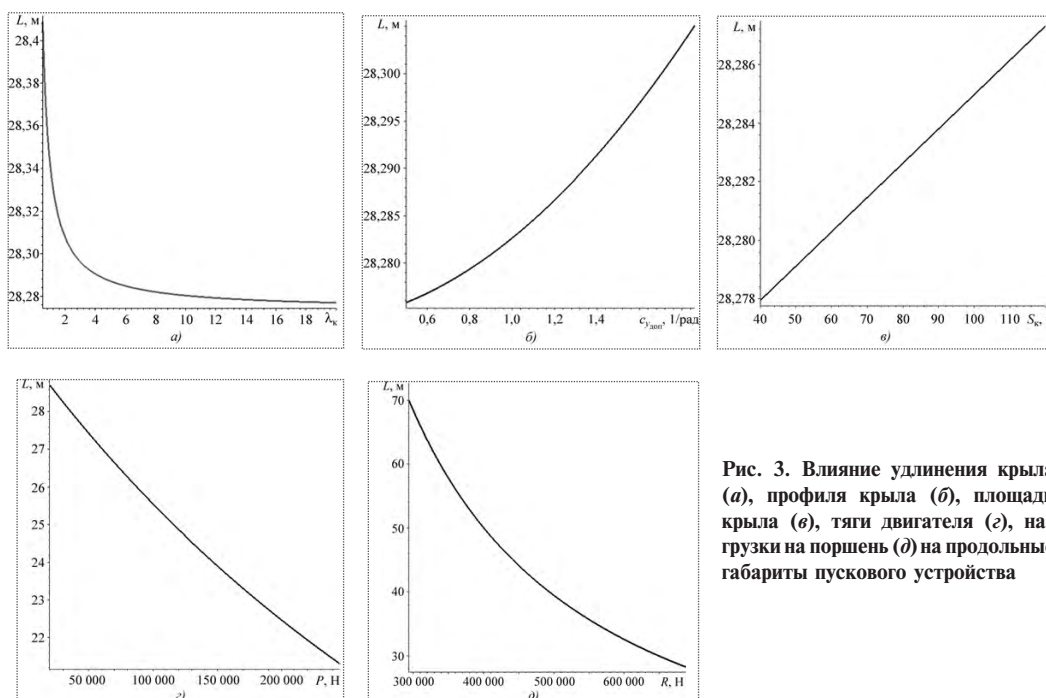
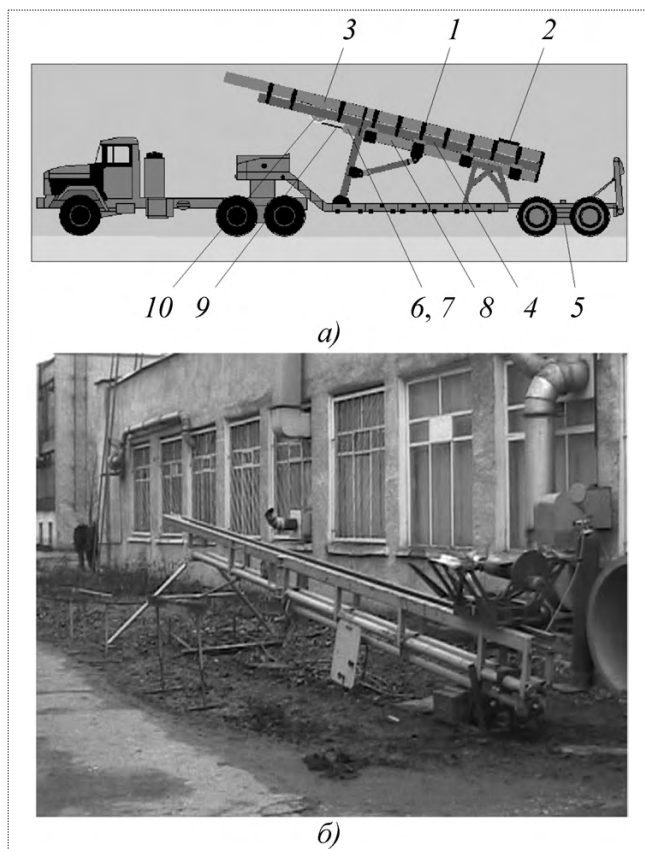


Рис. 3. Влияние удлинения крыла (а), профиля крыла (б), площади крыла (в), тяги двигателя (г), нагрузки на поршень (д) на продольные габариты пускового устройства



УДК 629.7

Оптимальное управление сканированием маршрутов съемки для КА дистанционного зондирования Земли

Ю.Н. Горелов, С.Б. Данилов, А.И. Мантуров, А.В. Пермьяков

E-mail: science@ssu.samara.ru; csdb@samtel.ru

Приводятся математические модели управления сканированием произвольных маршрутов съемки в режиме "push broom" ("заметания") и качества получаемой при этом информации для космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Сформулирована вариационная задача синтеза оптимальных законов управления сканированием и предложена вычислительная схема для ее решения на основе принципа максимума. Рассмотрена задача параметрической оптимизации законов сканирования.

Ключевые слова: космический аппарат; дистанционное зондирование; маршрут съемки; управление сканированием; вариационная задача; оптимальный закон; параметрическая оптимизация.

Yu.N. Gorelov, S.B. Danilov, A.I. Manturov, A.V. Permyakov . Optimal Scanning Control Of Survey Routes For Earth Remote Sensing Spacecraft

The article covers mathematical scanning models of random survey routes in "push broom" mode. The quality of obtained information by Earth remote sensing spacecraft is demonstrated. There is shown variational problem of optimal scanning law synthesis, and is proposed computational layout for its solution based on the maximum principle. There is considered the problem of parameter optimization of scanning laws.

Key words: spacecraft; remote sensing; survey route; scanning control; variational problem; optimal law; parameter optimization.

Получаемая с помощью космических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) информация находит все более широкое применение для решения прикладных задач в различных отраслях народного хозяйства. Необходимость повышения качества такой информации связана с требованиями к управлению угловым движением и бортовой аппаратурой зондирования космических аппаратов (КА) ДЗЗ [1, 2] типа "Ресурс-ДК" [3, 4].

В связи с этим возникает потребность в синтезе интегральных программ управления угловым движением КА ДЗЗ [5]. При этом должны быть решены задачи, во-первых, оптимального управления сканированием маршрутов съемки (МС) с учетом имеющихся технических и физических ограничений для аппаратуры зондирования и, во-вторых, синтеза программ углового движения КА ДЗЗ на межмаршрутных интервалах, т.е. на интервалах перенацеливания аппаратуры зондирования.

Решение этих задач отвечает первому по иерархии уровню оптимизации космической системы ДЗЗ и является необходимым для решения задачи более высокого уровня оптимизации — задачи планирования последовательности сканируемых МС на заданном интервале полета и для заданного множества районов зондирования в полосе обзора [6]. Это определяет как структуру интегральной программы управления, так и производительность КА ДЗЗ.



ГОРЕЛОВ
Юрий Николаевич — проректор по научной работе Самарского государственного университета, профессор, доктор техн. наук



ДАНИЛОВ
Сергей Борисович — доцент Самарского государственного университета, кандидат техн. наук



МАНТУРОВ
Александр Иванович — начальник отдела ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс", профессор, доктор техн. наук



ПЕРМЯКОВ
Алексей Владимирович — ведущий инженер-конструктор ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс"

По-видимому, наиболее сложной является задача синтеза законов оптимального управления сканированием произвольного МС в режиме "push broom" [3]. В зависимости от характеристик районов зондирования МС могут иметь сложную геометрию и произвольное расположение относительно трассы полета КА, что предъявляет особые требования к процессам сканирования таких МС [5]. В связи с этим здесь рассматривается один из возможных подходов к решению новой в теории управления угловым движением КА ДЗЗ вариационной задачи синтеза оптимального управления сканированием произвольного МС, постановка которой была сформулирована в [6].

Математическая модель МС и условия его сканирования. С учетом особенностей функционирования оптико-электронной аппаратуры зондирования современных КА ДЗЗ [3] организация процесса сканирования произвольного МС требует выполнения ряда условий и построения на их основе соответствующих математических моделей [1, 2, 4, 7]. Первое и основное необходимое условие сканирования МС представляется соотношением

$$\mathbf{r}_{\text{ЕА}} = \mathbf{r}_i - \mathbf{r}_{\text{ЕА}}, \quad (1)$$

где $\mathbf{r}_{\text{ЕА}}$ — радиус-вектор КА ДЗЗ (в гринвичской системе координат); $\mathbf{r}_i$ — радиус-вектор центральной линии МС (ЦЛМ); $\mathbf{r}_{\text{ЕА}}$ — радиус-вектор линии визирования (ЛВ), которая определяет требуемое положение оптической оси аппаратуры зондирования в пространстве.

В соотношении (1) радиус-вектор $\mathbf{r}_{\text{ЕА}}$ определяется кинематическим уравнением движения КА $\mathbf{r}_{\text{ЕА}} = \mathbf{r}_{\text{ЕА}}(t)$, получаемым при решении дифференциальных уравнений его орбитального движения, а радиус-вектор ЦЛМ $\mathbf{r}_i$ задается вектор-функцией дуговой координаты s , отсчитываемой, например, вдоль ЦЛМ: $\mathbf{r}_i = \mathbf{r}_i(s)$. Но тогда $\mathbf{r}_{\text{ЕА}}$ в (1) есть вектор-функция двух аргументов: $\mathbf{r}_{\text{ЕА}} = \mathbf{r}_{\text{ЕА}}(t, s)$.

Поэтому выполнение соотношения (1) в каждый момент времени сканирования заданного МС требует явного определения зависимости $s = s(t)$, которая является законом сканирования этого МС (закон сканирования вместе с моделью МС определяет качество съемки). Для этого помимо модели ЦЛМ (в виде пространственной кривой $L = L(s)$) необходимо модель МС дополнить поверхностью $\Phi = \Phi(\mathbf{r})$, являющейся некоторой аппроксимацией части физической поверхности Земли, по крайней мере, в пределах полосы сканирования, которая определяется полосой захвата аппаратуры зондирования КА ДЗЗ. Очевидно, что

$$L = \Phi(\mathbf{r}_i(s)), \text{ т.е. } L \subset \Phi.$$

Закон сканирования $s = s(t)$ есть решение дифференциального уравнения

$$\frac{ds}{dt} = v_i(t, s), \quad s(t_0) = 0, \quad (2)$$

где t_0 — момент времени начала сканирования МС;

v_i — модуль вектора скорости сканирования.

Вектор скорости $\mathbf{v}_i = v_i(d\mathbf{r}_i / ds)$ определяется следующими необходимыми условиями сканирования МС [3, 7]:

совмещение оси аппаратуры зондирования КА ДЗЗ с линией визирования, задаваемой вектором $\mathbf{r}_{\text{ЕА}}$ или его ортом $\mathbf{e}_{\text{ЕА}}$;

пропорциональность проекции вектора $\mathbf{v}_i$ на фокальную плоскость аппаратуры зондирования скорости бега изображения текущей точки ЦЛМ, которая должна быть ортогональна приемной линейке ПЗС [3].

В общем случае v_i следует рассматривать как управляющий параметр, который определяет скорость бега изображения $w = |\mathbf{w}|$ текущей точки ЦЛМ (в фокальной плоскости). При этом

$$w = \frac{f \sin \alpha}{D} v_i, \quad (3)$$

где $D(t) = \tilde{D}(t, s(t))$; $\tilde{D}(t, s) = |\mathbf{r}_{\text{ЛМ}}(t, s)|$; $\alpha(t) = \tilde{\alpha}(t, s)$ — угол между векторами $\mathbf{r}(s)$ и $\mathbf{e}_{\text{ЕА}}(t) = \tilde{\mathbf{e}}_{\text{ЛВ}}(t, s)$; $\mathbf{r}(s)$ — касательный орт к ЦЛМ; f — параметр аппаратуры зондирования.

Исходя из содержания задачи сканирования, вместо скорости v_i в качестве управляющего параметра следует выбирать скорость бега изображения w . Значения w могут задаваться, например, в виде некоторой программы управления $w = w_0(t) > 0$. В этом случае зависимость (3) будет иметь вид

$$v_i(t) = P(t)w(t),$$

где $P(t) = D(t) / (f \sin \alpha(t))$.

Иначе, когда w — управляющий параметр, а закон сканирования $s = s(t)$ не задан, в общем случае скорость сканирования v_i с учетом (3) должна определяться по формуле:

$$\tilde{v}_i = \frac{\tilde{D}(t, s)}{f \sin \tilde{\alpha}(t, s)} w(\cdot), \quad (4)$$

где $w(\cdot)$ — управляющий параметр. Он должен быть определен при решении соответствующей задачи синте-

за оптимального управления, например, либо в виде некоторой программы $w(\cdot) = w(t)$, либо в виде некоторого закона сканирования. Поэтому в (4) $\tilde{v}_i = \tilde{v}_i(t, s, w)$ – функция трех аргументов. Но тогда дифференциальное уравнение (2) примет вид

$$\frac{ds}{dt} = P(t, s)w, \quad s(t_0) = 0, \quad (5)$$

где $P(t, s) = \tilde{D}(t, s)/[f \sin \tilde{\alpha}(t, s)]$. Управляющий параметр $w > 0$ в дальнейшем должен быть определен из решения соответствующей вариационной задачи [7].

Очевидно, что из условия $w > 0$ вытекает неравенство $\frac{ds}{dt} > 0$, т.е. решение уравнения (5) $s = s(t)$ – строго монотонно возрастающая функция ($\forall t \geq t_0$), и для нее всегда существует обратная функция $t = \sigma(s)$, такая, что $t_0 = \sigma(0)$, которая также является строго монотонно возрастающей функцией ($\forall s \geq 0$).

С вектором скорости v_i в силу условий сканирования определенным образом связан орт нормали, который задает требуемое положение плоскости сектора сканирования аппаратуры зондирования, а именно:

$$\tilde{e}_D(t, s, w) = \frac{\tilde{v}_D(t, s, w)}{\tilde{v}_D(t, s, w)}, \quad (6)$$

где $\tilde{v}_D(t, s, w) = \tilde{e}_{LB}(t, s) \times [\tilde{v}_M(t, s, w) \times \tilde{e}_{LB}(t, s)]$. Еще один орт определяет требуемое положение линейки ПЗС:

$$\tilde{e}_\pi(t, s, w) = \tilde{e}_{LB}(t, s) \times \tilde{e}_D(t, s, w). \quad (7)$$

Тройка ортов $\tilde{e}_{LB}(t, s)$, $\tilde{e}_D(t, s, w)$, $\tilde{e}_\pi(t, s, w)$ описывает требуемую ориентацию КА ДЗЗ в пространстве относительно сканируемого МС. Кроме того, для формирования программы углового движения КА ДЗЗ необходимы также (из условий совмещения соответствующих осей его связанной системы координат с осями, задаваемыми указанной выше тройкой) выражения для соответствующих компонент вектора потребной угловой скорости КА ДЗЗ (в гринвичской системе координат) $\tilde{\omega}_{KA}(t, s, w) = \omega_{LB}^{(D)} \tilde{e}_D + \omega_{LB}^{(\pi)} \tilde{e}_\pi + \omega_{BP} \tilde{e}_{LB}$. Они вычисляются по формулам

$$\omega_{LB}^{(D)}(t, s, w) = \frac{1}{\tilde{D}(t, s)} \tilde{e}_\pi(t, s, w) v_{KA}(t); \quad (8)$$

$$\begin{aligned} \omega_{LB}^{(\pi)}(t, s, w) = \\ = \frac{1}{\tilde{D}(t, s)} [\tilde{v}_M(t, s, w) \sin \tilde{\alpha}(t, s) - \tilde{e}_D(t, s, w) v_{KA}(t)]; \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \omega_{BP}(t, s, w) = \\ = \left(\frac{C \operatorname{tg} \tilde{\alpha}(t, s)}{\tilde{D}(t, s)} v_{KA}(t) + \frac{\tilde{v}_M(t, s, w)}{\rho_M(s) \sin \tilde{\alpha}(t, s)} n_M(s) \right) \tilde{e}_\pi(t, s, w), \end{aligned} \quad (10)$$

где ρ_M – радиус кривизны ЦЛМ; n_M – орт главной нормали ЦЛМ.

Модель качества сканирования полосы МС. Как известно [3], детекторами линейки ПЗС (ее положение задается ортом e_π , определяемым (7)) аппаратуры зондирования одновременно регистрируется множество точек изображения некоторой линии на поверхности полосы сканирования Φ (на поверхности Земли), которые и формируют текущую строку получаемого изображения.

Указанная линия – элементарная полоска сканирования $dP_i \subset \Phi$ – образуется (сектором захвата аппаратуры зондирования S_i с вершиной в КА) при пересечении плоскости с нормалью e_D и поверхностью Φ .

Ось симметрии S_i задается ортом e_{EA} , а его образующие – предельными (левой и правой) боковыми линиями визирования, определяемыми углом захвата аппаратуры зондирования (или углом ε_0 , равным половине угла раствора S_i). Точкам полоски dP_i отвечают линии визирования, задаваемые ортами $e_{EA}^{(\varepsilon)}$:

$$e_{EA}^{(\varepsilon)} = e_{EA} \cos \varepsilon + e_\pi \sin \varepsilon, \quad -\varepsilon_0 \leq \varepsilon \leq \varepsilon_0. \quad (11)$$

При $\varepsilon = 0$ из (11) получим $e_{EA}^{(0)} = e_{EA}$ – орт линии визирования для точки ЦЛМ. По построению орты $e_{EA}^{(\varepsilon)}$ ($-\varepsilon_0 \leq \varepsilon \leq \varepsilon_0$) лежат в плоскости S_i . В общем случае наклонные дальности для них $D_\varepsilon = |r_{EA}^{(\varepsilon)}|$ отличаются от дальности для соответствующей точки ЦЛМ – $D = D_0 = |r_{EA}|$. Это приводит к отклонению от требуемого значения $w_0 = w_0 e_D$ значений вектора скорости бега изображений w_ε в фокальной плоскости для каждой точки $M_\varepsilon \in dP_i$:

$$w_\varepsilon = w_0 e_D + \Delta w_\varepsilon e_\pi, \quad -\varepsilon_0 \leq \varepsilon \leq \varepsilon_0,$$

где $w_\varepsilon \neq w_0$ и $\Delta w_\varepsilon \neq 0$ при $\varepsilon \neq 0$.

В связи с этим качество сканирования для любой точки элементарной полоски тесно связано с величинами $|w_\varepsilon - w_0|$ и $|D_\varepsilon - D_0|$. Поскольку вектор скорости бега изображений w_ε точки $M_\varepsilon \in dP_i$ определяется ее вектором скорости сканирования v_{Me} , то с учетом (8) – (10) можно получить следующие выражения для w_ε и Δw_ε (в них для удобства записи опущена часть аргументов и учтено, что $w = w_0$):

$$\tilde{w}_\varepsilon(\varepsilon) = \tilde{w}_\varepsilon(t, s, w, \varepsilon) = \frac{f}{\tilde{D}_\varepsilon(t, s, \varepsilon) \cos \varepsilon} \mathbf{v}_{\text{КА}}(t) \tilde{\mathbf{e}}_D(t, s, w) + (12)$$

$$+ f[\omega_{\text{ЛБ}}^{(\pi)}(t, s, w) - \omega_{\text{ВР}}(t, s, w) \operatorname{tg} \varepsilon];$$

$$\Delta \tilde{w}_\varepsilon(\varepsilon) = \Delta \tilde{w}_\varepsilon(t, s, w, \varepsilon) = \frac{f}{\tilde{D}_\varepsilon(t, s, \varepsilon) \cos \varepsilon} \times (13)$$

$$\times \left[\left(1 - \frac{\tilde{D}_\varepsilon(t, s, \varepsilon)}{\tilde{D}_0(t, s, 0) \cos \varepsilon} \right) \mathbf{v}_{\text{КА}}(t) \tilde{\mathbf{e}}_\pi(t, s, w) - \mathbf{v}_{\text{КА}}(t) \tilde{\mathbf{e}}_{\text{ЛБ}}(t, s) \operatorname{tg} \varepsilon \right].$$

Качество сканирования элементарной полоски $d\mathbf{P}_i$ с учетом (12), (13) и для заданной функции $w_0 = \tilde{w}_0(t, s)$ можно определить значением интеграла

$$G(t, s, w_0) = \frac{1}{2\varepsilon_0} \int_{-\varepsilon_0}^{+\varepsilon_0} R[(w_\varepsilon(t, s, w_0, \varepsilon) - w_0), \Delta w_\varepsilon(t, s, w_0, \varepsilon)] d\varepsilon, (14)$$

где R – некоторая заданная функция (например, типа подходящей векторной нормы для разностей векторов $\tilde{w}_\varepsilon(t, s, w_0, \varepsilon) - w_0(t, s)$, где $w_0 = w_0 \tilde{\mathbf{e}}_D$).

Для учета каких-либо особенностей в характере распределения значений качества сканирования вдоль элементарной полоски $d\mathbf{P}_i$ (отвечающей точке ЦЛМ с дуговой координатой s в момент времени t) подынтегральное выражение в (14) всегда можно скорректировать путем умножения на некоторую весовую функцию $q(s, \varepsilon) \geq 0$. С помощью этой функции можно учитывать ряд эффектов, влияющих на качество сканирования, в частности освещенность и контрастность объекта съемки, облачность, дефокусировку аппаратуры зондирования и т.п. В связи с этим далее вместо (14) будет рассматриваться показатель качества сканирования МС в общей записи с учетом, быть может, некоторой весовой функции $q(s, \varepsilon)$:

$$G(t, s, w) = \frac{1}{2\varepsilon_0} \int_{-\varepsilon_0}^{+\varepsilon_0} \tilde{R}_\varepsilon(t, s, w, \varepsilon) d\varepsilon, (15)$$

где $\tilde{R}_\varepsilon = qR$.

Принимая ширину элементарной полоски $d\mathbf{P}_i$ равной ds , с точностью до малых первого порядка получим элементарную площадку, которая будет соответствующей частью полосы сканирования МС. Поэтому показатель качества сканирования для $d\mathbf{P}_i$ с учетом (15) можно определить величиной $Q(s)G(t, s, w)ds$, где $Q(s) \geq 0$ – некоторая весовая функция.

Очевидно, что для определения качества сканирования всего МС эту величину следует проинтегрировать по s в пределах всей ЦЛМ:

$$J = \frac{1}{s_f} \int_0^{s_f} Q(s)G(t, s, w)ds. (16)$$

Предполагая, что задана некоторая функция $w = \tilde{w}_0(t, s) > 0$, можно получить отвечающий ей закон сканирования $s = s(t)$ такой, что функция $s(t)$ является строго монотонно возрастающей. Но тогда для нее существует строго монотонно возрастающая обратная функция $t = \sigma(s)$, такая, что $t_0 = \sigma(0)$ и $t_f = \sigma(s_f)$, где t_f – момент завершения сканирования МС. При этом в (16) допустима замена переменной интегрирования s на переменную интегрирования t . С учетом (5) получим выражение (16) в следующем виде [7]:

$$J = \frac{1}{s_f} \int_{t_0}^{t_f} Q(s)G(t, s, w)P(t, s)w dt. (17)$$

Для удобства дальнейших записей введем обозначение:

$$F(t, s, w) = \frac{1}{s_f} Q(s)G(t, s, w)P(t, s). (18)$$

Показатель качества (17) с учетом (18) имеет вид

$$J = \int_{t_0}^{t_f} F(t, s, w)w dt. (19)$$

Очевидно, что момент времени t_f в (19) не фиксирован, так как он определяется в конечном счете законом сканирования $s = s(t)$.

Постановка задачи оптимального сканирования МС и основные соотношения принципа максимума. Математические модели, полученные с учетом выполнения необходимых условий сканирования произвольного МС и требования обеспечения качества его сканирования, приводят к постановке следующей вариационной задачи: найти такое допустимое управление $w = w_{\text{опт}}(\cdot)$, которое удовлетворяет ограничениям на управляющий параметр

$$0 < w_{\min} \leq w \leq w_{\max} < \infty (20)$$

и доставляет минимум функционалу (19) с учетом дифференциальной связи

$$\frac{ds}{dt} = P(t, s)w (21)$$

и граничных условий

$$s(t_0) = 0; s(t_f) = s_f, \quad (22)$$

где s_f — заданный параметр (длина ЦЛМ в единицах дуговой координаты).

В общем случае функционал (19) в сформулированной задаче допускает следующую модификацию (регуляризацию) [7, 8]:

$$J_\beta = \int_{t_0}^{t_f} [F(t, s, w)w + \beta(w - w^*)^2] dt, \quad (23)$$

где $\beta \geq 0$ — весовой коэффициент; $w^* = w_{\text{нр}}^*(t, s)$ — некоторая заданная функция. В частности, может быть задано $w^* = \text{const}$, а также $w = w_{\text{гд}}^*(t)$ или $w = w_{\text{гд}}^*(s)$; очевидно, что в первом случае задается желаемая программа управления, а во втором — требуемый "профиль" для управляющего параметра вдоль ЦЛМ.

В соответствии с принципом максимума Понтрягина гамильтониан задачи (20) — (23) имеет следующий вид [8]:

$$H(t, s, w, \psi) = -F(t, s, w)w - \beta(w - w^*)^2 + \psi P(t, s)w, \quad (24)$$

где ψ — сопряженная переменная, удовлетворяющая уравнению

$$\frac{d\psi}{dt} = -\frac{\partial H(t, s, w, \psi)}{\partial s}, \quad (25)$$

граничные условия для которого должны иметь вид

$$\psi(t_0) = \psi_0; \psi(t_f) = \psi_f, \quad (26)$$

где ψ_0 и ψ_f — некоторые константы. Так как в силу условий (22) значения фазовой переменной на границах интервала управления $[t_0, t_f]$ заданы, то эти значения сопряженной переменной в моменты времени t_0 и t_f не определены.

В задаче (20) — (23) также должно выполняться условие трансверсальности

$$H(t_f, s_f, w_{\text{опт}}(t_f), \psi(t_f)) = 0. \quad (27)$$

Оптимальное управление $w_{\text{опт}}$ определяется из условия максимума (24) по управляющему параметру w :

$$w_{\text{опт}}(t) = \max_{w_{\min} \leq w \leq w_{\max}} H(t, s(t), w, \psi(t)).$$

Для задачи (20) — (23) справедлив принцип максимума [8], а именно: если управляющий параметр $w = w_{\text{опт}}(t)$, удовлетворяющий ограничениям (20), и соответствующее ему решение дифференциального уравнения (21), удовлетворяющее граничным усло-

виям (22), доставляют минимум функционалу (23) (или функционалу (19) при $\beta = 0$), то существует такое ненулевое непрерывное решение уравнения (25) $\psi(t)$, что при каждом $t \in [t_0, t_f]$ гамильтониан (24) достигает максимума по w и выполняется условие трансверсальности (27), которое с учетом (24) имеет вид

$$\psi(t_f)P(t_f, s_f)w_f - F(t_f, s_f, w_f)w_f - \beta(w_f - w^*)^2 = 0, \quad (28)$$

где $w_f = w_{\text{опт}}(t_f)$.

Соответственно, структура оптимального управления в задаче (20) — (23) такова:

$$w_{\text{опт}}(t) \begin{cases} w_{\max}, \hat{w}(t) \geq w_{\max}; \\ \hat{w}(t), w_{\min} < \hat{w}(t) < w_{\max}; \\ w_{\min}, \hat{w}(t) \leq w_{\min}, \end{cases} \quad (29)$$

где $\hat{w}(t)$ — стационарная точка гамильтониана (24) по управляющему параметру.

Очевидно, что при $\beta \rightarrow 0$ задача (20) — (23) сводится к задаче (19) — (22). При $\beta \rightarrow \infty$, $\hat{w}(t) = w^*$ (при $w^* = \text{const}$ — переход к задаче параметрической оптимизации, в которой отыскивается значение w^* , доставляющее минимум (19) на соответствующих решениях уравнения (21)). То же самое, но только при $t \rightarrow t_f$ получим из условий трансверсальности (28) с учетом свойств функций $F(t, s, w)$, $P(t, s)$ и ограниченности решения сопряженного уравнения (25).

Вычислительная схема решения вариационной задачи. С учетом приведенных необходимых условий оптимальности и (29) решение задачи (20) — (23) (в том числе и при $\beta = 0$) сводится к решению краевой задачи (21), (22) и (25). Известно достаточно много эффективных численных методов решения вариационных задач указанного типа [7, 8], к которым относятся и методы, основывающиеся на основных соотношениях принципа максимума Понтрягина и учитывающие те или иные их особенности.

В рассматриваемой здесь задаче к ним относятся, во-первых, "квазилинейный" вид исходного функционала (19) и линейность дифференциальной связи (21) по управляющему параметру w и, во-вторых, как в (19), так и в модифицированном функционале (23) момент времени t_f не фиксирован, что приводит к условию трансверсальности (27) или (28). Последнее дает возможность построить приемлемое начальное приближение для решения задачи (20) — (23).

Действительно, если в задаче параметрической оптимизации найдены значение $w^* = \text{const}$ ($w_{\min} \leq w^* \leq w_{\max}$) и соответствующее ему значение

момента времени $t_f = t_f^*$ из условия минимума функционала (19) с учетом (21) и (22), то в качестве начального приближения можно принять $t_f^{(0)} = t_f^*$ и $\tilde{w}^{(0)}(t) = w^*$. Кроме того, из условий трансверсальности (28) (вообще говоря, при любых $w_{\min} \leq w(t_f) \leq w_{\max}$ и $\beta \geq 0$) также можно получить начальные приближения для конечного значения сопряженной переменной:

$$\tilde{\psi}_f^{(0)} = \psi(t_f^*) = \frac{F(t_f^*, s_f, w^*)}{P(t_f^*, s_f)}. \quad (30)$$

Для определения момента времени t_f^* вначале следует проинтегрировать дифференциальное уравнение (21) при $w = w^*$ с нулевым начальным условием. Далее с учетом полученного решения $s = \tilde{s}^{(0)}(t)$, $t \geq t_0$, момент времени t_f^* определяется из условия $\tilde{s}^{(0)}(t_f^*) = s_f$. Соответственно, из (30) получим значение $\tilde{\psi}_f^{(0)}$ и уравнение для сопряженной переменной (25) в виде

$$\frac{d\tilde{\psi}^{(0)}}{dt} = - \frac{\partial H(t, s, w^*, \tilde{\psi}^{(0)}(t))}{\partial s} \Big|_{s=\tilde{s}^{(0)}(t)}. \quad (31)$$

Интегрируя затем дифференциальное уравнение (31) в обратном времени на интервале $[t_0, t_f^*]$ с конечным условием $\tilde{\psi}^{(0)}(t_f^*) = \tilde{\psi}_f^{(0)}$, получим его решение $\tilde{\psi}^{(0)}(t)$, а отсюда при $t = t_0$ — значение $\tilde{\psi}^{(0)}(t_0)$, которое и следует выбирать в качестве начального приближения для значения ψ_0 в (26).

Таким образом, принимая в качестве начального значения сопряженной переменной в (26) значение $\tilde{\psi}^{(0)}(t_0)$, т.е. $\psi_0^{(1)} = \tilde{\psi}^{(0)}(t_0)$, а также принимая $\tilde{w}^{(1)}(t) = w_{\text{opt}}(t)$, т.е. учитывая (29), можно решить соответствующую задачу Коши для системы (21) и (25) в прямом времени до выполнения конечного условия из (22): $s^{(1)}(t_f^{(1)}) = s_f$. При этом получим начальное приближение для решения вариационной задачи (20)–(23) в виде $\tilde{s}^{(1)}(t)$; $\tilde{\psi}^{(1)}(t)$; $\tilde{w}^{(1)}(t)$, $\forall t \in [t_0, t_f^{(1)}]$, а также значения момента времени $t_f^{(1)}$ и функционала (23):

$$J_\beta^{(1)} = \int_{t_0}^{t_f^{(1)}} [F(t, \tilde{s}^{(1)}(t), \tilde{w}^{(1)}(t)) \tilde{w}^{(1)}(t) + \beta (\tilde{w}^{(1)}(t) - w^*)^2] dt.$$

При этом также будет получено значение гамильтониана (24) как функции $\psi_0^{(1)}$ (и, вообще говоря, β):

$$H(t_f^{(1)}, s_f, \tilde{w}^{(1)}(t_f^{(1)}), \tilde{\psi}^{(1)}(t_f^{(1)})) = \Delta_\beta(\psi_0^{(1)}).$$

Очевидно, что в общем случае $\Delta_\beta(\psi_0^{(1)}) \neq 0$. Поэтому далее решение задачи сводится к решению уравнения $\Delta_\beta(\psi_0) = 0$ с помощью какого-либо подходящего численного метода [8, 9]. В результате будет построена последовательность

$$\psi_0^{(k)}; \tilde{w}^{(k)}(t) (\forall t \in [t_0, t_f^{(k)}]), k = 0, 1, 2, \dots,$$

где $\tilde{\psi}_0^{(k)}$ — k -е приближение для начального значения сопряженной переменной; $\tilde{w}^{(k)}(t)$ — k -е приближение для оптимального управления (29), а $t_f^{(k)}$ — аналогичное приближение для t_f . При этом последовательность $J_\beta^{(k)}$, $k = 0, 1, 2, \dots$, сходится к минимуму функционала задачи (23), а $\tilde{w}^{(k)}(t)$, $k = 0, 1, 2, \dots$ — к искомому оптимальному управлению (29).

Как известно, скорость сходимости последовательных приближений в аналогичных задачах, как правило, повышается, если ввести в итерационный процесс построения последовательных приближений модификацию $\beta^{(k)} \rightarrow \beta$, $k = 0, 1, 2, \dots$, где β — весовой коэффициент в (23), а $\beta < \beta^{(0)} < \infty$ — достаточно большое число.

Соответственно, с учетом выражений для гамильтониана (24) и его стационарной точки $\hat{w}(t)$ построение приближений $\tilde{w}^{(k)}(t)$ допускается с применением следующей итерационной схемы:

$$\tilde{w}^{(k+1)}(t) = \frac{w^* + \frac{1}{2\beta} [\tilde{\psi}^{(k)}(t) P(t, \tilde{s}^{(k)}(t)) - F(t, \tilde{s}^{(k)}(t), \tilde{w}^{(k)}(t))]}{1 + \frac{1}{2\beta} \frac{\partial F(t, \tilde{s}^{(k)}(t), w)}{\partial w} \Big|_{w=\tilde{w}^{(k)}(t)}},$$

$k = 1, 2, 3, \dots$,

где $\tilde{s}^{(k)}(t)$ и $\tilde{\psi}^{(k)}(t)$ — решения системы дифференциальных уравнений (21) и (25) с учетом соответствующих начальных условий. Можно показать, что при $\beta \rightarrow \infty$ отсюда следует $\tilde{w}^{(k+1)}(t) = w^*$, что отвечает переходу к задаче параметрической оптимизации.

Параметрическая оптимизация законов сканирования. Если $w^* = \text{const}$ и $\beta \rightarrow \infty$, то $w \rightarrow w^*$, и вариационная задача (20)–(23) сводится к задаче параметрической оптимизации (по параметру w^*) закона сканирования заданного МС.

Действительно, при $\beta \rightarrow \infty$ вместо (23) следует вернуться к рассмотрению исходного функционала (19), который при этом принимает следующий вид:

$$J^* = w^* \int_{t_0}^{t_f} F(t, s, w^*) dt, \quad (32)$$

а решение дифференциального уравнения (21) с нулевым начальным условием

$$\frac{ds}{dt} = P(t, s)w^*, s(t_0) = 0 \quad (33)$$

зависит не только от параметра $w^* > 0$, но и от выбранного (допустимого условиями сканирования рассматриваемого МС) момента времени t_0 , который также является параметром задачи.

Таким образом, задача параметрической оптимизации будет состоять в следующем: требуется найти такое допустимое значение параметра $w^* \in [w_{\min}, w_{\max}]$, доставляющее минимум функционалу (32) на решениях системы (33) (здесь при условии, что параметр t_0 фиксирован).

Поскольку $w^* > 0$, то указанные решения уравнения (33) (при заданном t_0) $s(t) = s(t, w^*)$ — строго монотонно возрастающие и, более того, в этом случае существует обратная функция $t = \sigma(s; w^*)$. Поэтому для заданного значения $w = w^*$ можно определить не только значения функционала (32), но и момент времени завершения сканирования маршрута съемки:

$$t_f = t_0 + \frac{1}{w^*} \int_0^{s_f} \frac{ds}{P(\sigma(s, w^*), s)}.$$

В общем случае получаемые значения функционала (32) и этот момент времени t_f (а вместе с ним и длительность сканирования МС $t_f - t_0$) также зависят от выбора момента времени t_0 , которому отвечает вполне определенное значение угла "тангажного упреждения" [3, 7] или, что то же самое, значение угла $\alpha_0 = \tilde{\alpha}(t_0, s)|_{s=0}$ (см. определение функции $\tilde{\alpha}(t, s)$). Наоборот, значению α_0 ($0 < \alpha_{\min}^0 \leq \alpha_0 \leq \alpha_{\max}^0 < \pi$) отвечает некоторый момент времени t_0 , а именно $t_0 = \xi(\alpha_0)$, где функция $\xi(\alpha_0)$ — строго монотонно возрастающая. Таким образом, будут иметь место следующие зависимости:

$$J^* = J^*(w^*, \alpha_0); t_0 = \xi(\alpha_0). \quad (34)$$

В связи с этим рассматриваемую задачу оптимизации закона сканирования заданного МС можно переформулировать в следующих основных вариантах.

Во-первых, когда требуется найти минимум целевой функции $J^*(w^*, \alpha_0)$ (34) по параметру w^* при заданном значении α_0 , т.е.

$$w_{\text{opt}}^* = \arg \min_{\substack{w_{\min} \leq w \leq w_{\max} \\ \alpha_0 = \text{const}}} J^*(w^*, \alpha_0). \quad (35)$$

Во-вторых, когда требуется найти минимум этой же целевой функции не только по параметру w^* , но и по параметру α_0 , т.е.

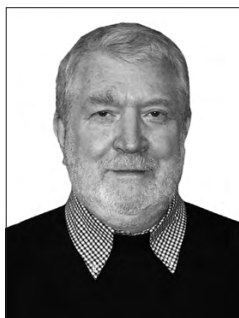
$$\{w_{\text{opt}}^*, \alpha_{\text{opt}}^0\} = \arg \min_{\substack{w_{\min} \leq w^* \leq w_{\max} \\ \alpha_{\min}^0 \leq \alpha_0 \leq \alpha_{\max}^0}} J^*(w^*, \alpha_0). \quad (36)$$

Решения задач (35) и (36) можно принимать как начальное приближение для решения вариационной задачи (20)–(23) (при $0 \leq \beta < \infty$), если для ее решения применяется какой-либо из известных численных методов [8]. В свою очередь, с учетом имеющихся технических ограничений для аппаратуры зондирования в (23) всегда можно принимать $w^* = \text{const}$.

Итак, на основе необходимых условий сканирования в режиме "push broom" произвольных МС для оптико-электронных КА ДЗЗ построены математические модели управления сканированием таких МС и качества получаемой при этом информации. Сформулирована новая вариационная задача синтеза оптимальных законов управления сканированием произвольных МС, а также предложена вычислительная схема ее решения на основе принципа максимума Понтрягина с учетом основных особенностей этой задачи. Эта схема решения вариационной задачи (20) – (23) является вполне эффективной в вычислительном отношении. Более того, она оказывается конкурентоспособной и в сравнении с другими численными методами при разработке алгоритмического обеспечения для систем моделирования и оптимизации процессов управления сканированием для КА ДЗЗ. Рассмотрена также задача параметрической оптимизации законов сканирования, решение которой предлагается применять в качестве начального приближения для решения вариационной задачи оптимального управления сканированием МС.

Авторы и соавторы: А.В. Соллогуб, Г.П. Аншаков, В.В. Данилов

1. Соллогуб А.В., Аншаков Г.П., Данилов В.В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Земли. М.: Машиностроение, 1993. 368 с.
2. Рис У.Г. Основы дистанционного зондирования. М.: Техносфера, 2006. 336 с.
3. Бакланов А.И. Системы наблюдения и мониторинга. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2009. 234 с.
4. Аншаков Г.П., Мантуров А.И., Усталов Ю.М., Горелов Ю.Н. Управление угловым движением КА дистанционного зондирования // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2006. № 6. С. 12–18.
5. Горелов Ю.Н. Интегральные программы управления угловым движением космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Обзор. прикл. и пром. математики. 2008. Т. 15. Вып. 6. С. 1063–1065.
6. Горелов Ю.Н., Горелова О.И., Данилов С.Б. Формирование оптимальных планов сканирования для космических аппаратов дистанционного зондирования Земли // Обзор. прикл. и пром. математики. 2009. Т. 16. Вып. 2. С. 310–312.
7. Горелов Ю.Н. Об оптимальном сканировании маршрутов съемки на поверхности Земли космическими средствами дистанционного зондирования // Обзор. прикл. и пром. математики. 2009. Т. 16. Вып. 1. С. 141–142.
8. Моисеев Н.Н. Элементы теории оптимальных систем. М.: Наука, 1974. 528 с.



КАПРАЛОВ
Владимир Михайлович —
доцент Санкт-Петербург-
ского государственного
университета гражданской
авиации, кандидат техн.
наук

Оценка долговечности и ресурса лопаток осевых компрессоров многорежимных авиационных ГТД

В.М. Капралов

E-mail: omtsga@mail.ru

Безопасность эксплуатации лопаток осевых компрессоров газотурбинных двигателей определяется соотношением предельно допустимых и действующих переменных механических напряжений. В работе обосновываются возможность и целесообразность расчета долговечности лопаток компрессоров ГТД с учетом влияния условий эксплуатации двигателя на действующие и предельно допустимые переменные нагрузки в лопатках. Предложен метод оценки накопления усталостных повреждений в лопатках с учетом эксплуатационных факторов.

Ключевые слова: лопатки осевых компрессоров ГТД; расчет долговечности лопаток компрессоров ГТД; метод оценки накопления усталостных повреждений в лопатках.

V.M. Kapralov. Evaluation Of Blade Longevity And Lifetime In Axial Compressors Of Multyconditional Aviation Gas And Turbine Engines

Safe exploitation of axial compressor blades in gas and turbine engines is determined by the correlation (ratio) of extreme (ultimate) and operating variable mechanical tension. The paper soundly proves and substantiates the possibility and expediency of calculation of blade longevity (long life) and lifetime accounting the influence of engine exploitation on operating extreme variable loads in blades. The method of evaluation of damage accumulation in blades accounting the exploitation factors has been proposed.

Key words: axial compressor blades; calculation of blade longevity and lifetime; the method of evaluation of damage accumulation in blades.

Долговечность лопаток осевых компрессоров газотурбинных двигателей (ГТД) определяется соотношением их предельно допустимых и действующих переменных механических напряжений. В технической литературе отсутствуют объективные данные об изменении указанного соотношения в условиях эксплуатации двигателей. При этом ввиду высоких значений коэффициентов запаса прочности по переменным напряжениям, как правило, обеспечиваемых при стендовых испытаниях, считается нецелесообразным применение к компрессорным лопаткам ГТД методов расчета усталостной долговечности. Наблюдаемые в эксплуатации случаи усталостных разрушений лопаток компрессоров авиационных ГТД [1] свидетельствуют о необходимости пересмотра такой концепции, по крайней мере, применительно к двигателям последних поколений. В настоящей статье обосновываются возможность и целесообразность расчета долговечности лопаток компрессоров ГТД с учетом влияния условий эксплуатации двигателя на действующие и предельно допустимые переменные нагрузки в лопатках.

Современные многорежимные газотурбинные двигатели нередко имеют воздухоподводящие каналы малой длины и сложной конфигурации и могут снабжаться пылезащитными устройствами, что, как правило, приводит к нарушению однородности потока на входе в компрессор. Осевые компрессоры современных ГТД отличаются высокой степенью повышения давления. Вызываемые неоднородностью потока переменные нагрузки лопаток могут быть отнесены к классу смешанных случайных процессов [2].

Особенность процессов динамической напряженности лопаток осевых компрессоров состоит в наличии, ввиду сложности отстройки, резонансных явлений при весьма высоких частотах нагружения. Реальный спектр колебаний лопаток содержит набор гармонических возбудителей на частотах, кратных частоте вращения роторных систем двигателя, и широкополосное (или узкополосное) случайное возбуждение от пульсаций турбулентного газового или воздушного потока (см. рис. 3, б). Особенностью спектра колебаний лопаток двигателей последних по-

колений является наличие резонансов на высоких частотах — до $\approx 35\,000$ Гц, 101 — 135-я гармоники к частоте вращения роторной системы. В столь широком диапазоне реализуются колебания для различных частот и форм.

Интенсивность и частотная структура вибрационной напряженности лопаток существенно зависят от эксплуатационных факторов. Эксплуатационные факторы оказывают влияние как на шумовую (фоновую) [3], так и на гармонические [4, 7] составляющие процесса. В частности, установлено, что уровни переменных напряжений в рабочих лопатках осевых компрессоров в эксплуатационных условиях работы ГТД могут в 4–6 раз превышать уровни напряжений, полученные на стенде с гладким лемнискатным входом, а их изменение удовлетворительно описывается с помощью регрессионных и аппроксимирующих многопараметрических зависимостей [4, 7]. Входными параметрами служат относительная пульсация полного давления ΔP^* и относительная амплитуда возбуждающей резонанс гармоники окружной неравномерности полного давления воздуха на входе $\bar{a}_k$, а также приведенная частота вращения ротора $n_{пр}$ [3, 5].

Кроме того, в качестве входных параметров могут использоваться давление и число М на входе в двигатель, углы натекания потока на входное сечение входного устройства и положение средств его механизации.

Изменение в эксплуатации уровня действующих переменных напряжений в рабочих лопатках компрессоров ГТД иллюстрирует рис. 1, на котором показано изменение по времени определяющих переменные напряжения в лопатках параметра неоднородности течения на входе $\bar{a}_k$ и приведенной частоты вращения ротора $n_{пр}$ (в процентах от максимальной частоты) на характерном эксплуатационном режиме многорежимного ГТД.

Автором исследована вибрационная напряженность лопаток одного и того же двигателя с разными уровнями пульсаций давления воздуха на входе в компрессор, полученными при использовании трех различных вариантов входных устройств. Данные по одной и той же лопатке компрессора при одинаковой частоте вращения ротора представлены в работах [6, 7]. Аналогичные данные получены для большого числа лопаток. Соотношение уровней относительных пульсаций ΔP^* для рассматриваемых вариантов входных устройств следующее: 1 — 2 — 3,7. С ростом пульсаций изменяются осциллограммы вибронпряжений, спектры колебаний и гистограммы переменных напряжений [7].

Характер повышения переменных напряжений, полученный осреднением данных для большого числа лопаток, показан на рис. 2, б. Одновременно с повышением интенсивности пульсаций воздушного потока во входном устройстве увеличивается и суммарная вибронпряженность лопаток. На рис. 2, а показано увеличение значений наибольших напряжений (размахов) σ_{max} с ростом интенсивности пульсаций. Большой разброс значений (заштрихованная область на рис. 2, а) объясняется случайным характером пиков напряжений. Изменений интенсивности гармоник к частоте вращения ротора не замечено.

Регрессионные уравнения (линейный вариант) первого типа, описывающие вибрационное напряжение σ_v рабочих лопаток первой ступени компрессора для исследованных двигателей, имеют вид

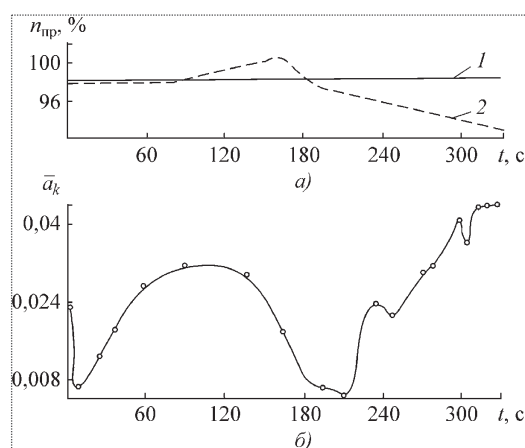


Рис. 1. Изменение по времени приведенной частоты вращения ротора $n_{пр}$ (а) и относительной амплитуды гармоники окружной неравномерности полного давления воздуха на входе в двигатель $\bar{a}_k$, вызывающей резонанс рабочих лопаток компрессора (б) при его работе на резонансном режиме в эксплуатационных условиях:

1 — физическая частота вращения ротора; 2 — приведенная частота вращения ротора

$$\sigma_v = K \Delta P^*;$$

оценка коэффициента корреляции $\approx 0,93$.

В развернутой форме их можно записать следующим образом:

$$\sigma_v = K_1 + K_2 \Delta P^* + K_3 \bar{a}_k + K_4 P_{101} - K_5 n_{101};$$

оценка коэффициента корреляции $\approx 0,86$.

Здесь $P_{отн}$ — относительная величина полного давления; $P_{101} = P_y / P_1$, где P_y — эксплуатационное давление на входе в двигатель; P_1 — нормальное атмосферное давление. Коэффициенты K_i ($i = 1, \dots, 5$) определяются эмпирически.

Уровень реальной вибрационной напряженности лопаток наиболее объективно представляется гистограммами переменных напряжений. На рис. 3 показано изменение спектров колебаний и гистограмм в рабочем диапазоне частот вращения ротора двигателя ($n_1, \dots, n_5$ — рабочие режимы; Н — характерный режим, отличающийся наличием резонанса).

Существенное изменение в условиях эксплуатации претерпевает и предел выносливости натурных лопаток осевых компрессоров ГТД.

На рис. 4 показано снижение характеристик усталостной прочности лопаток осевого компрессора ГТД в относительно небольшие календарные сроки. Материал лопаток — хромоникелевая сталь. Уменьшение среднего значения предела выносливости на 20...40 % сопровождается увеличением среднего квадратического отклонения пределов выносливости более чем в два раза. Каждая точка на рис. 4 соответствует испытаниям на усталость всего венца лопаток рабочего колеса одной ступени после различной наработки однотипной ГТД.

Коэффициент запаса прочности, подсчитанный по средним значениям предела выносливости и действующих напряжений, определенных в стендовых условиях, может существенно превышать реальный коэффициент запаса прочности в эксплуата-

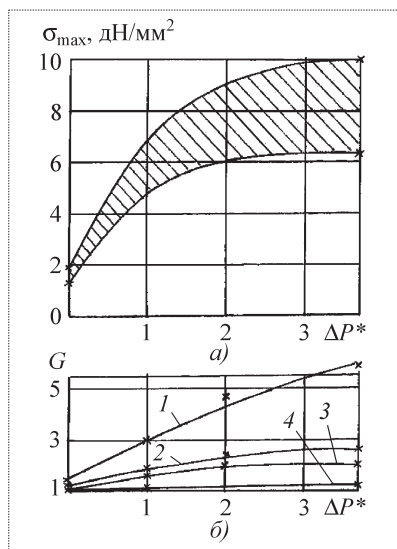


Рис. 2. Влияние интенсивности пульсаций газозвдушного потока перед первой ступенью компрессора на вибронпряженность ее рабочих лопаток:

a – зависимость наибольших зарегистрированных переменных напряжений (пиков) $\sigma_{\max}$ от интенсивности пульсаций ΔP^* ; b – зависимость спектральной плотности мощности (СПМ) G колебаний лопаток от интенсивности пульсаций ΔP^* (1 – в полосе частоты основного тона колебаний лопаток; 2 – в полосе частоты 2-й изгибной формы колебаний лопаток; 3 – в полосе частоты 3-й изгибной формы колебаний лопаток; 4 – в полосе частоты 1-й крутильной формы колебаний лопаток; ΔP^* – относительная величина пульсаций полного давления газозвдушного потока во входном устройстве двигателя, $\Delta P^* = \Delta P_i / \Delta P_1$; ΔP_i – пульсации давления при использовании конкретного входного устройства ($i = 1, \dots, 3$); ΔP_1 – пульсации давления при лемнискатном входном устройстве)

коэффициент запаса прочности лопаток

$$\overline{k_{\sigma_y}} = \frac{0,6 \overline{\sigma_{-1}}}{3 \overline{\sigma_y}} = 0,2 \overline{k_{\sigma_c}}.$$

Здесь $\overline{\sigma_{-1}}$, $\overline{\sigma_y}$ – средние значения предела выносливости и действующих переменных напряжений в стендовых условиях работы ГТД; $\overline{k_{\sigma_c}}$ – коэффициент запаса прочности, рассчитанный по средним значениям; $\overline{k_{\sigma_y}}$ – коэффициент запаса прочности лопаток, рассчитанный по средним напряжениям в реальной эксплуатации. Столь значительное снижение в эксплуатации коэффициента запаса прочности лопаток по средним напряжениям сопровождается увеличением разброса предела выносливости лопаток и действующих в них переменных напряжений. Коэффициент вариации предела выносливости лопаток, по данным эксперимента, возрос более чем в два раза. Что же касается коэффициента вариации для действующих напряжений, то известны случаи увеличения его значения в результате влияния условий эксплуатации в 2 – 6 раз.

В более явном виде эксплуатационные факторы влияют на снижение коэффициента запаса по числу циклов переменных напряжений или долговечности:

$$\overline{k_{N_c}} = \overline{k_{\sigma_c}^m}; \quad \overline{k_{N_y}} = \overline{k_{\sigma_y}^m} = (0,2 \overline{k_{\sigma_c}})^m;$$

$$\frac{\overline{k_{N_c}}}{\overline{k_{N_y}}} = \frac{1}{0,2^m} = 10^7.$$

ции. Так, вследствие уменьшения из-за действия эксплуатационных факторов предела выносливости на 40 % при одновременном увеличении действующих напряжений всего в три раза реальный

Здесь $\overline{k_{N_c}}$, $\overline{k_{N_y}}$ – средние значения коэффициентов запаса по долговечности лопаток в стендовых условиях и в эксплуатации; m – показатель наклона кривой усталости натурных лопаток.

Приведенные соотношения для запасов прочности показывают реальную возможность превышения для рабочих лопаток компрессора современного многорежимного ГТД их пределов выносливости $\sigma^m N = \text{const}$ как по напряжениям, так и по числу циклов. В самом деле, желательное значение $\overline{k_{\sigma_c}}$ составляет 3 – 4, в то время как $\overline{k_{\sigma_c}} / \overline{k_{\sigma_y}} > 5$. Полученный результат свидетельствует об актуальности расчетов исходной и остаточной долговечности лопаток компрессоров многорежимных ГТД по переменным напряжениям. Методику такого расчета можно построить на основе моделей динамического нагружения и характеристик усталости натурных лопаток в функции эксплуатационных факторов.

Формирование реальной вибрационной напряженности лопаток осевых компрессоров современных ГТД – процесс сложный. Возникновение условий резонанса возможно в широком диапазоне частот возбуждения. Так, приведенные на рис. 3, а двенадцать собственных частот и формы колебаний лопаток могут резонировать с гармониками к частоте вращения ротора.

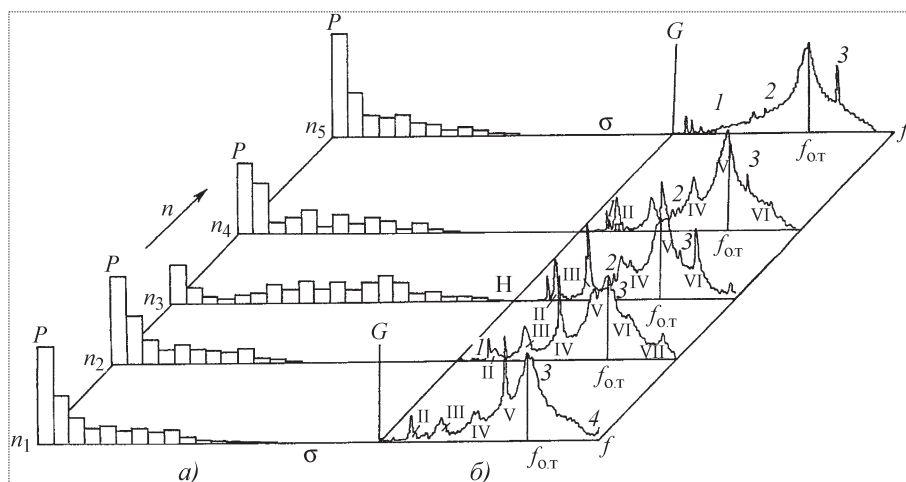


Рис. 3. Характеристики динамической напряженности лопаток направляющих аппаратов осевого компрессора в условиях вращающегося срыва:

a – гистограммы распределения размахов переменных напряжений (P – частота, $P = N_{\sigma_i} / N_{\Sigma}$; N_{σ_i} – число размахов уровня σ_i ; N_{Σ} – общее число размахов на данном режиме; σ – уровень переменных механических напряжений (размахов), Па; n – частота вращения роторной системы ГТД, Гц); b – спектрограммы динамической напряженности лопаток (G – спектральная плотность мощности, Па²/Гц; f – частота колебаний лопатки, Гц; $f_{0,T}$ – частота колебаний основного тона лопатки; 1...4 – номера гармоник; II...VII – зоны собственных частот форм колебаний лопаток)

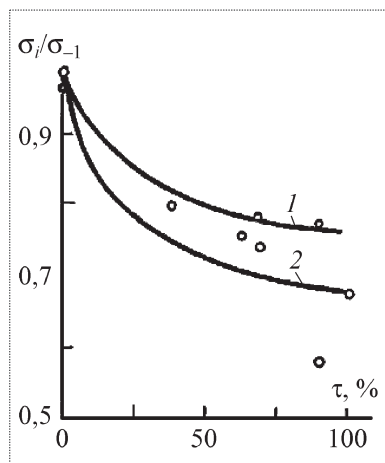


Рис. 4. Изменение предела выносливости натуральных лопаток компрессора ГТД при эксплуатации в загрязненной атмосфере:

σ_i — предел выносливости лопаток с наработкой; σ_{-1} — предел выносливости ненаработавших лопаток; τ — наработка, в процентах от максимальной за ресурс; — средние значения предела выносливости с наработкой для рабочих лопаток первой ступени по основному тону колебаний (1) и второй изгибной форме (2); $\circ$ — экспериментальные данные

Хорошо известно, что скорость накопления усталостного разрушения зависит от частоты приложения нагрузок. При высоких частотах нагружения критическое состояние материала лопаток наступает за более короткий промежуток времени эксплуатации машины.

В процессе колебаний лопатки на всех частотах и формах наиболее интенсивно накапливаются повреждения в местах наибольших напряжений при колебаниях по этим формам.

На рис. 5 представлены опытные данные, полученные при исследовании распределения переменных напряжений по нескольким формам колебаний рабочих лопаток осевого компрессора.

Информация о реальной вибронпряженности лопаток позволяет оценить число повреждающих циклов переменных напряжений в каждом цикле работы двигателя. Каждый цикл работы характеризуется последовательным чередованием режимов (по частоте вращения роторной системы) ГТД. Каждый режим характеризуется определенным типом динамической напряженности лопаток (см. рис. 3, б). Относительное время работы двигателя на каждом режиме учитывается при помощи коэффициента γ_j . Для одного цикла работы

$$\sum_{j=1}^l \gamma_j = 1,$$

где l — число режимов в одном цикле работы двигателя; j — конкретный режим двигателя.

Накопленное суммарное число циклов напряжений в лопатках в одном цикле работы двигателя

$$N_{\Sigma n}^{\gamma} = 3,6 \cdot 10^3 \sum_{j=1}^l \gamma_j t f_j,$$

где t — время цикла работы двигателя, ч; f_j — центральная частота колебаний лопаток, Гц. В случае резонанса f_j — резонансная частота; при случайных колебаниях f_j определяется как средняя частота узкополосного процесса.

Скорость накопления повреждающих циклов напряжений определяется, как правило, центральными частотами зон собственных частот колебаний лопаток.

Гистограмма вибронпряженности в отдельном цикле работы двигателя определяется следующим образом:

$$P_{\Sigma n}^{\gamma}(\sigma_{ai}) = \sum_{j=1}^l P_{jn}^{\gamma} [P_{jn}^{\text{до}}(\sigma_{ai}); \Delta P_i^*; \overline{a_k}; P_{i0i}; n_{i0}],$$

где P_{jn}^{γ} — эксплуатационная гистограмма вибронпряженности в режиме j ; $P_{jn}^{\text{до}}(\sigma_{ai})$ — гистограмма вибронпряженности в режиме j без учета эксплуатационных факторов; l — число режимов в одном цикле работы двигателя; j — конкретный режим двигателя.

Полетный цикл содержит l режимов работы двигателя.

Гистограмма переменных напряжений, полученная опытным путем на j -м режиме, может быть выражена так:

$$P_{jn}^f = \sum_{i=1}^k \frac{v_i}{N_{\Sigma j}},$$

где v_i — число циклов уровня переменных напряжений разряда σ_i при единичной наработке двигателя; $N_{\Sigma j}$ — общее число циклов на фиксированном режиме двигателя j при единичной наработке двигателя; k — число разрядов σ_i в гистограмме режима j работы двигателя.

Процесс накопления усталостных повреждений оценивается по формуле

$$\Pi = \sum_{i=1}^l \frac{v_{ji}}{N_{i\sigma_i}},$$

где v_{ji} — число накопленных циклов в разряде σ_i в суммарной гистограмме полетного цикла; $N_{i\sigma_i}$ — число циклов переменных напряжений, требующееся для разрушения на уровне напряжений (в разряде) σ_i . Величина $N_{i\sigma_i}$ определяется по кривой усталости лопаток.

В соответствии с линейной гипотезой Палмгрена — Майнера величина Π , при которой происходит разрушение, равна единице. По данным [8] и других работ, необходима коррекция линейной гипотезы суммирования усталостных повреждений. Величина Π может изменяться в пределах 0,5...2,5.

Как указывалось, наиболее интенсивно усталостные повреждения накапливаются в местах наибольших напряжений лопаток. Эти процессы для разных частот и форм могут протекать параллельно.

Может быть составлена система уравнений накопления повреждений, число которых равно числу опасных зон в рабочем диапазоне частот вращения ротора двигателя:

$$\Pi_{f_1} = \sum_{i=1}^n \frac{v_{j f_1 i}}{N_{i \sigma_i}^1};$$

$$\Pi_{f_2} = \sum_{i=1}^m \frac{v_{j f_2 i}}{N_{i \sigma_i}^2};$$

$$\dots\dots\dots$$

$$\Pi_{f_t} = \sum_{i=1}^k \frac{v_{j f_t i}}{N_{i \sigma_i}^t},$$

где n, m, k — числа режимов с доминирующими частотами $f_1, f_2, \dots, f_t$ соответственно и опасным уровнем переменных на-

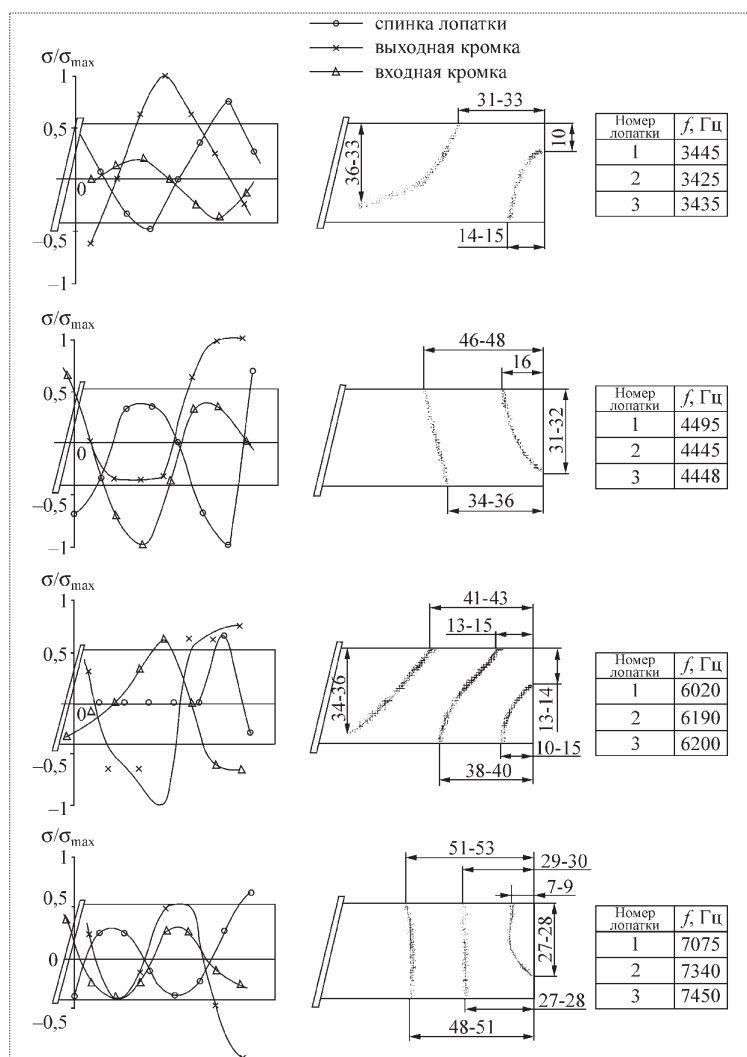


Рис. 5. Собственные частоты, формы колебаний и распределение напряжений в лопатках первого рабочего колеса компрессора высокого давления двухконтурного турбореактивного двигателя:
N — номер лопатки

пряжений; $\nu_{j f_1 i}, \nu_{j f_2 i}, \dots, \nu_{j f_i i}$ — числа циклов в разряде σ_i на доминирующих частотах в суммарных гистограммах; $N_{i \sigma_i}^1, N_{i \sigma_i}^2, \dots, N_{i \sigma_i}^i$ — числа циклов до разрушения на уровне гармонических переменных напряжений (разряд) σ_i на доминирующих частотах.

Недопустимое значение Π (разрушение лопаток) наступает при постепенном его приближении к критическому. Каждый отдельный полетный цикл увеличивает величину Π , приближая ее к критическому значению.

В общем случае процессы накопления повреждений в разных местах лопатки слабо связаны. В первом приближении эти процессы можно считать независимыми.

Таким образом, бортовая ЭВМ, производящая регистрацию наработки на каждом режиме работы двигателя в каждом полетном цикле, позволяет получить гистограммы вибрационной напряженности всех полетных циклов и, таким образом, оценить степень накопления усталостного повреждения в полетном цикле.

Авторы: В.М. Капралов, Б.Б. Коровин, Н.И. Фесенко, Ю.В. Сигалов

1. Капралов В.М. Влияние эрозийного износа на выносливость консольных лопаток осевых компрессоров авиационных ГТД // Изв. вузов. Сер. Авиационная техника. 1974. № 1. С. 160–162.
2. Коровин Б.Б. Идентификация аэроупругих явлений в лопатках турбомашин методом спектрального анализа // Аэроупругость турбомашин / Под ред. Г. С. Писаренко. Киев: Наук. думка, 1980. С. 159–168.
3. Коровин Б.Б. К прогнозированию уровня резонансных колебаний лопаток компрессоров ГТД // Аэроупругость лопаток турбомашин. Труды ЦИАМ. 1981. № 953. С. 195–210.
4. Капралов В.М., Коровин Б.Б. О расчете долговечности лопаток осевых компрессоров многорежимных ГТД по переменным напряжениям // Надежность и долговечность машин и сооружений. Киев, Наук. думка. 1988. Вып. 14. С. 69–73.
5. Несущая способность рабочих лопаток ГТД при вибрационных нагрузках / В.Т. Трошенко, В.В. Матвеев, Б.А. Грязнов [и др.] Киев: Наук. думка, 1981. 316 с.
6. Капралов В.М. Динамическая напряженность консольных лопаток турбокомпрессоров ГТД // Проблемы прочности. 1985. № 3. С. 108–113.
7. Капралов В.М., Сигалов Ю.В., Фесенко Н.И. Динамическая напряженность лопаток ГТД в связи с эксплуатационными факторами // Проблемы эксплуатации и совершенствования транспортных систем. Межвузовский тематический сборник научных трудов Университета гражданской авиации. Т. XII / Под ред. М.Ю. Смурова. СПб., СПбГУГА, 2007. С. 65–74.
8. Капралов В.М. Усталость лопаток газовых турбин при случайных колебаниях // Проблемы прочности. 1987. № 7. С. 47–50.

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, Стромынский пер., 4

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

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

Сдано в набор 07.09.09. Подписано в печать 11.11.09. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,16. Зак. 953. 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