



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Журнал выходит ежемесячно

Выпускается с августа 1998 г.

Г.В. НОВОЖИЛОВ –

Главный редактор (авиация)

А.С. КОРОТЕЕВ –

Главный редактор (ракетная техника и космонавтика)

Л.А. ГИЛЬБЕРГ –

зам. Главного редактора

Члены редакционной коллегии	Редакционный совет
В.В. АЛАВЕРДОВ	А.М. МАТВЕЕНКО – председатель
А.П. АЛЕКСАНДРОВ	О.М. АЛИФАНОВ
В.Г. ДМИТРИЕВ	Н.А. АНФИМОВ
А.Н. ЗЕЛИН	В.И. БАРКОВСКИЙ
Б.И. КАТОРГИН	И.В. БАРМИН
П.И. КЛИМУК	В.Е. БАРСУК
Ю.Н. КОПТЕВ	В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ
А.А. ЛЕОНОВ	Б.В. БОДИН
В.А. ЛОПОТА	А.Ф. ВОЙНОВ
А.М. МАТВЕЕНКО	А.Н. ГЕРАЩЕНКО
С.В. МИХЕЕВ	Ю.Ф. ГОРТЫШОВ
Н.Ф. МОИСЕЕВ	М.Б. ГУЗАЙРОВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ	В.А. ДАВЫДОВ
Б.В. ОБНОСОВ	Г.Л. ДЕГТЯРЕВ
А.Н. ПЕРМИНОВ	О.Ф. ДЕМЧЕНКО
М.А. ПОГОСЯН	Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ
Г.М. ПОЛИЩУК	Ю.С. ЕЛИСЕЕВ
О.Н. РУМЯНЦЕВА	С.Ю. ЖЕЛТОВ
М.П. СИМОНОВ	Л.М. ЗЕЛЕНый
В.В. ТЕРЕШКОВА	А.Н. КИРИЛИН
И.Б. ФЕДОРОВ	В.А. КОМАРОВ
Е.А. ФЕДОСОВ	В.В. КРЫМОВ
С.Л. ЧЕРНЫШЕВ	Л.Н. ЛЫСЕНКО
	В.А. МЕНЬШИКОВ
	А.Ф. МОРОЗЕНКО
	Т.А. МУСАБАЕВ
	В.Е. НЕСТЕРОВ
	Н.А. ПИРОГОВ
	К.М. ПИЧХАДЗЕ
	В.А. ПОЛЕТАЕВ
	П.Р. ПОПОВИЧ
	В.А. ПОПОВКИН
	Ю.А. РЫЖОВ
	В.Г. СВЕТЛОВ
	А.Н. СЕРЬЕЗНОВ
	В.П. СОКОЛОВ
	А.В. СОЛЛОГУБ
	В.А. СОЛОВЬЕВ
	Ю.С. СОЛОМОНОВ
	А.И. ТАТУЕВ
	В.В. ЦИБЛИЕВ
	Б.Е. ЧЕРТОК
	И.С. ШЕВЧУК

Ответственные секретари журнала

И.Н. МЫМРИНА
Д.Я. ЧЕРНИС

Редактор-организатор
О.С. РОДЗЕВИЧ

Представители журнала:

г. Казань: Р.И. АДГАМОВ, тел. (843) 238-46-23
Роскосмос: А.А. ВОРОБЬЕВ, тел. (495) 975-45-86
ВВС РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ, тел. (495) 261-43-51
г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23
Израиль: И.М. МОНАСТЫРСКИЙ, тел. (03659) 44-14
Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ,
тел. (10331) 47-49-28-05

СОДЕРЖАНИЕ

Перминов А.Н. Космическая деятельность – национальной экономике и гражданам России	3
Циблиев В.В., Наумов Б.А. Технические средства подготовки космонавтов	7
Мусабаев Т.А. Страна высоких устремлений	15
Долженков Н.Н., Попович К.Ф., Нарышкин В.Ю. Учебно-боевой самолет Як-130	18
Петрищев В.Ф. Оценивание точности системы автономной навигации космического аппарата	21
Разносчиков В.В. Системный анализ использования топлива в авиационных силовых установках	28
Адамович Б.А., Вестяк А.В., Адамович А.Б., Вестяк В.А. Солнечный парус в космонавтике	33
Татуев А.И., Северцев С.А., Мартынов Ю.Д. Блок для безопасного полета летательного аппарата	37
Казанов В.В., Равилов Р.Г., Пащенко Г.Т., Самойленко В.М. Характеристики защитных покрытий лопаток турбины ГТД	40
Лиу Ху. Применение технологии предварительного проектирования при разработке концепции боевого самолета	43
Бодрышев С.В., Буряков А.А., Куприков М.Ю., Рипецкий А.В. Основные методы, применяемые при автоматизированной компоновке приборных отсеков ЛА	50
Соловьев Д.Н. Моделирование удара птицы в элементы авиационной конструкции	54
Коваленко Г.В., Солдатов В.В. Новый подход ИКАО к учебным стандартам и лицензированию летного персонала	57

Журнал входит в перечень утвержденных ВАК РФ изданий для публикации трудов соискателей ученых степеней

*Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.
За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.*

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромынский пер., 4
Телефоны: 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39
Факс: 269-48-97; 268-33-39
Адрес электронной почты: polet@mashin.ru
Адрес в интернете: http://www.mashin.ru



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

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
V.G. DMITRIYEV
A.N. ZELIN
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
Yu.N. KOPTEV
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
F.N. MYASNIKOV
B.V. OBNOSOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
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

O.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO, Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
V.I. BARKOVSKY
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. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOMAROV
V.V. KRYMOV
L.N. LYSENKO
V.A. MENSHIKOV
A.F. MOROZENKO
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
N.A. PIROGOV
K.M. PICHKHADZE
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
V.A. POPOVKIN
Yu.A. RYZHOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOV'EV
Yu.S. SOLOMONOV
A.I. TATUEV
V.V. TSYBLIEV
B.E. TCHERTOK
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

Perminov A.N. Space Exploration For National Economy And Russian People	3
Tsybliev V.V., Naumov B.A. Cosmonaut Training Equipment . . .	7
Musabayev T.A. Land Of High Aspirations	15
Dolzhenkov N.N., Popovich K.F., Naryshkin V.Yu. Yak-130 Combat Training Aircraft	18
Petrishchev V.F. The Estimation Of Space Vehicle Autonomous Navigation Accuracy	21
Razoschikov V.V. Systematic Analysis Of Fuel Consumption In Aviation Power Plants	28
Adamovich B.A., Vestyak A.V., Adamovich A.B., Vestyak V.A. Solar Sail In Cosmonautics	33
Tatuev A.I., Severtsev S.A., Martynov Yu.D. Safe Flight System For Aircraft	37
Kazanov V.V., Raviolov R.G., Pashchenko G.T., Samoilenko V.M. Characteristics Of Turbine Blades' Protective Coatings	40
Liu Hu. Application Of Front-End Engineering Technologies In Combat Aircraft Concept Developing	43
Bodryshev S.V., Buryakov A.A., Kuprikov M.Yu., Ripetsky A.V. General Methods Applied For Aircraft Instrument Compartments' Arrangement	50
Soloviev D.N. Quantitative Simulation Of Bird Collision With Aircraft Elements	54
Kovalenko G.V., Soldatov V.V. New Approach To Training Standards And Air Crew Certification	57

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.

Representatives of the journal:

Kazan: R.I. ADGAMOV, phone (843) 238-46-23
Roscosmos: A.A. VOROBIOV, phone (495) 975-45-86
Russian AF: A.V. DROBYSHEVSKYI, phone (495) 261-43-51
Ufa: O.B. SEVERINOVA, phone (3472) 73-07-23
Israel: I.M. MONASTYRSKY, phone (03659) 44-14
France, Paris: E.L. TCHEHOV, phone (10331) 47-49-28-05

Address of the editorial office: 107076, Moscow, Stromynsky Lane, 4
Phones: 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39
Fax: 269-48-97; 268-33-39
E-mail address: polet@mashin.ru
Internet address: http://www.mashin.ru

УДК 629.7

Космическая деятельность — национальной экономике и гражданам России

А.Н. Перминов

Рассказано об основных положениях разрабатываемой в Роскосмосе новой федеральной целевой программы "Использование результатов космической деятельности в интересах социально-экономического развития Российской Федерации и ее регионов". Приведены примеры использования достижений и возможностей космонавтики в некоторых регионах нашей страны.

A.N. Perminov. Space Exploration For National Economy And Russian People

The article reviews the main elements of the Federal Target Program on the Use of Space Exploration Results in the Interests of Social and Economic Development of the Russian Federation and Regions, being developed by the Russian Space Agency. It also presents examples of how cosmonautics' achievements are utilized in some regions of Russia.

Российская космонавтика вступает в новый этап своего развития. Качественные изменения, произошедшие в экономике страны, позволяют сегодня перейти от стратегии выживания и решения на минимально достаточном уровне ограниченного круга критических задач космической деятельности к полномасштабному использованию возможностей и результатов деятельности космических средств и ракетно-космической промышленности в национальной экономике и сфере безопасности. Не забывая о важности развития фундаментальных космических исследований и программ освоения космоса, в качестве одного из приоритетов российской космонавтики мы определяем развитие ее прикладного компонента, нацеленного на оказание космических услуг в России, а в перспективе — и во всем мире.

В конце марта 2007 г. в Калуге под руководством Президента России состоялось заседание президиума Госсовета, посвященное вопросам развития ракетно-космической промышленности и повышения эффективности использования результатов космической деятельности в России. На этом совещании были приняты важные решения, направленные на развитие "сферы потребления" результатов космической деятельности. В частности, головными организациями космической отрасли ведется разработка новой федеральной целевой программы (ФЦП) "Использование результатов космической деятельности в интересах социально-экономического развития Российской Федерации и ее регионов", специально ориентированной на обеспечение использования результатов космической деятельности в национальной экономике. Мы рассчитываем, что в 2008 г. новая программа будет одобрена Правительством.

На наш взгляд, основная функция новой ФЦП — играть связующую роль между космическими средствами, развитие которых определяется Федеральной космической программой и ФЦП "ГЛОНАСС", и конечными потребителями на Земле. В этом смысле программа не конкурирует с другими федеральными программами в области космической деятельности. Наоборот, она способствует их эффективной реализации. Следует еще раз подчеркнуть: новая ФЦП не направлена на создание космических средств или на радикальный пересмотр порядка ведения в стране космической деятельности в интересах социально-экономического развития. По-прежнему космические средства будут разрабатываться в рамках Федеральной космической программы и эксплуатиро-



ПЕРМИНОВ
Анатолий Николаевич —
руководитель Федераль-
ного космического агент-
ства, заведующий кафед-
рой МАИ, профессор,
доктор техн. наук

ваться централизованно на базе сложившейся системы отношений участников космической деятельности. А вот с момента получения информации, формирования навигационного поля или канала связи в дело вступают механизмы и институты рынка космической продукции, развитие которого как раз и определяется новой ФЦП. Играя роль промежуточного звена между орбитальными группировками, наземной космической инфраструктурой и конечными пользователями, новая программа также обеспечит поступление информации о потребностях в продуктах и услугах на базе результатов космической деятельности для дальнейшего эффективного планирования собственно космических программ.

За счет федерального бюджета в новой программе предполагается финансировать создание опорной инфраструктуры доведения результатов космической деятельности до потребителей. Кроме того, средства федерального бюджета предполагается вкладывать в создание типовых программно-аппаратных комплексов потребителя (носимых приемников, программных пакетов обработки космической информации, типовых рабочих мест пользователей, ситуационных центров), а также в отработку комплексных решений с участием регионов и ведомств в форме пилотных проектов. Полученные результаты будут в дальнейшем тиражироваться за счет региональных бюджетов или средств частных инвесторов.

Регионы принимают участие в финансировании пилотных проектов на своей территории, а в дальнейшем (в рамках или вне рамок данной ФЦП) приобретают для использования необходимые программно-аппаратные комплексы и внедряют необходимые комплексные решения.

Свои мероприятия мы планируем не на пустом месте. Уверенно работают на орбите российские спутники связи, полностью удовлетворяя потребности органов государственного управления и завоевывая для российских операторов значимое место на международном рынке. Эксплуатирует собственную систему спутниковой связи "Ямал" ОАО "Газпром".

При взаимодействии с регионами будет активно использоваться опыт, накопленный Роскосмосом при заключении соглашений с 46 субъектами Российской Федерации в области развития и использования космических систем, средств и технологий. Имеются и примеры практической реализации таких соглашений. В Калужской области, например, региональная программа использования достижений и возможностей космонавтики находится под личным контролем губернатора области Анатолия Дмитриевича Артамоно-

ва. В областной администрации создан информационно-аналитический центр, получающий и обрабатывающий информацию со спутников дистанционного зондирования Земли и использующий возможности глобального навигационного поля. На маршрутах городского транспорта работают автомобили, оснащенные приемниками спутниковой навигации — это позволяет диспетчерам более эффективно следить за соблюдением расписания. На базе космической информации в Калуге реализована система мониторинга чрезвычайных ситуаций, есть планы по космическому мониторингу полей опытного сельскохозяйственного предприятия.

Сейчас к активной совместной работе с нашими предприятиями приступили в Ярославской области, в Республике Татарстан, различные пилотные проекты реализуются в Московской области. Надо сказать, что использование космической информации и спутниковых навигационных полей позволяет повысить эффективность наших "земных" дел. Например, почти в три раза сокращаются сроки работ по формированию земельных кадастров, на 15–25 % экономятся ресурсы при внедрении систем мониторинга и управления транспортными потоками. Применение космических средств позволяет сократить сроки проведения поисковых работ в нефтегазовом комплексе с 5 лет до 6 месяцев, при этом суммарные затраты на разведку нефтегазовых районов могут быть уменьшены в 3–15 раз.

Уже в краткосрочной перспективе мы рассматриваем возможность реализации ряда принципиально новых проектов, направленных на внедрение достижений космонавтики в экономику. Это и проект "Арктика", предусматривающий создание специализированных космических систем для наблюдения и связи на российском Севере. И, например, предложенный рядом предприятий космической отрасли и "некосмических" корпораций проект "Ковчег", предусматривающий создание комплексной системы получения, обработки и предоставления потребителям базовых пространственных данных на основе материалов дистанционного зондирования Земли из космоса. Здесь, кстати, мы рассматриваем и возможность частно-государственного партнерства. Роскосмос также ведет совместную работу с крупными финансовыми компаниями, направленную на более активное коммерческое использование отечественной спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС.

Однако говорить о полномасштабном развертывании космической деятельности в интересах самых широких кругов отечественных пользователей можно будет только тогда, когда мы сможем вывести на рынок

современные решения и абонентские устройства не только для государственных органов и национальных корпораций, но и для малого бизнеса, и для населения. К лету 2008 г. в России ежемесячно будет производиться полмиллиона приемников навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС. Первые образцы таких приемников для населения, совмещающих возможности автомобильного спутникового навигатора и мультимедийного проигрывателя, поступили на прилавки российских магазинов уже в конце 2007 г. На очереди — освоение массового производства карманных навигаторов, которые могут одновременно работать и с российской, и с американской системой.

Возможности современных и перспективных космических средств, несомненно, являются одним из ключевых элементов стратегии построения в нашей стране новой, информационной экономики. Однако в федеральной целевой программе, разрабатываемой в Роскосмосе, речь идет не только об использовании возможностей "информационной космонавтики", но и о получении новых продуктов уровня эталонных образцов при реализации экспериментов на пилотируемых космических средствах. Сегодня уже можно говорить о внедрении в "земное" производство принципиально новых продуктов, которые получаются в результате космических экспериментов, например, штаммов микроорганизмов, у которых в условиях невесомости в космическом полете появились новые свойства, которые нельзя получить на Земле. Есть конкретные проекты использования результатов космических экспериментов для разработки лекарственных и диагностических препаратов нового поколения для лечения тяжелых заболеваний (туберкулез, онкологические заболевания, СПИД, склероз и др.), контроля качества наземного производства генно-инженерных препаратов. Это своего рода ответ на звучащие иногда претензии несведущих людей к космонавтике в части отсутствия полезной отдачи. Конечно, получение новых белков, эталонных кристаллов и штаммов бактерий не является основной задачей деятельности, например, на борту российского сегмента Международной космической станции. Но то, что в рамках новой программы эти результаты можно будет достойно использовать в экономике — это, на наш взгляд, существенный аргумент в поддержку развития пилотируемой космонавтики.

При использовании результатов космической деятельности в национальной экономике важную роль играют предприятия и организации-операторы. При реализации космической деятельности работают операторы двух видов. Это операторы космических средств — организационные структуры, располагающие Центрами управления, соответствующей наземной инфраструктурой и обеспечивающие управление группировками и их

использование по целевому назначению. И операторы космических услуг — предприятия и организации, напрямую работающие с конечными потребителями. Эти функции могут объединяться внутри одного предприятия (например, ФГУП "Космическая связь"), но могут решаться и на базе различных организаций. Развитие операторов космических средств определяется Федеральной космической программой и ФЦП "Глобальная навигационная система". В рамках ФЦП "Использование результатов космической деятельности" и других мероприятий, определенных решениями мартовского (2007 г.) президиума Госсовета, необходимо наладить эффективную работу второго звена цепочки — операторов космических услуг. В одних случаях — на базе уже существующих операторов космических средств, в других — при задействовании механизмов частно-государственного партнерства, в третьих — созданием национальных операторов.

Крайне важна сегодня государственная поддержка усилий по доведению результатов космической деятельности до конечных потребителей. Подчеркну: не государственная поддержка отдельных участников складывающегося рынка продуктов и услуг на базе результатов космической деятельности, а государственная поддержка самого этого рынка, фактически направленная на его формирование. В рамках такой господдержки мы планируем соответствующим образом дооснастить наземную инфраструктуру — с тем, чтобы обеспечить эффективную и бесперебойную работу информационных каналов, связывающих операторов космических средств и операторов космических услуг. Собираемся разработать различные информационные системы, облегчающие взаимодействие участников рынка. Наконец, будучи федеральным органом, ответственным за космическую деятельность, Роскосмос несет ответственность и за предоставление ее результатов другим органам госуправления — министерствам, ведомствам, федеральным агентствам. Таким образом, планируя новую ФЦП и весь комплекс сопряженных с ней документов и мероприятий, мы не создаем необоснованные привилегии тем или иным участникам рынка, а строим и поддерживаем собственно рынок продуктов и услуг на базе результатов космической деятельности. А это — одна из основных институциональных функций государства и его органов.

Одним из важнейших инструментов новой программы являются пилотные проекты, реализуемые в различных регионах и сферах деятельности. Их корректный отбор, планирование и реализация представляют собой весьма интересную и насущную методическую проблему. Ведь каждый пилотный проект, с одной стороны, предусматривает создание в регионе или

ведомстве, в котором проводится опыт, законченной, работоспособной системы мониторинга или управления на базе космических средств, а с другой — должен дать как можно больше возможностей для тиражирования отработанной системы в других регионах или в смежных сферах деятельности. Эти требования в известной степени являются противоречивыми — создатели космических средств знают, что унификация, как правило, не обеспечивает индивидуально оптимальных решений. Определенный опыт реализации пилотных проектов накоплен, например, в рамках ФЦП "Электронная Россия". Здесь есть над чем поработать главным НИИ и коллективам разработчиков сложных космических систем.

Предлагаемая ФЦП предусматривает разработку целого ряда информационных и управляющих систем для регионов, министерств и ведомств. В этих системах информационные потоки, обеспечиваемые космическими средствами, играют ключевую роль, однако космическим сегментом такие интегрированные системы отнюдь не ограничиваются. Поэтому при конкретном планировании программных мероприятий необходима определенная гибкость. В каких-то случаях, когда речь идет об обеспечении космической информацией потребителей, имеющих собственные программы развития информационно-управляющих систем, методическую базу, головные организации и опытные команды разработчиков программно-аппаратных решений, речь может идти о создании "космической подсистемы", скоординированной с оставшейся частью большого ведомственного информационного комплекса, например, в Министерстве по чрезвычайным ситуациям или в Министерстве внутренних дел. В других же случаях, и

здесь речь прежде всего идет об обеспечении потребностей регионов, мероприятия программы могут быть заданы таким образом, чтобы предприятия ракетно-космической отрасли не только были бы задействованы как поставщики отдельных блоков и информационных каналов, но и могли бы участвовать в конкурсах в качестве системных интеграторов информационно-управляющих систем в целом, естественно, сохраняя при этом ответственность и за создание их космических подсистем. Для крупных предприятий—системных интеграторов космической отрасли, имеющих опыт создания систем и элементов наземной инфраструктуры, участие в реализации таких проектов в рамках ФЦП будет, по сути, представлять собой определенного рода диверсификацию — но диверсификацию, отталкивающуюся от ключевого элемента создаваемых систем — их "космического ядра".

Сегодня Федеральное космическое агентство, наши коллеги и смежники из различных министерств и ведомств, предприятий и организаций взялись за решение сложного комплекса разнородных технических, организационных и экономических проблем в сфере потребления результатов космической деятельности. До сих пор мы не занимались этим вопросом достаточно системно. Сегодня время для этого пришло. Формирование и осуществление новой федеральной целевой программы в области использования результатов космической деятельности должны способствовать решению критически важной задачи — созданию устойчивого спроса на космические продукты и услуги. Эта работа обеспечит реализацию результатов деятельности всей ракетно-космической отрасли.



ДАЙДЖЕСТ **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ**

ФИНАНСИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ РОССИИ НЕДОСТАТОЧНО

Объемы финансирования космической деятельности необходимо увеличить, считает глава Роскосмоса А.Н. Перминов. В 2007 г. на ФКП-2015 (Федеральная космическая программа на период до 2015 года) было выделено (они полностью освоены) 24 млрд руб. А всего с учетом всех программ, в том числе и двойного назначения — 32 млрд руб. И примерно такое же ежегодное финансирование заложено до 2015 г. Этого явно недостаточно. По словам А. Перминова, только "гражданский" космический бюджет США составил в 2007 г. около 16 млрд дол.

А.Н. Перминов сообщил, что в 2007 г. проведены рекогносцировочные работы по выбору места для строительства нового космодрома Восточный в Амурской области для запуска космических аппаратов (КА) социально-экономического и научного назначения, а также возможных запусков пилотируемых КА к Луне и другим планетам. В 2008 г. будут продолжены эксплуатация объектов Байконура, строительство стартовых комплексов в Гвиане (Франция) и Южной Корее в интересах этих государств и начаты организационные работы по строительству космодрома Восточный на Дальнем Востоке. По словам главы Роскосмоса, всего в 2007 г. в России на орбиту успешно выведено 35 КА, в том числе в рамках ФКП-2015 — 6 спутников и на коммерческой основе — 29. Состав российской орбитальной группировки на 31 декабря 2007 г. составил 101 аппарат. Стартовые расчеты предприятий Роскосмоса провели 20 пусков ракет-носителей, в том числе — на коммерческой основе. Дополнительно к этому специалисты Роскосмоса приняли участие в пяти пусках ракет (в том числе межконтинентальных баллистических) с космодрома Плесецк и одной с Домбаровского совместно с боевыми расчетами Министерства обороны.

В 2008 г. планируется запустить на геостационарную орбиту три КА связи и вещания ("Экспресс-АМ33" — запущен 28 января, "Экспресс-АМ44", "Экспресс-МД"), два метеорологических ("Электро-Л" и "Метеор-М"), два научных ("Спектр-Р" и "Корона-Фотон"), два пилотируемых корабля "Союз ТМА" и пять грузовых кораблей "Прогресс М", шесть КА "Глонасс-М", а также два аппарата "Стерх" для международной системы поиска и спасания "Коспас-Сарсат".

Вестник Интерфакс — АВН, № 8 (335), 2008 г.

УДК 629.7

Технические средства подготовки космонавтов

В.В. Циблиев, Б.А. Наумов

В статье рассмотрена одна из основных составляющих российской системы подготовки космонавтов — технические средства, в том числе тренажерные комплексы. Приведены их классификация и основные задачи. Рассмотрена обобщенная структура тренажерного комплекса российского сегмента Международной космической станции, особенности его компонентов и их эксплуатации.

V.V. Tsybliev, B.A. Naumov. Cosmonaut Training Equipment

The article gives an account of one of the main elements of the Russian cosmonaut training system — the training equipment including simulators, offering their classification and highlighting main purposes. Furthermore, it describes the general structure of the training system of the Russian segment of the International Space Station, focusing on its peculiarities and operational features.

Российский государственный научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов (РГНИИЦПК) имени Ю.А. Гагарина — ведущая организация России в области подготовки космонавтов, один из основных элементов ее космической инфраструктуры. Он образован в 1960 г. по инициативе главного конструктора ракетно-космической техники С.П. Королева для подготовки первого полета человека в космос. В 1968 г. Центру присвоено имя первого космонавта планеты Ю.А. Гагарина.

За 48 лет своей деятельности Центр подготовки космонавтов стал крупной научно-образовательной и испытательной организацией, имеющей уникальную техническую базу и высококвалифицированный научно-технический персонал.

Важную роль в российской системе подготовки космонавтов играют технические средства подготовки космонавтов (ТСПК). К ним относятся устройства и системы, позволяющие имитировать условия полета пилотируемого космического аппарата (ПКА), эргатические процессы на его борту и во внекорабельном пространстве, а также проводить испытания отдельных объектов космической техники.

ТСПК предназначены для проведения подготовки космонавтов к полету на всех типах ПКА, на всех этапах подготовки, по всем разделам в соответствии с целью, задачами и программой предстоящего космического полета.

Основные задачи, решаемые с использованием ТСПК:

- техническая подготовка космонавтов по системам и полезным нагрузкам ПКА;
- тренировки космонавтов по отработке навыков и умений выполнения отдельных операций и режимов управления ПКА;
- тренировки космонавтов по управлению научной аппаратурой при выполнении исследований и экспериментов на борту ПКА;
- изучение космонавтами конструкции ПКА;
- тренировки по комплексной эксплуатации бортовых систем и полезных нагрузок ПКА, включая выполнение монтажно-демонтажных работ, операций управления и технического обслуживания как в штатных, так и в нештатных ситуациях;
- тренировки космонавтов по обеспечению безопасности и живучести ПКА, по отработке действий в аварийных ситуациях, возникающих в космическом полете;



ЦИБЛИЕВ
Василий Васильевич —
начальник РГНИИЦПК
им. Ю.А. Гагарина,
летчик-космонавт, акаде-
мик Российской академии
космонавтики
им. К.Э. Циолковского,
доцент, кандидат техн.
наук



НАУМОВ
Борис Александрович —
заместитель начальника
РГНИИЦПК
им. Ю.А. Гагарина
по научной работе,
академик Российской
академии космонавтики
им. К.Э. Циолковского,
доцент, кандидат техн.
наук



Специализированный тренажер космического корабля "Союз-ТМА"

тренировки в моделируемых условиях воздействия факторов космического полета (в гидролаборатории и барокамерах, на центрифуге и летающих лабораториях);

отработка методик выполнения полетных операций и бортовой документации;

выполнение исследований по совершенствованию методик подготовки космонавтов;

подготовка наземного персонала Центра управления полетом (на некоторых ТСПК).

Современные ТСПК должны обеспечивать: соответствие функциональных возможностей задачам подготовки экипажей;

адекватность моделируемому ПКА и/или условиям космического полета;

безопасность работы экипажа и оперативного персонала;

контроль и управление тренировочным процессом;

задание необходимых для управления процессом обучения начальных условий и ситуаций;

регистрацию показателей деятельности экипажа (отклонений от нормативной деятельности) для последующего разбора занятия, анализа и оценивания уровня подготовленности.

Большинство ТСПК Центра отвечают приведенным функциональным требованиям. Для выполнения Федеральной космической программы России в



Пульт контроля и управления тренажера космического корабля "Союз-ТМА"

Центре создана целостная система ТСПК. Ее ядром являются тренажерные средства подготовки космонавтов.

В Центре создан функционально полный комплекс космических тренажеров, обеспечивающий как специализированную (в составе групп), так и комплексную (в составе экипажей) подготовку космонавтов. Тренажеры в основном классифицируются по следующим признакам:

типу ПКА: тренажеры транспортного пилотируемого корабля (ТПК) и тренажеры орбитальной пилотируемой станции (ОПС);

объему отрабатываемых профессиональных навыков: комплексные и специализированные;

подвижности макета кабины экипажа: статические и динамические.

Комплексные тренажеры предназначены для отработки программы полета на ПКА данного типа в целом. Они позволяют отрабатывать все операции по всем системам. Здесь интегрируются все навыки, приобретенные космонавтами на других ТСПК. Комплексные тренажеры характеризуются максимально необходимой полнотой моделирования бортовых систем и обслуживания ПКА.

Специализированные тренажеры предназначены для формирования навыков выполнения наиболее сложных и ответственных задач полета, таких как сближение и стыковка, подготовка к шлюзованию и выход в открытый космос, спуск на Землю, многофакторные эксперименты и исследования. На специализированных тренажерах моделируются только те системы ПКА и условия полета, которые необходимы для подготовки к выполнению соответствующих задач.

В основе построения динамических тренажеров (на которых дополнительно моделируются акселерационные ощущения космонавта) лежит принцип подвижности рабочего места оператора (РМО). Оно устанавливается в кардановом подвесе центрифуги и подвергается воздействию ускорений и перегрузок. В статических тренажерах РМО неподвижно.

Для подготовки международных экипажей по российскому сегменту Международной космической станции (РС МКС) в РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина тренажную подготовку проводят на комплексах тренажеров транспортного пилотируемого корабля "Союз-ТМА" и орбитальных модулей.

В состав комплекса тренажеров ТПК входят:

- комплексные тренажеры (ТДК-7СТ № 3 и № 4);
- специализированные тренажеры сближения и стыковки ТПК "Союз" с ОПК ("Дон-Союз" № 1 и № 2);
- специализированный тренажер телеуправления сближением и стыковкой транспортного корабля и целевых модулей ("Телеоператор");
- специализированный динамический тренажер ручного управляемого спуска корабля "Союз" на базе центрифуги (ТС-18).

Комплексные тренажеры транспортного корабля ТДК-7СТ № 3 и № 4 (с аналогичными функциями) предназначены для обучения экипажей управлению ТПК "Союз-ТМА", его системами и устройствами при выполнении программы космического полета в штатных, нештатных и аварийных ситуациях на всех этапах полета, в том числе в полетных скафандрах. Комплексный тренажер ТДК-7СТ представляет собой сложный полунатурный моделирующий комплекс, включающий полноразмерные макеты обитаемых отсеков ТПК "Союз-ТМА". Тренажер обеспечивает моделирование работы всех бортовых систем, движения корабля и имитацию внешней визуальной обстановки, наблюдаемой экипажем с помощью оптических и телевизионных средств наблюдения спускаемого аппарата корабля.

Специализированные тренажеры сближения и стыковки "Дон-Союз" № 1 и № 2 предназначены для формирования и поддержания у экипажа навыков ручного управления ТПК и его системами при выполнении сближения, причаливания, облета, стыковки и расстыковки с комплексом, а также для отработки ре-



Комплексный тренажер космического корабля "Союз-ТМА"

жимов срочного покидания МКС экипажем на двух кораблях одновременно (комплексная работа двух тренажеров). Тренажер "Дон-Союз" обеспечивает экипажу наблюдение полной внешней визуальной обстановки с помощью всех оптических и телевизионных средств наблюдения корабля, в том числе иллюминатора бытового отсека с блистером для обучения бортинженера работе с лазерным дальномером при отработке дальнего ручного сближения с МКС.

Специализированный тренажер "Телеоператор" предназначен для подготовки экипажей долговременных экспедиций к реализации режима ручного телеуправления (с борта МКС) сближением и стыковкой беспилотных объектов (таких как транспортный грузовой корабль "Прогресс", модули дооснащения МКС, европейский транспортный корабль ATV и др.).

Специализированный динамический тренажер ТС-18 предназначен для проведения тренировок космонавтов по управлению спуском корабля на Землю в условиях воздействия перегрузок. Тренажер содержит макет рабочего места космонавта в спускаемом аппарате корабля, установленный в кардановом подвесе центрифуги ЦФ-18, и обеспечивает моделирование процесса управляемого спуска на атмосферном участке с воспроизведением динамических воздействий (перегрузок), возникающих в этом режиме.

В Центре созданы и продолжают создаваться технические средства для подготовки экипажей по программе Международной космической станции, ядро которых составляет комплекс тренажеров российского сегмента (КТ РС) МКС. Создание тренажеров для

этого комплекса ведется с 1995 г. Центром тренажеростроения и подготовки персонала (головной разработчик) в кооперации с РКК "Энергия", ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и другими отечественными и зарубежными организациями.

За время, прошедшее после создания тренажерного комплекса по программе "Мир" до начала проектирования тренажерного комплекса МКС, произошли кардинальные изменения в построении функциональных систем космических тренажеров, связанные с совершенствованием существующих и использованием новых аппаратных и программных компонентов. Было более четко определено понятие промежуточного программного обеспечения, что позволило создать интегрированную среду разработки и поддержки функционирования прикладных процессов моделирования и пользовательского интерфейса. На смену оптико-механическим и оптико-телевизионным имитаторам пришли системы компьютерного синтеза визуальных сюжетов. Построение терминальных вычислительных комплексов сопряжения с оборудованием на базе промышленных крейтовых систем позволило повысить степень их интеллектуальности и отказаться от обязательного присутствия оперативного персонала терминального вычислительного комплекса устройств сопряжения с объектом (ТВК УСО) при проведении тренировок на комплексе. Появление персональных ЭВМ высокой производительности с развитым графическим интерфейсом дало возможность полностью отказаться от физических приборов-повторителей. Все это позволило существенно развить технологию создания тренажерных комплексов и модернизировать архитектуру их вычислительных систем.

Состав тренажерного комплекса российского сегмента МКС по состоянию на 1 января 2008 г. приведен в таблице. Особенностью комплекса является высокая степень интеграции его систем. В частности, тренажеры имеют общую систему моделирования объекта, в составе комплекса работает единая модель бортовой вычислительной системы (МБВС), а управление бортовым оборудованием осуществляется единым терминальным комплексом УСО, компьютеры которого объединены в собственную терминальную вычислительную сеть и имеют общий выход в сеть вычислительной системы комплекса.

Как и в ранее созданных комплексах, в составе средств коллективного пользования были сформированы системы медицинского контроля, имитации визуальной обстановки, управления тренировкой с пультами контроля и управления и пультом инженера.

Интеграция элементов в системы и систем в рамках тренажеров осуществляется с помощью сетей тренажерного комплекса, основными из которых являются:

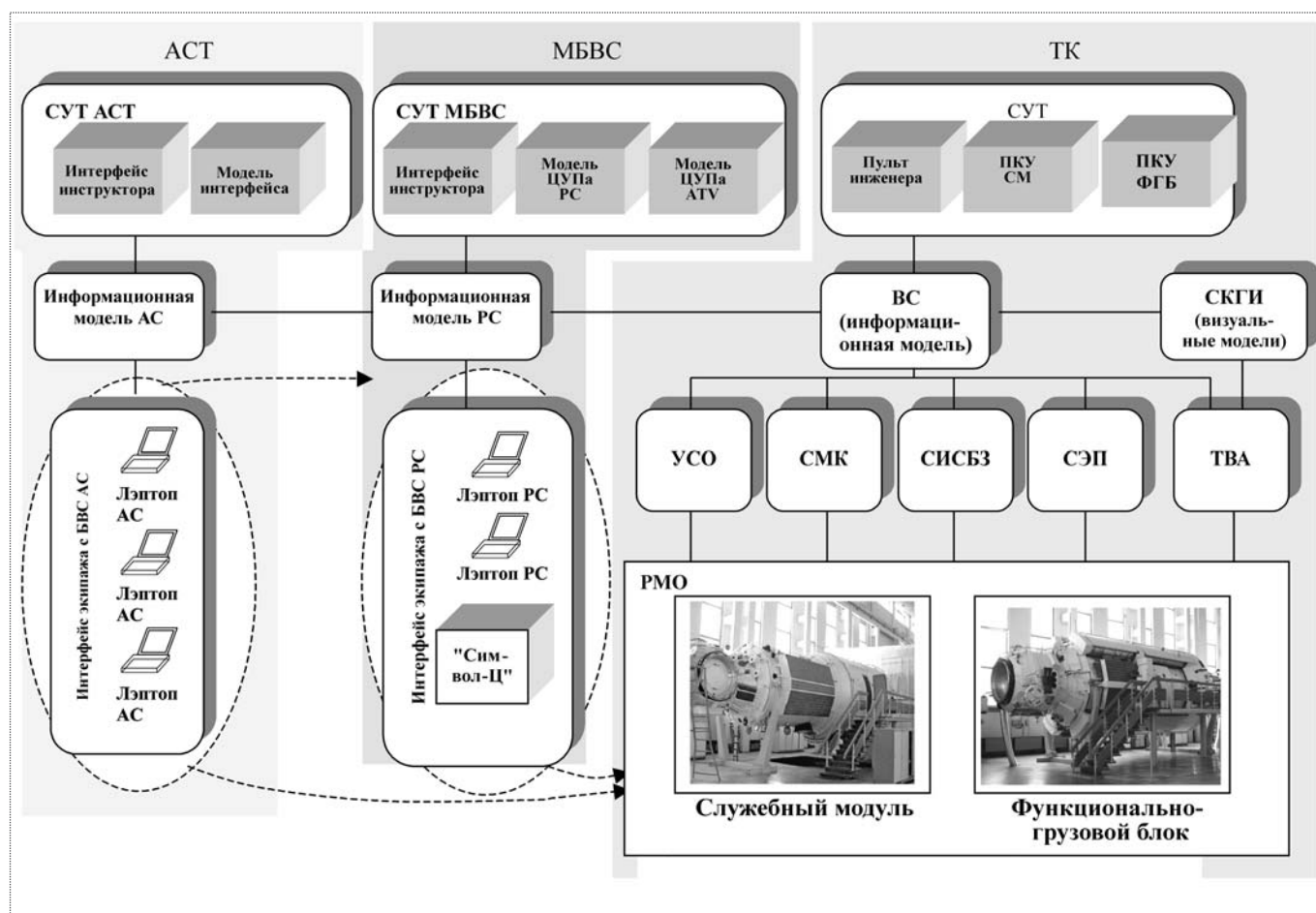
- сеть учебно-тренировочного макета;
- локальная вычислительная сеть (ЛВС) реального времени (ЛВС РВ);
- ЛВС общего назначения (ЛВС ОН);
- ЛВС вычислительной системы (ЛВС ВС);
- ЛВС УСО;
- ЛВС имитатора американского сегмента (ЛВС АСТ);
- сеть телевизионной аппаратуры (ТВА);
- сеть системы имитации связи;
- сеть ремонтно-технологической связи;
- сеть системы медицинского контроля;
- сеть электропитания.

Структура тренажерного комплекса РС МКС является открытой. В его состав могут быть включены тренажеры других модулей, которые предусматривается создавать по мере дальнейшего развертывания МКС.

Комплексный тренажер служебного модуля МКС предназначен для подготовки космонавтов и астронавтов к выполнению программы полета на борту служебного модуля "Звезда" российского сегмента МКС.

Состав тренажерного комплекса российского сегмента МКС

Наименование тренажера	Моделируемый объект
Комплексный тренажер служебного модуля (СМ) "Звезда"	Модуль "Звезда" МКС
Комплексный тренажер функционально-грузового блока (ФГБ) "Заря"	Модуль "Заря" МКС
Специализированный тренажер "Выход-2"	Фрагменты шлюзовых отсеков и скафандры "Орлан"
Тренажер американского сегмента АСТ	Американский сегмент МКС
Специализированный тренажер главного поста управления МКС	Главный пост управления МКС
Комплексный тренажер многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ)	Модуль МЛМ МКС
Тренажер европейского манипулятора "Дон-ERA"	Европейский манипулятор
Комплексный тренажер стыковочного отсека (СО)	Модуль стыковочного отсека МКС



Обобщенная структура тренажерного комплекса РС МКС:

АСТ – имитатор американского сегмента; МБВС – модуль бортовой вычислительной системы (БВС); ТК – тренажерный комплекс; СУТ – система управления тренировкой; ЦУП – центр управления полетом; РС – российский сегмент; АС – американский сегмент; ВС – вычислительная система; СКГИ – система генерации изображений; СМК – система моделирования каналов; СИСБЗ – система моделирования связи "борт–Земля"; СЭП – система энергоснабжения; ТВА – телевизионная аппаратура

Тренажер обеспечивает:

- тренировки экипажей по отработке навыков управления комплексом при выполнении динамических операций, а также комплексные тренировки и обучение экипажей выполнению программы полета в целом;
- тренировки экипажей по отработке навыков работы с аппаратурой при выполнении исследований и экспериментов по программе полета;
- отработку навыков выполнения монтажно-демонтажных работ и операций технического обслуживания аппаратуры;
- отработку навыков по расконсервации и консервации комплекса;
- отработку практических навыков по работе с бортовыми системами;
- отработку действий экипажа в нештатных ситуациях, в том числе и при разгерметизации жилых отсеков СМ и пристыкованных модулей;

мультисегментные тренировки совместно с имитатором американского сегмента (АСТ);
отработку бортовой документации.

В тренажере имитируется работа следующих бортовых систем:

- бортовой вычислительной системы;
- системы управления движением и навигацией;
- системы управления бортовой аппаратурой;
- объединенной двигательной установки;
- бортового радиотехнического комплекса (система телефонно-телеграфной связи, телевизионная система, системы ЛИРА и РЕГУЛ);
- системы электропитания;
- системы ориентации солнечных батарей;
- системы управления приводами антенн;
- системы обеспечения теплового режима;
- систем обеспечения жизнедеятельности;
- системы стыковки и внутреннего перехода;



Комплексный тренажер функционально-грузового блока "Заря"

бортовой информационно-телеметрической системы.

Работа тренажера обеспечивается системами коллективного пользования тренажерного комплекса (вычислительная система, а также системы управления тренировкой, имитации связи "борт—Земля", имитации визуальной обстановки, медицинского контроля, ремонтно-технологической связи, электропитания). В свою очередь, системы тренажера служебного модуля являются базовыми для обеспечения функционирования тренажеров других модулей, а также их интеграции в единый комплекс тренажеров МКС.

В качестве рабочего места операторов используется полномасштабный макет служебного модуля МКС, оснащенный пультовым оборудованием в тренажном исполнении и габаритными макетами блоков. Внешний вид и интерьер макета по отделке, окраске, освещенности, расположению оборудования и органов управления соответствуют штатному изделию.

Все органы управления, контроля и индикации бортовых систем и оборудования аналогичны штатным по динамическим, светотехническим, функциональным, габаритным, цветовым характеристикам и пространственному размещению. На органах управления систем и агрегатов установлены датчики положения, сигналы от которых поступают в систему моделирования.

Для наблюдения за действиями экипажа, находящегося внутри рабочего места операторов, установлены нештатные телекамеры.

Макет модуля оборудован технологическим входом, обеспечивающим доступ экипажа и обслуживающего персонала внутрь макета и экстренное покида-



Тренировка космонавтов в комплексном тренажере служебного модуля "Звезда"

ние его в случае возникновения аварийных ситуаций. Для обеспечения проведения монтажных, отладочных и проверочных работ формируется технологический канал связи между операторами рабочих мест тренажера (ПКУ, РМО, УСО, ВС, ТВС, система имитации внешней визуальной обстановки (СИВВО)).

В рабочем месте операторов предусмотрено технологическое отверстие для подсоединения воздуховода кондиционера. Внутри РМО поддерживается температура в диапазоне 18...23 °С при длительном (более двух часов) пребывании в нем обучаемых при закрытых технологическом и штатном входах.

Унифицированный пульт контроля и управления (ПКУ) СМ является средством коллективного пользования и позволяет управлять тренировкой на тренажерах комплекса. В нижнем ряду дисплеев расположены мониторы инструкторов, на которые выводятся графические панели-повторители пультового оборудования борта и пульт инженера (левое рабочее место). Средний ряд дисплеев служит в качестве повторителей дисплеев штатных бортовых компьютеров — ноутбуков. В верхнем ряду располагаются видео-контрольные устройства (ВКУ), на которые могут быть коммутированы сюжеты, наблюдаемые космонавтами в приборах наблюдения, или изображения с телекамер наблюдения за действиями операторов.

В зоне ПКУ размещен также пульт врача, оборудованный средствами регистрации физиологической информации и комплексом аппаратуры медицинского контроля и медицинских обследований.

Комплексный тренажер служебного модуля МКС эксплуатируется в РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина с августа 1998 г. по настоящее время.



Тренировка экипажа 16-й основной экспедиции МКС на тренажере служебного модуля "Звезда"

Комплексный тренажер функционально-грузового блока МКС предназначен для подготовки экипажей космонавтов и астронавтов к выполнению программы полета при работе на борту ФГБ "Заря" российского сегмента МКС.

Тренажер ФГБ с учетом его информационного сопряжения с тренажерами других модулей, имитатором БВС и имитатором американского сегмента (АСТ) используется для:

комплексных тренировок и обучения экипажей МКС для выполнения программы полета;

тренировок экипажей по отработке навыков управления комплексом в различных режимах;

многоsegmentных тренировок;

тренировок экипажей по отработке навыков работы с научной аппаратурой при выполнении исследований и экспериментов по программе полета;

тренировок экипажей по работе с бортовыми системами в штатных и предполагаемых нештатных ситуациях;

тренировок экипажей по действиям в случае разгерметизации жилых отсеков ФГБ и других модулей и при возникновении пожара;

тренировок экипажей по выполнению медико-биологических экспериментов, отработки операций при работе со средствами медицинского обеспечения;

изучения экипажами натурного вида ФГБ и его бортового оборудования;

отработки навыков выполнения монтажно-демонстрационных работ, операций технического обслуживания и ремонта аппаратуры;

обучения экипажей методике проведения киносъемок и телерепортажей с использованием видеокomплекса в интерьере модуля;

отработки бортовой документации;

отработки методик тренировки экипажей;

проведения занятий по техническому обслуживанию и ремонту на внешней поверхности модуля.

Ряд систем тренажера ФГБ функционирует на базе и с использованием систем тренажера СМ. Так, система моделирования объекта ФГБ, устройства сопряжения с бортовым оборудованием ФГБ, пульт контроля и управления ФГБ интегрированы с аналогичными системами комплексного тренажера служебного модуля МКС и образуют единую среду. В состав комплекса введен дополнительный пульт контроля и управления ПКУ ФГБ, который используется в качестве резервно-

Унифицированный пульт контроля и управления тренажерного комплекса МКС



го или для увеличения состава рабочих мест инструкторов, участвующих в проведении тренировки.

В качестве рабочего места космонавтов используется полномасштабный макет модуля "Заря", оснащенный пультовым оборудованием в тренажном исполнении и габаритными макетами блоков. Внешний вид и интерьер рабочего места космонавтов комплексного тренажера ФГБ (модуля "Заря") по отделке, окраске, освещенности, расположению оборудования, органов управления соответствуют штатному изделию.

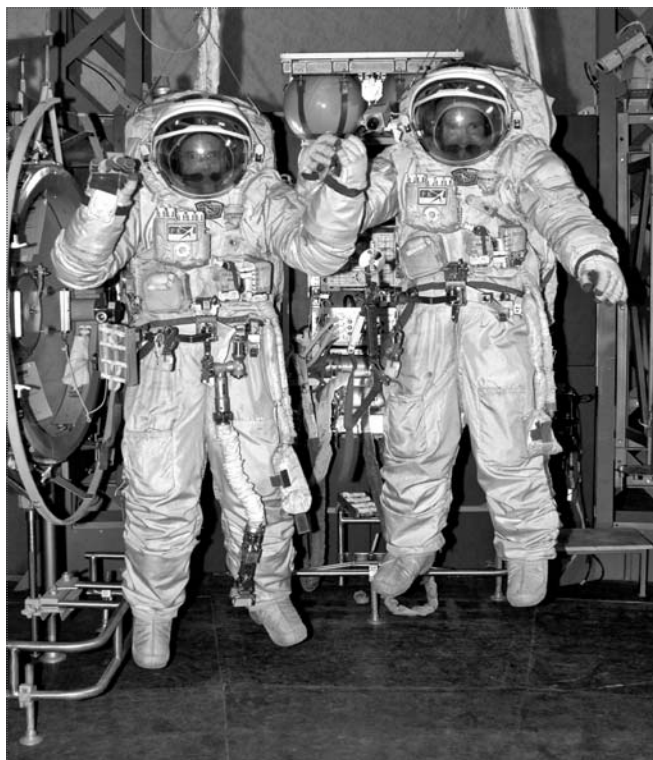
Тренажер введен в эксплуатацию в РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина в августе 1998 г. и эксплуатируется до настоящего времени.

Специализированный тренажер "Выход-2" предназначен для подготовки космонавтов по операциям обслуживания и эксплуатации выходного скафандра "Орлан", по процедурам шлюзования и отдельным рабочим операциям внекорабельной деятельности в штатных режимах работы и в нештатных ситуациях. Тренажер представляет собой сложный многофункциональный комплекс, состоящий из разнообразных по назначению и оригинальных по исполнению специальных систем и оборудования, обеспечивающих жизнедеятельность операторов в скафандрах с возможностью их свободного перемещения в рабочей зоне за счет мышечных усилий в условиях моделируемой обезвешенности и в реальной светотеневой обстановке.

Тренажер европейского манипулятора "Дон-ERA" предназначен для отработки практических навыков при выполнении ручных режимов управления европейским робототехническим манипулятором ERA с внешнего и внутреннего пультов, а также для отработки информационно-логического взаимодействия с ним при автоматическом и ручном режимах управления.

Комплексный тренажер многоцелевого лабораторного модуля (КТ МЛМ) предназначен для отработки всей последовательности действий космонавтов при подготовке и проведении космических экспериментов: монтажа, подключения аппаратуры к бортовым системам РС МКС, проведения эксперимента, экспресс-обработки результатов исследований и передачи их на Землю.

С начала эксплуатации тренажерный комплекс российского сегмента МКС является базовым сред-



Тренировка космонавтов на тренажере "Выход-2"

ством подготовки для всех экипажей МКС, отечественных и иностранных космонавтов и астронавтов.

Тренажерный комплекс РС МКС, и в том числе комплексные тренажеры служебного модуля и функционально-грузового блока РС МКС, были созданы и сданы в эксплуатацию в РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина до выведения на орбиту модулей "Заря" и "Звезда". Это позволило обеспечить всем экипажам полный курс предполетной подготовки с использованием комплексных тренажеров. Анализ послеполетной деятельности первых экспедиций космонавтов и астронавтов на МКС показал, что эффективность работы экипажей на борту российского сегмента МКС была достаточно высокой, а уровень ошибочных действий и период "вработывания" соответствовали аналогичным показателям для последних экспедиций на орбитальном комплексе "Мир" несмотря на то, что экипажи впервые работали на новой космической станции.

УДК 629.7

Страна высоких устремлений

Т.А. Мусабаяев

В статье рассказывается о становлении и развитии космической деятельности в Республике Казахстан. Показывается роль этой высокотехнологичной наукоемкой отрасли в модернизации экономики государства и обеспечении его конкурентоспособности.

T.A. Musabayev. Land Of High Aspirations

The article narrates about the genesis and development of the space industry in Kazakhstan, focusing on the role, this hi-tech and science-intensive sector plays in the modernization of the national economy and in the improvement of its competitiveness.

Рост экономики Казахстана позволяет говорить о системном этапе лидирующего, опережающего развития республики и о перспективе ее вхождения в клуб наиболее конкурентоспособных государств мира. Известно, что сегодня в число ключевых критериев конкурентоспособности страны входят уровень развития национальной космической отрасли, обладание и возможность использования передовых ракетно-космических технологий во всех сферах государственного строительства. Ответственность за реализацию космической программы Казахстана возложена на Национальное космическое агентство Республики Казахстан. История развития космической отрасли в республике и образования первого космического ведомства Казахстана, как и вся история суверенного Казахстана, тесно связана с именем первого Президента страны Нурсултана Абишевича Назарбаева. После успешного старта в космос первого казахского космонавта 2 октября 1991 г. глава государства во время пресс-конференции на космодроме Байконур объявил о создании при Академии наук республики Агентства космических исследований Казахской ССР, которое по его поручению возглавил академик У. Султангазин. Спустя полтора года, 25 февраля 1993 г., Агентство космических исследований Казахстана получило новый статус — национального агентства при кабинете министров Казахстана. Первое Национальное аэрокосмическое агентство (НАКА) республики, наделенное соответствующими полномочиями, возглавил первый казахский космонавт Т. Аубакиров. Время становления НАКА пришлось на сложные годы переходного периода не только в стране, но и на космодроме Байконур, где остро ощущалось влияние распада СССР.

Надо признать, что история самостоятельного космического органа Казахстана складывалась нелегко. С момента создания в 1993 г. он неоднократно реорганизовывался, передавался из одного министерства в другое. В течение ряда лет работы в области космической деятельности Казахстана ограничивались лишь выполнением научных программ Национальной академии наук совместно с российскими научными организациями. Вопросы создания инфраструктуры для реализации космических проектов, формирования кадрового потенциала не рассматривались.

В 1999 г. НАКА было реорганизовано в Аэрокосмический комитет Министерства энергетики, индустрии и торговли Республики Казахстан. Затем Постановлением Правительства Республики Казахстан от 12 сентября 2002 г. он получил статус Аэрокосмического комитета Министерства транспорта и коммуникаций Республики Казахстан. В 2004 г. ведомство было реорганизовано в Аэрокосмический комитет Министерства образования и науки Республики Казахстан. Многие годы задачи, стоящие перед главным космическим ведомством, являлись вторичными для мини-



МУСАБАЕВ
Талгат Амангельдиевич —
председатель Национального
космического агентства Республики
Казахстан,
летчик-космонавт,
генерал-лейтенант авиации,
Герой России,
Народный Герой Республики
Казахстан,
кандидат техн. наук

стерств, в состав которых оно входило в тот или иной период времени. Объективно, статус Аэрокосмического комитета не соответствовал тем глобальным стратегическим задачам в области освоения космических технологий, которые стоят перед страной. Рас-
тущее влияние космических проектов на внешнюю политику, а также решение вопросов, связанных с космической деятельностью, на межгосударственном уровне обусловили необходимость повышения статуса главного космического ведомства Казахстана. И в 2007 г. указом главы государства было создано самостоятельное Национальное космическое агентство Республики Казахстан.

Уверен, что четкая организация государственного менеджмента и воплощение в жизнь долгосрочной последовательной политики в космической области позволит нам создать казахстанскую космическую индустрию и войти в число космических держав современного мира. Запущен первый спутник "Каз-Сат", начата реализация такого масштабного ракетно-космического проекта, как "Байтерек". Экономический прогресс в республике позволяет нам инвестировать значительные средства в космическую программу, в частности только в 2008 г. на развитие космической отрасли в республиканском бюджете предусмотрено более 10 млрд тенге. Впервые Казахстан приступил к осуществлению космических проектов на космодроме Байконур, который находится в аренде у Российской Федерации.

В Казахстане имеются давние традиции космических исследований. Еще в 1950-е годы был организован Астрофизический институт им. В. Фесенкова для проведения астрофизических наблюдений и теоретических исследований, а с начала 1990-х гг. работает Институт космических исследований. Разрабатывается государственная программа космической деятельности до 2020 г. Готовятся новые космические кадры, и, главное, появляются люди, заинтересованные в реальном освоении Казахстаном космоса. А само создание Национального космического агентства Республики Казахстан — это факт признания стратегической важности космической деятельности для прогрессивного развития Казахстана.

Космонавтика для Казахстана с его огромной территорией и богатейшими ресурсами — это сфера геополитических, экономических и научно-практических интересов. Без нее крайне сложно создать единое информационное пространство в нашей стране, изучать и рационально использовать ее природные ресурсы, проводить экологический мониторинг. Причем во многих случаях альтернативы возможностям, предоставляемым космонавтикой, пока не существует. Освоение космоса открыло людям безгра-

ничные возможности по решению принципиально новых задач в областях связи и многоканального телевизионного вещания, высокоточного определения мест нахождения различных объектов и управления их движением, метеорологии и многих других. Использование передовых технологий в области ракетостроения позволит значительно уменьшить вредное экологическое воздействие от запусков с космодрома Байконур ракет-носителей, использующих в настоящее время высокотоксичные компоненты ракетного топлива, такие как амил и гептил.

Серьезным подспорьем развитию отечественной космической деятельности служат международные межправительственные соглашения и договоренности о сотрудничестве в области исследования и использования космического пространства в мирных целях. Сегодня Казахстан активно сотрудничает с Россией, развивается взаимодействие с Украиной, которая проявляет серьезный интерес к партнерству с нашей страной. В целом же нужно понимать, что успешная космическая программа формируется с учетом и в процессе международного научно-технического сотрудничества. Кооперация для создания и реализации космической программы — вполне объективная тенденция. В этой связи в перспективе целесообразно налаживание взаимовыгодного космического сотрудничества с лидерами мирового рынка — США и ЕС, а также с КНР, Японией, Индией, Канадой, Южной Кореей и другими странами, динамично развивающимися космические программы. В их экономике наблюдается устойчивая тенденция возрастания роли наукоемких, ресурсосберегающих технологий и производств. Свидетельством эффективности такого направления экономического развития является тот факт, что самыми дорогими в мире компаниями, чьи акции высоко котируются на фондовом рынке, являются не крупнейшие ресурсодобывающие и перерабатывающие предприятия, а те, которые специализируются на высокотехнологичной продукции, в том числе и космической.

Быстрому становлению мирового рынка космических товаров и услуг прежде всего способствуют широкомасштабные изменения в международных отношениях, происшедшие за последнее десятилетие. Активизировалось международное разноплановое сотрудничество в области исследования и использования космического пространства, растет коммерциализация космической деятельности. Освоение космоса приобрело и глобальное информационное значение. Это имеет серьезные политические, дипломатические, военные и экономические последствия, а беспрепятственность доступа в космическое пространство и его использования является важным фактором, который необходимо учиты-

вать при обеспечении национальной безопасности, политических и коммерческих интересов современного государства.

В целом в условиях динамичной глобальной конкуренции наша страна нуждается в надежном фундаменте конкурентоспособности. И совершенно очевидно, что космическая деятельность — это не только национальная гордость Казахстана, но и фактор прогрессивного высокотехнологичного развития нашей республики в глобальном мире.

Сегодня космическая деятельность является крупным бизнесом, ее необходимо четко организовать, точно настроить и правильно интегрировать в казахстанскую экономику. Казахстанский наукоемкий сек-

тор промышленности находится в начале современного и эффективного организационного оформления. Необходимо привести его функционирование в соответствие с универсальными тенденциями мировой аэрокосмической деятельности. Космическая программа Казахстана — это мощный макропроект, его реализация должна дать сильный импульс решению задач, обозначенных в Послании главы государства народу страны "Новый Казахстан в новом мире" по развитию индустриально-инновационного сектора республики. Это является мощной платформой для поддержки процессов модернизации казахстанской экономики и позволит сделать нашу страну еще более сильной, уверенной и конкурентоспособной.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РОССИЙСКИХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ "СОЮЗ" ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ЗАПУСКОВ С КОСМОДРОМА КУРУ ВЫГОДНО ЕВРОПЕЙЦАМ

Возможности космодрома Куру во французской Гвиане расширятся с началом эксплуатации ракет-носителей "Союз-СТ", считает глава Роскосмоса А.Н. Перминов. По его мнению, французы выиграют. Они получают носитель на самом экваторе и возможность иметь выход в космос со всеми видами нагрузок. Легкая ракета-носитель "Вега", средняя — "Союз" и тяжелая — "Ариан". К этому стремится любая страна, в том числе и Россия.

По словам А.Н. Перминова, проект "Союз-2" в Гвианском космическом центре — это новый шаг в развитии нашей международной космической деятельности.

Глава Роскосмоса недавно посетил Гвианский космический центр. Отсюда, с космодрома Куру, уже несколько десятилетий стартуют ракеты-носители "Ариан" — основное транспортное средство Европейского космического агентства. Здесь идет строительство стартовой площадки для российских "Союзов" производства "ЦСКБ — Прогресс" (Самара). Первые старты планируются на 2009 г. Уже в середине будущего года адаптированные к местному климату российские ракеты-носители "Союз-СТ" начнут выводить на орбиту такие грузы, которые невозможно поднять ракетами этого класса ни с одного российского космодрома. Здесь ракетам будет помогать сама Земля. Линейная скорость вращения Земли на экваторе выше.

ЗАВЕРШАЕТСЯ РАЗРАБОТКА ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО ОБОСНОВАНИЯ ПО СОЗДАНИЮ НОВОЙ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ

Экспериментальный машиностроительный завод им. В.М. Мясищева завершает разработку технико-экономического обоснования (ТЭО) по созданию авиационно-космической системы М-91. Система состоит из самолета-носителя ВМ-Т и космического возвращаемого модуля, выводимого в ближний космос, на высоту более 100 км, с пятиминутным пребыванием в невесомости и приземлением на аэродроме по-самолетному. Космический модуль рассчитан на двух пилотов и 14 пассажиров. Полеты будут проводиться на коммерческой основе.

Разработка ТЭО ведется за счет средств отечественных коммерческих структур. Во втором квартале этого года планируется приступить к разработке эскизного проекта авиационно-космической системы М-91. Первый коммерческий полет, по прогнозам специалистов, состоится через 3,5...4 года. Ежегодно планируется выполнять до 100 полетов. Необходимые доработки двух используемых в системе самолетов ВМ-Т проведет ЭМЗ им. В.М. Мясищева, а созданием 16-местного возвращаемого космического модуля будет заниматься НПО "Молния".

Самолет ВМ-Т разработан на базе стратегического бомбардировщика ЗМ как транспортировщик элементов ракетно-космической системы "Энергия"—"Буран". С его помощью планировалось, в частности, доставлять на космодром орбитальный корабль (изделие 11Ф36) и центральный блок "Ц" ракеты-носителя "Энергия" (изделие 11К25). Всего было построено три самолета ВМ-Т, в том числе два летных. ВМ-Т способен перевозить негабаритные грузы массой до 50 т, длиной до 45 м и диаметром до 8 м.

Вестник Интерфакс — АВН № 7 (334), 2008 г.



ДОЛЖЕНКОВ
Николай Николаевич —
первый заместитель
генерального директора —
генерального конструктора
ОАО "ОКБ
им. А.С. Яковлева",
технический директор,
доктор техн. наук



ПОПОВИЧ
Константин Федорович —
главный конструктор
ОАО "ОКБ им. А.С. Яков-
лева", кандидат техн. наук



НАРЫШКИН
Виталий Юрьевич —
главный конструктор
ОАО "ОКБ
им. А.С. Яковлева"

Учебно-боевой самолет Як-130

Н.Н. Долженков, К.Ф. Попович, В.Ю. Нарышкин

В статье рассказано о новом учебно-боевом самолете Як-130. Рассмотрены основные особенности конструкции этого самолета, его систем и оборудования. Показаны перспективы развития программы создания самолета в России и на мировом рынке.

N.N. Dolzhenkov, K.F. Popovich, V.Yu. Naryshkin. Yak-130 Combat Training Aircraft

The article gives a brief characteristic of the new combat training aircraft, designated the Yak-130, drawing reader's attention to the main features, the aircraft, its systems and equipment possess. It also reviews prospects of the production program of this aircraft for use in Russia and abroad.

В ноябре 2007 г. успешно завершился первый этап государственных совместных испытаний нового российского учебно-боевого самолета Як-130 разработки Опытного конструкторского бюро им. А.С. Яковлева. 14 ноября было подписано Предварительное заключение, в котором сказано, что учебно-боевой самолет Як-130 по своим характеристикам в основном соответствует требованиям тактико-технического задания (ТТЗ) и рекомендуется для выпуска установочной партии.

Постройка установочной партии из 12 самолетов Як-130, заказанных Минобороны РФ, ведется на Нижегородском авиационном заводе "Сокол". Начало поставок самолетов в ВВС России запланировано на 2008 г.

В августе 2007 г. самолет Як-130 был представлен на авиасалоне МАКС-2007 в Жуковском, где выполнял программу демонстрационных полетов с фигурами высшего пилотажа с оружием на внешних подвесках.

История этого самолета началась 15 июля 1992 г., когда по решению Военно-технического совета ВВС РФ был объявлен конкурс проектов учебно-тренировочного комплекса для обучения летчиков фронтовой авиации. В 1992–1994 гг. ОКБ им. А.С. Яковлева с проектом учебно-тренировочного самолета Як-130 выиграло два этапа конкурса, проводившегося ВВС среди ведущих самолетостроительных ОКБ страны. На разных этапах в конкурсе участвовали ОКБ Микояна, Мясишева и Сухого.

С целью создания технического задела, снижения технического риска и демонстрации летно-технических характеристик было принято решение об опережающей разработке демонстрационного образца — самолета Як-130Д. В его постройке приняли участие Нижегородский авиационный завод "Сокол" и Смоленский авиационный завод. Самолет был построен в 1995 г.

Первый полет Як-130Д состоялся 25 апреля 1996 г. Испытания начал Герой России А.А. Сеницын и продолжили Герой России Р.П. Таскаев, летчик-испытатель О.О. Кононенко, заслуженный штурман-испытатель В.А. Худяков.

Самолет Як-130Д неоднократно принимал участие в авиационных салонах и совершал показательные полеты в разных странах мира.

Испытания, проводившиеся в 1999 г. совместно с испытательным институтом ВВС, подтвердили заявленные летно-технические и взлетно-посадочные характеристики. Были продемонстрированы уникальные для такого класса самолетов маневренные качества, в том числе возможность управляемого полета на углах атаки до 42°.



Учебно-боевой самолет нового поколения Як-130

В 2002 г. ВВС выдало новое ТТЗ на учебно-тренировочный комплекс с учебно-боевым самолетом (УБС). В соответствии с новыми требованиями Як-130 был преобразован из учебно-тренировочного самолета в УБС, что значительно расширило диапазон его применения. В 2002 г. ОКБ подготовило и успешно защитило Дополнение к эскизному проекту УБС Як-130.

В марте 2002 г. командующий ВВС РФ подписал акт конкурсной комиссии об окончательном выборе Як-130 в качестве учебно-боевого самолета для Военно-Воздушных Сил России, и ОКБ заключило контракт с Минобороны РФ на проведение опытно-конструкторских работ по самолету.

На Нижегородском заводе "Сокол" было построено четыре опытных самолета (три летных образца и один для проведения статических испытаний планера). К сожалению, третий летный самолет был потерян в 2006 г. при проведении испытательных полетов по комплексной системе управления самолетом. Экипаж своевременно катапультировался. Взамен этого самолета на авиационном заводе "Сокол" уже построен четвертый летный самолет.

Два первых самолета в настоящее время проходят государственные совместные испытания в ГЛИЦ ВВС. Именно они обеспечили успешное выполнение первого этапа Государственных совместных испытаний.

Получение Предварительного заключения открывает перед программой самолета Як-130 широкие пер-

спективы. Это, прежде всего, поставка самолетов в российские ВВС, которым учебно-тренировочный самолет Як-130 необходим для замены к 2015 г. выбывающих по истечении срока службы самолетов L-39 чешского производства. Особое значение такая замена приобретает в связи с поступлением в 2012 г. на вооружение самолетов 5-го поколения. При этом L-39 по своим характеристикам уже не сможет использоваться для подготовки пилотов.

Принципиально новый учебно-боевой самолет Як-130 предназначен для подготовки летчиков для боевых самолетов 4-го и 5-го поколений.

Совершенная аэродинамика, мощные двигатели и высокие параметры самолетных систем обеспечивают ему маневренные характеристики на уровне современных и перспективных боевых самолетов и высокие взлетно-посадочные характеристики. В сочетании с шасси, рассчитанным на грунт, и с воздухозаборниками, закрывающимися створками при движении по земле, такие параметры дают возможность использовать этот УБС с небольших неподготовленных аэродромов.

Развитые наплывы перед крылом и компоновка воздухозаборников обеспечивают возможность устойчивого управляемого полета на углах атаки до 35°.

Цифровая комплексная система управления (полностью электродистанционная) выполняет функции системы автоматического управления и активной системы безопасности полета. Она имеет режим репрограммирования, который дает возможность изменять характеристики устойчивости и управляемости в зави-

симости от типа имитируемого самолета. Это позволяет уже на ранних этапах обучения знакомить курсантов с особенностями поведения конкретных самолетов.

Як-130 в обеих кабинах имеет электронную индикацию, идентичную принятой для боевых самолетов 5-го поколения, коллиматорный авиационный индикатор и наשלемую систему целеуказания в первой кабине.

Интегрированный цифровой комплекс бортового оборудования построен на мультиплексном канале информационного обмена по MIL STD-1553B, имеет открытую архитектуру и позволяет легко наращивать возможности и расширять круг решаемых задач за счет установки новых компонентов.

Бортовая система имитации режимов боевого применения обеспечивает возможность в полете обучать ведению воздушного боя и атакам наземных целей с применением различных видов оружия.

Учебно-боевой самолет Як-130 является самолетом двойного назначения. Его конструкция, системы, состав бортового оборудования обеспечивают применение различных видов управляемого и неуправляемого оружия. Девять точек подвески (шесть подкрыльевых, две на концах консолей крыла и одна подфюзеляжная) позволяют нести до 3000 кг полезной нагрузки — оружие, подвесные топливные баки, контейнеры с системами наведения оружия, разведывательной аппаратурой, средствами радиоэлектронного и инфракрасного противодействия.

На базе УБС Як-130 строится учебно-тренировочный комплекс, который включает:

- самолет первоначального обучения Як-152;
- учебно-боевой самолет Як-130;
- дисплейные классы;
- процедурные и функциональные (пилотажные и специализированные) тренажеры.

Простота конструкции, высокая надежность планера, силовой установки и самолетных систем, большой ресурс и полная автономность самолета, а также высокая эксплуатационная технологичность в сочетании с низкой стоимостью жизненного цикла и высокими лётно-техническими характеристиками дают возможность проводить высококачественную подготовку лётного состава в короткие сроки и эффективно решать боевые задачи.

Использование УБС Як-130 в училищах, строевых частях и центрах боевой подготовки для обучения курсантов, поддержания навыков боевого применения строевыми лётчиками позволит в 4–5 раз снизить затраты на эксплуатацию и сохранить ресурс боевых самолетов и "спарок", которые в настоящее время используются в этих целях.

На базе учебно-боевого самолета Як-130 может быть создано целое семейство модификаций — легкий ударный самолет, легкий беспилотный разведывательно-ударный самолет и др.

В настоящее время во всем мире идет процесс интенсивной убыли парка учебно-тренировочных самолетов разработки 1970-х гг. по выработке ресурса. При этом из предлагаемых для замены самолетов современным повышенным требованиям к подготовке лётчиков отвечают только М-346 (Италия, завершение испытаний в 2008 г.) и "Мако" (Германия, 2010 г.).

Самолет Як-130 по основным эксплуатационным и техническим характеристикам, соотношению цены и показателя учебной эффективности значительно превосходит существующие и перспективные зарубежные учебно-тренировочные и учебно-боевые самолеты: L-39, K-8, "Альфа Джет" Е, MB-339, "Хоук" Mk.60 и Mk.100, М-346, "Мако".

Практически не имея аналогов, которые могли бы сегодня обеспечить подготовку пилотов для боевых самолетов 5-го поколения, Як-130 обладает значительными экспортными возможностями по сравнению с потенциальными конкурентами.

Анализ состояния мирового парка учебно-тренировочных самолетов показывает, что потенциальный рынок сбыта учебно-тренировочного самолета Як-130 может составлять до 1000 самолетов с реальной возможностью реализации до 200 самолетов до 2015 г. и еще 500...550 самолетов до 2025 г. только в странах третьего мира, не считая рынка СНГ и Европы.

Еще в 2006 г. Корпорацией "Иркут", дочерней фирмой которой является ОКБ им. А.С. Яковлева, был подписан контракт на поставку самолетов Як-130 в Алжир (серийным заводом определен Иркутский авиазавод). Большой интерес к самолету проявляют ряд стран СНГ, Африки, Ближнего Востока, Юго-Восточной Азии и Латинской Америки.

Оценивание точности системы автономной навигации космического аппарата

В.Ф. Петришев



ПЕТРИШЕВ
Владимир Федорович –
начальник сектора
ГНПРКЦ "ЦСКБ–
Прогресс",
доцент, кандидат техн. наук

В статье приводится метод аналитического оценивания точности прецизионной интегрированной системы автономной навигации космического аппарата дистанционного зондирования Земли по протяженным наземным ориентирам. По результатам расчетов дается оценка дисперсий погрешностей определения внутриплоскостных и внеплоскостных параметров движения в зависимости от дисперсий погрешностей измерений углового положения наземного ориентира, дальности до него, а также величины интервала навигационных измерений.

V.F. Petrishchev. The Estimation Of Space Vehicle Autonomous Navigation Accuracy

An analytical estimation method of space vehicle autonomous navigation precise integrated system accuracy of Earth remote sensing along the stretched landmarks is given. An error variance estimate with respect to results to determinate inside and outside planar of motion parameters subject to measurement error variance of landmark angle position, range and navigational measurement interval range is presented.

Концепция построения прецизионной интегрированной системы автономной навигации космического аппарата (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с использованием в качестве измеряемых первичных навигационных параметров направления в инерциальном пространстве на наблюдаемый с борта КА протяженный наземный ориентир (ПНО) и дальности до него изложена в работе [1]. Термин "протяженный" определяет ориентир конечных размеров для отличия его от точечного ориентира.

Наличие на борту КА ДЗЗ высокоточного оптико-электронного телескопического комплекса для получения и передачи по радиоканалу наземному потребителю снимков земной поверхности, а также комплекта прецизионных оптико-электронных звездных датчиков для определения по звездам ориентации осей этих датчиков в инерциальном пространстве, систем фиксации положения оптических осей этих датчиков относительно осей телескопического комплекса; лазерного дальномера для измерения дальности до наземного ориентира; высокопроизводительного вычислительного устройства для оперативного выделения на получаемом снимке заданного ориентира, его опознавания с использованием бортового банка данных по ориентирам, определения на снимке координат его главной точки позволяет считать предлагаемую систему перспективной в плане достижения высокой точности автономного решения навигационной задачи. Современный уровень развития вычислительной техники, средств получения, обработки и хранения информации позволяет, по мнению автора, создать такую систему уже в ближайшем будущем.

Математическая модель задачи автономной навигации с использованием ПНО представлена в работе [2]. Задача состоит из двух подзадач.

В первой подзадаче по измерениям высоты полета, дальности до псевдоориентира, лежащего в плоскости опорной орбиты, и его углового положения относительно

продольного направления (трансверсали орбиты) определяются начальные отклонения четырех внутриплоскостных параметров истинного движения центра масс КА ($\Delta X, \Delta Y, \Delta \dot{X}, \Delta \dot{Y}$) в неподвижной системе координат, построенной на плоскости орбиты и линии апсид, относительно параметров опорного движения.

Во второй — по измерениям дальности до псевдоориентира, лежащего в поперечной плоскости, содержащей местную вертикаль и бинормаль опорной орбиты, и по измерениям его углового положения относительно бинормали определяются начальные отклонения значений двух внеплоскостных параметров истинного движения центра масс КА ($\Delta Z, \Delta \dot{Z}$) в той же неподвижной системе координат относительно соответствующих параметров опорного движения.

В каждой из этих подзадач получены градиентные матрицы $W(u, \gamma)$ частных производных от измеряемых величин по текущим параметрам движения центра масс КА и выбраны матрицы $B(u, u_0)$ баллистических производных от текущих параметров движения центра масс КА по начальным параметрам.

Метод аналитической оценки точности системы навигации, разработанный в работе [3], привлекает внимание исследователей [4...6] благодаря возможности выявлять общие закономерности процесса оценивания точности решения навигационной задачи несмотря на существенные упрощения, используемые при его применении. В частности, движение КА рассматривается в центральном гравитационном поле по орбитам с малыми эксцентриситетами.

Численный расчет с помощью математического моделирования решения задачи в отличие от аналитического метода позволяет учесть с высокой точностью действие различных факторов, проявляющихся как в моделях движения и измерений, так и в методах обработки результатов этих измерений. Вместе с тем при проведении численных расчетов, опираясь только на данные конкретные результаты, трудно выявить общие закономерности оценивания точности, присущие рассматриваемой системе.

Для применения метода аналитической оценки точности используем следующую упрощенную постановку задачи навигации:

движение КА происходит в центральном поле сил по круговой орбите, с которой связана неподвижная система координат $OXYZ$;

оси OX и OY этой системы лежат в плоскости орбиты;

началом отсчета является момент прохождения оси OX ;

сеансы навигационных измерений происходят с постоянным интервалом изменения орбитального угла u , отсчитываемого в плоскости орбиты от начального момента прохождения оси OX , равным величине $\Delta u = \frac{\pi}{N}$, где N — число сеансов навигацион-

ных измерений на половине витка. Принимается, что для съемок доступна освещенная Солнцем поверхность Земли на максимальном интервале, равном половине витка, при уменьшении интервала навигационных измерений число сеансов пропорционально уменьшается;

сеансы навигационных измерений проводятся относительно протяженного наземного ориентира, расположенного одинаковым образом по отношению к КА в течение всего интервала навигационных измерений: дальность D и угловое положение γ одинаковы для всех ПНО;

ошибки измерений дальности D и углового положения γ являются случайными некоррелированными между собой величинами с нулевым математическим ожиданием и дисперсиями $\sigma_d^2, \sigma_\gamma^2$ соответственно;

измерениям дальности до ПНО и его углового положения соответствует диагональная весовая матрица P ошибок измерений, диагональные элементы которой обратны величинам дисперсий ошибок измерений, т.е. $\frac{1}{\sigma_d^2}$ и $\frac{1}{\sigma_\gamma^2}$;

задана постоянная угловая скорость Ω орбитального движения КА по орбите;

для оценивания точности системы используется метод наименьших квадратов.

В соответствии с этими положениями метод аналитической оценки точности системы автономной навигации сводится к определению матрицы $C(u)$ нормальных уравнений

$$C(u) = \frac{N}{u} \int_0^u [W(u, \gamma)B(u, u_0)]^T P[W(u, \gamma)B(u, u_0)] du, \quad (1)$$

где $W(u, \gamma)$ — градиентная матрица; $B(u, u_0)$ — матрица баллистических производных. В результате аналитического обращения этой матрицы находим корреляционную матрицу ошибок оценивания

$$K_q(u) = C^{-1}(u), \quad (2)$$

диагональные элементы которой являются искомыми дисперсиями ошибок оценивания параметров движения центра масс КА.

Аналитическую оценку точности определения внутриплоскостных параметров движения центра масс КА начнем с оценки точности по результатам проведения сеансов навигационных измерений дальности до первого (внутриплоскостного) псевдоориентира и его углового положения, определяемых при проецировании вектора дальности до истинного ориентира на плоскость опорной орбиты. Уточненное значение матрицы $W(u, \gamma)$, приведенной в работе [2], имеет вид

$$W(u, \gamma) = \begin{bmatrix} \frac{\partial D_1}{\partial X} & \frac{\partial D_1}{\partial Y} & \frac{\partial D_1}{\partial \dot{X}} & \frac{\partial D_1}{\partial \dot{Y}} \\ \frac{\partial \gamma_1}{\partial X} & \frac{\partial \gamma_1}{\partial Y} & \frac{\partial \gamma_1}{\partial \dot{X}} & \frac{\partial \gamma_1}{\partial \dot{Y}} \end{bmatrix} = \\ = \begin{bmatrix} \frac{\sin(u + \gamma_1)}{D_1} & \frac{-\cos(u + \gamma_1)}{D_1} & 0 & 0 \\ \frac{\cos(u + \gamma_1)}{D_1} & \frac{\sin(u + \gamma_1)}{D_1} & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Здесь γ_1 — угловое положение псевдоориентира относительно трансверсали орбиты; D_1 — дальность до него.

В силу структуры подынтегрального выражения (1) матрица $C(u)$ является симметрической. Таковой же является и корреляционная матрица $K_q(u)$ (2). Поэтому в дальнейшем приводятся лишь неповторяющиеся элементы этих матриц. Для определения матрицы $C(u)$ проведем интегрирование вначале на интервале половины витка $u = \pi$. Будем считать этот интервал интегрирования максимально возможным. Полученные в результате интегрирования элементы матрицы $C(u)$ имеют вид (для простоты записи в дальнейшем индекс "единица" у параметров γ_1 и D_1 , свидетельствующий об их принадлежности к внутриплоскостному псевдоориенту, опущен):

$$c_{11} = \frac{a}{2}(-4\sin 2\gamma - 29\pi \cos^2 \gamma + 6\pi^2 \sin 2\gamma + 9\pi + 6\pi^3 \cos^2 \gamma) + \\ + \frac{b}{2}\pi(6\pi^2 - 11);$$

$$c_{21} = \frac{a}{8}(13\cos 2\gamma + 45 + 6\cos^2 \gamma + 20\pi \sin 2\gamma + 12\pi^2 \cos^2 \gamma) + \\ + \frac{b}{2}3(8 + \pi^2); \quad (3)$$

$$c_{22} = \frac{a}{2}(4\sin 2\gamma + 5\pi \cos^2 \gamma + \pi) + \frac{b}{2}7\pi;$$

$$c_{31} = \frac{a}{8\Omega}(5\cos 2\gamma + 37 - 10\cos^2 \gamma + 28\pi \sin 2\gamma + \\ + 24\pi^2 \cos^2 \gamma) + \frac{b}{\Omega}(8 + 3\pi^2);$$

$$c_{32} = \frac{a}{2\Omega}(6\sin 2\gamma + 7\pi \cos^2 \gamma + \pi) + \frac{b}{2\Omega}9\pi;$$

$$c_{33} = \frac{a}{2\Omega^2}(8\sin 2\gamma + 11\pi \cos^2 \gamma + \pi) + \frac{b}{2\Omega^2}13\pi; \quad (3)$$

$$c_{41} = \frac{a}{2\Omega}(-6\sin 2\gamma - 38\pi \cos^2 \gamma + 10\pi + 6\pi^2 \sin 2\gamma + \\ + 6\pi^3 \cos^2 \gamma) + \frac{b}{\Omega}3\pi(\pi^2 - 3);$$

$$c_{42} = \frac{a}{4\Omega^2}(5\cos 2\gamma - 10\cos^2 \gamma + 10\pi \sin 2\gamma + 6\pi^2 \cos^2 \gamma + \\ + 21) + \frac{b}{2\Omega}(16 + 3\pi^2);$$

$$c_{43} = \frac{a}{4\Omega^2}(13 - 3\cos 2\gamma - 26\cos^2 \gamma + 14\pi \sin 2\gamma + \\ + 12\pi^2 \cos^2 \gamma) + \frac{b}{\Omega^2}3\pi^2;$$

$$c_{44} = \frac{a}{\Omega^2}(3\pi^2 \sin 2\gamma + 3\pi^3 \cos^2 \gamma + 6\pi - 4\sin 2\gamma - \\ - 22\pi \cos^2 \gamma) + \frac{b}{\Omega^2}\pi(3\pi^2 - 10).$$

Здесь приведены результаты интегрирования (1) без учета постоянного коэффициента $\frac{N}{\pi}$ и приняты обозначения

$$a = \frac{D^2 \sigma_\gamma^2 - \sigma_d^2}{D^2 \sigma_\gamma^2 \sigma_d^2}; \quad b = \frac{1}{D^2 \sigma_\gamma^2}. \quad (4)$$

Введем важное предположение о том, что навигационные измерения углового положения ориентира и дальности до него равновесны. Это означает, что дисперсия ошибок измерений угла связана с дисперсией ошибок измерений дальности следующей зависимостью:

$$D^2 \sigma_\gamma^2 = \sigma_d^2. \quad (5)$$

При выполнении условия (5) о равновесности используемых навигационных измерений $a = 0$, что су-

щественно упрощает дальнейшие исследования. В этом случае матрица $C(u)$ перестает зависеть от углового положения ориентира γ и остается зависимой только от интервала интегрирования u :

$$C(\pi) = \frac{N}{\pi} b \begin{bmatrix} \frac{1}{2} \pi (6\pi^2 - 11) & \frac{3}{2} (8 + \pi^2) & \frac{7}{2} \pi & \frac{13\pi}{2\Omega^2} \\ \frac{1}{\Omega} (8 + 3\pi^2) & \frac{9\pi}{2\Omega} & \frac{3\pi^2}{\Omega^2} & \frac{1}{\Omega^2} \pi (3\pi^2 - 10) \\ \frac{1}{\Omega} 3\pi (\pi^2 - 3) & \frac{1}{2\Omega} (16 + 3\pi^2) & \frac{3\pi^2}{\Omega^2} & \frac{1}{\Omega^2} \pi (3\pi^2 - 10) \end{bmatrix}.$$

После аналитического обращения этой матрицы получаем корреляционную матрицу $K_q(\pi)$ ошибок определения внутриплоскостных параметров движения центра масс КА. Если через Δ обозначить определитель матрицы $C(\pi)$:

$$\Delta = 75\pi^6 - 80\pi^4 - 12\,800\pi^2 + 65\,536,$$

а через f – выражение $\frac{N}{\pi} b \Delta$, то элементы корреляционной матрицы $K_q(\pi)$ можно записать в виде

$$\begin{aligned} k_{11} &= \frac{2\pi}{f} (15\pi^4 + 280\pi^2 - 3328); \\ k_{21} &= \frac{60\pi^2}{f} (7\pi^2 - 64); \\ k_{22} &= \frac{4\pi}{f} (105\pi^4 - 1252\pi^2 + 2560); \\ k_{31} &= -\frac{4\Omega}{f} (105\pi^4 - 640\pi^2 - 2048); \\ k_{32} &= -\frac{24\pi\Omega}{f} (15\pi^4 - 166\pi^2 + 256); \\ k_{33} &= \frac{2\pi\Omega^2}{f} (165\pi^4 - 1496\pi^2 + 512); \\ k_{41} &= -\frac{6\pi\Omega}{f} (5\pi^4 + 60\pi^2 - 896); \\ k_{42} &= -\frac{2\Omega}{f} (135\pi^4 - 800\pi^2 - 4096); \\ k_{43} &= \frac{6\Omega^2}{f} (45\pi^4 - 160\pi^2 - 2048); \\ k_{44} &= \frac{2\Omega^2}{f} (15\pi^4 + 130\pi^2 - 2368). \end{aligned}$$

После вычисления полиномов степени числа π окончательно имеем

$$K_q(\pi) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \begin{bmatrix} 1,602 & & & \\ 0,857 & 1,541 & & \\ -2,121\Omega & -1,689\Omega & 3,251\Omega^2 & \\ -0,982\Omega & -0,659\Omega & 1,290\Omega^2 & 0,672\Omega^2 \end{bmatrix}.$$

Как уже отмечалось, диагональные элементы этой матрицы являются дисперсиями ошибок оценивания внутриплоскостных параметров движения центра масс КА на полувитковом интервале навигационных измерений.

Уменьшая интервал интегрирования с половины витка ($u = \pi$) и сохраняя неизменным промежуток между сеансами навигационных измерений, равный $\frac{\pi}{N}$ при $N = \text{const}$, повторим вычисления матриц $C(u)$

и $K_q(u)$ для значений u , равных $\frac{5}{6}\pi, \frac{2}{3}\pi, \frac{1}{2}\pi, \frac{1}{3}\pi, \frac{1}{6}\pi$.

В результате получим

$$K_q\left(\frac{5}{6}\pi\right) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \begin{bmatrix} 2,036 & & & \\ 0,793 & 1,613 & & \\ -2,739\Omega & -1,607\Omega & 4,136\Omega^2 & \\ -1,071\Omega & -0,709\Omega & 1,426\Omega^2 & 0,754\Omega^2 \end{bmatrix};$$

$$K_q\left(\frac{2}{3}\pi\right) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \begin{bmatrix} 2,535 & & & \\ 0,641 & 1,822 & & \\ -3,540\Omega & -1,394\Omega & 5,433\Omega^2 & \\ -1,051\Omega & -0,913\Omega & 1,431\Omega^2 & 0,997\Omega^2 \end{bmatrix};$$

$$K_q\left(\frac{1}{2}\pi\right) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \begin{bmatrix} 3,174 & & & \\ 0,426 & 2,348 & & \\ -4,803\Omega & -1,065\Omega & 7,965\Omega^2 & \\ -0,895\Omega & -1,672\Omega & 1,267\Omega^2 & 2,147\Omega^2 \end{bmatrix};$$

$$K_q\left(\frac{1}{3}\pi\right) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \begin{bmatrix} 4,319 & & & \\ 0,208 & 3,609 & & \\ -7,909\Omega & -0,684\Omega & 16,504\Omega^2 & \\ -0,628\Omega & -4,464\Omega & 0,980\Omega^2 & 8,469\Omega^2 \end{bmatrix};$$

$$K_q\left(\frac{1}{6}\pi\right) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \times$$

$$\begin{bmatrix} 8,029 & & & \\ 0,056 & 7,619 & & \\ -24,665\Omega & -0,325\Omega & 94,972\Omega^2 & \\ -0,320\Omega & -21,039\Omega & 0,723\Omega^2 & 80,301\Omega^2 \end{bmatrix}.$$

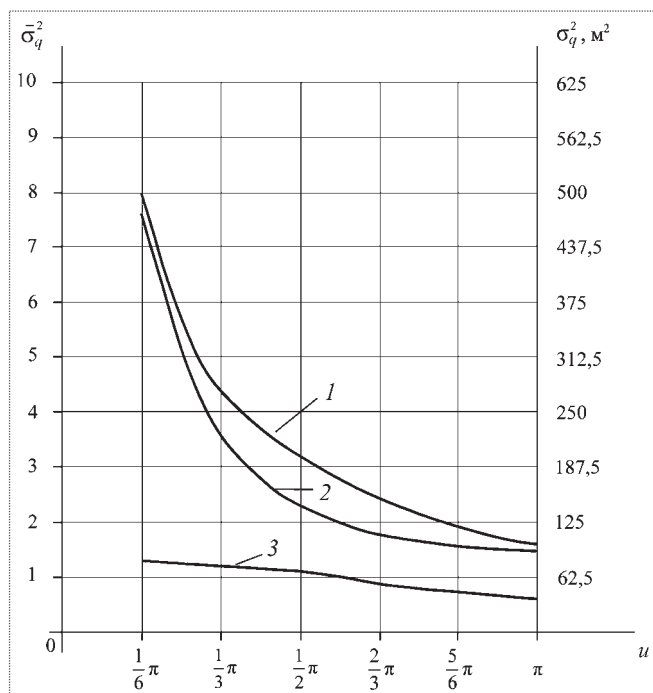


Рис. 1. Графики зависимостей дисперсий ошибок определения координат от интервала измерений:

1 – по координате X ; 2 – по координате Y ; 3 – по координате Z

Для этих значений интервала проведения навигационных измерений построены графики изменения дисперсий ошибок определения начальных отклонений в координатах X и Y , значения первого и второго диагональных элементов матриц $K_q(u)$ использованы для построения кривых 1 и 2 соответственно (рис. 1). Построены также графики изменения дисперсий ошибок определения начальных отклонений в составляющих скорости $\dot{X}$ и $\dot{Y}$, значения третьего и четвертого диагональных элементов матриц $K_q(u)$ использованы для построения кривых 1 и 2 соответственно (рис. 2).

Графики построены в относительных величинах:

$$\bar{\sigma}_q^2 = \sigma_q^2 / \frac{\pi D^2 \sigma_{\gamma}^2}{N}; \quad \bar{\sigma}_q^2 = \sigma_q^2 / \frac{\pi D^2 \sigma_{\gamma}^2 \Omega^2}{N}. \quad (6)$$

Из графиков следует, что дисперсии ошибок определения скоростных составляющих более чувствительны к величине интервала навигационных измерений, чем дисперсии ошибок определения координат. Сами дисперсии ошибок определения координат X и Y и, соответственно, составляющих скорости $\dot{X}$ и $\dot{Y}$ различаются мало.

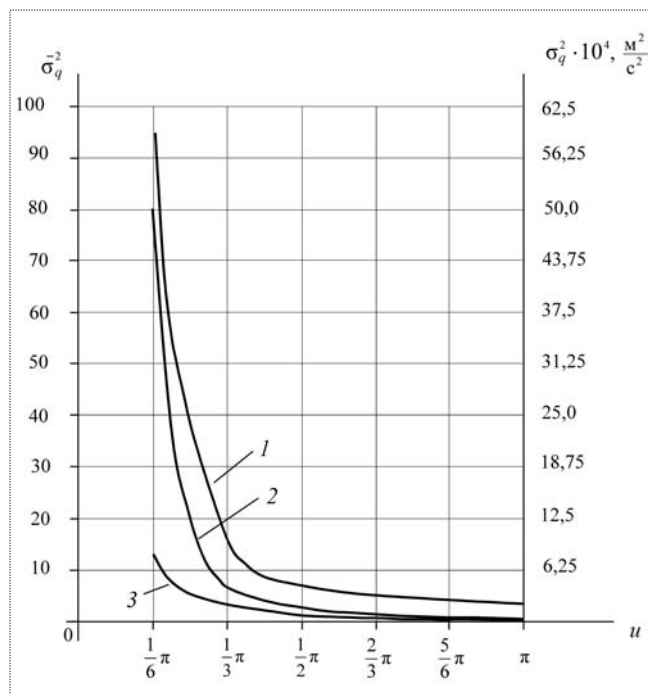


Рис. 2. Графики зависимостей дисперсий ошибок определения составляющих скорости от интервала измерений:

1 – по составляющей $\dot{X}$; 2 – по составляющей $\dot{Y}$; 3 – по составляющей $\dot{Z}$

Задачу определения дисперсий ошибок оценки начальных отклонений внутриплоскостных параметров движения центра масс КА по результатам обработки измерений высоты полета КА не рассматриваем, поскольку она детально исследована в работе [3]. Совместные измерения высоты полета, проводимые над акваторией Мирового океана, и измерения с использованием наземных ориентиров, проводимые при полете над сушей, как правило, невозможны. Поэтому результаты совместной обработки этих измерений не исследуются.

Аналитическая оценка точности определения внеплоскостных параметров движения центра масс КА в соответствии с изложенным выше методом оценивания начальных отклонений внеплоскостных параметров истинного движения (ΔZ и $\Delta \dot{Z}$) от соответствующих начальных значений параметров опорного движения производится с использованием градиентной матрицы [2]

$$W_2(u, \gamma) = \begin{bmatrix} \frac{\partial D_2}{\partial Z} & \frac{\partial D_2}{\partial \dot{Z}} \\ \frac{\partial \gamma_2}{\partial Z} & \frac{\partial \gamma_2}{\partial \dot{Z}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \gamma_2 & 0 \\ \frac{\sin \gamma_2}{D_2} & 0 \end{bmatrix}$$

и матрицы баллистических производных

$$B_2(u, u_0) = \begin{bmatrix} \frac{\partial Z}{\partial Z_0} & \frac{\partial \dot{Z}}{\partial Z_0} \\ \frac{\partial Z}{\partial \dot{Z}_0} & \frac{\partial \dot{Z}}{\partial \dot{Z}_0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos u & \frac{\sin u}{\Omega} \\ -\Omega \sin u & \cos u \end{bmatrix},$$

где D_2 — дальность до второго наземного псевдоориентира, лежащего в поперечной плоскости, содержащей местную вертикаль и бинормаль опорной орбиты, и являющегося проекцией истинного ориентира на эту плоскость; γ_2 — угловое положение второго псевдоориентира по отношению к бинормали орбиты.

Подстановка этих соотношений в формулу (1) и интегрирование в пределах от нуля до u с той же весовой матрицей P позволяет получить для этой задачи матрицу $C(u)$ нормальных уравнений в виде

$$C(u) = \frac{Nm}{2u} \begin{bmatrix} u + \frac{1}{2} \sin 2u & \frac{1}{2\Omega} (1 - \cos 2u) \\ \frac{1}{2\Omega} (1 - \cos 2u) & \frac{1}{\Omega^2} (u - \frac{1}{2} \sin 2u) \end{bmatrix}, \quad (7)$$

где константа m определяется выражением

$$m = \frac{1}{\sigma_d^2} \cos^2 \gamma_2 + \frac{1}{D_2^2 \sigma_\gamma^2} \sin^2 \gamma_2. \quad (8)$$

В результате аналитического обращения матрицы нормальных уравнений получим корреляционную матрицу погрешностей оценивания внеплоскостных параметров движения

$$K_q(u) = \frac{8u}{Nm(4u^2 + 2\cos 2u - 2)} \times \begin{bmatrix} u - \frac{1}{2} \sin 2u & -\frac{\Omega}{2} (1 - \cos 2u) \\ -\frac{\Omega}{2} (1 - \cos 2u) & \Omega^2 \left(u + \frac{1}{2} \sin 2u \right) \end{bmatrix}. \quad (9)$$

Аналогично задаче оценивания точности определения внутриплоскостных параметров движения оценим дисперсии погрешностей определения внеплоскостных параметров для тех же интервалов навигационных измерений: $\pi, \frac{5}{6}\pi, \frac{2}{3}\pi, \frac{1}{2}\pi, \frac{1}{3}\pi, \frac{1}{6}\pi$.

При этом, как и ранее, полагаем неизменным и равным $\frac{\pi}{N}$ промежуток между сеансами навигационных измерений в пределах любого из этих интервалов.

При оценивании точности определения внеплоскостных параметров будем также полагать, что дисперсия σ_d^2 погрешностей измерения дальности до внеплоскостного псевдоориентира и дисперсия σ_γ^2 погрешностей измерения его углового положения подчиняются условию (5) равновесности измерений.

В этом случае коэффициент m (8) оказывается равным коэффициенту b во второй формуле (4).

В итоге имеем

$$K_q(\pi) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \begin{bmatrix} 0,637 & \\ & 0,637\Omega^2 \end{bmatrix};$$

$$K_q\left(\frac{5}{6}\pi\right) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \begin{bmatrix} 0,770 & \\ -0,063\Omega & 0,551\Omega^2 \end{bmatrix};$$

$$K_q\left(\frac{2}{3}\pi\right) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \begin{bmatrix} 0,927 & \\ -0,275\Omega & 0,609\Omega^2 \end{bmatrix};$$

$$K_q\left(\frac{1}{2}\pi\right) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \begin{bmatrix} 1,070 & \\ -0,682\Omega & 1,070\Omega^2 \end{bmatrix};$$

$$K_q\left(\frac{1}{3}\pi\right) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \begin{bmatrix} 1,181 & \\ -1,442\Omega & 2,847\Omega^2 \end{bmatrix};$$

$$K_q\left(\frac{1}{6}\pi\right) = \frac{\pi D^2 \sigma_\gamma^2}{N} \begin{bmatrix} 1,250 & \\ -3,450\Omega & 13,201\Omega^2 \end{bmatrix}.$$

Значение первого диагонального элемента этих матриц есть значение дисперсии погрешности определения поперечной координаты Z . На рис. 1 характер изменения относительной величины этой дисперсии представлен кривой 3. Значение второго диагонального элемента этих матриц есть значение дисперсии погрешности определения поперечной составляющей скорости движения КА $\dot{Z}$ соответственно. Изменения этой дисперсии в зависимости от интервала навигационных измерений представлены кривой 3 на рис. 2.

Из рис. 1 и 2 следует, что внеплоскостные параметры движения КА определяются точнее в несколько раз по сравнению с внутриплоскостными параметрами. Более высокая динамика изменения внутриплоскостных параметров затрудняет достижение той же точности, что и для внеплоскостных параметров.

Для оценки точностных характеристик прецизионной интегрированной системы автономной навигации КА по протяженным наземным ориентирам рассмотрим следующий пример. Пусть система обеспечивает измерения углового положения направления

на наземный ориентир в инерциальном пространстве со среднеквадратической ошибкой (СКО) $\sigma_y = 5''$ и дальности до него с СКО $\sigma_d = 25$ м при дальности измерений $D = 1000$ км. Измерения равновесны. На современном этапе развития технических средств КА дистанционного зондирования Земли эти параметры вполне достижимы.

Пусть для простоты расчетов угловая скорость орбитального движения КА $\Omega = 0,001 \text{ с}^{-1}$, а промежуток между сеансами навигационных измерений определяется соотношением

$$\frac{\pi}{N} = 0,1,$$

т.е. за половину витка выполняется всего около 30 сеансов навигационных измерений.

При этих значениях коэффициенты у относительных дисперсий в условии (6) равны:

$$\frac{\pi D^2 \sigma_y^2}{N} = 62,5 \text{ м}^2; \quad \frac{\pi D^2 \sigma_y^2 \Omega^2}{N} = 0,625 \cdot 10^{-4} \frac{\text{м}^2}{\text{с}^2}.$$

Знание этих коэффициентов позволяет вычислить истинные значения дисперсий ошибок определения параметров движения по значениям относительных дисперсий. Шкалы значений истинных дисперсий для рассматриваемого примера представлены на рис. 1 и 2 справа.

Из рис. 1 следует, что точнее других определяется координата Z . К тому же точность среднеквадратической ошибки определения этой координаты остается высокой (менее 10 м) даже при малом интервале навигационных измерений ($u = \frac{\pi}{6}$), что соответствует всего пяти сеансам.

Несколько ниже точность определения координат X и Y . При уменьшении интервала навигационных измерений с π до $\frac{1}{6}\pi$ СКО определения этих координат ухудшается более чем в два раза: с 10 до 22 м.

Аналогичный вывод можно сделать, рассмотрев кривые, представленные на рис. 2. На точность определения составляющих скорости интервал навигационных измерений оказывает более существенное

влияние. При уменьшении интервала в шесть раз: с π до $\frac{1}{6}\pi$ СКО определения составляющей $\dot{Z}$ увеличивается примерно в 4,5 раза: с 0,0063 до 0,0287 м/с. Другие составляющие увеличиваются еще больше. Например, наибольшая среднеквадратическая ошибка имеет место по составляющей скорости $\dot{X}$, она увеличивается в 5,5 раза: с 0,01425 до 0,077 м/с. В целом же СКО определения всех шести составляющих остаются на высоком уровне: не более 25 м по координатам и не более 0,08 м/с по составляющим скорости. Дополнительный учет измерений высоты полета КА над акваторией Мирового океана несомненно позволит повысить точность навигационного определения внутриплоскостных параметров.

По результатам проведенного оценивания можно сделать вывод о том, что точностные характеристики рассматриваемой системы автономной навигации КА дистанционного зондирования Земли приближаются к точностным характеристикам спутниковых радионавигационных систем и что рассматриваемая система обладает большими потенциальными возможностями.

Список литературы

1. Петрищев В.Ф. Система автономной навигации космического аппарата по протяженным наземным ориентирам // Изв. вузов. Приборостроение. 2001. Т. 44. № 4. С. 24–30.
2. Петрищев В.Ф. Автономная навигация космического аппарата дистанционного зондирования Земли по протяженным наземным ориентирам // Полет. 2005. № 9. С. 17–22.
3. Порфирьев Л.Ф., Смирнов В.В., Кузнецов В.И. Аналитические оценки точности автономных методов определения орбит. М.: Машиностроение, 1987. 280 с.
4. Голяков А.Д. Введение в теорию взаимной астронавигации искусственных спутников Земли. СПб., ВКУ им. А.Ф. Можайского, 1992. 142 с.
5. Голяков А.Д. Аналитическая оценка потенциальной точности автономной астронавигации космического аппарата по орбитальным ориентирам // Изв. вузов. Приборостроение. 2003. Т. 46. № 4. С. 51–57.
6. Голяков А.Д. Аналитические оценки точности автономной навигации малого космического аппарата по орбитальным ориентирам // Изв. вузов. Приборостроение. 2004. Т. 47. № 3. С. 53–59.



РАЗНОСЧИКОВ
Владимир Валентинович —
доцент ВВИА им. проф.
Н.Е. Жуковского,
кандидат техн. наук

Системный анализ использования топлива в авиационных силовых установках

В.В. Разносчиков

В статье приводится описание подходов и методик, предлагаемых для оценки эффективности использования топлива в системе "летательный аппарат — силовая установка — топливо" (ЛА—СУ—Т).

V.V. Raznoschikov. Systematic Analysis Of Fuel Consumption In Aviation Power Plants

The article reviews approaches and methods to assess effectiveness of fuel consumption within the system "aircraft—power plant—fuel."

Одной из проблем при оценке эффективности использования топлива является многокритериальность исследуемой системы "ЛА—СУ—Т" и сложность физико-химических процессов, протекающих в элементах системы при ее эксплуатации.

Наиболее эффективным подходом для решения этой проблемы является системный анализ. При этом необходимо дать формализованное описание изучаемого объекта, сформулировать критерий решения задачи системного анализа, т.е. поставить задачу исследования, и далее решить поставленную задачу [1]. Это обобщенная схема решения задачи, требующая детализации последовательности ее объяснения и выполнения.

Любой ЛА имеет конкретное назначение, а конечный результат его использования оценивается эффективностью транспортной, боевой и т.д., которая, в свою очередь, формирует свойства ЛА (рис. 1). Эффективность ЛА зависит от свойств элементов системы "ЛА—СУ—Т" [2]. Свойства топлива в данной системе являются определяющими. От них зависят тип двигателя, особенности его рабочего процесса и конструкция.

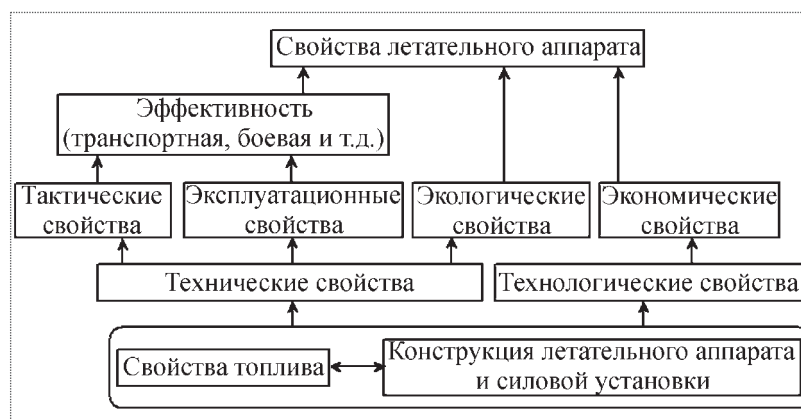


Рис. 1. Влияние свойств топлива на свойства летательного аппарата

Наиболее существенно на эффективность работы СУ влияют эксергетические возможности топлива и двигателя, т.е. возможности топлива и конструкции двигателя увеличивать работу цикла [3]. Например, при использовании альтернативных криогенных топлив (от греч. *krýos* — холод и *gene's* — рождающий) кроме более высокой теплотворности появляются новые эксергетические возможности: хладоресурс и работоспособность топлива до полного его сгорания. В значительной степени свойства топлива (его плотность, энергоемкость), а также условия нахождения топлива в топливных баках (химическая агрессивность, температура и т.д.) оказывают влияние на конструкцию и аэродинамические характеристики ЛА.

Вопросы использования топлива, особенно альтернативного, относятся к разряду критических технологий, а актуальность оптимального применения топлива в системе "ЛА—СУ—Т" вызвана внутренними (локальными) и внешними (глобальными) проблемами.

Локальная проблема обусловлена тем, что возможности повышения эффективности традиционного топлива практически исчерпаны. В настоящее время ведущие отечественные и зарубежные двигателистроители одной из главных задач считают удешевление производства двигателей и повышение КПД работы элементов двигателя.

Создание "стехиометрического двигателя", в котором максимально использовалась бы теплопроизводительность топлива, невозможно из-за отсутствия газовых турбин, работоспособных при температуре газов свыше 1900...2000 К. Даже если будут решены проблемы создания теплонагруженных газовых турбин и повышения КПД элементов двигателя, энергетические возможности традиционного авиакеросина повысят эффективность ЛА не более чем на 10 % [2]. Кроме того, при проектировании самолетов, имеющих крейсерские сверхзвуковые и гиперзвуковые скорости и использующих традиционный авиакеросин в качестве топлива, возникает ряд дополнительных трудностей. Они связаны с недостатком хладоресурса, низкой термостабильностью, а также с ограниченным ресурсом работы топливных систем и высокой стоимостью термостабильного авиакеросина.

Глобальная проблема заключается во взаимодействии системы "ЛА—СУ—Т" с окружающей средой. Стабильный в последние годы рост цен на нефть вызывает увеличение стоимости авиакеросина. К примеру, в России 1 тонна авиакеросина марки ТС-1 (применяемого для дозвуковых самолетов) в 2000 г. стоила 6 тысяч рублей, а в 2006 г. — 27 тысяч рублей.

Тем не менее, рост цены нефти не сдерживает рост ее добычи. Пагубное воздействие традиционного нефтяного топлива на окружающую среду весьма ощутимо [4, 5]. Вводимые жесткие экологические требования на всех этапах жизненного цикла топлива — от его производства до использования в камерах сгорания двигателей — не более чем маркетинговый прием принуждения покупателей к приобретению новой техники, на самом деле энергетически не отличающейся от старой. Эффект охраны окружающей среды и здоровья человека в производственном процессе переработки нефти от принятия таких законов очень низкий. Требуются новые решения. Если проанализировать принятый в декабре 1997 г. в японском городе Киото протокол к рамочной Конвенции Организации Объединенных Наций об изменении климата, направленный против глобального потепления, в частности, выяснится, что он обязывает снизить выбросы не СО или NO, а CO₂, т.е. подразумевается необходимость разработки машин сверхвысокой экономичности или использующих экологически чистое топливо. Этот принципиальный шаг на традиционных нефтяных топливах не сделать. Требуется провести системный анализ для решения проблем по использованию альтернативного топлива в авиационных силовых установках.

Как отмечалось ранее, первый этап системного исследования — создание модели системы "ЛА—СУ—Т". Для оптимального решения проблемы использования топлива на этапе предварительного анализа и формирования облика системы "ЛА—СУ—Т" создана и развивается комплексная математическая модель (КММ) (рис. 2) [3]. Она основана на современных инженерных методиках, которые позволяют проводить расчет аэродинамических и объемно-массовых характеристик ЛА, тягово-экономических и удельно-массовых характеристик авиационных двигателей различных схем. Оценка эффективности системы "ЛА—СУ—Т" осуществляется при моделировании полетного задания путем решения дифференциальных уравнений движения ЛА. Кроме того, серьезное внимание уделяется моделированию свойств топлив и анализу химмотологических процессов.

Системный подход обязывает строго оценивать адекватность математической модели (ММ), т.е. выполнять основные принципы: непротиворечивости, работоспособности и реалистичности ММ. Недостаточно изученные физико-химические процессы, происходящие при очень низких или высоких температурах топлива или рабочего тела, требуют использовать принцип непротиворечивости, который подразумевает проверку модели в тех случаях, когда значения параметров системы

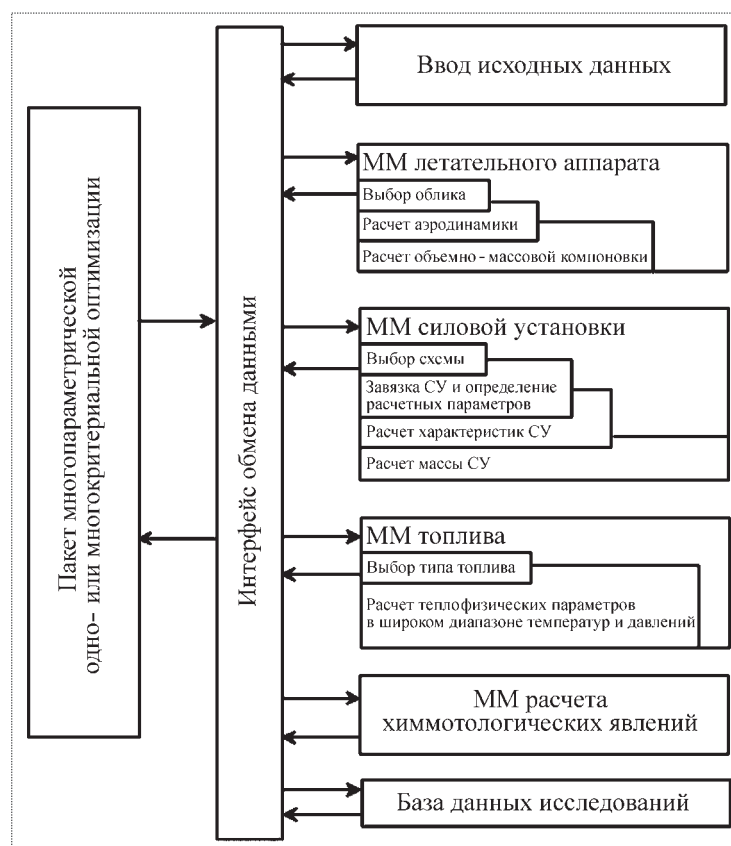


Рис. 2. Комплексная математическая модель системы "ЛА–СУ–Т"

"ЛА–СУ–Т" близки к экстремальным. Принцип работоспособности позволяет выяснить, насколько ММ практична и удобна в использовании: модель должна обеспечивать получение результата за приемлемое время; при многократном обращении к ММ в процессе оптимизационного исследования она должна быть устойчива и стабильна в рассчитываемых результатах. Принцип реалистичности ММ устанавливается при сравнении с реальным физическим объектом, если это возможно. Сходство рассчитанных характеристик с результатами натурных экспериментов или фактической эксплуатации являются основой проверки адекватности ММ.

Термин *химмотология* (химия + мотор + ... логия от греч. *lógos* – понятие, учение) принят для наименования науки о свойствах, качестве и рациональном применении горючих и смазочных материалов в технике [6]. В КММ большое внимание уделяется оценке явлений химмотологической системы (рис. 3). Моделирование и дальнейшая оценка химмотологических явлений является целью системного анализа использования топлива в силовых установках.

Без знания свойств топлив бессмысленно оценивать его эффективность. Поэтому КММ содержит матема-

тические модели расчета теплофизических и термодинамических свойств анализируемых топлив (различных марок авиакеросина, криогенных топлив и др.). Такие свойства топлива, как плотность, динамическая и кинематическая вязкость, давление насыщенных паров, сила поверхностного натяжения, теплопроводность, коэффициент диффузии паров, теплоемкость при постоянном давлении и при постоянном объеме, теплота плавления и испарения, низшая теплота сгорания, газовая постоянная, энтальпия, энтропия, показатель адиабаты и ряд других, оцениваются в широком диапазоне температур и давлений [7]. В КММ осуществляется учет стоимости топлива для сравнительного рассмотрения экономического эффекта тех или иных схемных решений.

Аэродинамическая и объемно-массовая компоновки ЛА формируют исходные данные для геометрических размеров топливных баков. В топливном баке оцениваются нагрев, испарение и разложение топлива [8]. Это позволяет оценить потери топлива при хранении, а также в процессе полета, что в свою очередь влияет на критерии эффективности системы "ЛА–СУ–Т".

Топливо при сжигании оказывает три вида воздействия на камеру сгорания (КС), узлы и детали газового тракта: огневое (нагрев), загрязняющее (нагар, эмиссия вредных веществ) и химическое (газовая коррозия). Разработанная математическая модель КС на предварительном уровне формирует облик и рассчитывает процессы распыла и испарения топлива, равновесный состав и температуру газов по зонам горения, тепловую нагрузку жаровой трубы, процессы пиролиза и образования сажи, а также количественную оценку выбросов вредных веществ в атмосферу.

При использовании криогенного топлива схемы СУ могут иметь в своем составе криогенные насосные агрегаты, криотопливозвоздушные теплообменники и автономные турбины, работающие на нагретом несгорев-

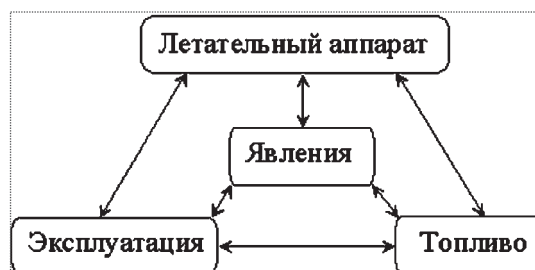


Рис. 3. Принципиальная схема химмотологической системы

Показатели системы "ЛА–СУ–Т"	Показатели качества топлива					
	Низшая теплотворность	Плотность	Вязкость	Люминометри- ческое число	...	Прочие показатели
$C_{уд}$	$ХП_{11}$	$ХП_{12}$	$ХП_{13}$	$ХП_{14}$	$ХП_{1j}$	$ХП_{1m}$
$P_{уд}$	$ХП_{21}$	$ХП_{22}$	$ХП_{23}$	$ХП_{24}$	$ХП_{2j}$	$ХП_{2m}$
Тонкость распыла	$ХП_{31}$	$ХП_{32}$	$ХП_{33}$	$ХП_{34}$	$ХП_{3j}$	$ХП_{3m}$
Сажеобразование	$ХП_{41}$	$ХП_{42}$	$ХП_{43}$	$ХП_{44}$	$ХП_{4j}$	$ХП_{4m}$
...	$ХП_{i1}$	$ХП_{i2}$	$ХП_{i3}$	$ХП_{i4}$	$ХП_{ij}$	$ХП_{im}$
Прочие показатели	$ХП_{n1}$	$ХП_{n2}$	$ХП_{n3}$	$ХП_{n4}$	$ХП_{n(m-1)}$	$ХП_{nm}$

шем топливе. ММ криогенного насосного агрегата, подающего под большим давлением криогенное топливо, позволяет кроме расчета конструкции оценить кавитационные режимы. ММ криотопливовоздушного теплообменника позволяет проводить расчет объемно-массовых, прочностных, газодинамических и теплофизических параметров на всех режимах его работы.

Количество испаренного топлива из баков и вредных выбросов из КС является основой для экологической оценки, а сведения о количестве осадков от термического разложения топлива, сажеобразовании при сгорании и термической нагрузки жаровых труб КС дополняют исходные данные для расчета надежности работы топливной системы силовой установки.

Комплексная математическая модель позволяет оценивать не только критерии высокого уровня (дальность полета, массу полезной нагрузки и т.д.), но и химмотологические явления, т.е. влияние топлива на систему "ЛА–СУ–Т".

В авиационной химмотологии совокупность всех свойств топлив, характеризующих их качество, делят на физико-химические и эксплуатационные. Физико-химические свойства определяют состояние топлив и их состав – плотность, вязкость, теплоемкость и т.д. Эксплуатационные свойства топлив обеспечивают надежность и экономичность эксплуатации двигателей. Эти свойства проявляются в процессах хранения и транспортирования, а также обуславливают экологические особенности применения топлив. Рассматриваемые свойства топлив и характеристики объекта моделируются для последующей оценки.

Такая сложная система, как "ЛА–СУ–Т", является с точки зрения оптимизации многокритериальной. При этом оценивать использование топлива можно только с учетом всех уровней системы. Топливо имеет значительный разброс показателей качества. Насколько стабильной окажется проектируемая система "ЛА–СУ–Т"

к изменению показателей качества топлива, если они будут изменяться? Ответ может дать коэффициент химмотологического соответствия, который определяется сравнением различных характеристик и показателей исследуемой и исходной схем при идентичных условиях эксплуатации. Для его поиска рассчитываются свойства топлива, химмотологические явления и характеристики системы (см. таблицу):

$$ХП_{ij} = \frac{A_{i1}^{иссл} / A_{i1}^{исх}}{B_{ij}^{иссл} / B_{ij}^{исх}} K_c,$$

где $ХП_{ij}$ – химмотологический признак;

$A_{ij}^{иссл}$, $A_{ij}^{исх}$ – показатели качества топлива исследуемой и исходной схемы "ЛА–СУ–Т" соответственно;

$B_{ij}^{иссл}$, $B_{ij}^{исх}$ – показатели химмотологических явлений исследуемой и исходной системы "ЛА–СУ–Т" соответственно;

K_c – весовой коэффициент;

$i \dots n$ – число показателей химмотологических явлений;

$j \dots m$ – число показателей качества топлива.

В результате для исследуемой системы определяется коэффициент химмотологического соответствия

$$K_{x.c} = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m ХП_{ij} / (n+m).$$

Чем выше коэффициент химмотологического соответствия, тем эффективнее используется топливо.

В случае выбора в качестве топлива традиционного авиакеросина разработанная методика дает прогноз, какая из проектируемых систем "ЛА–СУ–Т" устойчивее и стабильнее при изменении показателей качества топлива.

В случае проектирования систем "ЛА—СУ—Т" с использованием альтернативного топлива разработанная методика дает возможность выбрать схему с наименьшими химмотологическими проблемами и, соответственно, устойчивую и стабильную при изменении показателей качества альтернативного топлива.

Список литературы

1. Антонов А.В. Системный анализ. М.: Высш. шк., 2006.
2. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: Изд-во ФИЗМАТЛИТ, 2006.
3. Разносчиков В.В., Резников М.Е. Методика ЭИМ (эксергия — импульс — масса) предварительной оценки транспортной технической системы "ЛА—СУ—Т" (летательный аппарат — силовая установка — топливо) // XXVI научные чтения по космонавтике ИИЕТ РАН. М., 2002.

4. Николайкина Н.Е., Николайкин Н.И., Матягина А.М. Промышленная экология: Инженерная защита биосферы от воздействия воздушного транспорта. М.: Изд. центр "Академкнига", 2006.
5. Афанасьев Р.В., Березин Г.И., Разносчиков В.В. Эколого-гигиеническая и токсикологическая оценка продуктов сгорания авиационных керосинов и сжиженного природного газа // Авиакосмическая и экологическая медицина. 2006. № 2.
6. Резников М.Е. Авиационные топлива и смазочные материалы (авиационная химмотология). М.: Воениздат, 2004.
7. Разносчиков В.В. Химмотологические проблемы использования топлива в силовых установках летательных аппаратов и методика оценки химмотологических взаимодействий // Война и мир. Тр. XXVIII Академических чтений по космонавтике. 2004.
8. Захарченко В.В., Разносчиков В.В. Методика определения потерь криогенного топлива при использовании его в СУ ГЛА // Война и мир. Тр. XXVIII Академических чтений по космонавтике. 2004.



ДАЙДЖЕСТ **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ**

ПУТИН СТАВИТ ПЕРЕД ОАК ЗАДАЧУ УВЕЛИЧИТЬ ВЫРУЧКУ К 2025 г. В ПЯТЬ РАЗ

В.В. Путин заявил, что российское авиастроение должно сделать качественный рывок вперед. В связи с жесткой конкуренцией крупнейших мировых производителей Объединенная авиастроительная корпорация (ОАК) должна прочно закрепиться на авиационном рынке. К 2025 г. объем выручки ОАК должен вырасти не менее чем в пять раз. Он подчеркнул, что развитие российского авиапрома не должно зависеть от переговорного процесса с зарубежными партнерами. "Когда переговорный процесс с зарубежными партнерами слишком затягивается, надо продолжать самостоятельную реализацию намеченных планов, не дожидаясь решений потенциальных партнеров. Иначе проиграем в конкурентной борьбе", — заявил В.В. Путин. Нужно учитывать, что у зарубежных партнеров тоже есть организационные, финансовые проблемы, специалисты об этом хорошо знают. "Зачем же ждать, пока они справятся".

В.В. Путин подчеркнул, что мы приветствуем взаимовыгодные проекты с нашими зарубежными партнерами. Однако такие проекты должны способствовать развитию отечественной промышленности. Поэтому участие в них — это не самоцель, а одно из средств развития собственной высокотехнологичной экономики. Он напомнил, что сегодня на российский авиапром приходится почти 40 % объема всего оборонно-промышленного комплекса и более 43 % — его военной продукции, выпуск которой в прошлом году увеличился почти на 17 %. "Пока это очень мало. Но так и будет мало, если мы не сделаем качественный рывок вперед", — считает В.В. Путин.

В.В. Путин отметил, что развитие авиации должно стать общенациональной задачей. Если не поставить такой цели и не сконцентрировать административные и политические ресурсы — как это было по национальным проектам, — то мы эту задачу не решим. Он подчеркнул, что решить эту задачу мы обязаны. И не только потому, что авиация всегда была гордостью страны, но некоторые ее сегменты деградировали, а потому, что за развитием авиации — будущее. "Без авиации задачу придания экономике инновационного характера не решить", — считает В.В. Путин.

Вестник Интерфакс — АВН, № 7 (334), 2008 г.

К 2025 г. В РОССИИ ПЛАНИРУЕТСЯ ВЫПУСТИТЬ 2600 ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЕТОВ

Предприятия ОАО "Объединенная авиастроительная корпорация" (ОАК) планируют выпустить 2600 гражданских самолетов к 2025 г., сообщил глава ОАК Алексей Федоров. По его словам, в 2007 г. предприятия авиакорпорации выпустили более 10 гражданских самолетов, а в 2009 г. их будет выпущено уже десятки. Таким образом, к 2025 г. предприятия ОАК намерены выйти на производство 260...280 гражданских самолетов в год.

Как сообщалось ранее, на мировой рынок к 2025 г. российские авиастроители планируют поставить 1,8 тыс. самолетов. Для обеспечения такого уровня авиастроительный комплекс должен будет в период с 2008 по 2025 г. обеспечить ежегодный прирост объемов производства на уровне 30 %. ОАК, в которой Россия консолидирует авиастроительные активы, была зарегистрирована в конце ноября прошлого года. В настоящее время акционерами ОАК являются РФ (90,1 %) и частные акционеры "Иркут" (РТС: IRKT) (ЗАО "Компания — "ФТК" — 6,95 %; ООО "Одитэрс" — 2,2 %; ЗАО "Финмаркет" — 0,75 %). ОАК, в свою очередь, контролирует 50,09 % акций "Иркут".

В уставный капитал ОАК помимо акций "Иркут" вносятся 100 % акций АХК "Сухой", 15 % акций внешнеэкономического объединения "Авиаэкспорт", 38 % акций ОАО "Ильюшин Финанс Ко", 25,5 % акций ОАО "Комсомольское-на-Амуре авиационное объединение им. Ю.А. Гагарина", 86 % акций АО "Межгосударственная авиастроительная компания "Ильюшин", 38 % акций ОАО "Нижегородский авиастроительный завод "Сокол" (РТС: NASO), 25,5 % акций ОАО "Новосибирское авиационное производственное объединение им. Чкалова", 90,8 % акций ОАО "Туполев", 58 % акций ОАО "Финансовая лизинговая компания".

Вестник Интерфакс — АВН, № 7 (334), 2008 г.

УДК 629.7

Солнечный парус в космонавтике

**Б.А. Адамович, А.В. Вестяк, А.Б. Адамович,
В.А. Вестяк**

В статье рассматривается вопрос о возможности использования солнечного давления для межпланетных полетов, излагается история вопроса. Показано, что использование солнечного давления в качестве маршевого движителя нецелесообразно, но возможно применение в качестве движителя для ориентации космических объектов.

B.A. Adamovich, A.V. Vestyak, A.B. Adamovich, V.A. Vestyak. Solar Sail In Cosmonautics

The article scrutinizes possibilities of applying solar pressure in interplanetary flights, highlighting the history of the issue. Furthermore, by way of examples it shows that it is unreasonable to use the solar pressure in a sustainer, but it may well serve as a source of propulsion for spacecraft orientation.

Основоположник космонавтики К.Э. Циолковский называл космические путешествия космоплаванием по аналогии с воздухоплаванием и мореплаванием.

Особенно привлекательна аналогия с мореплаванием, где движущей силой является ветер, а движителем — парус, наполняемый давлением ветра. Впервые парус появился в мореплавании 6000 лет назад, когда египтяне использовали прямой парус небольшой площади, плавая по Нилу. Клипер "Проссейн", построенный в начале XX в. гамбургской компанией "Лаэш", имел самую большую в мире площадь парусов — 6500 м².

В космоплавании вместо обыкновенного ветра используется солнечный ветер, являющийся потоком плазмы, непрерывно испускаемый Солнцем, а в качестве паруса используется космический алюминизированный парус, наполняемый световым (солнечным) давлением.

Впервые гипотезу о наличии светового давления высказал И. Кеплер в 1619 г. Он обратил внимание на то, что при пролете комет вблизи Солнца их хвосты отклоняются в сторону, противоположную солнечному излучению. В 1746 г. эта гипотеза была подтверждена Л. Эйлером, а в 1873 — Дж. Максвеллом и Б. Бертоли. Причем Бертоли распространил эту гипотезу на все виды излучений, а формула для определения светового давления была названа формулой Максвелла—Бертоли:

$$P = \frac{(1 + \rho)E_{\odot}}{C},$$

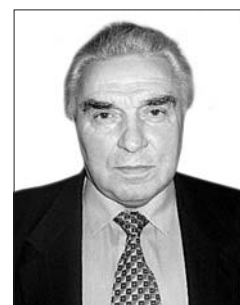
где ρ — коэффициент отражения облучаемой плоскости; C — скорость света в вакууме; $E_{\odot}$ — энергетическая освещенность.

В 1899 г. солнечное давление было впервые на опыте подтверждено русским физиком-экспериментатором Петром Николаевичем Лебедевым (1866—1912) — выдающимся ученым, создателем первой русской научной школы физиков; его именем назван Физический институт Российской АН.

Петр Николаевич родился в Москве, в купеческой семье. Учился в Московском высшем техническом училище, где занялся физическими исследованиями. В 1887 г. он уехал в Германию, работал в Страсбургском университете, где была лучшая в то



АДАМОВИЧ
Борис Андреевич —
профессор МАИ, доктор
техн. наук



ВЕСТЯК
Анатолий Васильевич —
профессор МАИ, кандидат
техн. наук



АДАМОВИЧ
Андрей Борисович —
доцент МАИ, кандидат техн.
наук



ВЕСТЯК
Владимир Анатольевич —
заведующий кафедрой МАИ,
кандидат физ.-мат. наук



Петр Николаевич Лебедев

время физическая школа, в 1891 г. написал диссертацию, получил ученую степень и был приглашен на работу в Московский университет. В 34 года он был избран профессором этого университета, в 1911 г. ушел в отставку в знак протеста против притеснения студенчества со стороны министерства просвещения.

Виртуозный исследователь, он создал еще в 1895 г. установку для генерирования и приема миллиметровых электромагнитных волн, экспериментально доказал существование давления света на твердые тела и газы и количественно подтвердил электромагнитную теорию света. Опыты по световому давлению принесли Лебедеву мировую славу. По этому поводу один из видных физиков У. Томсон писал: "Я всю жизнь спорил с Максвеллом, не признавая его светового давления, и вот... Лебедев заставил меня сдаться перед его опытами".

Немецкий химик В. Нернст и канадский физик Д. Вихерт считали, что для практического использования солнечного давления необходимо научиться эффективно отражать солнечное излучение.

Использовать солнечное давление для передвижения в космосе впервые было предложено русским писателем Б. Красногорским в 1913 г. в романе "По волнам эфира", где он описывает огромное, изготовленное из очень тонкого материала, полотнище, которое разворачивается в космосе в виде паруса. Парус наполняется солнечным ветром и медленно разгоняет корабль, который набирает скорость не за минуты, а за недели.

Такая схема была подвергнута критике известным физиком Я.И. Перельманом, доказавшим, что полотнище должно быть очень тяжелым и громоздким.

Через 11 лет Ф.А. Цандер, будучи членом президиума Общества по изучению межпланетных сообщений и руководителем его научно-исследовательской секции, в докладе [1] расчетами поддержал Красногорского и сделал заключение, что солнечный парус представляет интерес для космонавтики.

В 1934 г. один из пионеров космонавтики А.А Штернфельд опубликовал свою знаменитую книгу "Введение в космонавтику" [2]. В этой книге он, используя аналогию между солнечной постоянной и энергетической освещенностью, приводит расчеты значений солнечного давления:

для абсолютно-черной поверхности $P = 4,55 \cdot 10^{-8}$ гс/см²;

для идеально отражающей поверхности ($\rho = 1,0$) $P = 9,1 \cdot 10^{-8}$ гс/см².

На основе этих расчетов Штернфельд делает заключение: "Ничтожная величина этого давления является исчерпывающим доказательством того, что применение солнечного давления для космических полетов бесполезно".

Действительно, солнечное давление бесполезно при его применении в качестве маршевого движителя, но может быть использовано для коррекции трассы и ориентации космических аппаратов.

В околоземном пространстве солнечный ветер, состоящий из протонов, электронов и ионов различных элементов, движущихся со скоростями от трехсот до нескольких тысяч км/с, по современным данным создает для абсолютно черной поверхности солнечное давление, равное $4,5 \cdot 10^{-8}$ гс/см² или $0,45 \cdot 10^{-3}$ гс/м².

Для алюминизированных пленок с коэффициентом отражения ($\rho = 0,85$) из которых уже изготавливаются экспериментальные солнечные паруса, солнечное давление составляет $0,83 \cdot 10^{-3}$ гс/м², т.е. на один квадратный метр паруса действует сила, меньшая веса комара. Солнечное давление уменьшается с удалением от Солнца пропорционально квадрату расстояния и, например, в перигелии Марса составляет $0,05 \cdot 10^{-3}$ гс/м², а в его афелии — $0,038 \cdot 10^{-3}$ гс/м².

Таким образом, чтобы в околоземном пространстве создать солнечную тягу в один грамм, необходимо иметь парус площадью 1200 м², алюминизированная поверхность которого должна быть перпендикулярна направлению на Солнце. Такая площадь соизмерима с тремя стандартными теннисными кортами.

Парусное снаряжение упомянутого клипера "Просейн" позволяло бы получить в околоземном пространстве тягу, равную всего около 5,5 гс. Масса такого паруса, изготовленного из тончайшей (5 мкм) алюминизированной полиэтилен-терфталатной пленки, с учетом элементов конструкции не превышала бы 500 кг. Появ-

ление подобных алюминизированных пленок позволило приступить к созданию реальных конструкций солнечных парусов.

В 1964 г. прецизионная стабилизация американских космических аппаратов "Маринер-3" и "Маринер-4" осуществлялась с помощью четырех солнечных парусов, изготовленных из алюминизированной полимерной пленки общей площадью 2,6 м².

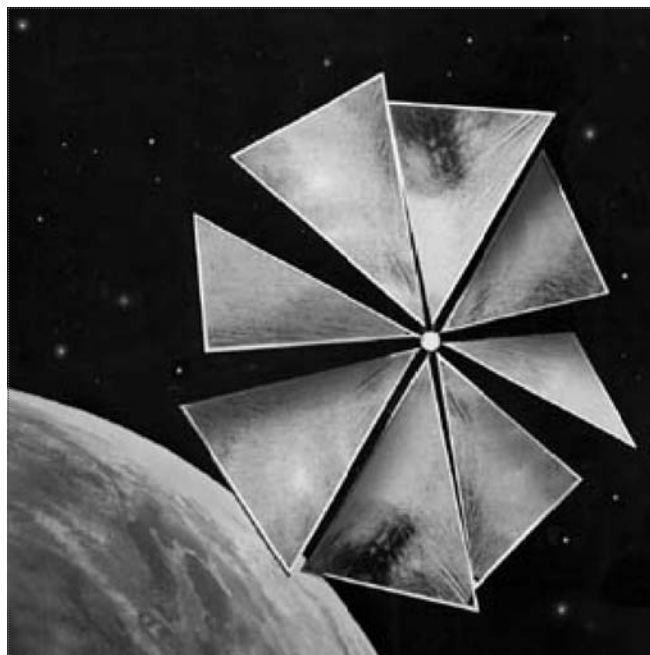
В 1988 г. в связи с объявлением США Международного конкурса по парусной космической регате в честь 500-летия открытия Америки Х. Колумбом в Ракетно-космической корпорации "Энергия" (Россия) был образован Консорциум по созданию больших тонкопленочных конструкций в качестве солнечных парусов и отражателей для освещения ночной стороны Земли (программа "Знамя"). Руководителем программы был назначен академик Ю.П. Семенов. Из-за недостатка средств и после неудачных попыток выведения с помощью грузовых кораблей "Прогресс" экспериментальных солнечных парусов и отражателей программа была закрыта.

Например, в 1993 г. грузовым кораблем "Прогресс М-40" к орбитальной станции "Мир" был доставлен пленочный отражатель, который при разворачивании зацепился за одну из антенн станции, и с большими трудностями удалось освободиться от него. Предполагалось, что диаметр светового пятна от отражателя на Земле должен был достигнуть 8 км, а освещенность — 5 лунетт (полных лун). Эти работы были продолжены только в 2000 г. уже в Научно-исследовательском центре им. Г.Н. Бабакина, благодаря спонсорской поддержке американской общественной организации "Планетное общество США" и при участии специалистов Института космических исследований РАН и КБ им. академика В.П. Макеева.

Проект, получивший название КАСП — космический аппарат с солнечным парусом, предусматривал создание космического аппарата массой 100...130 кг с восьмилепестковым парусом диаметром 15 м и площадью около 180 м².

22 июля 2001 г. космический аппарат КАСП был запущен с подводной лодки типа "Кальмар" в Баренцевом море. Предполагалось, что он полетит по баллистической траектории и приземлится на Камчатке, планировалось проверить механизм раскрытия двух 15-метровых лепестков солнечного паруса. Запуск прошел успешно, однако аппарат не отделился от ракеты и упал вместе с ее головной частью в точке прицеливания на Камчатке.

Центр им. Г.Н. Бабакина и "Планетное общество США" сообщили, что работы будут продолжены. Следующий запуск должен был состояться 26 апреля



Солнечный парус (проект КАСП)

2004 г. с выведением аппарата на орбиту. Но старт был отложен, так как во время наземных испытаний аппарата в Североморске он был поврежден и отправлен на ремонт.

Следующий запуск, также в Баренцевом море, состоялся только 21 июня 2005 г. с борта российской атомной подводной лодки "Борисоглебск" ракетой-носителем "Волна" с космическим аппаратом "Космос-1". Запуск опять оказался неудачным: аппарат не вышел на орбиту из-за самопроизвольного выключения двигателя первой ступени ракеты-носителя на 83-й секунде (отказ турбонасосного агрегата). По программе космический аппарат массой 112 кг должен был после выхода на орбиту развернуть солнечный парус, состоящий из восьми лепестков (по 75 м² каждый) общей площадью 600 м².

Как уже было отмечено, солнечные паруса могут функционировать только в пределах Солнечной системы и чем дальше от Солнца, тем меньше их эффективность. Кроме того, солнечный парус является двигателем малой тяги, поэтому с его помощью поднять космический корабль с Земли на орбиту невозможно, это будет осуществляться с помощью жидкостных ракетных двигателей большой тяги.

Рассмотрим возможность использования солнечного паруса для дальнейшего полета межпланетного корабля со стартовой орбиты и достижения второй космической скорости. Из-за мизерной тяги паруса можно использовать только медленную "раскрутку" корабля

по спирали вокруг Земли, как это планируется делать с помощью электрореактивных двигателей. Но реализация проекта невозможна, так как при "раскрутке" корабль должен половину пути пройти по направлению солнечного ветра и столько же — против солнечного ветра. В связи с этим "раскрутку" необходимо будет вести галсами, как это делается на море при движении парусника против ветра.

Необходимо учитывать, что при массе межпланетного корабля для облета Марса, равной 175 т, его ускорение даже при тяге солнечного паруса 5 гс (площадь паруса будет по размерам как 12 теннисных кортов) составит около $3,0 \cdot 10^{-8}$ г. Для набора второй космической скорости кораблю, имеющему на стартовой орбите первую космическую скорость (7,91 км/с), необходимо придать дополнительно 3,28 км/с. Расчеты показывают, что для этого придется раскручиваться по спирали вокруг Земли в течение нескольких сотен лет. Причем эта "раскрутка" должна происходить в радиационно опасных поясах Земли. Можно провести "раскрутку" в течение двух месяцев при наличии радиационного убежища, но тогда тяга солнечного паруса должна быть не меньше 10 кг, а его площадь — 12 км², т.е. около 3000 футбольных полей.

На критическом пути применения солнечного паруса лежит не его масса, как полагал Я.И. Перельман,

а величина ускорения, которое он может придать межпланетному кораблю.

Возникает вопрос: Луна вращается вокруг Земли, а Земля вокруг Солнца, тогда почему солнечный ветер не "сдувает" Луну с орбиты вокруг Земли? В данном случае Луну мы представляем как солнечный парус, который не может "ходить галсами", а все время вращается по своей орбите как по направлению солнечного ветра, так и против него. Равнодействующая равна нулю и Луне солнечный ветер не страшен, хотя сила солнечного давления на Луну составляет около 7000 т.

Таким образом, расчеты свидетельствуют, что при изменении солнечного паруса в качестве маршевого (разгонного) движителя межпланетных кораблей нельзя.

Но он окажется практичным и экономичным для обеспечения ориентации и стабилизации межпланетных и других космических аппаратов при их движении по инерции в пределах планет земной группы Солнечной системы.

Список литературы

1. Цандер Ф.А. Передвижение в космосе с помощью отраженного света / Об-во изучения межпланетных сообщений. Докл., 1924.
2. Штернфельд А.А. Введение в космонавтику. М.—Л.: ГОНТИ, 1937.



ДАЙДЖЕСТ **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ**

НПО ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКИ И "ТАЛЕСАЛЕНИЯ СПЕЙС" СОВМЕСТНО РАЗРАБОТАЛИ ПЕРСПЕКТИВНУЮ КОСМИЧЕСКУЮ ПЛАТФОРМУ

Универсальная негерметичная космическая платформа для спутников массой от 870 до 1600 кг разработана совместно НПО прикладной механики (НПО ПМ, Железногорск, Красноярский край) и компанией "ТалесАлениа Спейс" (ThalesAlenia Space). По словам генерального конструктора и генерального директора НПО ПМ Николая Тестоедова, с "ТалесАлениа Спейс" НПО ПМ работает вместе в сегменте средних спутников, т.е. аппаратов, разрабатываемых на базе негерметичной платформы "Экспресс-1000". Опытно-конструкторские работы по ним завершены, и сегодня рынку предлагаются три платформы: базовая платформа "Экспресс-1000" со спутником массой от 870 до 1100 кг; облегченный вариант платформы "Экспресс-1000Е"; тяжелая модификация платформы со спутником массой до 1600 кг "Экспресс-1000Н". Масса спутников выбрана не случайно. Все сделано под имеющиеся средства выведения разного типа. Спутники предполагают пакетное выведение, что снижает удельную стоимость выведения. Срок активного существования спутников на новой платформе составит 15 лет. Они будут иметь высокую точность стояния на орбите.

Н. Тестоедов сообщил, что новая платформа обеспечивает высокий уровень энергообеспечения полезной нагрузки спутников. "Условно говоря, мы предлагаем рынку аппараты на 1,3; 2,8 и 4,5 кВт", — сказал он. Число транспондеров (приемо-передающих устройств) на спутнике с легкой платформой будет составлять 7...9; на средней — 12...16, на тяжелой — 20...26. Н. Тестоедов напомнил, что запущенный в январе 2008 г. космический аппарат связи "Экспресс АМ-33" массой 2,6 т имеет 27 транспондеров, т.е. примерно столько же, сколько будет иметь аппарат массой 1600 кг на базе "Экспресс-1000Н". "Это означает, что мы, делая негерметичную платформу, существенно повышаем удельные массо-энергетические характеристики спутников", — сказал он.

По словам Н. Тестоедова, первые спутники-ретрансляторы на новой платформе "Луч-1" и "Луч-2" планируется запустить в 2009–2010 гг. Кроме того, на данной негерметичной платформе будут создаваться навигационные спутники нового поколения "Глонасс-К", первый запуск которых намечен на 2010 г.

НПО ПМ разрабатывает и производит космические аппараты и спутниковые системы для фиксированной и мобильной связи, телевидения, навигации, геодезии, в частности космические аппараты "Глонасс-М" и "Глонасс-К", предназначенные для глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС. За всю историю НПО ПМ, с 1959 г., на предприятии созданы более 40 космических систем, построены и запущены свыше 1200 космических аппаратов.

Вестник Интерфакс — АВН, № 8 (335), 2008 г.

УДК 629.7

Блок для безопасного полета летательного аппарата

А.И. Татуев, С.А. Северцев, Ю.Д. Мартынов

Рассматриваются строение, принцип действия баллонного воздушного блока. Перечислены основные задачи, выполняемые блоком для безопасного полета летательного аппарата. Предложена методика испытания блока на герметичность в лабораторных условиях.

Основное внимание уделено методу заправки баллонов блока гелиево-воздушной смесью.

A.I. Tatuev, S.A. Severtsev, Yu.D. Martynov. Safe Flight System For Aircraft

The article highlights the structure, operating principles and purposes of the safe flight system of an aircraft, and casts light on the pressurization test method carried out with the system in laboratory conditions, attaching special importance to the procedures of filling its balloons with helium-oxygen mixture.

Для безопасного выполнения задачи летательным аппаратом (ЛА) был разработан, испытан и сдан в эксплуатацию баллонный воздушный блок (далее — блок), предназначенный для хранения сжатого до 29,0 МПа воздуха, поддержания нужного давления атмосферы в кабине ЛА и наддува кабины на случай ее разгерметизации. Кроме того, блок используется как средство системы жизнеобеспечения (СЖО) при выполнении экипажем работы, связанной с повышенной вероятностью возникновения аварийной ситуации при выходе человека в открытый космос. Количество таких блоков на объект поставляется в зависимости от численности экипажа и продолжительности полета. Устанавливаются они в негерметичных отсеках ЛА.

Отдельный блок (рис. 1) состоит из четырех титановых баллонов сферической формы (вместимость каждого 40 л). Баллоны соединены между собой трубопроводами высокого давления, смонтированы на силовой раме и крепятся к ней стальными лентами.

На раме установлены обратные и электропневмоклапаны (ЭПК), соединенные трубопроводами в общую систему. При образовании противодавления, контролируемого датчиками давления 2МД-400ТС, они перекрывают ту или иную пару баллонов. На са-

мых больших баллонах наклеены датчики термосопротивления ТЭП 018-03, -05.

Масса блока в незаправленном состоянии составляет 100,5 кг, в заправленном $\approx 144,5$ кг.

Система наддува и разгерметизации (СНиР) того или иного объема ЛА (рис. 2) предназначена для выполнения следующих задач:

поддерживать абсолютное давление атмосферы в кабине ЛА от 700 до 800 мм рт. ст. (93,3...107,3 кПа) и компенсировать штатные утечки воздуха из кабины до 1,5 кг/сут; наддувать шлюзовую камеру кабины для выходов экипажа в космос;

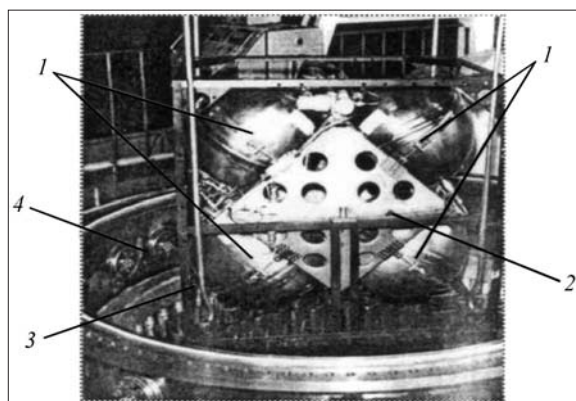


Рис. 1. Загрузка баллонного воздушного блока в камеру для испытаний:

1 — баллоны блока; 2 — силовая рама; 3 — оснастка для загрузки блока в камеру; 4 — испытательная камера



ТАТУЕВ

Андрей Иванович —
председатель совета директоров
ОАО "НПО "Наука",
кандидат техн. наук



СЕВЕРЦЕВ

Семен Алексеевич —
заместитель начальника
Высотной испытательной
станции 80 ОАО "НПО
"Наука", профессор,
доктор техн. наук



МАРТЫНОВ

Юрий Дмитриевич —
руководитель испытательного
комплекса
ОАО "НПО "Наука",
кандидат техн. наук

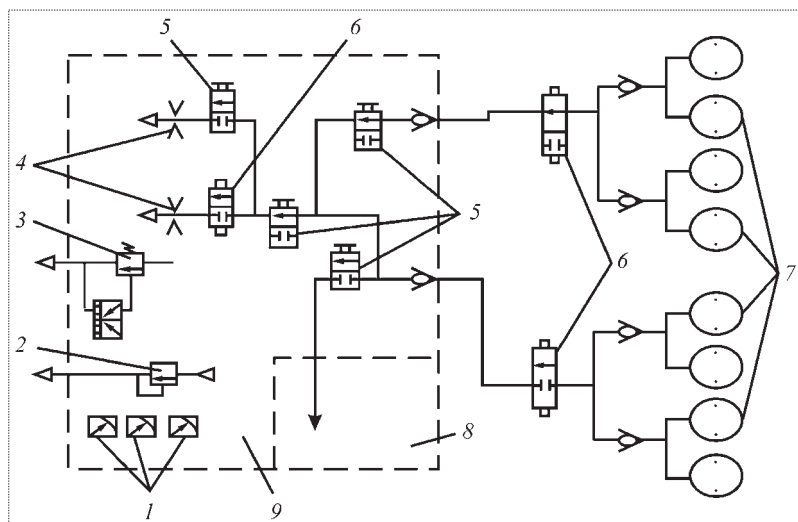


Рис. 2. Система наддува и разгерметизации:

1 — измерители давления; 2 — предохранительный клапан; 3 — клапаны разгерметизации; 4 — дюзы; 5 — ручные клапаны; 6 — электропневмоклапаны; 7 — баллоны с запасом воздуха; 8 — шлюзовая камера; 9 — кабина

обеспечивать смену атмосферы после нештатных ситуаций с газовым составом в кабине, например после пожара;

предохранять кабину от перенадува с ограничением общего давления не более 880 мм рт.ст. при разгерметизации;

регулировать перепад давления при спуске ЛА в плотные слои атмосферы.

Задача выравнивания отрицательного перепада давления при спуске ЛА в плотные слои атмосферы с разгерметизированной кабиной решается автоматически путем перепуска воздуха в эту кабину из окружающей атмосферы через клапан разгерметизации с ограничением перепада давления до 125 мм рт.ст. (16,7 кПа).

Большую опасность для экипажа представляет разгерметизация кабины ЛА по конструктивным причинам, в случае пробоя ее оболочки метеоритом, при нарушении целостности тепло- или гидромагистралей и др. СНИР увеличивает так называемое резервное время, когда человек предпринимает меры для спасения жизни в процессе падения давления в кабине от номинального (760 мм рт.ст.) до минимального (740 мм рт.ст.). За резервное время можно успеть одеть скафандр или принять меры для устранения возникшей аварийной ситуации.

Одним из важных параметров является герметичность блока и всех входящих в систему элементов. В связи с этим испытания блока на герметичность проводились методом вакуумирования на

уникальной сверхвысоковакуумной установке (СВУ) со всеми мерами предосторожности, поскольку значение давления пробного газа, подаваемого в блок, составляло 28,5 МПа, с предварительной опрессовкой блока при $P = 36$ МПа и выдержкой его при этом давлении в течение 10 минут.

Во избежание чрезмерного повышения температуры рабочего тела в блоке темп его заправки должен составлять 0,4...0,5 МПа/мин. Такой же темп должен соблюдаться и при сбросе давления газа из блока.

После оснащения блока необходимыми приборами контроля давления и температуры он загружался в СВУ. Установку вакуумировали до давления $10^{-2}...10^{-3}$ Па и фиксировали фон давления $\gamma_{\text{ф}}$ от камеры и изделия.

От прибора "контрольная течь" (к.т.) с калиброванным потоком $Q_{\text{к.т}}$ фиксировался сигнал $\gamma_{\text{к.т}}$ в камере на выносном пульте

управления гелиевого течеискателя. Затем прибор "контрольная течь" отсекался от камеры с помощью перекрывающего клапана, а в камере восстанавливали вакуум до первоначального значения.

Далее в изделие подавали чистый гелий или 20...30 %-ную гелиево-воздушную смесь (ГВС). В целях экономии гелия авторы использовали 10 %-ную ГВС. Ее подавали в изделие и по достижении значения $P = 285$ МПа выдерживали смесь в течение 0,15...1,0 ч для перемешивания, что подтверждалось взятием пробы и проверкой ее на газоанализаторе.

Для ускорения работ и повышения качества испытываемых изделий авторы предложили новое техническое решение процесса испытаний, заключающееся в следующем. В баллоны блока, сообщающиеся между собой посредством открытых клапанов, осуществляли одновременный наддув пробного газа до максимального значения давления любого из баллонов. Степень негерметичности выбиралась в зависимости от минимальной утечки, которая допускалась на один из четырех баллонов блока.

Этот метод впоследствии был распространен и на другие многополосные и многоконтурные изделия. При этом ускорение и экономия средств составляли такое количество раз, сколько полостей или контуров было в том или ином блоке-изделии. Так, в рассматриваемом блоке СНИР, состоящем из четырех баллонов, производительность отработки изделия и экономия средств увеличились в четыре раза при более жестких параметрах испытаний.

Скорость заполнения пробным газом объединенных между собой баллонов блока до максимального значения выбиралась оптимальной, а именно не более 0,5 МПа/мин.

Без учета фона гелия в камере общая негерметичность блока $Q_{\text{бл}}$ определялась так:

$$Q_{\text{бл}} = Q_{\text{к.т}} \frac{\gamma_{\text{изд}}}{\gamma_{\text{к.т}}}, \quad (1)$$

где $Q_{\text{бл}}$ — поток гелия из-за негерметичности блока (указывается в паспорте на блок; допустимое значение равно 1,6 л · мкм рт.ст./с); $Q_{\text{к.т}}$, л · мкм рт.ст./с — поток гелия от прибора "контрольная течь" (указывается в паспорте на прибор); $\gamma_{\text{изд}}$, В — сигнал от изделия, фиксируемый выносным пультом управления гелиевого течеискателя; $\gamma_{\text{к.т}}$, В — сигнал от прибора "контрольная течь".

Выражение (1) представляет собой первоначальную оценку негерметичности блока с некоторой погрешностью. Более точно оценить негерметичность любого изделия можно в том случае, если в формулу (1) ввести значение фона гелия в камере $\gamma_{\text{ф}}$ до подачи пробного газа в испытываемое изделие:

$$Q_{\text{бл}} = Q_{\text{к.т}} \frac{\gamma_{\text{изд}} - \gamma_{\text{ф}}}{\gamma_{\text{к.т}} - \gamma_{\text{ф}}}, \quad (2)$$

где $\gamma_{\text{ф}}$, В — фон гелия в камере.

Формулы (1) и (2) справедливы при использовании в качестве пробного газа чистого гелия. Если в блок подавать 10 %-ную ГВС, то действительная негерметичность будет в 10 раз больше замеренной.

Блок с запасом воздуха для СНИР корабля "Буран" при испытаниях его на герметичность путем вакуумирования был заполнен 10 %-й ГВС до давления $P = 29,0$ МПа. Степень негерметичности составила 0,12 л · мкм рт.ст./с. На самом деле негерметичность блока будет в 10 раз больше: $Q_{\text{бл}}^{\text{факт.}} = 1,2$ л · мкм рт.ст./с, что все равно меньше допустимого по ТУ значения, равного 1,6 л · мкм рт.ст./с.

После окончания испытаний на герметичность необходимо произвести сброс пробного газа из изделия при давлении разрежения в камере не ниже 10^{-1} Па. Только после этого осуществляют напуск осушенного воздуха в полость камеры. Разгерметизацию камеры с последующим сбросом пробного газа из изделия проводить нельзя во избежание выпадения росы на блоке и в камере, а также усложнения технологического процесса последующих испытаний на герметичность.

Технические характеристики блоков систем наддува и разгерметизации подтверждены в процессе отработки в лабораторных условиях и в условиях реальной эксплуатации ЛА.

Список литературы

1. **Многоразовый** орбитальный корабль "Буран". М.: Машиностроение, 1995.
2. **Татюев А.И.** Испытания и моделирование // Тр. Междунар. симпозиума "Надежность и качество". Т. 1. Пенза. 2007.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ИНДИЯ ПЛАНИРУЕТ ЗАКУПАТЬ РОССИЙСКИЕ САМОЛЕТЫ Ту-334 И ПРОИЗВОДИТЬ ИХ ПО ЛИЦЕНЗИИ НА СВОИХ ПРЕДПРИЯТИЯХ

Достигнута предварительная договоренность о приобретении Индией до 20 самолетов Ту-334 и организации их лицензионного производства на предприятиях корпорации HAL.

В ходе визита в Татарстан индийской делегации во главе с президентом компании Hindavia Aeronautical Service PVT Ltd С. Боссе был подписан российско-индийский протокол о намерениях, предусматривающий как прямые поставки самолетов Ту-334, так и их лицензионное производство на авиастроительных предприятиях Индии.

Планируется, что первые поставки Ту-334 в Индию начнутся не раньше чем через три года. По оценке экспертов, Ту-334 идеально подходит для развития индийских региональных авиалиний.

Вестник Интерфакс — АВН, № 7 (334), 2008 г.

"АВИАСТАР СП" ПЛАНИРУЕТ ВЫПУСКАТЬ ГЛУБОКО МОДЕРНИЗИРОВАННЫЕ САМОЛЕТЫ Ту-204

Ульяновский авиационный завод "Авиастар-СП" в перспективе начнет выпуск глубоко модернизированных среднемагистральных самолетов Ту-204, имеющих двухчленную английскую кабину экипажа, сообщил заместитель генерального директора, технический директор лизинговой компании "Ильюшин-финанс Ко" Юрий Островский. Экипаж самолета будет состоять из двух человек. Все обозначения в кабине экипажа будут в английских единицах измерения.

"Цель модернизации Ту-204, по существу, состоит в том, чтобы быстрее внедрить все возможные усовершенствования, включая двухчленную кабину экипажа, новую вспомогательную силовую установку, самую современную цифровую систему кондиционирования и регулирования давления и т.д., что позволит значительно повысить технико-экономические характеристики самолета", — сказал Ю. Островский. Он сообщил, что в ближайшей перспективе планируется максимально унифицировать оснащение кабинного оборудования самолетов семейства Ту-204 и Ил-96; русскоязычная кабина останется только на ближнемагистральных самолетах, выпускаемых для внутренних российских авиалиний.

Вестник Интерфакс — АВН, № 8 (335), 2008 г.



КАЗАНОВ
Валерий Владимирович —
начальник факультета ВВИА
им. проф. Н.Е. Жуковского,
кандидат техн. наук



РАВИЛОВ
Ринат Галимчанович —
главный металлург ОАО
ЛМЗ НПО "Сатурн"



ПАЩЕНКО
Геннадий Трофимович —
адъюнкт ВВИА им. проф.
Н.Е. Жуковского



САМОЙЛЕНКО
Василий Михайлович —
зам. начальника факультета
ВВИА им. проф. Н.Е. Жу-
ковского, доцент, кандидат
техн. наук

Характеристики защитных покрытий лопаток турбины ГТД

**В.В. Казанов, Р.Г. Равилов, Г.Т. Пашенко,
В.М. Самойленко**

В статье рассматриваются сравнительные характеристики защитных покрытий лопаток турбины ГТД и предлагаются пути повышения стабильности жаростойких покрытий.

V.V. Kazanov, R.G. Raviylov, G.T. Pashchenko, V.M. Samoilenko. Characteristics Of Turbine Blades' Protective Coatings

The article presents comparative characteristics of protective coatings of turbine blades in a gas-turbine engine, offering ways to increase the stability of heat-resistant coatings.

При проектировании нового типа двигателя должно выполняться требование по условиям прочности конструкции. При установлении ресурса необходимо учитывать влияние износа и возможное снижение прочностных характеристик конструкции, вызываемое температурными воздействиями, коррозией и другими изменениями конструкции в процессе эксплуатации. Одним из наиболее нагруженных элементов конструкции двигателя является рабочая лопатка турбины, на которую наносится защитное покрытие от высокотемпературного окисления.

Анализ механизмов истощения защитных свойств алюминидных покрытий проводится во многих работах [1...6]. Установлено, что истощение защитных свойств жаростойкого покрытия происходит из-за высокотемпературного окисления, диффузионного взаимодействия со сплавом и термоусталостного растрескивания покрытия. Причем для применяемых в настоящее время систем "сплав—покрытие" диффузионные процессы играют существенную роль в этом механизме [1...2, 4...6].

Проблема повышения защитных свойств, следовательно, и долговечности жаростойких покрытий при температурах порядка 1150 °С может быть решена путем увеличения их стабильности. Стабильность защитных покрытий предусматривает сохранение в течение длительного срока службы химического и фазового составов покрытий, их толщины и составляющих зон. Стабильность покрытия определяется скоростью диффузионного обмена с подложкой. Для уменьшения диффузионных потоков элементов сплава и покрытия и обеспечения стабильности покрытия необходимо:

во-первых, сформировать внутреннюю зону покрытия, в которой образуются карбиды и интерметаллиды, препятствующие диффузионным потокам элементов;

во-вторых, легировать покрытие элементами, которые, находясь в β - либо γ' -фазе, затрудняют диффузионные процессы.

В связи с этим необходимо изучение диффузионных процессов в системе "сплав—покрытие".

Проведем сравнительное исследование диффузионных процессов в случаях комплексного покрытия Ni-Cr + Cr-Al-Y, конденсационного покрытия СДП-2 + ВСДП-16 и комбинированного покрытия системы Ni-Cr-Al-Ta-W-Hf-Si-Y + Cr-Al-Y.

Комплексные и комбинированные диффузионные покрытия с подслоем NiCrY, CoCrY, NiCrAlTa, NiCrAlTaHfWSi и др., после нанесения которого проводят обычно

алитирование или хромоалитирование, отличаются высокой плотностью и применяются в термообработанном состоянии. Однако и плотные покрытия изменяют состав и структуру под действием температуры и давления среды. Для изучения влияния температуры на защитные свойства жаростойких покрытий проведем испытания на изотермическую жаростойкость. Для разграничения вклада окислительных процессов в механизм истощения защитных свойств покрытий исследования проводили в вакууме при температуре 1150 °С, время испытания составляло 200 ч.

Существенное влияние на срок службы покрытия оказывает легирование вольфрамом, который наиболее эффективно повышает температуру солидуса материала покрытия, а также жаропрочность, тормозит диффузионные процессы и замедляет диффузионное взаимодействие и между защищаемым сплавом и покрытием, и непосредственно в покрытии. Вольфрам может вводиться как при одностадийном нанесении многокомпонентных покрытий, так и при двухстадийном, когда процессу формирования структуры ($\beta + \gamma'$) твердых растворов предшествует легирование поверхностного слоя хромом с вольфрамом, хромом с танталом, хромом с вольфрамом и танталом или предварительное нанесение тонких пленок слоя первичного покрытия конденсационными способами, содержащего тугоплавкие элементы, в частности тантал и вольфрам. Наличие в никелевых сплавах таких элементов, как титан и ванадий, которые проникают в покрытие из сплава, оказывает отрицательное влияние на скорость окисления образцов. Тантал и вольфрам, содержащиеся в покрытии, взаимодействуют с углеродом, движущимся из сплава в покрытие, формируют дисперсные частицы карбидов типа MeC с малым содержанием углерода и препятствуют проникновению титана и ванадия в покрытие и, соответственно, в оксидную пленку $\alpha-Al_2O_3$ при окислении покрытия. Наиболее эффективно воздействие тантала.

Аналогичное действие оказывают диффузионные барьерные слои, создаваемые в поверхностных слоях сплавов для торможения реакций, а также для торможения диффузии в покрытия упрочняющих элементов, таких как Mo , Nb , V , Ti , которые, поступая в покрытия, снижают защитные свойства оксидной пленки, увеличивают скорость окисления, потери алюминия по реакциям и тем самым значительно снижают стабильность β -фазы и долговечность защитных систем.

В конденсационных диффузионных покрытиях значительная роль в процессах дестабилизации покрытий может принадлежать углероду. Обогащение внутренней зоны сплавов такими элементами, как Cr ,

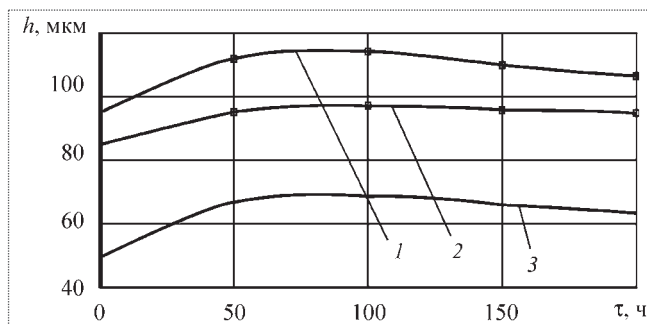


Рис. 1. Изменение толщины покрытий:

конденсационного (1); комбинированного (2); комплексного (3) в зависимости от времени при длительном отжиге в вакууме

W , Mo , в процессе работы лопаток газовых турбин, связанное с диффузией никеля в покрытие и диффузией углерода из сплава в покрытие, нередко способствует созданию условий для формирования массивных столбчатых образований карбидной фазы типа Me_6C , а также карбидов типа $Me_{23}C_6$, расположенных преимущественно на границе раздела внутренней и внешней зон покрытия.

В процессе выдержки при температуре 1150 °С толщина покрытия h сначала возрастает (рис. 1). Это можно объяснить тем, что в покрытие поступают легирующие элементы, в первую очередь никель, который, вступая во взаимодействие с алюминием, формирует новые "порции" алюминида никеля. При этом сплав обедняется никелем, что приводит к увеличению толщины внутренней зоны покрытия. Алюминий для образования этих "порций" алюминида никеля поступает из наружной зоны покрытия. С увеличением времени выдержки τ количество алюминия монотонно уменьшается в покрытиях всех типов (рис. 2). Поступление никеля с увеличением времени выдержки τ также уменьшается в покрытиях всех типов (рис. 3). В связи с этим наблюдается и замедление увеличения толщины покрытия. При дальнейшей

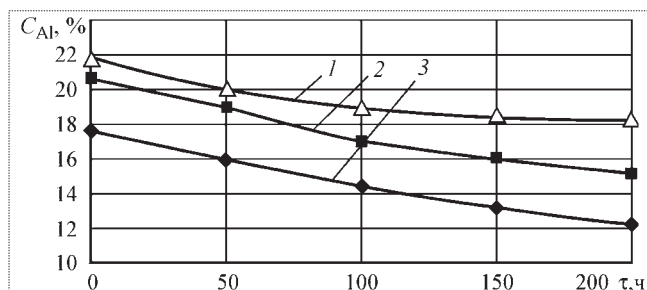


Рис. 2. Изменение концентрации алюминия в наружной зоне покрытий:

комбинированного (1); конденсационного (2); комплексного (3) в зависимости от времени при длительном отжиге в вакууме

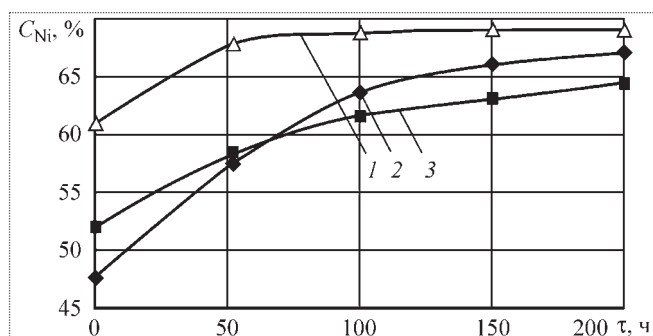


Рис. 3. Изменение концентрации никеля в наружной зоне покрытий: комбинированного (1); комплексного (2); конденсационного (3) в зависимости от времени при длительном отжиге в вакууме

выдержке увеличение толщины покрытия прекращается и наблюдается ее уменьшение. Это можно объяснить, по-видимому, преобладающим уменьшением концентрации алюминия над поступлением никеля и диффузией легирующих элементов из покрытия в подложку.

Часто скорость истощения защитных свойств оценивают по стабильности фазы β -NiAl в структуре покрытия. Распад фазы β -NiAl вызывается рядом процессов, которые включают уменьшение концентрации атомов алюминия и увеличение концентрации атомов никеля, переход в область диаграммы системы Ni-Al с фазами $\beta + \gamma'$ и далее к фазе γ/γ' .

Из сказанного выше следует, что стабильностью β -фазы можно достаточно эффективно управлять путем целенаправленного легирования и создания барьерных слоев, решая, тем самым, и проблему повышения механических свойств покрытий при сохранении высокой сопротивляемости газовой коррозии. Легирование диффузионных покрытий хромом, вольфрамом обеспечивает заметное увеличение стабильности фазы β -NiAl во внешней зоне покрытия и повышение прочности при достаточно хорошем сопротивлении высокотемпературному окислению.

Список литературы

1. **Абрамов Н.В.** Высокотемпературные материалы и покрытия для газовых турбин. М.: Машиностроение, 1993.
2. **Коломыцев П.Т.** Высокотемпературные защитные покрытия для никелевых сплавов. М.: Металлургия, 1991.
3. **Мовчан Б.А., Малашенко Н.С.** Жаростойкие покрытия, осаждаемые в вакууме. Киев: Наук. думка, 1983.
4. **Коломыцев П.Т., Кочетов С.А.** Исследование диффузионных процессов в комбинированном жаростойком покрытии на жаростойком никелевом сплаве // Защитные покрытия. Научно-метод. материалы ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1990.
5. **Y. Tamarin.** Protective Coatings for Turbine B Cades. The Materials information Society. Ohio. Materials Park. 2002.
6. **Goward G.W., Cannon L.W.** Pack Cementation Coatings for Superalloys: a Review for History, Theory and Practice // Eng for Gas Turbines and Power. 1988. V. 110. № 1.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

АВИАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ САМОЛЕТА "СУХОЙ СУПЕРДЖЕТ-100" УСПЕШНО ВЫДЕРЖАЛ ПЕРВЫЙ ЭТАП ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Летающая лаборатория Ил-76ЛЛ с опытным двигателем SaM146 успешно выполнила 22 полета. Опытный двигатель SaM146, создаваемый для регионального самолета "Сухой Суперджет-100", в составе силовой установки летающей лаборатории Ил-76ЛЛ наработал в общем 42 летных часа (22 полета) и прошел наземные испытания, в том числе и на крыле в полном соответствии со всеми расчетными рабочими параметрами, сообщают представители российско-французского совместного предприятия "Пауэрджет" (PowerJet).

Программа летных испытаний была начата 6 декабря 2007 г. в Летно-исследовательском институте им. М.М. Громова в Жуковском (Московская обл.). Испытания будут проводиться далее в целях сбора данных для сертификации двигателя, для которой требуется в общем 150 летных часов. Вторая часть испытаний запланирована на второй квартал 2008 г. В настоящее время два двигателя, соответствующие техническим требованиям, уже поставлены компании "Гражданские самолеты Сухого" (ГСС) в Комсомольск-на-Амуре для проведения первых летных испытаний регионального самолета "Сухой Суперджет-100".

SaM146 является единственной интегрированной силовой установкой, специально разработанной для применения на регионально-магистральных самолетах нового поколения. Двигатель имеет самую современную конструкцию, разработанную на основе опыта компаний Snecma и НПО "Сатурн". Отличительными особенностями двигателя являются высокий уровень надежности, низкие затраты на техническое обслуживание, низкий расход топлива, а также полное соответствие существующим и перспективным экологическим требованиям ICAO.

Компания "Пауэрджет" (PowerJet), основанная в июле 2004 г., является совместным предприятием корпорации "Снекма" (Snecma, SAFRAN Group, Франция) и российского НПО "Сатурн" (Рыбинск, Ярославская область). Эта компания отвечает за управление программой по созданию двигателя SaM146, включая разработку, производство, маркетинг и продажу, а также послепродажную поддержку заказчика, техническое обслуживание и ремонт. В апреле 2003 г. двигатель SaM146 был выбран ГСС для оснащения регионального самолета "Сухой Суперджет-100" (Superjet 100).

Вестник Интерфакс – АВН, № 7 (334), 2008 г.

УДК 629.7

Применение технологии предварительного проектирования при разработке концепции боевого самолета

Лиу Ху



ЛИУ ХУ –
ведущий
научный специалист
Пекинского университета
аэронавтики
и астронавтики,
кандидат техн. наук

При автоматизации процесса разработки общей концепции боевого самолета предварительное проектирование может рассматриваться как формирование математических моделей, которые затем используются для анализа и оптимизации разрабатываемых концепций. В статье представлены материалы, характеризующие осуществление предварительного проектирования в опытном образце системы автоматизированного проектирования, включая структуру объектно-ориентированных данных, дружественные графические пользовательские интерфейсы и основные особенности некоторых математических моделей.

Liu Hu. Application Of Front-End Engineering Technologies In Combat Aircraft Concept Developing

As far as automated development of the general concept of a combat aircraft is concerned, pre-design or front-end engineering is normally seen as a process of creating mathematical models, which are then used to assess viability and adjust the initial concept. The article scrutinizes peculiarities of pre-design procedures carried out using an experimental computer-aided design system, assessing object-oriented databases, user-friendly graphical interfaces and main features of some mathematical models.

Разработка общей концепции боевого самолета является первым этапом процесса его проектирования. И компьютерная автоматизация весьма помогает в повышении качества и эффективности работ на этом этапе. Необходима также база для верификации новых методов и алгоритмов, используемых в разработке общей концепции боевого самолета. Это мотивировало создание опытного образца комплекса средств автоматизированного проектирования, получившего название Комплекс средств разработки концепции боевого самолета (SEACD – Synthetic Environment for Aircraft Conceptual Design). В качестве подсистем в него вошли средства формирования исходных данных проектирования и предварительного определения размерности (EDRIPS – Environment of Design Requirements Input and Preliminary Sizing) [1] и средства оценки эффективной поверхности рассеивания (ЭПП) электромагнитного излучения (RCSPlus) [2].

На рис. 1 представлена архитектура комплекса SEACD. Заметим, что исходные проектные решения, выработанные на уровне синтеза проекта и геометрического моделирования, служат основанием для анализа и оптимизации проекта. Хотя для генерирования исходных проектных решений было проведено немало исследований с применением технологии искусственного интеллекта и соответствующих дисциплин [3], очевидно, что их практическое использование весьма ограничено не только вследствие трудностей в решении таких проблем, как получение и выражение знаний, но и по причине невозможности моделирования творческой мысли. В то же время коммерческие инструментальные средства автоматизированного проектирования CATIA и Unigraphics являются более подходящими для детального проектирования, а не для разработки общей концепции. Поэтому практически будет более целесообразным и выполнимым оказание по-

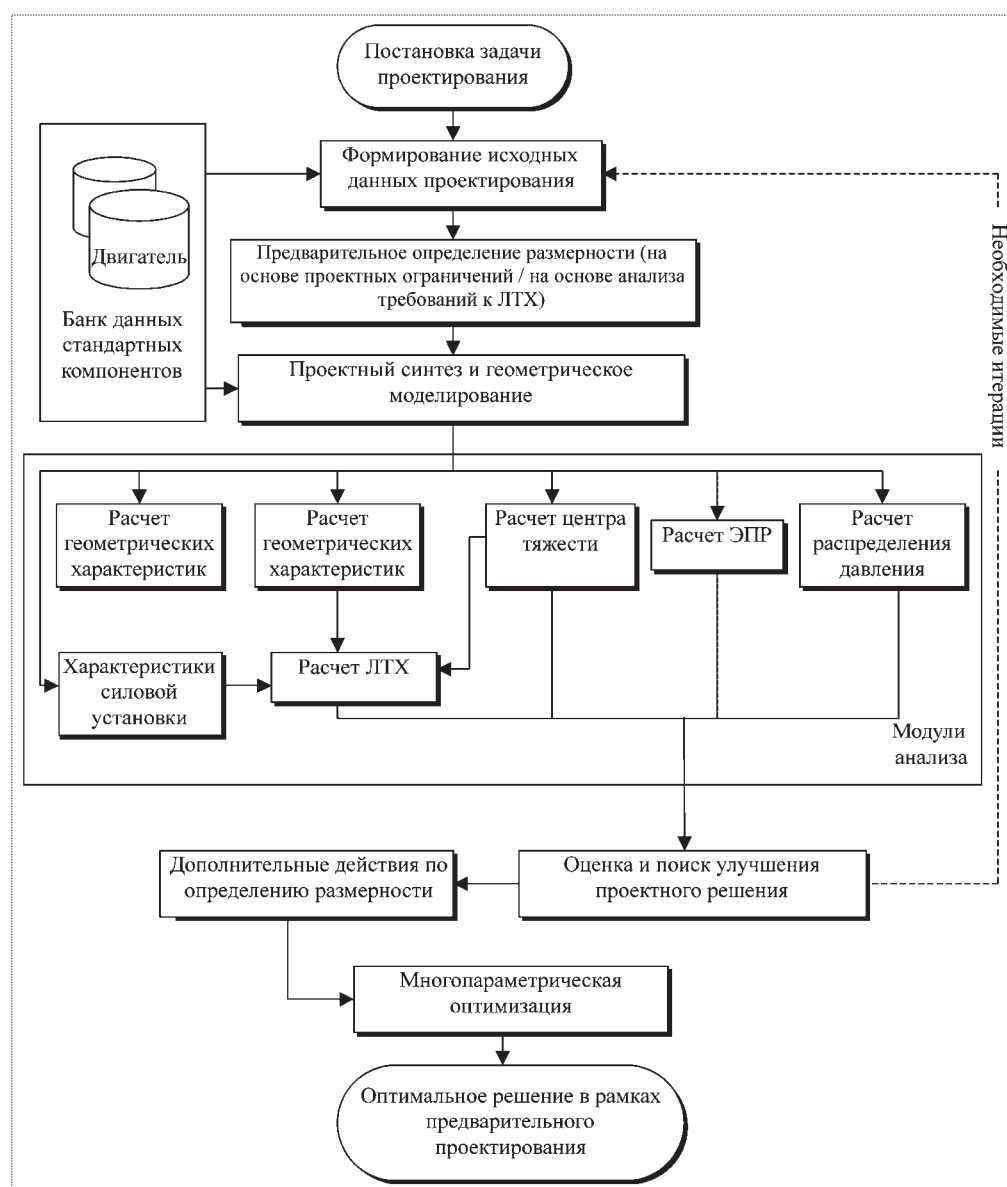


Рис. 1. Структурный состав и блок-схема функционирования комплекса SEACD

мощи проектировщикам в проявлении их творческого потенциала и фиксировании проектных решений. Цель данной статьи — продемонстрировать это на примере комплекса SEACD.

Рисование "концептуальных эскизов" является обычной практикой для проектировщиков при отражении их идей в части общей концепции самолета, а также в других областях инженерного проектирования. Так как для грубых эскизов часто имеет место недостаточная наглядность пространственной и топологической информации, их трудно преобразовать в точные числовые модели. Проведенные ранее исследования в

области интерпретации эскизов не были связаны с проблемами крупномасштабных проектов.

При этом трехмерные модели были широко приняты в программах, используемых в ряде комплексов формирования концепции самолета, в том числе AAA, ACSYNT, RAM, RDS и др. В этих программах компоненты самолета типа крыла (крыло и хвостовое оперение) могут быть параметрически смоделированы с использованием таких данных, как аэродинамическая поверхность, размах крыла, относительное удлинение крыла и т.д. В отличие от этого компоненты типа фюзеляжа (фюзеляж, воздухозаборник и т.д.) моделируются в основном посредством развертки ряда поперечных сечений, поскольку они всегда являются слишком сложными и изменяющимися, чтобы их можно было описать определенными параметрами. Причем, если проектировщикам необходимо сконцентрироваться на отдельных пространственных сечениях, они могут и не придерживаться общих концепций.

В качестве компромисса между обобщенной генерацией концептуального эскиза и выполнением абсолютно точных трехмерных моделей в автоматизированной системе проектирования могут синтезироваться двумерные эскизы и трехмерные модели. Этот синтез позволяет проектировщикам легко рисовать сложные двумерные профили компонентов типа фюзеляжа, а затем определять поперечные сечения, ограниченные соответствующими профилями. Посредством этого отдельные поперечные сечения могут сводиться к общей форме компонента, который будет отображаться в качестве "эскиза".

В итоге проектировщики смогут уделить больше внимания отображению их представлений об общих геометрических формах вместо того, чтобы заниматься частными деталями. Кроме того, двумерные отображения компонентов типа крыла могут быть определены так, что проектировщики смогут получить полное представление об общей конфигурации в виде как двумерных эскизов, так и трехмерных моделей.

В дополнение к геометрической форме внешней конфигурации формы стандартных компонентов типа полезной нагрузки и оборудования также являются необходимыми аспектами начального проектирования. Поскольку рассматривается рисование "концептуального эскиза", геометрические формы стандартных компонентов могут быть приняты как правила или рекомендации, так как они всегда имеют постоянные размеры. Проектировщики могут масштабировать элементы, не имеющие определенных размеров, чтобы подобрать их и таким образом получить приемлемые обводы самолета. Это также означает, что общее определение облика стандартных компонентов может быть выполнено до начала определения конфигурации самолета в целом.

Наконец, для окончательного и двумерного, и трехмерного представления первоначального проектного решения должны быть спроектированы топливные баки и шасси. Необходимо отметить, что компоновка этих двух элементов должна выполняться в соответствии с местоположением центра тяжести, которое может быть найдено итерационно с корректировкой при наложении каждого компонента.

Таким образом, эскизно-концептуальный подход обеспечивает легко реализуемый процесс разработки, который может помочь проектировщикам скорректировать их первоначальные замыслы в пригодные для использования в проектировании и представленные в соответствии с единообразными двумерными эскизами и трехмерными моделями. Основные компоненты,

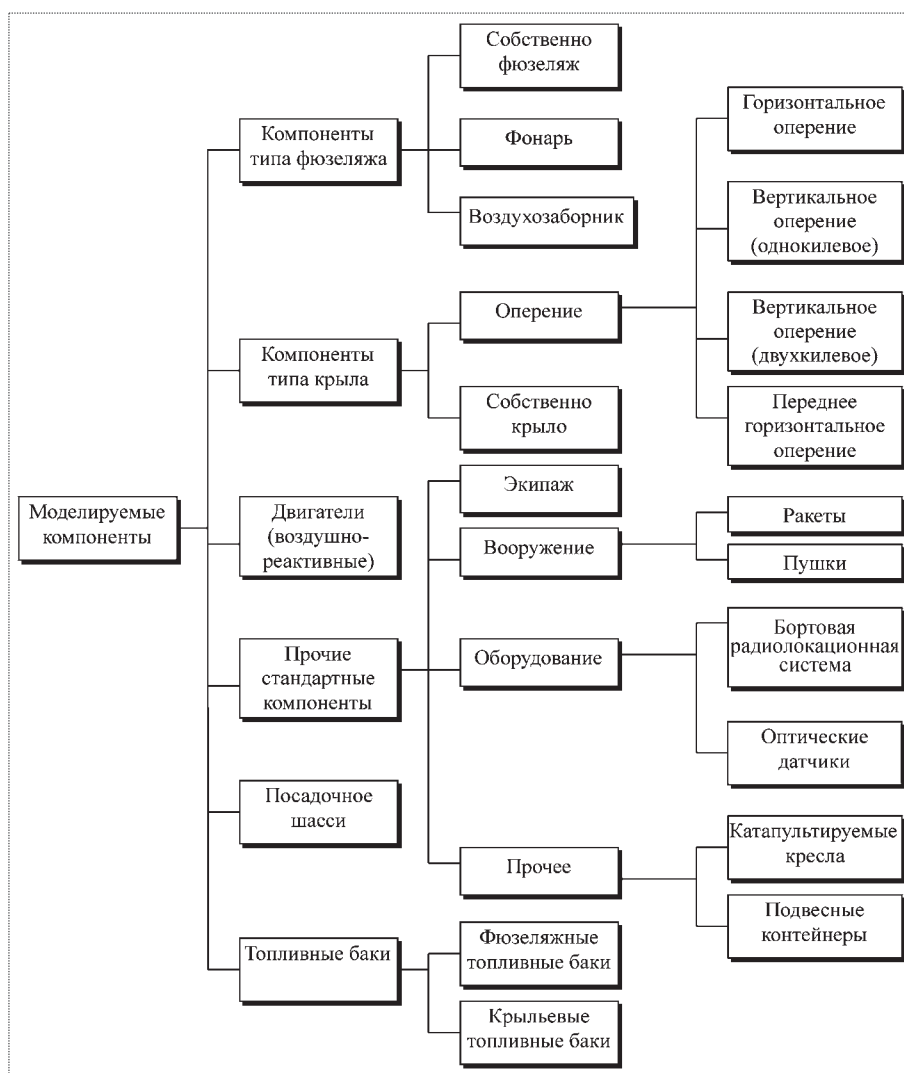


Рис. 2. Основные компоненты самолета, моделируемые в существующей версии комплекса SEACD

присутствующие в существующей версии комплекса SEACD, показаны на рис. 2. В данной статье не рассматриваются все шесть категорий моделируемых компонентов, но следует учесть, что другие элементы, в том числе структурные элементы типа стабилизирующих поверхностей и т.д., могут быть легко добавлены к показанным на рис. 2.

Чтобы осуществить эскизно-концептуальный подход, должны быть удовлетворены требования по представлению сложных дву- и трехмерных форм компонентов. В комплексе SEACD объектно-ориентированная структура данных используется для создания каждого компонента из таких основных геометрических элементов, как линии, кубические бисплайновые кривые и неоднородно-рациональные бисплайновые по-

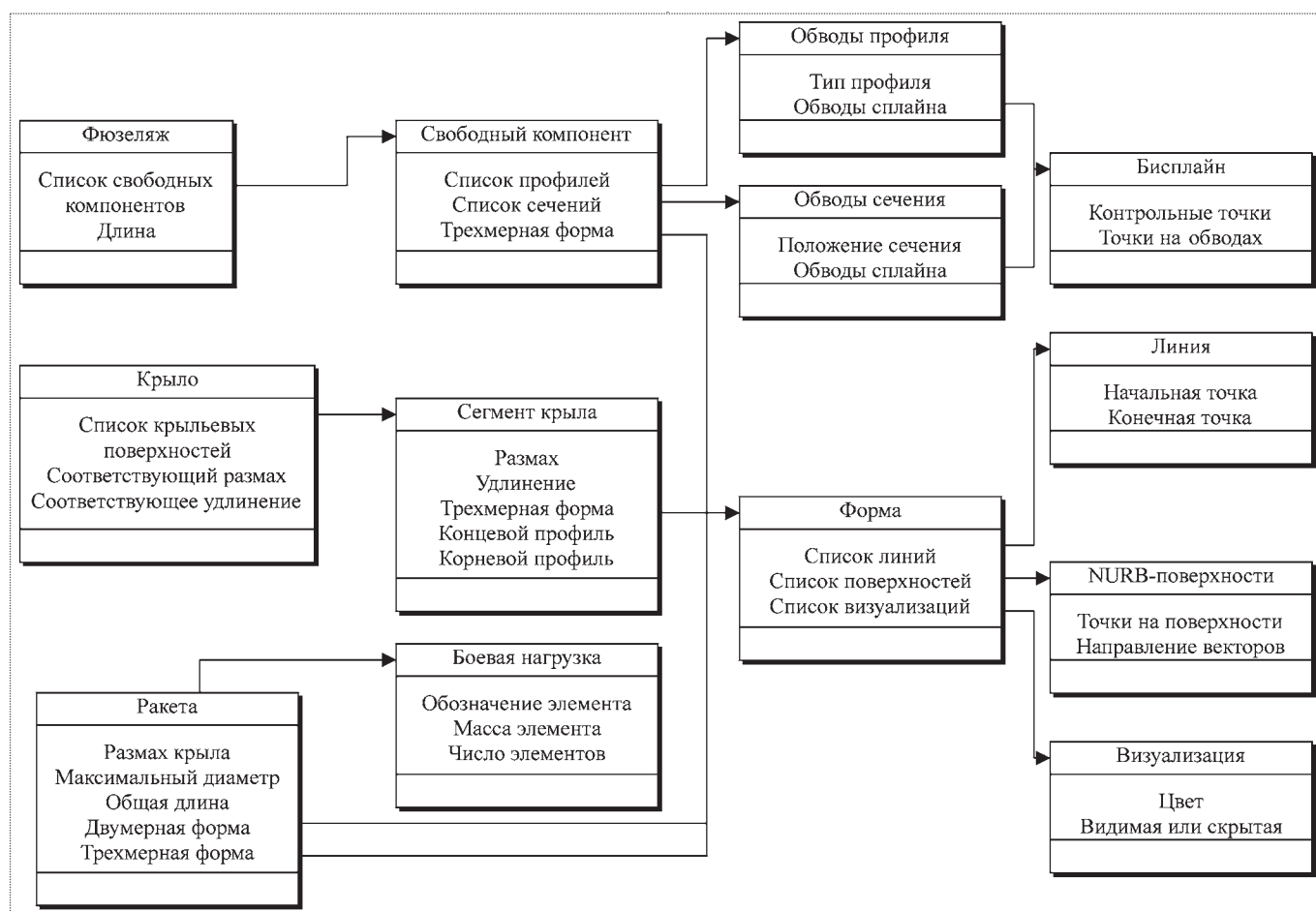


Рис. 3. Структура данных, представляющих фюзеляж, крыло и ракету

верхности. На примере фюзеляжа, крыла и ракеты на рис. 3 проиллюстрирована иерархическая структура, представляющая о них соответствующую информацию. Следует заметить, что не только данные об этих компонентах, но и другие параметры, разделяемые между различными компонентами, определяются как массивы. В эти абстрактные массивы обычно включаются наиболее часто используемые переменные и функции, чтобы они не нуждались в неоднократном определении.

Из рис. 3 можно также видеть два основных вида взаимосвязи между массивами. Во-первых, массив образуется из другого массива и поэтому наследует все переменные и функции предыдущего, как это показано в случае массивов "Ракета" и "Боевая нагрузка". Во-вторых, указатель или список указателей на массив являются членами другого массива. Нужно отметить, что широкое использование списков указателя важно для описания сложной информации, поскольку элементы могут быть легко добавлены в список или уда-

лены из него. Например, список "Свободный компонент" в массиве "Фюзеляж" означает, что для сложного фюзеляжа может быть произведено несколько подразбиений. А список "Сегмент крыла" массива "Крыло" делает возможным рассмотрение крыла с изменяемой стреловидностью, включающего несколько сегментов.

Структура данных должна также гарантировать неразрывность проектной информации в процессе разработки общей концепции самолета. В соответствии с архитектурой системы (см. рис. 1) проектная информация содержит не только информацию о компонентах (параметры проекта и геометрические данные), но и информацию относительно массы, аэродинамических характеристик и т.д. Эти характеристики также представляются как массивы и указания на них содержатся в общем массиве проектной информации. В отличие от этого массивы данных, относящиеся к модулям анализа и к графическому интерфейсу пользователя, независимы от проектной информации, так что система легко может расширяться

с помощью доступных методов с более высокой точностью. Когда происходит изменение параметров проекта через интерфейсы комплекса, то массивы модулей анализа заполняются и затем начинается их функционирование с целью обновления соответствующих проектных характеристик. Рис. 4 иллюстрирует эти отношения между проектной информацией, массивами модулей анализа и массивами, относящимися к интерфейсу.

Поскольку эскизно-концептуальный подход в основном является ориентированным на проектировщика, система графического интерфейса пользователя (см. рис. 4) должна быть дружественной и удобной для взаимодействия человек – компьютер. Помимо диалогов для работы с различными модулями в SEACD поддерживаются два вида экранных окон представления информации. Один из них используется в качестве "блокнота", а другой – для трехмерного моделирования. "Блокнот" имеет три вида режимов представления информации: сверху, слева и сверху/слева. Вид сверху/слева означает, что показываются виды проектных решений сверху и слева в одном окне с той же самой продольной координатой.

Окна трехмерного моделирования могут быть открыты и прикреплены к "блокноту", причем каждое из них может иметь различные угол обзора и режим отображения.

С ориентацией на процесс применения эскизно-концептуального подхода в комплексе SEACD в настоящее время реализованы пять основных процедур, доступных для использования при синтезе проекта и его анализе.

Представление стандартных компонентов

Информация о стандартном компоненте, включающая двумерное и параметрически определенное трехмерное представление, хранится в соответствующей базе данных (см. рис. 1). Как только из этой базы данных отбирается компонент, его информация преобразуется в проектное решение, и в случае необходимости делается несколько копий. Проектировщик может разместить каждый элемент через интерфейс, подгоняя координаты к основной точке, которая является также началом локальных координат. При обращении к "блокноту" или окну трехмерного модели-

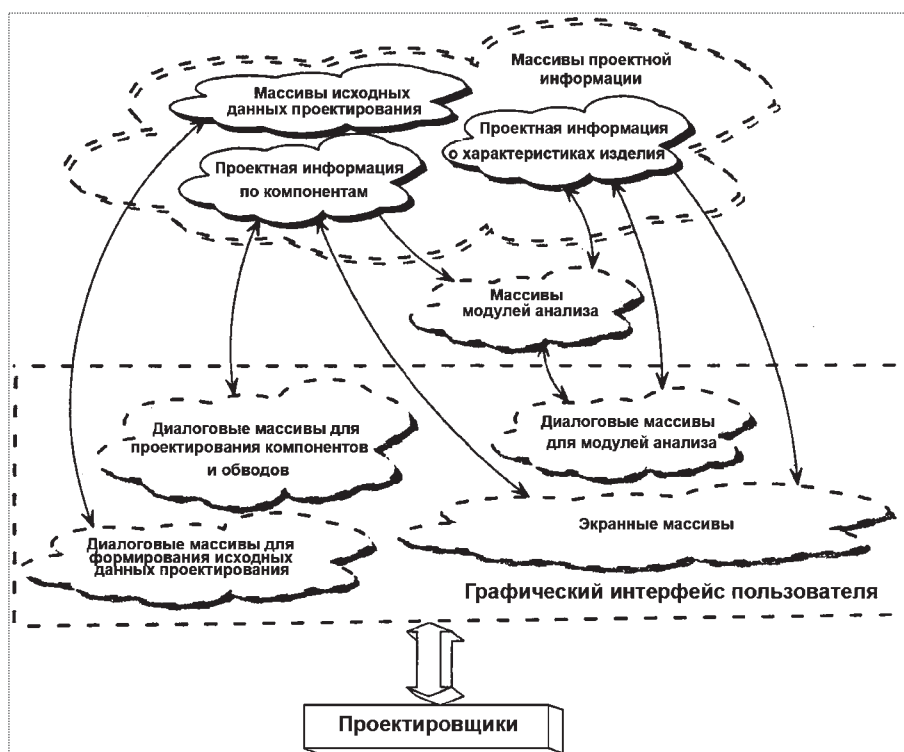


Рис. 4. Взаимодействие между группами массивов различного применения

рования все операции могут быть проведены в масштабе времени, близком к реальному, за счет чего проектировщик имеет своевременную визуальную обратную связь с процессом проектирования, реализуемым компьютером.

Проектирование компонентов типа фюзеляжа

Согласно принятым геометрическим правилам составляющие компоненты типа фюзеляжа распределены по категориям двух типов: I и II. Первый из них предполагает, что составляющая пересекается плоскостью $X-Z$ и является при этом симметричной относительно нее. Составляющая второго типа имеет две отдельные, но симметричные части относительно плоскости $X-Z$. Как показано на рис. 5, для представления в "блокноте" составляющих типа I необходимо четыре профиля, а для составляющих типа II – шесть профилей.

Чтобы получить составляющую компонента, проектировщик на основании профилей должен принять следующие основные шаги:

нарисовать профиль или несколько профилей в виде сверху или слева посредством подбора ряда контрольных точек в "блокноте";

нарисовать вид, соответствующий режиму сверху/слева;

выбрать несколько поперечных сечений фюзеляжа от носовой части до хвостового оперения и затем опре-

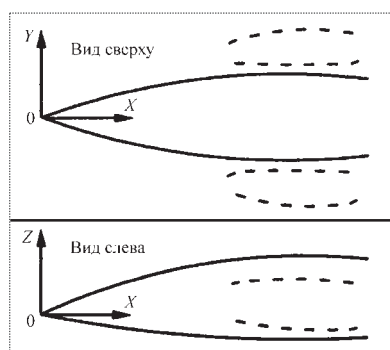


Рис. 5. Примеры профилей составляющих:
— типа I; - - - типа II

делить обвод для каждого поперечного сечения в пределах границ прямоугольника, диапазоны которого на осях Y и Z вычислены системой согласно позициям профиля и местам поперечных сечений фюзеляжа;

в случае необходимости подправить некоторые кривые;

генерировать трехмерные модели поверхности, взяв обводы в качестве каркаса.

Для повышения точности обводов и эффективности моделирования используются такие меры, как привязка объекта и автоматическое генерирование симметричных кривых. Кроме того, вследствие принятия кубических бисплайнов для соответствия ряду специальных требований, например геометрической непрерывности правой или левой стороны, должны определяться контрольные точки обводов [4]. Для помощи проектировщикам в нахождении этих точек в SEACD нормализованы и предопределены как шаблоны несколько типовых кривых.

Вообще, удовлетворительная форма компонента типа фюзеляжа не может быть достигнута без многократной модификации. Как только проектировщик отредактировал профили, существующие поперечные сечения будут автоматически перемещены и масштабированы согласно новому диапазону профилей и граничных прямоугольников. Таким образом, повторная работа проектировщика может быть весьма сокращена, в частности, если поперечные сечения определяются большим числом составляющих.

Проектирование компонентов типа крыла

Поскольку крыло и хвостовое оперение имеют схожие конструкции и способы их геометрического моделирования, то для их разработки созданы схожие окна диалога. Однако крыло считается обязательной частью самолета, в то время как хвостовое оперение любого вида — произвольной частью. Проектирование крыла может идти от некоторого опорного варианта, параметры которого могут быть инициализированы при использовании статистических данных, а площадь получена в результате предварительного расчета

размеров. Эта процедура используется для помощи проектировщику в выборе параметров реального крыла и оценки его аэродинамических характеристик.

Проектирование топливных баков

В проектном решении может быть определено несколько независимых топливных баков, расположенных внутри фюзеляжа и в крыле. Процесс геометрического моделирования топливных баков фюзеляжа подобен моделированию компонентов типа фюзеляжа. Однако предполагается, что формы топливных баков должны быть более систематизированы, нежели формы других компонентов типа фюзеляжа. Таким образом, в задачу проектировщика входит рисование только одного обвода в передней части бака, а система сама масштабирует его применительно к другим сечениям по продольной оси бака и генерирует трехмерную модель поверхности.

Что касается крыльевых топливных баков, то здесь нужно задавать параметры плана. Поскольку бак должен вписываться в крыло, необходимы расчеты отношения высот бака к конструктивным высотам профиля в соответствующей точке и вычисление обводов бака с использованием масштабирования данных профиля.

Проектирование шасси

На практике шасси всегда включает в себя много сложных составляющих, поэтому в существующей системе SEACD шасси самолета моделируется упрощенно как группа элементов, включающая в себя единственную стойку и несколько колес, размещенных в тандеме, попарно и т.д. Координаты расположения и размерность такой группы элементов определяются параметрически. Состояние шасси и направление убирания стойки могут быть установлены через диалоговый интерфейс.

Оценка и применение комплекса SEACD

Чтобы подтвердить применимость эскизного-концептуального подхода к различным категориям боевых самолетов и оценить эффективность опытного образца комплекса SEACD, было использовано большое число моделей самолетов. На рис. 6 проиллюстрированы три из них. Следует отметить, что эскизы и трехмерные модели могут передаваться на другой уровень проектирования как файлы стандарта IGES для дальнейшей модификации.

Поскольку качество первоначальных проектных решений зависит от творческого потенциала и опыта проектировщиков, а также их умения работать с комплексом SEACD, должны быть гарантированы возможности дальнейшего анализа и оптимизации этих проектных решений. Как показано на рис. 1, в дополнение к обычным функциям оценки геометрических

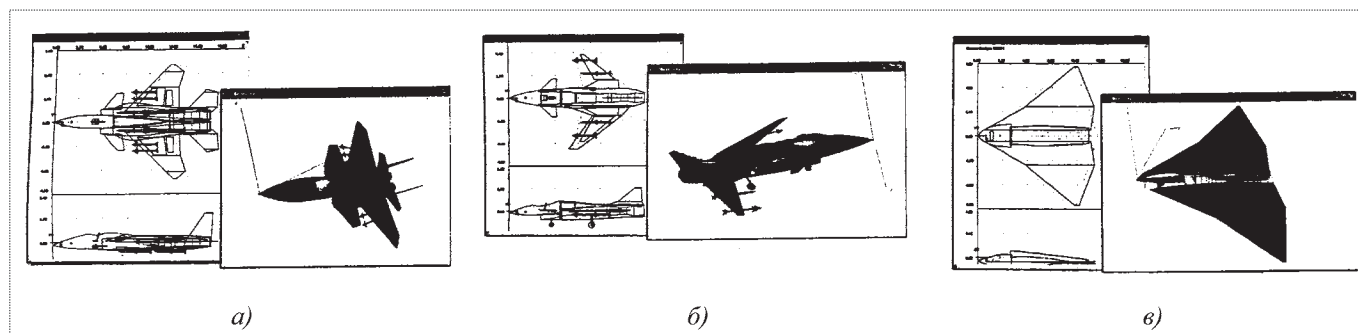


Рис. 6. Примеры проектных решений, разработанных с использованием комплекса SEACD:

а — компоновка самолета нормальной схемы с передним горизонтальным оперением; *б* — компоновка самолета типа "утка" с крылом обратной стреловидности; *в* — компоновка беспилотного боевого самолета схемы "летающее крыло"

характеристик и расчета положения центра тяжести [5] в комплексе может быть оценена диаграмма переотражения электромагнитного облучения с помощью применения алгоритмов физической оптики и геометрической теории дифракции. Кроме того, чтобы получить более надежные аэродинамические характеристики нетрадиционных конфигураций, разработанные компоновки самолетов могут быть проанализированы с помощью программы расчета давления на поверхности планера самолета, получившей обозначение MGAERO. Эта программа включена в комплекс SEACD через другую программу, iSIGHT. На основании многочисленных алгоритмов оптимизации, имеющихся в iSIGHT, многопрофильная оптимизация разрабатываемых проектных решений может быть осуществлена с привлечением модулей анализа проектных решений.

Прототип системы автоматизированного проектирования, представленный в данной статье, реализует основную цель эскизно-концептуального применения — поддерживает проектировщиков в выражении их творческого потенциала на концептуальном уровне. Комплекс SEACD может помочь им в разработке конфигураций и компоновок боевых самолетов, дальнейшей оценке и оптимизации началь-

ных проектных решений при использовании эмпирических и численных методов.

Применение эскизно-концептуального подхода и архитектуры комплекса SEACD возможно и в других областях, например при концептуальной разработке вертолетов, естественно, с дополнением знаний в тех областях, где необходима разработка специфических и перспективных средств проектирования.

Список литературы

1. Liu H., Wu Z. Environment of design requirements input and preliminary sizing for aircraft conceptual design // Chinese Journal of Aeronautics, 2003, 16(1).
2. Lei M. Architecture design and surface cell computation for the system of conceptual aircraft performance analysis / Beijing Univ of Aeronautics and Astronautics (in Chinese), 2000.
3. Jiao Q.X. Study on an expert system of configuration selection for civil airplane / Beijing Univ of Aeronautics and Astronautics (in Chinese), 1993.
4. Shi F.Z. Computer aided geometric design and NURBS / Higher Education Press (in Chinese), 2001.
5. Liu H., Bai Z.D., Wu Z. Methods for estimating geometric characteristics of numerical conceptual aircraft models based on surface elements // Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 20(2).



БОДРЫШЕВ
Сергей Валерьевич —
ассистент кафедры МАИ,
кандидат техн. наук



БУРЯКОВ
Александр Александрович —
научный сотрудник ГУ НПО
"Спецтехника и связь",
кандидат техн. наук



КУПРИКОВ
Михаил Юрьевич —
проректор по учебной час-
ти МАИ, профессор, доктор
техн. наук



РИПЕЦКИЙ
Андрей Владимирович —
заместитель заведующего ка-
федрой МАИ, кандидат
техн. наук

Основные методы, применяемые при автоматизированной компоновке приборных отсеков ЛА

**С.В. Бодрышев, А.А. Буряков, М.Ю. Куприков,
А.В. Рипецкий**

В статье дан анализ особенностей моделей объектов, присутствующих в современных системах автоматизированного проектирования. Проанализированы основные моменты, способствующие повышению качества компоновочных решений отсеков летательных аппаратов (ЛА).

S.V. Bodryshev, A.A. Buryakov, M.Yu. Kuprikov, A.V. Ripetsky. General Methods Applied For Aircraft Instrument Compartments' Arrangement

The article analyses the features of object models, available in the present-day computer-aided design systems, presenting an assessment of main procedures that may trigger quality improvement in the arrangement of aircraft compartments.

В настоящее время идеи автоматизации проектирования отсеков летательных аппаратов завоевали широкое признание. Это объясняется стремлением все более интенсивно использовать расширяющийся парк современных вычислительных машин, возложить на них трудоемкие рутинные операции. Кроме того, многие задачи проектирования связаны с просмотром или перебором значительного числа вариантов, что при традиционном методе проектирования практически исключает возможность получения оптимальных по определенным критериям решений. Применение электронных вычислительных машин (ЭВМ), способных справляться с большими объемами вычислений в приемлемое время, позволяет во многих случаях находить наилучшие или близкие к ним решения.

Одной из главных задач общей проблемы автоматизации проектирования и конструирования является автоматизация технического (топологического) проектирования схем дискретных устройств вычислительной техники и автоматики.

Известно, что методы теории графов позволяют решать многие технические и теоретические задачи: расчет электрических и электронных схем, сетевое планирование, программирование, анализ и синтез компоновочных решений, определение потоков в сетях и др.

Популярность этих методов объясняется тем, что граф, сохраняя всю наглядность и содержательность отображаемого им объекта, позволяет также строить формальные алгоритмы преобразований и при использовании своих матричных эквивалентов легко обрабатывается на ЭВМ. Построение алгоритмов, удобных для реализации на ЭВМ, является весьма важным, так как целью работы является разработка и исследование методов, пригодных непосредственно для практического использования.

Задача технического проектирования дискретных устройств складывается в общем из следующих основных этапов.

Вначале необходимо произвести компоновку модулей в определенные конструктивные единицы. Далее производится размещение модулей по позициям внутри

конструктивной единицы по определенным критериям. Затем решается задача определения планарности полученных графов и выполняется этап прокладки трасс каналов связи. Проблема полной автоматизации проектирования топологии дискретных устройств представляет очень сложную задачу, и трудности ее решения связаны с отсутствием компромиссных критериев оптимизации топологии.

Важнейшей частью компоновочного процесса является параметризация компоновочных объектов, и от выбора метода параметризации зависит правильность и рациональность работы систем автоматизированного принятия компоновочного решения.

Существующие методы параметризации условно можно разбить на три следующие группы: программные, имитационные и вычислительные.

Программная параметризация заключается в написании специальной программы на одном из языков программирования под конкретный типовой объект (например, на языке Autolisp для системы AutoCAD). В этом случае дальнейшая корректировка модели объекта, вызванная необходимостью изменения его структуры или схемы простановки размерных связей, требует внесения соответствующих изменений в ранее написанную программу.

Имитационная параметризация заключается в том, что в графической системе запоминается та последовательность, в которой пользователь строит объект. Затем эта последовательность может быть многократно воспроизведена с новыми значениями размерных параметров. Однако в принципе остаются те же проблемы, которые имеют место при программной параметризации. Суть их состоит в том, что после построения объекта пользователю нежелательно изменять схему проставленных размеров на объекте, а также выполнять любые его структурные модификации. Если же в этом все-таки возникает необходимость, то последовательность построения модели объекта должна быть отредактирована, а в ряде случаев приходится перестраивать объект заново.

Вычислительная параметризация, основанная на вычислительных методах, наиболее гибкая и допускает в любой момент произвольную корректировку структуры объекта и схемы простановки размеров. При этом последовательность построения объекта по заданным размерным связям и геометрическим отношениям каждый раз вычисляется автоматически.

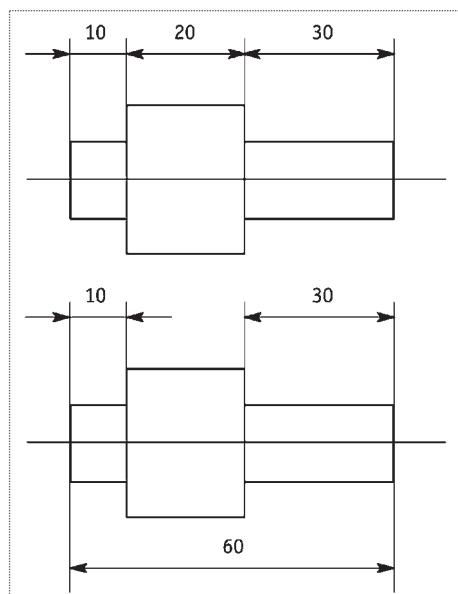
Некоторые из вычислительных методов позволяют обрабатывать ситуации, при которых задана лишь часть размеров и геометрических отношений. Это означает, что необязательно всегда задавать все размеры и отношения, необходимые для построения объ-

екта. В этом случае элементы, не имеющие размеров, принимают такое положение и такие размеры из множества допустимых, которые не противоречат ранее заданным параметрам. Благодаря этому существенно расширяется область применения графических систем. Такие системы удобно использовать не только для типового, но и для оригинального проектирования, когда проектировщик постепенно создает модель объекта, задавая и корректируя лишь функционально важные размеры и отношения. Остальные размеры и отношения корреляционных зависимостей появляются и уточняются по мере проработки всего проекта. В большинстве случаев функционально несущественные размеры проставляются в самом конце разработки проекта.

Графические системы, не использующие вычислительные методы параметризации, практически удобнее всего применять для типового проектирования, когда заведомо известен перечень типовых конструкций и тщательно проработаны схемы компоновки. В этом случае вероятность изменения структуры объекта становится минимальной, а модификации моделей объектов в основном ограничиваются изменением значений параметров.

Для плоских геометрических объектов решение задачи параметризации разработано достаточно хорошо. В настоящее время в таких системах геометрического моделирования, как отечественная разработка GCAD, а также PRO/Engineer, SolidWorks и др., обладающих наиболее развитыми средствами параметризации, реализованы вычислительные методы. В этих системах можно создавать произвольные эскизы, проставлять на них необходимые размеры (необязательно все) и получать "правильную" модель, соответствующую заданным размерам. После этого данный эскиз может быть произвольно отредактирован как путем изменения значений его размеров, так и корректировкой структуры этого объекта или схемы простановки на нем размеров.

Важной особенностью методов параметризации, реализованных в ряде систем, является возможность работы с не полностью определенными эскизами. Однако это не относится к трехмерным объектам (деталям конструкций). В принципе для них реализованы только имитационные методы параметризации, соответствующие повторению цепочки последовательных построений с новыми значениями размерных параметров. Например, в системе SolidWorks используются вычислительные методы параметризации при создании эскизов и имитационные методы параметризации при моделировании объекта в целом.



3D-модель ступенчатого вала

Рассмотрим этот вопрос более подробно. Представим себе трехступенчатый вал, 3D-модель которого была получена в системе SolidWorks (см. рисунок).

Вначале была построена средняя ступень вала, затем левая и, наконец, правая ступень. В процессе построения задавались три длины этих ступеней: 10 мм для левой ступени, 20 мм — для средней и 30 мм — для правой. Система SolidWorks позволяет очень просто изменять значения заданных размеров и получать новые 3D-модели вала. При этом параметризация 3D-модели в SolidWorks происходит в той же последовательности с использованием хранящейся в компьютере истории ее построения: вначале всегда будет строиться средняя ступень вала с новым или тем же значением ее длины, затем левая ступень и, наконец, правая.

Теперь представим себе, что проектировщик "видит" этот объект иначе: он считает управляющими габаритный размер вала, а также длины его левой и правой ступеней. Габаритный размер можно, конечно, нанести на модель объекта, но он уже будет считаться справочным размером.

Для того чтобы сделать габаритный размер управляющим, в данном случае необходимо перестроить модель объекта и получить его новую модель, в которой этот размер будет присутствовать в явном виде. Сказанное здесь касается не только системы SolidWorks. Это относится и ко всем другим известным авторам развитым системам геометрического моделирования. Поэтому для упрощения работы с 3D-моделями объектов в целях их корректировки в современных системах геометрического моделирования существуют различные способы.

Все это говорит о том, что для параметризации 2D- и 3D-моделей объектов в настоящее время используются совершенно разные методы.

Метод параметризации, реализованный в SolidWorks, удобен, когда построения выполняются проектировщиком пошагово в интерактивном режиме и число элементов эскиза относительно невелико (не более десятков элементов).

С практической точки зрения важно знать, в какой степени реализованные в системе методы параметризации отвечают на два главных вопроса:

какой метод параметризации заложен (программный, имитационный или вычислительный);

допускается ли параметризация не полностью определенных объектов.

При использовании вычислительных методов между структурными элементами объекта (отрезками, окружностями и т.д.) в произвольном порядке задаются размерные связи (линейные, угловые) и геометрические отношения (параллельность, перпендикулярность, касание, инцидентность, симметрия и т.д.). Для сборок аналогичным образом указываются размерные связи и геометрические отношения типа соосности, параллельности между гранями разных компонентов сборки. Все эти отношения становятся частью модели и автоматически поддерживаются при любых ее модификациях.

С математической точки зрения суть вычислительных методов параметризации моделей геометрических объектов состоит в автоматическом вычислении всех параметров представленного объекта (координат концов отрезков и центров окружностей, радиусов окружностей и т.д.) на основе предварительно заданных размерных связей и геометрических отношений между его структурными элементами.

Вычислительные методы параметризации условно можно разбить на линейные, последовательные и алгебраические [1]. Во всех этих методах последовательность построения объекта синтезируется автоматически.

Линейные методы основаны на линейном расположении размерных цепей вдоль координатных осей, и в них на каждом шаге вычисляется только одна координата какого-либо элемента (точки, прямой, плоскости). Эти методы основаны на автоматическом определении одной из возможных последовательностей, в которых этот объект мог бы быть построен в следовании одного элемента за другим, как это обычно и бывает при правильном построении чертежа вручную.

Алгебраические методы основаны на том, что геометрический объект (двумерный или трехмерный)

представляется в виде совокупности его структурных элементов (точек, отрезков, дуг окружностей — для двумерных объектов и размерных связей — для трехмерных объектов) и отношений между ними (расстояний, углов, параллельности, касания, инцидентности и т.д.). Каждое отношение между структурными элементами объекта представляется в виде нелинейного уравнения, где неизвестными являются координаты его характеристических точек. Достоинством алгебраического подхода по сравнению с предыдущими является то, что он позволяет обрабатывать практически все ситуации, в том числе и те, при которых заданы не все размерные связи и отношения.

Можно указать, по крайней мере, три метода реализации алгебраического подхода к проблеме параметризации геометрических объектов:

непосредственное решение систем нелинейных уравнений одним из существующих численных методов;

метод декомпозиции систем нелинейных уравнений;

сведение решения системы нелинейных уравнений к решению оптимизационной задачи с минимизацией суммы квадратов невязок.

Важнейшей особенностью систем, использующих методы параметризации, является структура внутренней модели объекта, предопределяющая основные возможности параметризации. В большинстве систем, не использующих вычислительные методы параметризации, модель объекта представляет собой перечень структурных элементов объекта и параметров, определяющих их положение относительно выбранной системы координат (координаты концов отрезков, центров окружностей, их радиусы).

В системах, использующих вычислительные методы параметризации, применяется существенно иная модель. Она названа реляционной моделью и представляет собой перечень структурных элементов и от-

ношений между ними. Реляционная модель объекта (детали, сборочной единицы) может содержать как отношения между элементами одной детали, так и отношения между деталями, входящими в одну сборочную единицу. Установленные в реляционной модели отношения становятся ее неотъемлемой частью и автоматически поддерживаются системой. Естественно, что реляционная модель содержит также и параметры, определяющие положение структурных элементов объекта относительно системы координат. Однако здесь эти параметры являются производными от указанной выше информации и вычисляются на основе отношений между структурными элементами объекта.

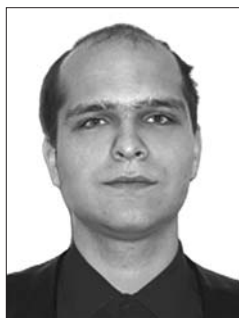
На основе сказанного очевидно, что в процессе компоновки приходится учитывать еще много других факторов не геометрической природы. Примером таких исследований являются работы [2], в которых критерием оптимизации компоновки выступает тепловыделение компокуемых элементов.

Создание высокоэффективной техники требует при компоновке учета множества факторов, определяемых не только геометрической формой компокуемых объектов, но и требованиями технологичности, точности и т.п. Если при ручной компоновке конструктор выполняет эти требования, опираясь на эмпирический уровень, то для автоматизации компоновки формализация и учет множества этих факторов требуют создать такие геометрические модели, которые лягут в основу интеллектуальных алгоритмов, позволяющих получать высокоэффективные компоновочные решения.

Список литературы

1. Левин Г.М., Танаев В.С. Декомпозиционные методы оптимизации проектных решений. Минск: Наука и техника, 1974.
2. Путятин Е.П., Аверин С.И. Обработка изображений в робототехнике. М.: Машиностроение, 1990.





СОЛОВЬЕВ
Дмитрий Николаевич —
младший научный сотрудник
ЦАГИ

Моделирование удара птицы в элементы авиационной конструкции

Д.Н. Соловьев

Приведена модификация конечно-элементной модели птицы для расчета скорости пробития конструкции при последовательном взаимодействии с несколькими препятствиями. Заявлен новый способ моделирования удара птицы при использовании численных методов.

D.N. Soloviev. Quantitative Simulation Of Bird Collision With Aircraft Elements

The article presents a modification of the finite-element representation of a bird model to calculate the speed, at which aircraft plating can be penetrated in case of successive collisions with several such obstacles. Furthermore, a new procedure is offered to simulate a bird-collision incident with the help of quantitative methods.

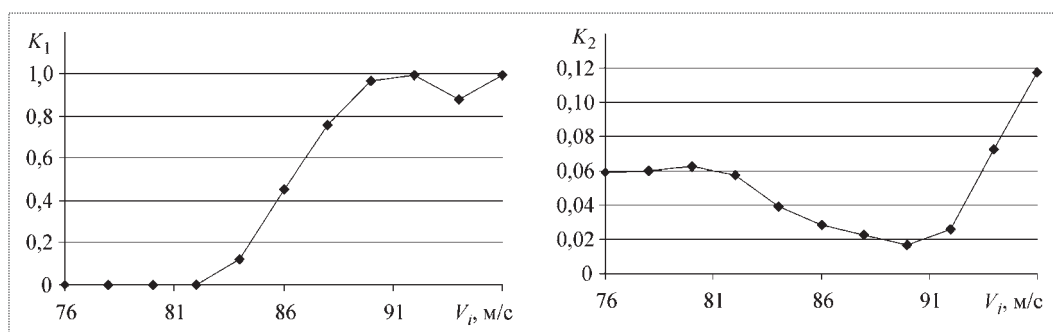
В соответствии с пунктом 25.571(е) Авиационных правил АП-25 [1] столкновение птицы с элементами авиационной конструкции не должно приводить к ведущим к катастрофе событиям. В Правилах записано, что "конструкция самолета должна быть такой, чтобы было обеспечено успешное завершение полета, во время которого возможно ее повреждение в результате... столкновения с птицей весом 1,8 кг, когда скорость самолета (относительно птицы по траектории самолета) равна V_c на уровне моря или $0,85 V_c$ на высоте 2440 м, в зависимости от того, что более критично" [1] (V_c — скорость сваливания или минимальная скорость установившегося полета, при которой самолет управляем).

В настоящее время все большую долю в исследованиях занимают теоретические расчеты — как правило, численные расчеты, проводимые с использованием метода конечного элемента. Это обусловлено причинами экономического характера вкупе с возможностью широкого варьирования параметрами исследуемых объектов, а также появлением программного обеспечения, позволяющего существенно упростить процесс создания, расчета и вывода результатов конечно-элементных моделей.

Наиболее распространенная сейчас методика расчета (методом конечного элемента [2]) удара птицы в экран заключается в представлении птицы геометрическим примитивом (шаром, цилиндром, эллипсоидом или их комбинацией), заполненным жидкостью, поведение которой описывается при помощи полиномиального уравнения состояния. Поведение материала птицы описывается в эйлеровых координатах (узлы данной координатной сетки не связаны с объектом, который в них описан), а поведение экрана — в лагранжевых (узлы координат "вморожены" в тело, и, как следствие, конечный элемент имеет постоянную массу). Взаимодействие между материалами птицы и экрана задается при помощи поверхности взаимодействия (coupling surface).

В связи с особенностями алгоритма взаимодействия птицы с экраном (поверхность взаимодействия в задаче об ударе птицы считается неразрушимой) процесс взаимодействия птицы с экраном описывается корректно только до момента разрушения первого лагранжевого конечного элемента в поверхности взаимодействия. В связи с этим возникают следующие ограничения на численные эксперименты:

Рис. 1. Зависимость коэффициентов K_1 и K_2 i -го эксперимента от начальной скорости птицы в том же эксперименте



невозможно рассматривать процесс последовательного пробития птиц нескольких препятствий (носок крыла, стенка крыльев бака);

принятие за критерий пробития конструкции разрушение первого ее конечного элемента не всегда актуально.

Рассмотрим серию численных экспериментов, в которой от эксперимента к эксперименту происходит постепенное увеличение начальной скорости птицы. Для характеристики результатов используем безразмерные коэффициенты

$$K_1(i) = N_f(i) / \max(N_f(i)) (i=1, \dots, k);$$

$$K_2(i) = E_i(i) / E_f(i),$$

где $N_f(i)$ — максимальное количество конечных элементов экрана, разрушившихся за i -й эксперимент; $\max(N_f(i))$ ($i=1, \dots, k$) — максимальное количество конечных элементов, разрушившихся за всю серию экспериментов; E_i — начальная энергия птицы в i -м эксперименте; E_f — энергия птицы в i -м эксперименте после окончания взаимодействия с экраном.

Как видно из диаграмм, приведенных на рис. 1, значение скорости, которое мы принимаем за скорость пробития (скорость, при которой происходит нарушение герметичности экрана ($K_1 \neq 0$), — ~82 м/с), и значение скорости пробития (~92 м/с), при котором птица проходит экран навывлет (интенсивный рост коэффициента K_2), отличаются друг от друга более чем на 10 %. Такой результат говорит о том, что использование в качестве критерия пробития разрушения первого конечного элемента экрана в ряде случаев приводит к необоснованному увеличению массы авиационной конструкции.

Данные ограничения могут быть устранены путем введения оболочки цилиндра, моделирующего птицу, заданной при помощи двухмерной лагранжевой конечно-элементной сетки (птица при данном подходе моделируется при помощи материалов, описанных как в лагранжевых, так и в эйлеровых координатах). Оболочка играет роль посредника между жидко-

стью и экраном. Таким образом, мы разделяем взаимодействие птицы с экраном на две части:

взаимодействие жидкость (тело птицы) — поверхность цилиндра (внешние ткани птицы). Оно задается при помощи поверхности раздела лагранжевых и эйлеровых элементов, которая является неадаптивной поверхностью взаимодействия (список лагранжевых конечных элементов поверхности неизменен);

взаимодействие поверхность цилиндра — поверхность экрана. Оно задается при помощи контакта двух лагранжевых тел, поверхность которого может быть адаптивной (список контактирующих элементов может изменяться).

Использование для кожи птицы материала, описываемого в лагранжевых координатах, оправдано тем, что оболочка цилиндра, описанная при помощи плоских конечных элементов, деформируются относительно слабо по сравнению с его внутренней частью.

Создание конечно-элементной модели по новой методике показало принципиальную возможность существования данного подхода к моделированию. Сравнение результатов численных экспериментов (значений скоростей пробития) со значениями, получаемыми из эмпирических формул, показало, что разница между ними составляет ~10 %.

Использование модели позволило рассматривать в комплексе программ MSC DYTRAN новые классы задач, в частности задачи, связанные с детальным рассмотрением процесса последовательного столкновения птицы с двумя экранами. В качестве прикладной задачи была решена задача об оптимизации массы двух пластин при условии ненарушения ее внутренней целостности (по отношению к птице). Как промежуточный результат были получены граничные комбинации толщин внутренней δ_i и внешней δ_e оболочек, при которых наблюдается нарушение или ненарушение герметичности внутренней оболочки (рис. 2).

Анализ результатов при различных ограничениях на толщину внутреннего и внешнего экрана показал,

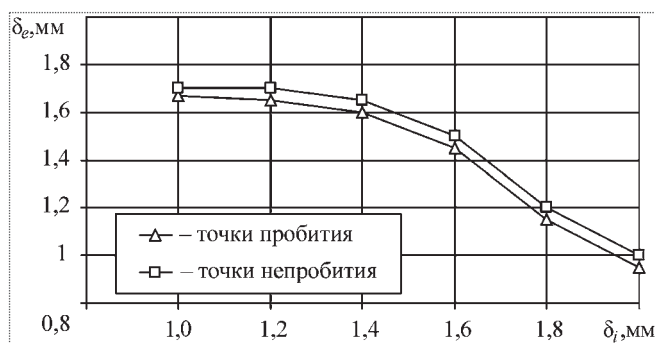


Рис. 2. Граничные комбинации толщин внутренней δ_i и внешней δ_e оболочек

что более подробное рассмотрение процесса столкновения птицы с двойным экраном позволяет снизить массу конструкции на 15...20 % (в зависимости от ограничений на толщины).

Предложенная модель птицы (с совместным использованием лагранжевых и эйлеровых элементов) не может рассматриваться как более совершенный

подход к моделированию по сравнению с эйлеровой моделью птицы. Она является модификацией, позволяющей рассматривать новые классы задач, недоступные для рассмотрения при помощи эйлеровой модели птицы. В свою очередь, существуют определенные классы задач, которые невозможно корректно решить при помощи лагранжево-эйлеровой модели птицы (в частности, задача о попадании птицы во внутрь турбореактивного двигателя, когда птица разбивается на несколько частей). Таким образом, при моделировании в зависимости от специфики решаемой задачи возможно совместное применение рассмотренных моделей птицы.

Список литературы

1. **Авиационные** правила, ч. 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет, 2004. 236 с.
2. **Сегерлинд Л.** Применение метода конечных элементов. М.: Мир, 1979.
3. **Фомин В.М., Гулидов А.И.** Высокоскоростное взаимодействие тел. Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1998.



ДАЙДЖЕСТ **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ** **ДАЙДЖЕСТ**

Новый Су-35 поступит в ВВС России через два-три года

Новый многофункциональный истребитель Су-35, первое летное испытание которого состоялось 19 февраля с.г., поступит на вооружение российской армии в 2010–2011 гг., сообщил глава компании "Сухой" М.А. Погосян. "Думаю, что серийные поставки Су-35 для нужд ВВС России начнутся в 2010–2011 гг. Мы также намерены продвигать этот истребитель на наши традиционные рынки в Юго-Восточной Азии, Африке, на Ближнем Востоке и в Южной Америке", — сказал М.А. Погосян.

Говоря о прошедших испытаниях самолета, глава компании "Сухой" подчеркнул, что очень доволен результатом. Испытания прошли полностью в соответствии с ожиданиями разработчиков, системы работали штатно, управляемость самолета была полностью подтверждена во всех испытываемых режимах. Летные испытания пока прошел только один образец Су-35, но на авиастроительном предприятии в Комсомольске-на-Амуре идет подготовка к испытаниям еще двух аналогичных самолетов.

М.А. Погосян назвал прошедшие летные испытания Су-35 историческим событием. "Этот самолет является первым шагом к самолету пятого поколения. Бортовое компьютерное оборудование Су-35 позволяет отработать комплекс управления будущего истребителя пятого поколения", — подчеркнул глава компании "Сухой". Он отметил, что при внешней схожести с истребителем Су-27 новый истребитель обладает совершенно другим уровнем интеллектуальных возможностей.

М.А. Погосян подчеркнул, что цена Су-35 на рынке будет зависеть "от восприимчивости рынка". Вместе с тем он выразил уверенность, что эта цена будет весьма конкурентоспособной. "Уверен, что мы сможем сохранить наши конкурентные преимущества по стоимости", — сказал М.А. Погосян.

Вестник Интерфакс — АВН, № 7 (334), 2008 г.

УДК 629.7

Новый подход ИКАО к учебным стандартам и лицензированию летного персонала

Г.В. Коваленко, В.В. Солдатов

В статье изложена концепция программы MPL (The multi-crew pilot license — лицензирование пилота экипажа, состоящего из нескольких человек), которая была недавно принята Международной организацией гражданской авиации ИКАО. Определены причины создания этой концепции, описаны условия подготовки специалистов для получения лицензии для работы в составе экипажа.

G.V. Kovalenko, V.V. Soldatov. New Approach To Training Standards And Air Crew Certification

The article highlights the concept of the Multi-Crew Pilot License program, which was recently adopted by the International Civil Aviation Organization. It defines the main principles of the concept, describing prerequisites of specialist training for crew operations.

Существенные изменения, происходящие в мировой гражданской авиации (ГА), нашли свое проявление в новой концепции, которая может радикально преобразовать профессиональную подготовку пилотов. Лицензирование пилота экипажа, состоящего из нескольких человек (The multi-crew pilot license — MPL), является альтернативой существующей профессиональной подготовке пилотов, возникшей в 1940-х гг. Фактически первый анализ международных учебных стандартов произошел на встрече экспертов ИКАО (Международной организации гражданской авиации) в Мадриде в октябре 2000 г., когда и был предложен подход, реализованный в программе MPL [1]. Последующие встречи экспертов ИКАО в 2002, 2003 и 2005 гг. продолжали подготовку концепции этой программы для ее осуществления.

Концепция программы MPL была недавно принята ИКАО как часть поправки к Приложению 1 к Чикагской конвенции [2]. Опытная оценка программы MPL была проведена в 2007 г. и должна сопровождаться проверкой летной квалификации пилотов, подготовленных в соответствии с этой программой, в 2008 г. В 2009 г. намечено провести конференцию ИКАО для определения "proof of concept" — доказательств концепции, которая даст окончательное решение по этой программе.

Программа MPL определяет следующие изменения:

обучение, ориентированное на полеты по авиатрассам на реактивных воздушных судах (ВС) последнего поколения, с акцентом на работу в составе экипажа;

определение требований к результатам обучения стажеров (квалификации) и получение лицензии только в случае соответствия этим требованиям;

использование авиационных тренажеров как обучающих устройств в большей степени, чем ВС;

концентрацию на ошибках в обучении и угрозах безопасности полета, исправлении этих ошибок и устранении угроз.

Целью программы MPL является подготовка пилота до такого уровня компетентности (квалификации), чтобы он мог занять место второго пилота на современном реактивном самолете. Стажер программы должен быть способен выполнять обязанности второго пилота на самолетах последнего поколения после минималь-



КОВАЛЕНКО
Геннадий Владимирович —
заведующий кафедрой
Санкт-Петербургского
Государственного универ-
ситета гражданской
авиации, профессор,
доктор техн. наук



СОЛДАТОВ
Владимир Владиславович —
начальник управления
надзора за летной
деятельностью Федераль-
ной службы по надзору
в сфере транспорта

ного курса летного обучения, а именно 240 часов, из них — 170 часов подготовки на авиационных тренажерах соответствующего уровня и 70 часов налета на ВС.

Подготовка пилота для получения лицензии для работы в составе экипажа мотивирована следующими причинами.

Во-первых, удовлетворение спроса со стороны авиакомпаний на пилотов не может быть осуществлено с использованием традиционных учебных методов. По прогнозам авиационных экспертов, ожидается, что в следующие 15 лет наряду с ростом перевозок на воздушном транспорте значительное число пилотов гражданской авиации уволятся по причине достижения пенсионного возраста. В последние 15–17 лет подготовка летных кадров была сокращена до невиданно малого уровня, очевидна потребность в большом притоке молодых пилотов. Эти причины требуют разработки более эффективных учебных методов и средств, которые могут обеспечить подготовку пилотов, способных выполнять обязанности второго пилота на современных авиалайнерах.

Во-вторых, традиционная подготовка ориентирована на индивидуальные действия. В современных условиях увеличивается интенсивность летно-эксплуатационной нагрузки пилота. Чтобы надежно выполнять свои обязанности, а также соблюдать требования безопасности полета, пилоты должны иметь соответствующие навыки деятельности в составе экипажа. Для обеспечения большей эффективности коллективных действий необходимо пройти подготовку по программе оптимизации работы экипажа в кабине (CRM — crew resource management) [3, 4].

В-третьих, последствия событий 9 сентября 2001 г. в Нью-Йорке повысили конкуренцию среди авиакомпаний, что вынуждает авиакомпании принимать новые экономические парадигмы.

Программа MPL является одним из средств для решения современных экономических проблем отрасли частично потому, что она может быть реализована благодаря новым достижениям в технологии производства летных тренажеров.

В последнее время технология работы летных экипажей существенно изменилась, учебные заведения гражданской авиации сегодня не полностью удовлетворяют потребность в подготовке пилотов со знаниями и навыками, необходимыми для эксплуатации современных ВС последнего поколения. В традиционной программе много времени отводится полетам на самолетах с акцентом на летно-эксплуатационные действия одиночного пилота. Авиакомпании выдвигают требования, чтобы современные выпускники были обучены действиям, ко-

торые обеспечивают эффективное сотрудничество с другими членами экипажа. Специалисты должны быть компетентны, т.е. обладать конкретными знаниями и навыками, обеспечивающими безопасную работу на современных ВС. Программа MPL — это альтернативный путь подготовки пилотов, который адекватно удовлетворяет потребности авиационной отрасли.

Сосредоточенность на эксплуатационных и технологических аспектах ВС последнего поколения на ранней стадии обучения линейных пилотов крайне важна, особенно в высших летных учебных заведениях. Сегодня многие летные школы, в том числе и в России, предлагают программы курсов оптимизации работы экипажа в кабине (CRM), летной подготовки в условиях, максимально приближенных к реальным (LOFT). Эти программы не являются обязательными, но было бы целесообразно ввести такую подготовку в российских учебных заведениях для всех пилотов, работающих в составе экипажа.

Если попытаться кратко сформулировать требования большинства авиакомпаний, то это эффективное обучение с определенными лицензионными требованиями для достижения заданного уровня квалификации (компетентности) для работы на конкретном типе ВС.

Необходимо стандартизировать эти требования в масштабах российской гражданской авиации, согласовать эти требования в рамках международного авиационного сообщества. Это важно с точки зрения реализации международных программ по безопасности полетов — CFIT, ALAR, TEM, LOSA и, кроме того, позволит службе обслуживания воздушного движения (ОВД) оценивать действия экипажей независимо от их национальной принадлежности.

В настоящее время отсутствие общих критериев оценки уровня компетенции (квалификации) летных экипажей привело к существенным различиям в стандартах работы экипажей, применяемых различными государствами. Программа MPL может стать ключом к установлению общих стандартов во всем мире, более однородному учебному процессу с акцентом на результат обучения, обучению на основе заданного уровня. Стандарт, основанный на заданном уровне квалификации, определяет требования к стажерам в пределах этого уровня, оценку выполнения их работы и оперативно обеспечивает обратную связь. Обучение на основе заданного уровня компетентности менее зависит от опыта преподавателей и инструкторов, а в большей степени — от используемых учебных средств. Оценка уровня компетентности прозрачна и для инспекторов, и для кандидатов на получение лицензии, потому она более объективна.

Противники программы MPL утверждают, что выполнение требований, составляющих основу этой программы, является слишком дорогостоящим для учебных заведений и в связи с ориентацией программы на определенные типы ВС, если не будет гарантии работы выпускникам программы со стороны авиакомпаний, она окажется неэффективной. Указывается также на малый налет на ВС.

Тенденция, которая существует уже длительное время, заключающаяся в потребности снижать расходы на содержание авиакомпаний, не может быть проигнорирована учебными заведениями ГА. В последние годы, когда все более увеличиваются затраты на топливо для реактивных двигателей, на страхование и на обеспечение авиационной безопасности, многие воздушные перевозчики достигли снижения расходов, заново заключив трудовые соглашения, включая пенсионные механизмы, и используя привлечение внешних ресурсов. Система обучения пилотов также не может быть свободной от тенденции к росту стоимостной эффективности.

Реакция на программу MPL со стороны учебных заведений, осуществляющих летную подготовку, обусловлена возможным влиянием этой программы на их бизнес, а в более широком смысле — на их существование. Вероятно, что с введением программы подготовки пилотов для экипажа из нескольких человек (MPL) увеличится число авиакомпаний, которые могут захотеть выполнять обучение внутри авиакомпании или инициативно объединиться с теми, кто обладает необходимым типом самолетов и другими средствами обучения. Тем не менее, существуют учебные организации, которые полностью поддерживают концепцию программы MPL и осуществляют ее реализацию: канадская группа CTC, некоторые центры летной подготовки в Великобритании.

Необходимо отметить, что для внедрения программы MPL требуется широкое применение микропроцессорной технологии при производстве авиационных тренажеров.

Как отмечено выше, программа MPL определяет условие, чтобы кандидат прошел подготовку минимального курса в 240 часов, включая 70 часов налета на ВС. Эта программа предполагает использование различных летных тренажеров и других учебных средств с целью повышения безопасности полетов на современных реактивных ВС. Требование только 240 часов для подготовки стало возможным из-за значительного прогресса в технологии изготовления авиационных тренажеров. Современные тренажеры обеспечивают качественный виртуальный опыт, который позволяет повысить безопасность полетов без многочасовой летной практики на ВС. Снижение налета стало возможным также и из-за

изменения технологии работы экипажа, применяемой на современных учебно-тренировочных ВС. Использование усовершенствованных летных тренажеров, создающих реалистичную среду полета, дают возможность снизить затраты на обучение, никоим образом не ставя при этом под угрозу безопасность полетов. Авиационные учебные заведения могут использовать на практике новейшие технологии моделирования полета, что позволит улучшить эффективность обучения с одновременным снижением уровня затрат на обучение.

Значительный прогресс, произошедший в технологии создания тренажеров, повлек за собой техническо-экономические изменения, которые позволили изготовителям самолетов авиации общего назначения производить ВС последнего поколения по доступным ценам. Использование тренажеров и ВС авиации общего назначения создают гибкую и рентабельную возможность решения учебных задач, что является основой концепции программы MPL.

Поскольку для получения лицензии MPL кандидату необходимо иметь только 70 часов летного времени и при этом должно быть обеспечено заданное качество подготовки, в учебном процессе необходимо использовать учебные средства такого уровня, которые не применялись до настоящего времени. Программа MPL устанавливает новые стандарты для учебных средств, в том числе и на тренажерные устройства FSTD (flight simulation trainign device), уровни от I до IV.

Уровни I и II FSTD в традиционной системе обучения используются и отвечают нынешним требованиям. Новые стандарты касаются III уровня тренажерных устройств, который часто называют "недостающим звеном" в цепи учебных средств, потому что эти тренажеры не производятся и не сертифицируются в значительном количестве.

Определение III уровня тренажерных устройств описывает систему, которую можно было бы назвать родовым тренажером турбореактивного ВС. В примечаниях ИКАО, связанных с определением этого уровня, указывается, что III уровень учебных устройств может составить комплексный тренажер (a full flight simulation (FFS), уровень B).

Одним из первых перевозчиков, которые уже используют III уровень авиационных тренажеров, является авиакомпания Панама СОРА. В учебном центре установлен FFS "Боинг 737", который позволяет выполнять 80 % первоначального обучения и 100 % текущего (поддерживающего) обучения. С этим новым классом авиационных тренажеров, построенных на базе микропроцессорной техники, стоимость которых составляет

половину стоимости традиционных авиационных тренажеров, авиакомпания СОРА больше может не обращаться к услугам дорогих учебных центров, расположенных за границей. Собственные тренажеры III уровня позволяют авиакомпании СОРА достигать общей экономии более 4 млн дол. США в год. Кроме того, этот комплексный тренажер можно использовать для обучения стажеров по программе MPL. Комплексные тренажеры FFS III уровня предоставляют небольшим авиакомпаниям новые возможности для получения прибыли, позволяя продать время эксплуатации тренажера другим перевозчикам их региона.

Таким образом, можно сделать следующие выводы. Традиционное обучение с большим числом летного времени, основанное на технологии обособленной работы пилота и экипажа, уже не обеспечивает потребности авиакомпаний. Учебные заведения, используя лишь традиционные технологии, учебные средства и методику, могут не удовлетворить спрос на молодых пилотов в условиях ожидаемого роста перевозок в ближайшие годы. В настоящее время многие авиакомпании стремятся принять на работу специалистов, которые обучались пилотировать воздушное судно того типа, который авиакомпания эксплуатирует, а также получили навыки работы на современных ВС в условиях работы экипажа, состоящего из нескольких человек. Однако следует учитывать фактор сопротивления некоторой части авиационных организаций тем изменениям, которые неизбежны при введении программы MPL.

Тем не менее многие учебные заведения ГА понимают необходимость приспособиться к новым

условиям лицензирования специалистов, новым учебным стандартам, к переоснащению учебной базы.

С появлением лицензии члена экипажа технология летного обучения должна будет продемонстрировать, что она эффективна для подготовки пилотов с навыками, необходимыми для безопасной эксплуатации реактивных ВС, в том числе и последнего поколения. Программа MPL — это новые технологии летного обучения, которые, совершенствуясь, будут реализованы в масштабах ИКАО.

Было бы целесообразно учебным заведениям гражданской авиации России сконцентрировать свои усилия на реализации программы MPL. Естественно, на этом пути будет много трудностей, прежде всего финансовых и кадровых. Без активной поддержки российских авиаперевозчиков, без оперативной координации государственных органов гражданской авиации им не обойтись.

Список литературы

1. **Правила** аэронавигационного обслуживания. Подготовка персонала / Дос. 9868. Монреаль, ИКАО. 2006.
2. **Выдача** свидетельств авиационному персоналу. Приложение 1 к Конвенции международной организации гражданской авиации. Монреаль, ИКАО. 2001.
3. **Руководство** по обучению в области человеческого фактора / Дос. 9683. Монреаль, ИКАО. 1998.
4. **Подготовка** летного экипажа: оптимизация работы экипажа в кабине (CRM) и летная подготовка в условиях, приближенных к реальным (LOFT) / Circ. 217-AN/132. Монреаль, 1989.

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

Ордена Трудового Красного Знамени ОАО "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. Сонюшкина

Сдано в набор 06.02.08. Подписано в печать 18.03.08. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,18. Зак. 290. Свободная цена.

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

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