



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
А.П. БОБОВНИКОВ	Н.А. АНФИМОВ
В.Г. ДМИТРИЕВ	В.И. БАРКОВСКИЙ
А.Н. ЗЕЛИН	И.В. БАРМИН
Б.И. КАТОРГИН	В.Е. БАРСУК
П.И. КЛИМУК	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
А.Ф. МОРОЗЕНКО	В.А. ДАВЫДОВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ	Г.Л. ДЕГТЯРЕВ
Б.В. ОБНОСОВ	О.Ф. ДЕМЧЕНКО
А.Н. ПЕРМИНОВ	Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ
М.А. ПОГОСЯН	Ю.С. ЕЛИСЕЕВ
Г.М. ПОЛИЩУК	С.Ю. ЖЕЛТОВ
Г.Г. РАЙКУНОВ	Л.М. ЗЕЛЕНый
О.Н. РУМЯНЦЕВА	А.Н. КИРИЛИН
М.П. СИМОНОВ	В.А. КОМАРОВ
В.В. ТЕРЕШКОВА	В.В. КРЫМОВ
И.Б. ФЕДОРОВ	Л.Н. ЛЫСЕНКО
Е.А. ФЕДОСОВ	В.А. МЕНЬШИКОВ
С.Л. ЧЕРНЫШЕВ	Т.А. МУСАБАЕВ
	В.Е. НЕСТЕРОВ
	Н.А. ПИРОГОВ
	К.М. ПИЧХАДЗЕ
	В.А. ПОЛЕТАЕВ
	П.Р. ПОПОВИЧ
	В.А. ПОПОВКИН
	Ю.А. РЫЖОВ
	Г.Г. САЙДОВ
	В.Г. СВЕТЛОВ
	А.Н. СЕРЬЕЗНОВ
	М.Ю. СМУРОВ
	В.П. СОКОЛОВ
	А.В. СОЛЛОГУБ
	В.А. СОЛОВЬЕВ
	А.И. ТАТУЕВ
	В.В. ЦИБЛИЕВ
	Б.Е. ЧЕРТОК
	В.А. ШАТАЛОВ
	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

Иванов В.М. Орбитальное обслуживание астрофизических космических аппаратов	3
Матвеев А.М., Волчков О.Д., Зотов А.А., Сергеев В.Н. Многоцелевые малоразмерные самолеты с аэродинамически несущим корпусом	5
Кравцов А.Н., Таковицкий С.А. Минимизация волнового сопротивления и эффективной площади рассеяния осесимметричных носовых частей ЛА	10
Василец В.М., Пономаренко А.В., Халтобин В.М. Учебно-тренировочный комплекс самолетов-истребителей пятого поколения	15
Карклэ П.Г., Смыслов В.И. Электромеханическое моделирование в задачах аэроупругости	25
Махоткин А.А. Проблемы реализации лизинга воздушных судов в России	32
Битюков Ю.И. Геометрическое моделирование технологического процесса выкладки	36
Зимин В.Н. Моделирование динамики раскрытия космических конструкций ферменного типа	42
Хамидуллина Н.М. Расчет радиационных характеристик бортовой аппаратуры с использованием трехмерной модели КА	49
Зеленко Г.В., Роцин А.В., Третьяков С.В. Проектирование встраиваемых управляющих систем методом ситуационного анализа	56

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, Стромьинский 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
A.P. BOBOVNIKOV
V.G. DMITRIYEV
A.N. ZELIN
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
A.F. MOROZENKO
F.N. MYASNIKOV
B.V. OBNOSOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
G.G. RAYKUNOV
O.N. RUMYANTSEVA
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV
S.L. CHERNYSHEV

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

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. BEZYAZCHNYI
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. MENSNIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
N.A. PIROGOV
K.M. PICHKHADZE
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
V.A. POPOVKIN
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOV'EV
A.I. TATUEV
V.V. TSYBLIEV
B.E. TCHERTOK
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

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

CONTENTS

Ivanov V.M. In Orbit Astrophysical Spacecraft Servicing	3
Matveyenko A.M., Volchkov O.D., Zotov A.A., Sergeyev V.N. Aerodynamic Lifting-Body Multi-Purpose Small-Sized Airplanes	5
Kravtsov A.N., Tackovitsky S.A. The Minimization Of The Shock-Wave Drag And The Effective Dispersion Area Of Axisymmetric Nose Parts	10
Vasilets V.M., Ponomarenko A.V., Khaltobin V.M. The Training Complex For Pilot Personnel And Technical Staff Of The Fifth Generation Fighters	15
Carkle P.G., Smyslov V.I. The Electromechanical Simulation With Reference To Aeroelasticity Problems	25
Makhotkin A.A. Outstanding Points Of Aircraft Leasing In Russia	32
Bityukov Yu.I. Geometrical Modeling Technological Laying-out Process	36
Zimin V.N. Space Frame Deploy Dynamics Modeling	42
Khamidullina N.M. Calculation Of Onboard Equipment Radiation Characteristics Using Spacecraft 3d-model	49
Zelenko G.V., Roschin A.V., Tretyakov S.V. Building-in Control System Designing Using The Situation Analysis Technique	56

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

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

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

Орбитальное обслуживание астрофизических космических аппаратов

В.М. Иванов

Представлена проектная схема орбитальной дозаправки специальной научной аппаратуры перспективных автоматических астрофизических космических аппаратов низкотемпературным криоагентом с помощью специализированного сервисного аппарата. Предложен проектный облик такого аппарата, определены проектные характеристики его основных служебных систем.

V.M. Ivanov. In Orbit Astrophysical Spacecraft Servicing

The design scheme of a special scientific equipment of future automatic astrophysical spacecraft in orbit refueling is presented. A low-temperature cryogenic fuel is used by the special-purpose service space vehicle for this job. The design make-up of the vehicle was proposed. Its basic service systems design features were defined.

В последние 10 лет для научных исследований, связанных с изучением дальнего космоса, широко применяются инфракрасные и субмиллиметровые телескопы орбитального базирования [1]. В большинстве из них для охлаждения измерительной и научной аппаратуры используются криогенные системы. Особенно большие преимущества дает охлаждение некоторых радиотехнических приборов, чувствительность которых повышается в десятки раз благодаря снижению уровня шумов. Так, например, охлаждение инфракрасных (ИК) телескопов понижает тепловое излучение оптической системы, что позволяет работать с детекторами высокой чувствительности. Высокая чувствительность детекторов достигается снижением их собственных шумов при охлаждении до сверхнизких температур.

Эффективность и длительность работы данных телескопов в большой степени обусловлена использованием в качестве криоагента жидкого гелия, наличие которого на борту научного космического аппарата (КА) должно быть обеспечено в течение всего запланированного срока эксплуатации телескопов. Одним из возможных вариантов оптимального решения этой проблемы является внедрение технологий обслуживания космических объектов непосредственно на рабочих орбитах и, в частности, регулярная доставка на борт научного КА жидкого гелия с помощью автоматического специализированного транспортно-сервисного аппарата (АСТРА), оснащенного несколькими теплоизолированными емкостями [2]. Аппарат обслуживания АСТРА сможет обеспечить многократную доставку низкотемпературного криоагента — жидкого гелия с борта орбитального базового аппарата-хранилища на борт астрофизического КА. Постоянная подпитка низкотемпературным криоагентом измерительной аппаратуры астрофизического КА позволит в 2–3 раза продлить срок активного существования аппаратов этого класса при одновременном обеспечении высокой точности измеряемых ими параметров в течение всего срока эксплуатации.

Организация орбитальной дозаправки жидким гелием научных астрофизических КА с использованием специализированных теплоизолированных емкостей связана с необходимостью эффективного решения целого ряда новых технических проблем, в частности проблемы разделения жидкой и газообразной фаз гелия в условиях невесомости, а также проблемы минимизации утечек испаряющихся паров гелия в процессе разделения фаз. Без положительного решения этих проблем транспортировка жидкого гелия в условиях орби-



ИВАНОВ
Виктор Михайлович —
начальник отдела
ЦНИИмаш,
кандидат техн. наук

тального полета неэффективна. При этом специализированными теплоизолированными емкостями должны быть оснащены не только обслуживающий аппарат АСТРА, но и орбитальный базовый аппарат-хранилище и борт астрофизического научного КА. Наличие таких емкостей в составе всех трех автоматических объектов предполагает выполнение следующих дополнительных технических требований:

качественный состав жидкого гелия и его масса должны контролироваться на борту базового аппарата-хранилища с помощью контрольно-измерительной аппаратуры;

на орбитальном базовом аппарате-хранилище необходимо наличие специального стыковочного причала, оборудованного стыковочным устройством периферийного типа. В общем случае в центральной зоне стыковочного шпангоута устанавливается заправленная жидким гелием емкость, которая оснащается специализированными замками-фиксаторами. Стыковка обслуживающего аппарата АСТРА с базовым аппаратом-хранилищем позволяет с помощью аналогичных замков-фиксаторов осуществить перемещение заправленной жидким гелием емкости на борт аппарата АСТРА;

расстыковка аппарата АСТРА с аппаратом-хранилищем должна осуществляться в автоматическом режиме;

при нахождении специализированных теплоизолированных емкостей в составе обслуживающего аппарата АСТРА дополнительные технологические операции с этими емкостями не должны проводиться;

при нахождении подобных емкостей в составе астрофизического КА осуществляется только их подключение к бортовой криосистеме.

С учетом изложенного схема доставки жидкого гелия на борт астрофизического КА выглядит следующим образом:

после расстыковки обслуживающего аппарата с аппаратом-хранилищем осуществляются его транспортировка в зону расположения астрофизического КА, сближение с ним и затем с помощью второго стыковочного устройства (СТУ) стыковка. При этом предполагается, что научный КА также оборудован СТУ периферийного типа. В состыкованном состоянии происходит последовательное срабатывание замков-фиксаторов: сначала срабатывают замки, фиксирующие пустую емкость в составе аппарата обслуживания, а затем — замки, ликвидирующие жесткую связь пустой емкости с астрофизическим КА; после этого осуществляются расстыковка обслуживающего и научного аппаратов и отход обслуживающего аппарата на небольшое расстояние;

выполняется повторная стыковка обслуживающего аппарата с научным КА, при этом в состыкованном состоянии последовательно срабатывают замки-фиксаторы, в результате чего емкость, заправленная жидким гелием, остается в составе научного КА;

осуществляются отстыковка, программный разворот и стабилизация пространственного положения аппарата обслуживания (для последующего начала движения в зону расположения базового аппарата).

Характерной особенностью описанной схемы является многократное использование теплоизолированных емкостей, которые с помощью специализированного аппарата обслуживания последовательно доставляются на борт астрофизического КА (полностью заполненная емкость) и на борт базового аппарата (пустая емкость).

При осуществлении челночных операций целесообразно использовать одинаковые стыковочные агрегаты периферийного типа на всех трех аппаратах, причем аппарат обслуживания должен быть оборудован двумя такими агрегатами.

Важно отметить, что все заправочные операции предполагается осуществлять в автоматическом режиме с помощью средств бортового комплекса управления (БКУ) аппарата обслуживания.

Проектная оценка основных габаритно-массовых характеристик ключевых элементов автоматического обслуживания:

Аппарат обслуживания

Габариты в рабочем положении, м:

длина 4,0
диаметр 1,8

Сухая масса, кг:

без учета заправок 850,2
с учетом заправок 1058,2

Стыковочные агрегаты периферийного андрогинного типа

Число агрегатов 2

Масса, кг:

агрегатов 230
корпусов СТУ 50
механизмов стыковочного шпангоута 15
дополнительных элементов 25
стыковочных механизмов 25

Транспортная теплоизолированная емкость

Объем, м³ 0,9

Масса, кг:

конструкции 80,0
жидкого гелия 108

Число емкостей 2

Топливные баки для гидразина

Масса, кг 107,5

В том числе:

конструкции баков 7,5
заправляемого топлива 100

Список литературы

1. Успенский Г.Р. Космонавтика XXI. М.: Инвенция, 1997. 375 с.
2. Иванов В.М. Методология проектирования космических средств обслуживания перспективных КА на орбите // Космонавтика и ракетостроение. № 4 (45), ФГУП ЦНИИмаш. № 4 (45). С. 137–142.

УДК 629.7

Многоцелевые малоразмерные самолеты с аэродинамически несущим корпусом

А.М. Матвеев, О.Д. Волчков, А.А. Зотов, В.Н. Сергеев

Предлагается нетрадиционная аэродинамическая компоновка для многоцелевых малоразмерных пилотируемых и беспилотных самолетов нового поколения, основанная на использовании аэродинамически несущего корпуса, имеющего в плане форму вытянутого по потоку эллипса с определенным соотношением осей.

A.M. Matveyenko, O.D. Volchikov, A.A. Zotov, V.N. Sergeyev. Aerodynamic Lifting-Body Multi-Purpose Small-Sized Airplanes

A non-traditional aerodynamic lay-out for new generation multi-purpose small-sized piloted and unmanned airplanes is proposed. The lay-out is based on usage of an aerodynamic lifting body that in plane is ellipse in shape. It is a fixed axes ratio ellipse extended along the air flow.

Одним из направлений развития самолетостроения является разработка относительно небольших по размеру (малоразмерных) самолетов различного назначения. Как правило, к этой категории самолетов принято относить легкие спортивные, небольшие грузовые и пассажирские машины, рассчитанные на перевозку 5...10 пассажиров или полезного груза массой 500...1000 кг на расстояние 1000...2000 км с крейсерской скоростью 200...500 км/ч, а также самолеты специального назначения — сельскохозяйственные, санитарные, для патрулирования лесных массивов с целью обнаружения очагов лесных пожаров, самолеты для проведения экологического контроля в местах прокладки нефте- и газопроводов, ледовой разведки и т.д. Можно ожидать, что по мере развития экономики потребность в таких самолетах в нашей стране будет возрастать.

Несмотря на разнообразие конструктивного исполнения практически все эти малоразмерные самолеты выполнены по традиционной аэродинамической схеме, включающей фюзеляж, крыло, горизонтальное и вертикальное оперение, а также посадочное устройство в виде шасси, преимущественно колесного типа. Очевидно, что для расширения эксплуатационных условий для таких самолетов необходимо предусматривать возможность использования для их взлета-посадки не только хорошо подготовленных взлетно-посадочных полос с твердым покрытием, но и ограниченных по размерам грунтовых площадок и водной поверхности.

Перспективным направлением развития малоразмерных самолетов является создание дистанционно пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА).

Разработка экспериментальных образцов таких летательных аппаратов осуществляется в США, а также в ряде стран Западной Европы (Франция, Англия, Италия и др.). Основной целью этих работ объявлена разработка перспективных боевых бес-



МАТВЕЕВКО
Александр Макарович —
заведующий кафедрой
МАИ, академик РАН



ВОЛЧКОВ
Олег Дмитриевич —
доцент МАИ, кандидат
техн. наук



ЗОТОВ
Анатолий Александрович —
профессор МАИ, доктор
техн. наук



СЕРГЕЕВ
Валерий Николаевич —
доцент МАИ, кандидат
техн. наук

пилотных комплексов военного назначения, способных выполнять различные боевые задачи [1].

Для некоторых из перспективных ДПЛА такого типа используется традиционная аэродинамическая схема, в других — нетрадиционные аэродинамические компоновки: либо схема "летающее крыло", либо интегральная аэродинамическая компоновка в виде частично аэродинамически несущего корпуса, снабженного консолями крыла и зачастую не имеющего хвостового оперения — X-45, X-47 (США), "Нейрон" (Франция), "Таранис" (Англия) и др. Весьма примечателен проект перспективного беспилотного боевого летательного аппарата под условным обозначением "Скат", разрабатываемого РСК "МиГ" по схеме малозаметных самолетов и напоминающего по облику американский бомбардировщик B-2 [1].

Очевидно, что помимо боевого применения ДПЛА могут эффективно использоваться для выполнения разнообразных мирных задач, связанных в том числе с наблюдением за состоянием земной поверхности в режиме реального времени с целью обнаружения очагов техногенных аварий на трассах нефте- и газопроводов, проведения ледовой разведки и пр. Подобные функции могут выполнять специально предназначенные для этих целей пилотируемые самолеты и вертолеты. Однако стоимость их эксплуатации в настоящее время достаточно высока. Поэтому весьма своевременной и актуальной является задача создания малоразмерных беспилотных летательных аппаратов, предназначенных для выполнения перечисленных выше задач.

Такой летательный аппарат должен быть многоцелевым, т.е. способным выполнять различные задачи при незначительном переоборудовании целевого приборного оснащения. При этом он должен иметь относительно простую конструкцию, быть простым и удобным в эксплуатации, обладать многократностью использования, высокой живучестью в экстремальных условиях, высокой надежностью выполнения поставленных задач. Стоимость эксплуатации ДПЛА должна быть существенно ниже стоимости эксплуатации соответствующего пилотируемого летательного аппарата. В качестве рассматриваемого ДПЛА предлагается использовать малоразмерный самолет с нетрадиционной аэродинамической компоновкой — с аэродинамически несущим корпусом, геометрическая форма которого соответствует концепции, разработанной в Московском авиационном институте (МАИ). В соответствии с этой концепцией аэродинамически несущий корпус самолета представляет собой удлиненное вдоль направления набегающего потока хорошо обтекаемое профилированное тело, поверхность которого может иметь плосковыпуклую или двояковыпуклую форму. Обычно верхняя часть корпуса

выпуклая, а нижняя — плоская или слабовыпуклая. Геометрическая форма в плане такого корпуса представляет собой эллипс, большая ось которого $2a$ расположена вдоль продольной оси самолета (по потоку), а малая ось $2b$ — перпендикулярно к направлению набегающего потока. Геометрические параметры такого корпуса, от которых зависят его аэродинамические характеристики (площадь в плане S и удлинение λ), определяются соотношениями

$$S = \pi ab;$$

$$\lambda = (2b)^2 / S = (2b)^2 / (\pi ab) = 4b / (\pi a).$$

Аэродинамические исследования крыла эллипсоидной формы в плане, проведенные в ВВИА им. Н.Е. Жуковского профессором Г.Ф. Бурого, показали, что при удлинении $\lambda \approx 0,75...0,80$ при дозвуковом обтекании воздушным потоком такое крыло обладает максимальным значением коэффициента подъемной силы $c_{y \max}$ по сравнению с крыльями малого удлинения любых геометрических форм в плане [2]. При этом безотрывное обтекание такого крыла дозвуковым воздушным потоком, соответствующее максимуму коэффициента подъемной силы, сохраняется до критических углов атаки $\alpha \approx 30...40^\circ$.

Удлинение $\lambda \approx 0,75...0,80$, обеспечивающее максимальное значение $c_{y \max}$, соответствует отношению полуосей эллипса $b/a \approx 0,60...0,65$. При других значениях λ эллипсоидного в плане крыла и, соответственно, при других соотношениях полуосей эллипса коэффициент подъемной силы становится существенно меньше (рис. 1) [3]. Кроме того, из теории крыла конечного размаха известно, что крыло эллиптической формы в плане обладает минимально возможным индуктивным аэродинамическим сопротивлением, что позволяет уменьшить силу лобового сопротивления. Использование отмеченных уникальных свойств крыла эллипсоидной формы в плане положено в основу концепции создания самолетов с аэродинамически несущим корпусом с условным обозначением СПЭЛЛОИД (предлагаемая форма аэродинамически несущего корпуса напоминает Сплюснутый Эллипсоид).

Одним из недостатков аэродинамически несущего корпуса предложенной схемы является сравнительно малое значение коэффициента подъемной силы при малых углах атаки, характерных для практики самолетовождения ($\alpha \approx 10...15^\circ$), а также нелинейная зависимость упомянутого коэффициента от угла атаки при дозвуковом режиме обтекания корпуса воздушным потоком. Если на крейсерском режиме полета, когда скоростной напор достаточно велик, даже относительно

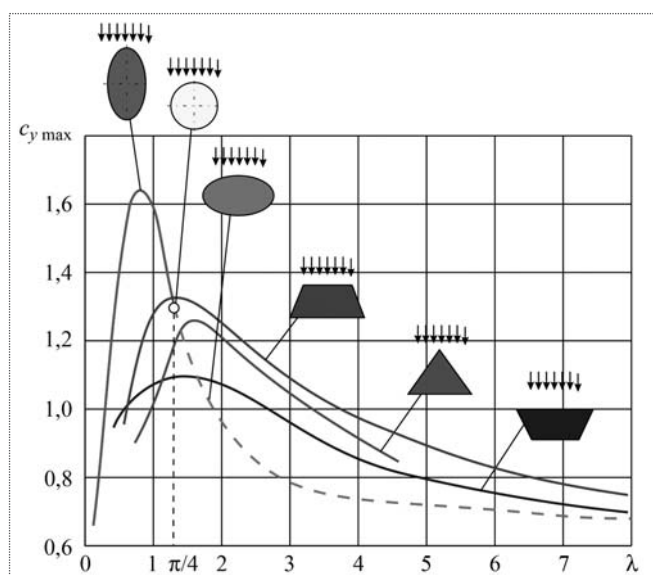


Рис. 1

небольшое значение коэффициента подъемной силы при приведенных значениях углов атаки может обеспечить создание необходимой для полета подъемной аэродинамической силы, то на режимах взлета-посадки, когда скоростной напор существенно меньше, упомянутые выше недостатки ухудшают взлетно-посадочные характеристики и усложняют пилотирование на этих режимах полета. Поэтому для предложенной схемы аэродинамически несущего корпуса становятся необходимыми специальные мероприятия по увеличению коэффициента подъемной силы на малых углах атаки на режимах взлета и посадки.

Для самолетов традиционной аэродинамической компоновки данная проблема решается применением механизации крыла. Для самолетов с аэродинамически несущим корпусом (при отсутствии крыла) наиболее целесообразным способом увеличения коэффициента подъемной силы на режимах взлета и посадки, по нашему мнению, является применение специальной системы управления приповерхностным воздушным потоком, которая может быть основана на известных принципах отсоса или вдува воздуха на обтекаемой поверхности. Существуют и другие способы улучшения взлетно-посадочных характеристик самолетов подобной схемы, например использование принципа отклонения вектора тяги двигателя для частичной компенсации силы тяжести при взлете и посадке.

Для улучшения и повышения надежности реализации функций устойчивости и управляемости самолета с аэродинамически несущим корпусом на всех режимах полета целесообразно применение дублированной системы стабилизации и управления: традиционной аэро-

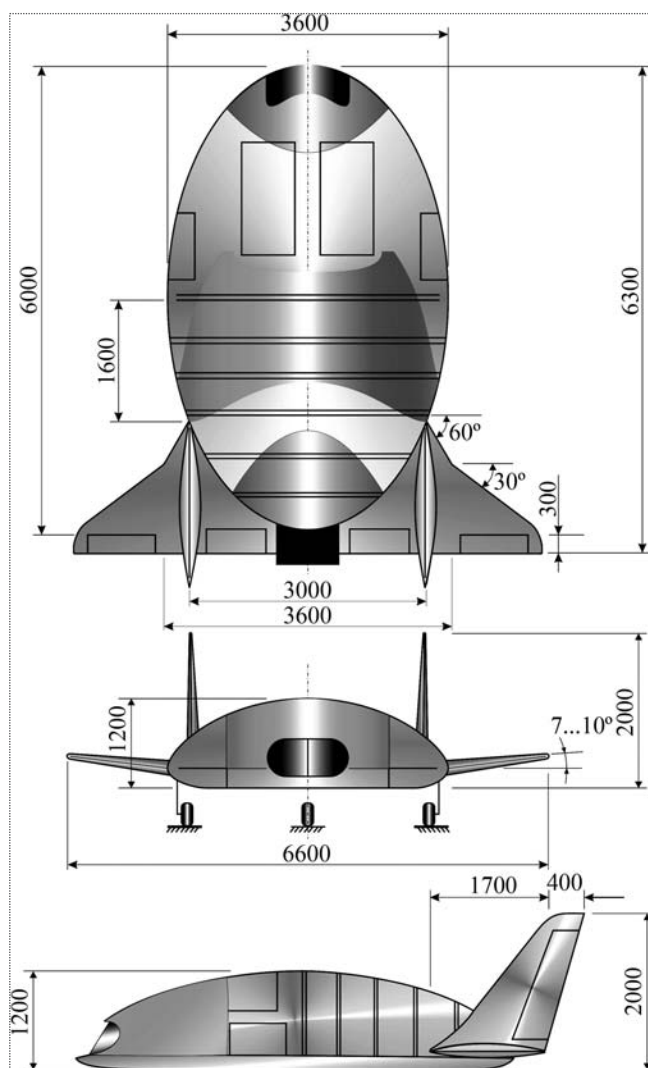


Рис. 2

динамической системы (стабилизатор, киль) с рулями высоты и направления, а также автоматической газодинамической (реактивной) системы, предусматривающей возможность создания управляющих сил и моментов по тангажу, крену и рысканию с помощью специальных реактивных сопел.

На рис. 2 приведен общий вид возможной внешней компоновки перспективного малоразмерного ДПЛА с аэродинамически несущим корпусом, соответствующий предложенной концепции. На аппарате предполагается использование турбореактивного малоразмерного двигателя, размещенного внутри корпуса. В передней части корпуса расположен воздухозаборник, а в задней части — плоское сопло.

На базе этого ДПЛА может быть разработан вариант пилотируемого малоразмерного самолета с аэро-

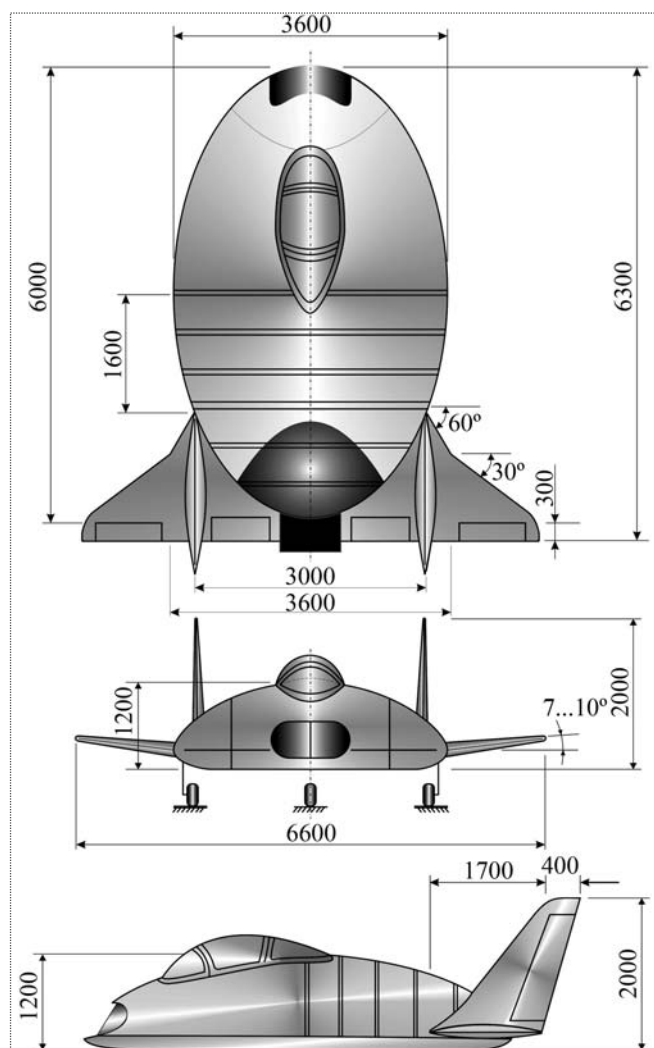


Рис. 3

динамически несущим корпусом, схема которого показана на рис. 3. Принципиально возможно использование такого летательного аппарата в качестве воздушного такси.

Изложенная концепция самолета с аэродинамически несущим корпусом предложенной геометрической формы может быть использована также при разработке новых перспективных малоразмерных самолетов авиации общего назначения, о которых упоминалось в начале статьи.

Следует отметить, что на базе данной концепции могут быть созданы не только малоразмерные, но и большие дальнемагистральные транспортные самолеты, способные перевозить значительное число пассажиров и грузов на любые расстояния. Такие самолеты будут обладать рядом эксплуатационных и экономических пре-

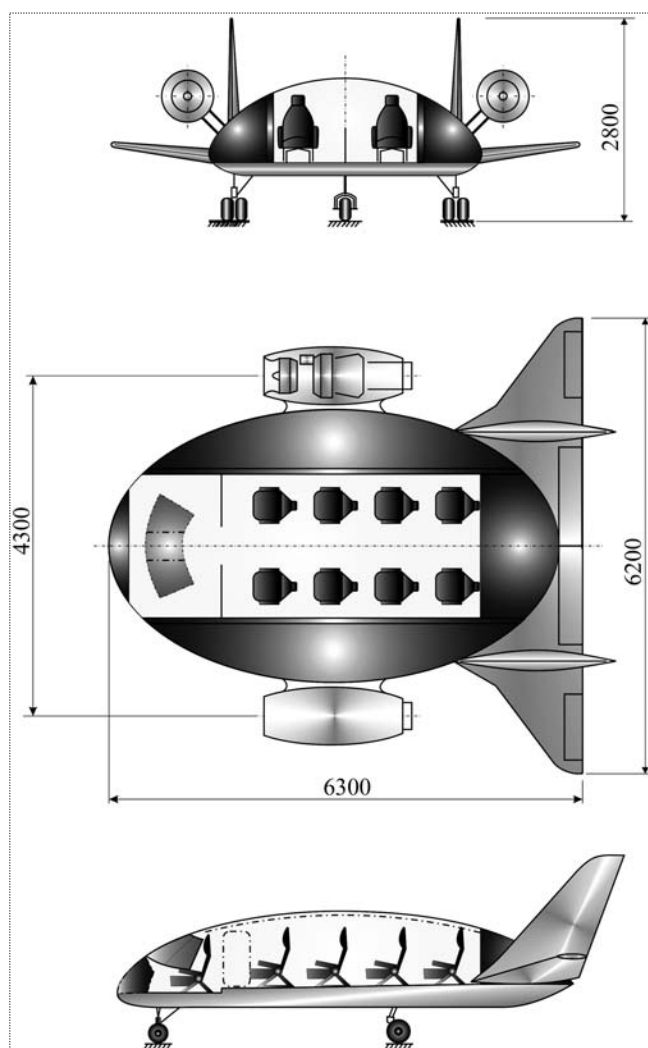


Рис. 4

имуществ по сравнению с самолетами традиционной схемы [3].

На рис. 4 приведена возможная компоновочная схема малоразмерного транспортного реактивного самолета, предназначенного для перевозки небольшого числа пассажиров (~ 10 чел., включая двух членов экипажа) или относительно небольшого по массе груза на небольшие расстояния (~ 1000...1500 км) с крейсерской скоростью 500...600 км/ч. Для сохранения полезных внутренних объемов и улучшения эксплуатационного обслуживания два турбореактивных двигателя устанавливаются снаружи корпуса на пилонах.

По сравнению с самолетами традиционной аэродинамической компоновки самолеты с аэродинамически несущим корпусом, выполненные в соответ-

вии с предложенной концепцией, будут иметь следующие преимущества:

уменьшение относительных и удельных массовых характеристик конструкции и увеличение относительной массы полезного груза, что обусловлено отсутствием крыла;

уменьшение аэродинамического сопротивления и повышение аэродинамического качества самолета на всех полетных режимах, что обуславливается применением системы управления приповерхностным потоком, обтекающим корпус, и формой корпуса;

увеличение полезного внутреннего объема самолета без существенного увеличения его габаритных размеров;

повышение надежности функций устойчивости и управляемости самолета, а также повышение безопасности полета при возникновении аварийных ситуаций, что обусловлено применением дублированной системы стабилизации и управления движением;

расширение возможностей осуществления безопасных взлетно-посадочных операций как с хорошо подготовленных взлетно-посадочных полос с твердым покрытием, так и с грунтовых площадок ограниченных размеров и водной поверхности. Это может быть обеспечено применением посадочных устройств, основанных на принципе воздушной подушки, что не-

возможно осуществить на самолетах с традиционной аэродинамической схемой;

возможность использования альтернативных видов горючего типа сжиженного газа.

Учитывая изложенное, можно полагать, что мало-размерные летательные аппараты с аэродинамически несущим корпусом подобного типа, как беспилотные, так и пилотируемые, будут иметь спрос на рынке авиационной техники в нашей стране и за рубежом.

Конкретные числовые показатели, характеризующие преимущества самолетов данной схемы, могут быть получены только после проведения соответствующих научно-исследовательских работ и опытно-конструкторских разработок, которые могут быть выполнены в Московском авиационном институте. Заинтересованные организации и частные инвесторы приглашаются к сотрудничеству.

Список литературы

1. Национальный аэрокосмический журнал "Взлет". 2007. № 10. С. 22–32.
2. Пашковский И.М. Особенности устойчивости и управляемости скоростного самолета. М.: Воениздат. 1961. 350 с.
3. Матвеев А.М., Волчков О.Д., Зотов А.А. Транспортные самолеты с аэродинамически несущим корпусом // Полет. 2008. № 8. С. 85–89.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

В НПО "САТУРН" ЗАРАБОТАЛ САМЫЙ МОЩНЫЙ В РОССИЙСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СУПЕРКОМПЬЮТЕР

Самый мощный в промышленности России и СНГ суперкомпьютер стоимостью 100 млн руб. запущен в эксплуатацию в Научно-производственном объединении "Сатурн". На этом суперкомпьютере планируется разрабатывать двигатель для самолета пятого поколения.

Суперкомпьютер занял первое место по производительности среди промышленных компьютеров России (14,3 Тфлопс, т.е. 14 трлн операций в секунду с плавающей запятой), пятое место среди 50 самых мощных суперкомпьютеров России (первое — у МГУ, второе — у Российской академии наук) и 320-е место в рейтинге 500 самых быстрых компьютеров мира. Основой для суперкомпьютера стали 1344 четырехъядерных процессора, объединенных высокоскоростной сетью, и 1344 гигабайт оперативной памяти.

По мировым обычаям, такие мощные компьютеры получают собственные имена. Данный суперкомпьютер назван АЛ-100 в честь основателя НПО "Сатурн" Архипа Люльки.

Вестник Интерфакс — АВН № 34 (361), 2008

ГОРОДСКОЙ ТРАНСПОРТ РОССИЙСКИХ ГОРОДОВ БУДЕТ ОБОРУДОВАН ПРИЕМНИКАМИ РОССИЙСКОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

Компания "М2М телематика", являющаяся членом Ассоциации "ГЛОНАСС/ГНСС — Форум", выиграла конкурс по внедрению спутниковых навигационных систем на пассажирском, грузовом автомобильном транспорте и городском электрическом транспорте. Компания проведет исследования и испытания спутниковой аппаратуры, разработает методологические основы и технические решения по применению геоинформационных технологий в навигационных системах, разработает программы внедрения навигационных систем на транспорте российских городов.

"Применение спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС и GPS на транспорте позволит создать интегрированную систему информационного обеспечения перевозок, повысить их безопасность и качество, а также качество обслуживания потребителей транспортных услуг и эффективность функционирования автомобильного транспорта в стране", — говорится в сообщении компании "М2М телематика".

Вестник Интерфакс — АВН № 33 (360), 2008 г.



КРАВЦОВ
Александр Никифорович —
ведущий научный сотрудник
НИО-2 ЦАГИ, кандидат техн. наук



ТАКОВИЦКИЙ
Сергей Александрович —
начальник сектора
НИО-2 ЦАГИ, доктор
техн. наук

Минимизация волнового сопротивления и эффективной площади рассеяния осесимметричных носовых частей ЛА

А.Н. Кравцов, С.А. Таковицкий

На основе критериев минимизации уровней волнового сопротивления и эффективной площади рассеяния сформированы варианты обличей заостренных осесимметричных новых частей летательных аппаратов и определены соответствующие аэродинамические показатели и характеристики рассеяния. Расчеты обтекания проводились в рамках уравнений Эйлера, а определение эффективной площади рассеяния — на основе геометрической оптики. Для устранения ограниченности применения подходов геометрической оптики при определении эффективной площади рассеяния остроконечных тел предлагается использовать подходы физической оптики. Приводится сравнительный анализ полей течения и характеристик рассеяния для двух предложенных вариантов.

A.N. Kravtsov, S.A. Tackovitsky. The Minimization Of The Shock-Wave Drag And The Effective Dispersion Area Of Axisymmetric Nose Parts

Versions of aspects of axisymmetric pointed nose parts of flying vehicles were formed based on guideline of minimization of shock-wave drag levels and the effective dispersion area. Respective aerodynamic indices and dispersion data were defined. Streamline calculations were done in the context of Euler's equations and the effective dispersion area was defined based on the geometric optics. Approaches of physics optics were proposed in order to remove limited nature of the geometric optics in calculating the effective dispersion area of pointed bodies. The comparative research of flow fields and dispersion data related to two proposed versions is presented.

При выборе формы летательного аппарата (ЛА) должны удовлетворяться определенные тактико-технические требования и обеспечиваться минимальная эффективная площадь рассеяния (ЭПР) с учетом современного уровня технического совершенства систем радиолокационного обнаружения. Это в общем случае приводит к отклонениям форм ЛА от оптимальных в аэродинамическом смысле, что сопровождается ухудшением аэродинамических характеристик. Для решения данной задачи в полной постановке необходимо использование подходов многодисциплинарной оптимизации. В этом случае для определения особенностей оптимальных форм допускается введение геометрических ограничений на рассматриваемые конфигурации и использование упрощенных моделей, описывающих аэродинамические характеристики и параметры отражения электромагнитных волн. Выявление основных направлений многодисциплинарных исследований требует сравнительного анализа геометрических параметров, аэродинамических и радиолокационных характеристик тел, оптимальных по различным критериям. В статье в качестве критериев рассмотрены волновое сопротивление и эффективная площадь рассеяния.

Отражение электромагнитной волны от тела произвольной формы описывается уравнениями Максвелла. До настоящего времени не получено решений вариационных задач, связанных с построением оптимальных по характеристикам заметности (ЭПР) конфигураций, в рамках точной постановки.

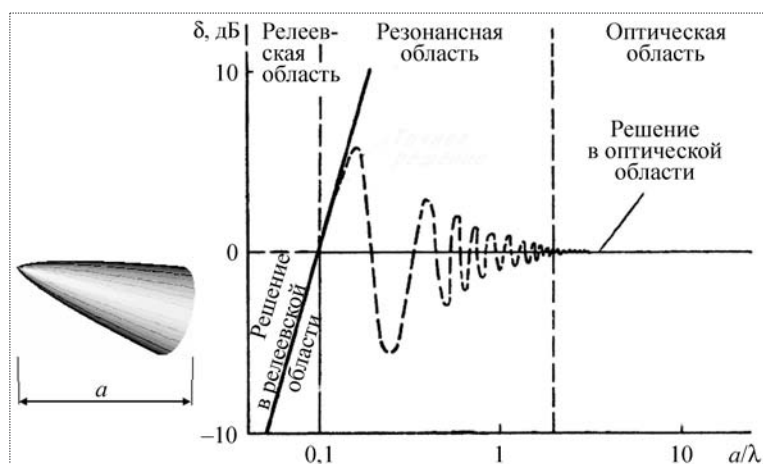


Рис. 1. Законы отражения электромагнитных волн

Математическое моделирование отражения электромагнитных волн определяется соотношением длины волны λ и габаритных размеров тела (рис. 1). Оптической области отражения соответствует случай, когда длина волны много меньше габаритных размеров тела. Основные характеристики радиолокационной заметности остроконечных выпуклых металлических конфигураций определяются законами геометрической оптики. При этом существует диапазон ракурсов с нулевыми значениями ЭПР, зависящий от угла при вершине тела. Данное обстоятельство накладывает ограничения на ракурсы, для которых проводится оптимизация по ЭПР.

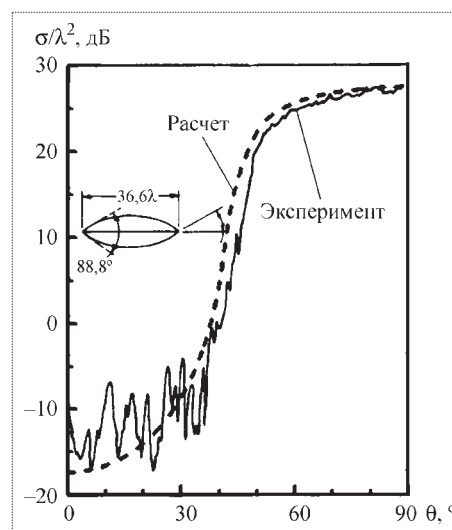
Для устранения ограниченности применения подходов геометрической оптики при определении ЭПР остроконечных тел предлагается использовать подходы физической оптики. Для тел оживальной формы существует аналитическое решение интеграла в уравнениях физической оптики для рассеяния высокочастотных электромагнитных волн. Данное решение используется в настоящей статье для диапазона ракурсов с нулевыми значениями ЭПР в приближении геометрической оптики. В диапазоне ракурсов, близких к углу $\pi/2$ относительно оси симметрии, ЭПР носовых частей ЛА определяется в рамках геометрической оптики. Сравнение результатов расчета ЭПР σ с имеющимися экспериментальными данными показывает хорошее совпадение в диапазоне ракурсов θ от 0 до $\pi/2$ (рис. 2).

В соответствии с известными законами отражения светового луча при помощи метода Кирхгофа можно рассчитывать ЭПР в оптической области для металлических тел, главные радиусы кривизны поверхности которых многократно превышают длину облучающей волны. При этом для выпуклого тела ЭПР в точке от-

ражения (яркой точке), т.е. точке на поверхности тела, в которой нормаль к поверхности параллельна направлению падающего луча, определяется по формуле Кирхгофа.

Для остроконечных осесимметричных головных частей ЛА в рамках метода геометрической оптики Кирхгофа развит прямой метод построения остроконечных тел, оптимальных по заметности.

Интегрирование сигнатуры σ выполняется по всей длине образующей, при этом направление зеркального отражения находится внутри сектора углов усреднения в передней полусфере. Методика расчета сводится к тому, что минимизируемый функционал записывается в виде интеграла по образующей тела, а все ограничения присоединяются к нему в виде связей. Подынтегральной функцией является ЭПР. Весовая функция в данных исследованиях принята постоянной величиной, не зависящей от ракурса. Решение задачи о минимуме функционала сводится к задаче на экстремум функции многих переменных. Контур тела задается набором отрезков с равномерным разбиением по длине: $x_i = L/(N-1)(i-1)$, где L — длина тела, при этом ордината первой точки $y_1 = 0$. Ордината последней точки определяется миделевым сечением: $y_N = R$ ($R = L/(2\lambda)$, λ — удлинение носовой части). Минимум функции определяется по модифицированному методу Ньютона. Ниже представлены результаты расчета для тела с образующей, состоящей из 500 отрезков. Первоначально рассматривалась задача безусловной минимизации. Однако выяснилось, что при этом нарушаются ограничения на по-

Рис. 2. Результаты расчета эффективной площади рассеяния σ и экспериментальные данные

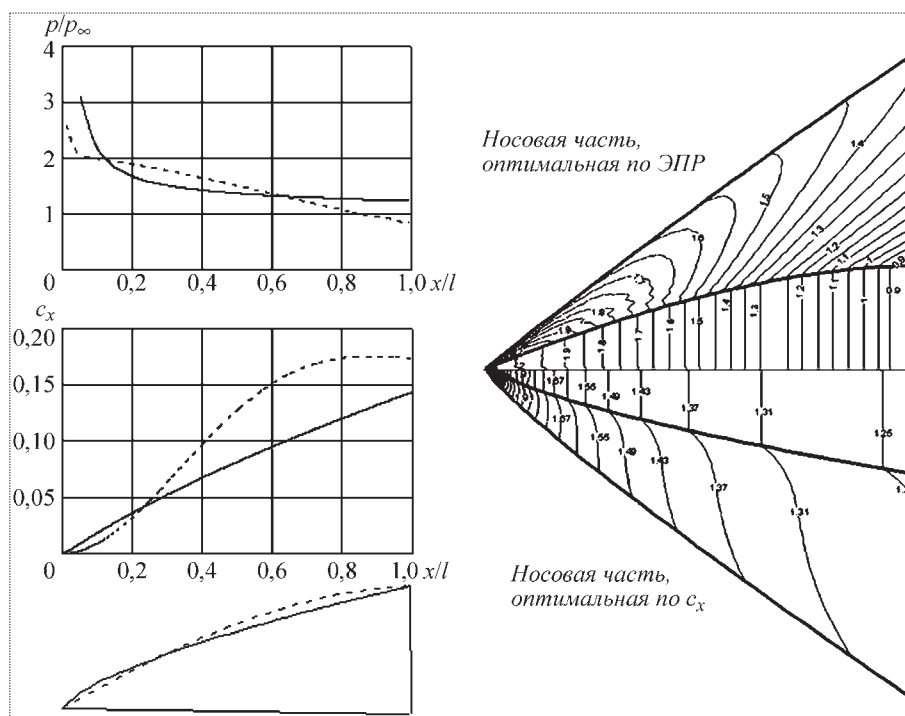


Рис. 3. Волновое сопротивление носовых частей, оптимальных:
— — — по ЭПР; — по c_x

перечные габариты, ввиду чего было введено ограничение типа неравенства: $y_i \leq R$, $i = \overline{1, N}$. В результате расчетов впервые найдена оптимальная форма остроконечной осесимметричной носовой части с минимальным значением ЭПР в рамках геометрической оптики.

В работе [1] для тел среднего и большого удлинения ($\lambda \geq 2$) показана возможность построения близких к оптимальным носовых частей ЛА с острой вершиной, обтекаемых с присоединенным скачком уплотнения. Выявлен класс остроконечных двухпараметрических степенных тел. В диапазоне чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 1,5 \dots 4$ получено аэродинамическое превосходство по сравнению с известными оптимальными затупленными степенными носовыми частями [2].

Обтекание носовых частей рассчитывалось в рамках системы уравнений Эйлера маршевым методом. Поверхность головной ударной волны выделялась явным образом. Уравнения Эйлера интегрировались по явной конечно-разностной схеме Мак-Кормака. Исследовались течения с присоединенным головным скачком уплотнения, поток за которым остается сверхзвуковым в направлении маршевой координаты.

Рассмотрим результаты, полученные для носовой части, имеющей удлинение $\lambda = 2$. На рис. 3 приведены

контуры оптимального по ЭПР тела и остроконечного степенного тела, обеспечивающего минимальное волновое сопротивление при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$. Показано распределение давления p/p_∞ (p_∞ — давление в набегающем потоке) и нарастание коэффициента волнового сопротивления c_x по длине оптимальных осесимметричных носовых частей. При вычислении значения коэффициента волнового сопротивления c_x за характерные величины приняты скоростной напор набегающего потока и площадь миделевого сечения носовой части.

В передней части оптимальная по ЭПР осесимметричная носовая часть имеет значительно меньший угол наклона образующей, чем тело минимального волнового сопротивления. Поэтому значение давления на поверхности тела минимального волнового сопротивления на этом участке выше, чем у оптимальной по величине ЭПР носовой части. Так как радиус оптимального по волновому сопротивлению тела на этом участке также больше, это приводит к тому, что на участке $x/L \leq 0,2$ вклад в волновое сопротивление для осесимметричной носовой части, оптимальной по ЭПР, оказывается меньше, нежели для тела минимального волнового сопротивления (см. рис. 3). При $0,12 \leq x/L \leq 0,6$ увеличение угла наклона образующей оптимальной по ЭПР осесимметричной носовой части приводит к возрастанию давления на

ее поверхности. При $x/L \geq 0,2$ наряду с увеличением радиуса контура оптимальной по ЭПР носовой части это приводит к резкому возрастанию волнового сопротивления; при $x/L \geq 0,5$ угол наклона образующей оптимальной по ЭПР носовой части значительно уменьшается, как и давление. При $0,6 \leq x/L \leq 1,0$ (см. рис. 3) значение давления на поверхности тела, оптимального по ЭПР, становится меньше, чем на поверхности тела минимального волнового сопротивления. Однако этого оказывается недостаточно, чтобы превзойти оптимальную по волновому сопротивлению носовую часть по суммарному значению волнового сопротивления.

Линии равных значений давления p/p_∞ около рассмотренных оптимальных осесимметричных носовых частей приведены на рис. 3 справа. В верхней части рисунка показаны изобары для контура тела, оптимального по эффективной площади рассеяния, а в нижней части — для контура носовой части тела минимального волнового сопротивления. Распределения изобар резко различаются вблизи носка и приобретают сходный характер вблизи поверхности тела по мере перемещения от носка к корме.

Приведенные изобары свидетельствуют о том, что поле течения около осесимметричной носовой части оптимального волнового сопротивления является практически однородным, в то время как поток около носовой части тела, оптимального по ЭПР, носит неоднородный характер с явно выраженной завихренностью между головным скачком уплотнения и образующей носовой части, что и приводит к росту сопротивления по сравнению с первым случаем. Это обстоятельство и определяет превосходство тела с однородной структурой поля течения — осесимметричной носовой части минимального волнового сопротивления.

Распределение сигнатуры σ по нормали к образующей рассмотренных контуров оптимальных тел приведено на рис. 4. В верхней части рисунка показано распределение σ по нормали к образующей контура тела, оптимального по ЭПР, а в нижней части — для контура носовой части тела, оптимального по волновому сопротивлению. Значения σ отнесены к максимальному значению σ для осесимметричной носовой части, оптимальной по ЭПР.

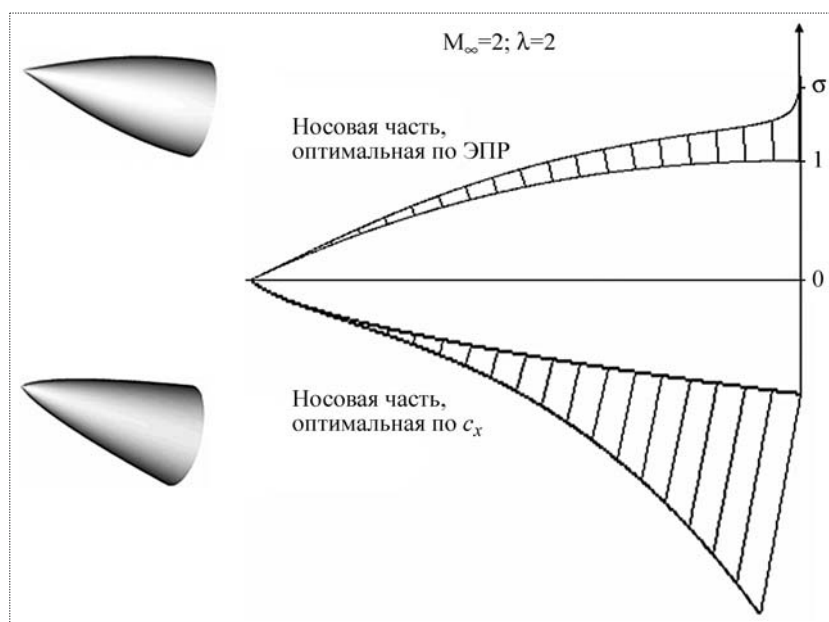


Рис. 4. Сигнатура эффективной площади рассеяния σ оптимальных носовых частей

Для осесимметричной носовой части, оптимальной по ЭПР, распределение σ по длине носит равномерный, плавный характер с резким максимумом вблизи торца. Распределение σ по длине для носовой части тела, оптимального по волновому сопротивле-

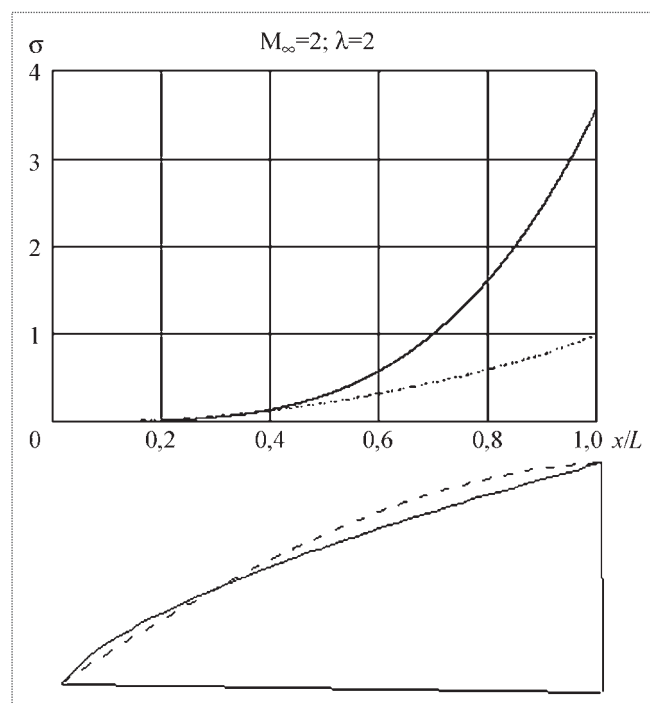


Рис. 5. Нарастание значения ЭПР по длине контуров оптимальных тел: — носовая часть, оптимальная по c_x ; - - - носовая часть, оптимальная по ЭПР

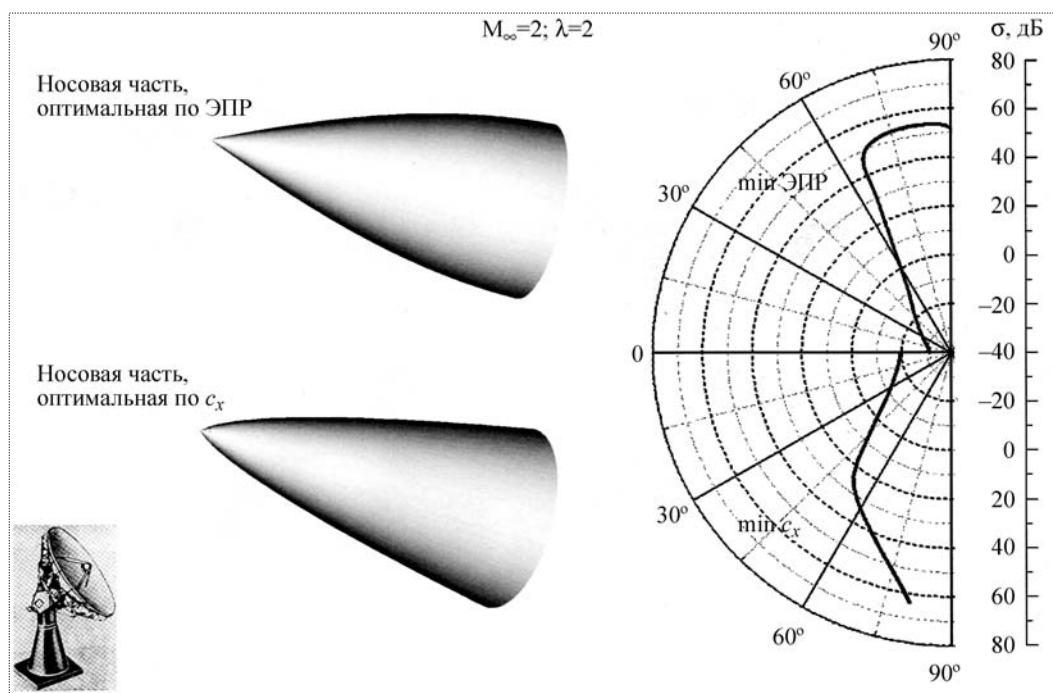


Рис. 6. Зависимость ЭПР σ оптимальных носовых частей от ракурса θ

нию, имеет линейный характер нарастания примерно до $x/L = 0,3$ с последующим квадратичным характером нарастания вплоть до конца тела.

Наращение ЭПР по длине рассмотренных контуров оптимальных тел приведено на рис. 5. Значения ЭПР отнесены к максимальному значению ЭПР для осесимметричной носовой части, оптимальной по эффективной площади рассеяния. ЭПР рассмотренных контуров оптимальных тел примерно одинаковы до $x/L = 0,4$. В то же время в центральной и кормовой частях тела минимального волнового сопротивления наблюдается более резкий характер нарастания σ , что приводит к большим уровням отражения.

Следует отметить, что основной вклад в эффективную площадь рассеяния создается значениями в диапазоне ракурсов, близких к углу $\pi/2$ относительно оси симметрии. На рис. 6 приведены распределения ЭПР σ оптимальных носовых частей в зависимости от ракурса θ , полученные на основании комбинированного подхода — физической и геометрической оптики. Вид-

но, что основной вклад в ЭПР рассматриваемых оптимальных по эффективной площади рассеяния и волновому сопротивлению носовых частей вносят значения ЭПР при ракурсах, близких к углу $\pi/2$.

Носовая часть тела минимального волнового сопротивления имеет математическое ожидание ЭПР в передней полусфере в 3,58 раза больше, чем осесимметричная носовая часть, оптимальная по ЭПР. Согласно основному уравнению радиолокации полученный выигрыш по ЭПР позволяет уменьшить дальность обнаружения в 1,38 раза. При этом различие в волновом сопротивлении составляет 20,7 %.

Список литературы

1. Таковицкий С.А. Остроконечные двухпараметрические степенные головные части минимального волнового сопротивления // ПММ. 2003. Т. 67. Вып. 5. С. 829–835.
2. Аэромеханика сверхзвукового обтекания тел вращения степенной формы / под ред. Г.Л. Гродзовского. М.: Машиностроение, 1975. 183 с.

УДК 629.7

Учебно-тренировочный комплекс самолетов-истребителей пятого поколения

В.М. Василец, А.В. Пономаренко, В.М. Халтобин

Показаны особенности самолета-истребителя пятого поколения, рассмотрены основы обучения летного и инженерно-технического состава самолетов F-35, F-22 и МиГ-29, сформулированы требования к системам обучения летного и инженерно-технического состава самолетов-истребителей пятого поколения и представлена инновационная концепция построения интеллектуального интерактивного учебно-тренировочного комплекса.

V. M. Vasilets, A. V. Ponomarenko, V. M. Khaltobin. The Training Complex For Pilot Personnel And Technical Staff Of The Fifth Generation Fighters

Features of the fifth generation fighter were shown. Fundamentals of pilot personnel and technical staff training systems with reference to F-35, F-22 and MiG-29 are considered. Requirements to pilot personnel and technical staff of the fifth generation fighter training systems were formulated. The innovative concept of the intellectual and interactive training complex construction was presented.

Усложнение военной авиационной техники (летательных аппаратов (ЛА) модернизированного 4-го поколения и проектируемого 5-го поколения) в связи с разработкой интегрированных бортовых комплексов, а также автоматизацией и механизацией процессов обслуживания и эксплуатации ЛА существенным образом изменяет характер труда летчиков и инженерно-технического персонала. Обеспечение эффективности и надежности эксплуатации ЛА 5-го поколения обусловило необходимость обосновать новые требования к учебным технологиям, видам и формам их реализации с эргономических, инженерно-психологических позиций.

Разработка методологических и методических основ построения и использования автоматизированных систем обучения (АСО) летного и инженерно-технического состава самолетов-истребителей 5-го поколения (АСО-С5П) проводится в РСК "МиГ" и ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. В РСК "МиГ" для самолетов поколения "4+" разработана интерактивная автоматизированная система обучения ИАСО-29, прошедшая в 2004 г. межведомственные испытания. Эта система обучения демонстрировалась на авиакосмических салонах Ле Бурже (Франция) в 2003 г. и МАКС (Россия) в 2003, 2005, 2007 гг., где вызвала большой интерес. В настоящее время стоит задача: с учетом особенностей построения и применения самолетов 5-го поколения и на основе современных достижений в области электронного автоматизированного обучения сформировать принципы построения и использования автоматизированных систем обучения. В РСК "МиГ" разработана инновационная концепция построения интеллектуального интерактивного учебно-тренировочного комплекса для обучения, тренажа, формирования профессионального мастерства авиаперсонала фронтовой авиации, в соответствии с которой ведутся работы по созданию интерактивного учебно-тренировочного комплекса летного и инженерно-технического состава самолетов-истребителей 5-го поколения.



ВАСИЛЕЦ
Валерий Михайлович —
главный специалист Инже-
нерного центра
"ОКБ им. А.И. Микояна",
профессор, академик РИА
и МИА, доктор техн. наук



ПОНОМАРЕНКО
Андрей Владимирович —
руководитель отделения
ФГУП РСК "МиГ",
академик МНАПЧАК,
кандидат техн. наук



ХАЛТОБИН
Владимир Михайлович —
доцент ВВИА
им. Н.Е. Жуковского,
кандидат техн. наук

Облик самолета-истребителя 5-го поколения [1]

В 1980-х гг. в нашей стране и США начались работы над истребителями 5-го поколения. В большой мере концепция многоцелевого самолета реализуется в программе JSF (США). Принятие на вооружение в США многоцелевого истребителя 5-го поколения F-35 запланировано на начало 2010-х гг. В это же время должны начаться его первые экспортные поставки.

России к концу первого десятилетия XXI в. требуется многофункциональный истребитель (МФИ), удовлетворяющий как внутренним, так и экспортным требованиям. Боевые характеристики этой машины должны обеспечить ее превосходство над основным конкурентом — истребителем F-35. Облик самолета 5-го поколения в основном определился, и сейчас уже можно сформировать представление о его особенностях, новых возможностях и перспективах.

Самолет 5-го поколения будет принципиально отличаться от своих предшественников пониженной заметностью в инфракрасном и радиолокационном диапазонах длин волн. Этот самолет должен иметь силовую установку, обеспечивающую ему свойства сверхманевренности. Большие усилия разработчиков истребителя 5-го поколения сосредоточены на разработке его "интеллекта". МФИ будет иметь на борту ряд систем интеллектуальной поддержки летчика при оперативном выборе тактики применения самолета в различных типовых ситуациях боевого полета. Комплекс бортового оборудования МФИ должен иметь:

- всеракурсную систему обзора;
- эффективные системы помех и противоракетной обороны;
- алгоритмы боевого применения самолета и алгоритмы деятельности летчика при использовании БЦВМ нового поколения;
- комплексные системы управления самолетом, двигателем, вооружением и помехами.

Основной вклад в качественные изменения характеристик ЛА 5-го поколения внесут новое поколение двигателей с отклоняемым вектором тяги и уменьшенным расходом топлива; новое бортовое оптико-электронное и радиоэлектронное оборудование; новые вычислительные и информационные системы; новые системы авиационного вооружения. В состав радиоэлектронного комплекса будет входить многоканальная многофункциональная радиолокационная станция (РЛС) с активной фазированной антенной решеткой. Многоканальная РЛС должна обеспечивать круговой обзор и пуск ракет как в переднюю, так и в заднюю полусферу.

РЛС будет дополнена оптико-электронным комплексом датчиков. Важнейшее свойство "борта" 5-го поколения — широкая интеграция с разведывательными и информационными системами. Самолет будет действовать в информационном поле, получая тактическую информацию от наземных, воздушных и космических средств, а также от взаимодействующих самолетов. Применение многомерной цифровой картографической базы с наложенной на нее информацией о тактической обстановке и перспективных средств цифрового обмена информацией позволит решать задачи разведывательно-ударного комплекса.

Из приведенных особенностей самолета-истребителя 5-го поколения видно, что изучение и освоение нового авиационного комплекса для инженерно-технического и летного состава является актуальной и сложной задачей.

Система обучения летного и технического состава в США по программе JSF [2]

ЭВМ и сети — основные элементы системы обучения летного и технического состава в США по программе JSF. Проект создания систем обучения поддерживается в открытом виде, что позволяет учитывать современные достижения в быстроразвивающихся технологиях электронного обучения. Министерство обороны США продлило работы по отработке технологии обучения летно-технического состава по программе JSF, чтобы впоследствии не было существенных издержек на модернизацию системы обучения. На проектирование и изготовление всей системы обучения по программе JSF в целом было отведено от 24 до 36 мес.

Особенности системы обучения летного и технического состава в США по программе JSF. Предусмотрено 80 % общности в программах обучения для различных видов вооруженных сил, но с сохранением специфических элементов для различных заказчиков. В учебные курсы программы системы обучения входят темы по общим основным системам и элементам самолета, предусмотренные для всех видов вооруженных сил. Создание совершенно разных систем обучения обошлось бы в несколько раз дороже.

На самолетах F-35 предусматриваются встроенные средства обучения для специалистов по техническому обслуживанию, что является принципиально новым моментом в использовании АСО. В боевых эскадрильях будет обеспечиваться возможность предварительного просмотра решаемой задачи в целом или отдельной ее части, что имеет сходство с имитацией полета для летчиков и может включать

элементы виртуальной реальности. Это дает обучаемому возможность выполнить пробную процедуру ремонта прежде, чем он начнет работать на самолете. Встроенные средства обучения предназначены для помощи специалистам по техническому обслуживанию, работающим на аэродромах в трудных условиях, с предоставлением им информации о непредвиденных проблемах и обновленных знаниях.

Подсистема технического обслуживания работает с прогнозированием состояния самолета и его оборудования и при необходимости сообщает наземным экипажам о том, что следует заменить до того, как оборудование или его элемент выйдет из строя. Вместо обучения методом выявления и устранения неисправностей специалисты по техническому обслуживанию как обучаемые будут ориентированы на получение указаний в отношении различных средств поддержки технического состояния самолета F-35. Такой подход вызывает беспокойство у ведущих специалистов по техническому обслуживанию, так как это может привести к постепенной утрате навыков ремонта у технического персонала. Но руководство по системам обучения Министерства обороны США считает, что ставится цель не подавления способностей и инициативы специалистов по техническому обслуживанию, а поиска профессионалов с более широким диапазоном навыков.

Система обучения как для летчиков, так и для специалистов по техническому обслуживанию самолета F-35 основана на применении ЭВМ. Она обеспечивает подготовку летного и инженерно-технического состава в зависимости от потребностей и осуществляет контроль за уровнем обучения. Если у обучаемого обнаруживается дефицит знаний и навыков в какой-либо области, то ему в процессе обучения будут назначены дополнительные задания. При поступлении на курсы обучаемому выдается ноутбук, используя который он получает доступ к системе обучения в сети Интернет и может заниматься самостоятельно.

В процессе разработки и освоения F-35 планируется развитие и системы обучения для различных вариантов самолета.

Развертывание учебного оборудования фирмой "Локхид Мартин" разделено на этапы в соответствии со сроками поставки самолетов. Фирма "Локхид Мартин" планирует организовать центр поддержки заказчиков, когда начнется эксплуатация самолетов F-35. Система будет отслеживать состояние отдельных самолетов, чтобы иметь возможность сообщать специалистам по техническому обслуживанию, что им следует ожидать до того как они приступят в работе. Кроме того, если при управлении самолетом возникнут повторяющиеся время от времени проблемы, система

Развитие системы обучения для самолета F-35

Вариант системы обучения	Уровень системы обучения	Уровень разработки самолета
1	Базовый уровень системы обучения. Изучение боевых возможностей самолета	Реализация основных боевых возможностей самолета F-35
2	Модернизация и доработка системы обучения	Поставки самолетов F-35 с новым оружием, с возможностями непосредственной авиационной поддержки и системой подавления средств ПВО противника
3	Окончательная модернизация системы обучения	Реализация всех задач самолета F-35 с учетом использования дополнительных боевых средств

поможет выявить их и помочь усовершенствовать программу обучения.

В таблице представлены варианты системы обучения и уровни разработки самолета F-35.

В фирме "Локхид Мартин" предполагают, что хотя многие проблемы в обучении летного и технического состава решены, наибольшие трудности еще впереди, так как они возникают именно в процессе обучения техническому обслуживанию.

Система обучения для летного и технического состава самолета F-22 [3]

Контракт на создание комплекса систем обучения летного и технического состава для самолета F-22 ВВС США получила фирма "Боинг" совместно с фирмами "Локхид Мартин" и "Пратт и Уитни".

Комплекс систем обучения для самолета F-22 состоит из трех компонентов:

- системы обучения летного состава;
- системы обучения технического состава;
- центра поддержки систем обучения.

Оборудование систем обучения включает в себя учебные компьютерные классы; обучающее программное обеспечение; тренажеры для летчиков и техников, управляемые инструктором. Для мультимедийного обучающего программного обеспечения в учебных классах используются технологии и методы системы обучения самолета "Боинг 777".

В системе обучения летного состава самолета F-22 используются три тренажера:

- полномасштабный тренажер самолета;



Рис. 1. Полномасштабный тренажер

тренажер боевого применения и тактики;
процедурный тренажер.

Полномасштабный тренажер самолета (ПМТ) с неподвижным основанием (рис. 1) характеризуется реалистичными визуализацией и динамикой окружающего ландшафта, имитацией атмосферных условий, опасных и прочих целей, а также объектов летной обстановки. При помощи повышенной точности органов управления, дисплеев и приборов летчик приобретает опыт реального полета по приборам или действий в боевом сценарии. Внешняя обстановка отображается всеракурсно с учетом высоты и скорости полета.

В ПМТ летчик сидит в полномасштабной, полностью оборудованной кабине, установленной внутри



Рис. 2. Тренажер боевого применения и тактики



Рис. 3. Процедурный тренажер

геодезического купола с девятью гранями задней проекции. Тренажеры ПМТ учебного центра будут соединены по сети в группы по четыре на каждой точке, где происходит обучение. В этих учебных центрах каждый ПМТ может работать как самостоятельно, так и совместно с любым другим или со всеми другими ПМТ. Эти тренажеры оснащены системой видеорегистрации кабины и действий летчика во время выполнения задания для последующего разбора полета.

Тренажер боевого применения и тактики (ТБПТ) предназначен для совершенствования навыков работы с системами самолета и применения оружия в фазе, предшествующей обучению на ПМТ или на самолете F-22. ТБПТ (рис. 2) представляет собой часть кабины с динамической визуализацией закабинного пространства в одном (фронтальном) направлении, с точной имитацией оборудования, применяемого в процессе выполнения задания. В этом тренажере в достаточной мере представлены навигация, коммуникация и подготовка вооружения, а также индикация, пульта и переключатели.

Для подготовки данных перед работой на ПМТ, ТБПТ и самолете F-22 летчики используют систему поддержки летного задания ВВС для F-22. Видеозаписывающее оборудование ПМТ записывает показания приборов и индикацию лобового стекла (ИЛС) с наложением на запись переднего плана закабинного пространства для последующего разбора полетов.

Процедурный тренажер (ПТ), представленный на рис. 3, используется для обучения летчиков правильным действиям при посадке в кабину и высадке из ка-

бины в нормальных и чрезвычайных условиях, а также действиям при катапультировании в воздухе и на земле.

Система обучения технического персонала F-22 состоит из:

комплекса специализированных тренажеров (КСТ), созданных фирмами "Комьюникейшнз", "ЮСМ", "Пратт и Уитни";

интегрированной информационной системы технического обслуживания F-22;

переносной системы технической помощи.

Комплекс специализированных тренажеров включает в себя 9 тренажеров для изучения и освоения:

двигателя и программного обеспечения по изучению работы двигателя;

топливной системы;

структурного ремонта самолета;

вооружения;

шасси;

вторичной системы электроснабжения;

задней части фюзеляжа;

кабины и носовой части фюзеляжа;

кресла и фонаря.

Интегрированная информационная система технического обслуживания F-22 (ИИСТО) — это полностью интегрированный оперативный инструмент, который записывает и связывает по сети информацию по техническому обслуживанию. Более сложные тренажеры, включающие бортовые средства диагностики, имитирующие соответствующие функции на реальном самолете, будут вводить информацию в ИИСТО для эмуляции передачи данных технического обслуживания реального самолета. Обучаемые авиационные механики будут пользоваться переносной системой технической помощи (ПСТП) — ноутбуком, используемым у самолета, в тренажерном классе, а также в транспортабельных системах ИИСТО F-22.

Работа в учебных компьютерных классах. Для инструктажа и обучения летного и технического персонала будут использоваться компьютерные классы с мультимедийными компьютерными средствами обучения. Обучающие дидактические элементы включают в себя аудио- и видеоматериалы (оцифрованные из аналоговых записей); сложные графические материалы (рис. 4) из электронной конструкторской документации F-22; цифровые фотографии.

Для разработки учебного программного обеспечения используются современные методы создания технических систем обучения, инструменты и технологии программы обучения по самолету "Боинг 777". Обучаемые в классе могут работать на индивидуальных рабочих местах, оборудованных персональными

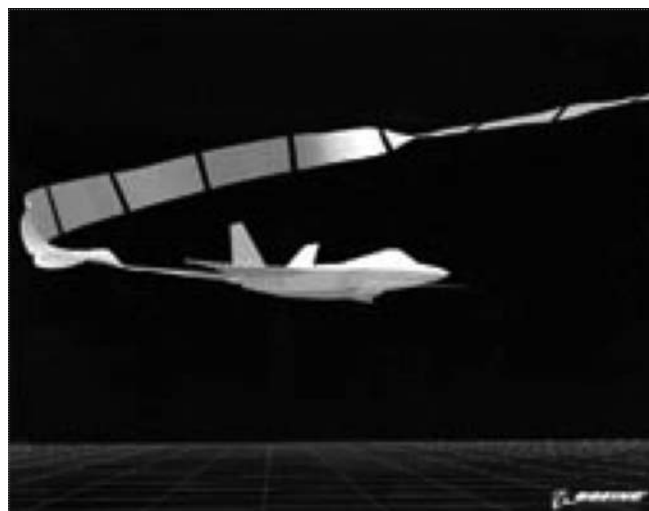


Рис. 4. Пример графического материала системы обучения F-22

компьютерами, самостоятельно или под руководством преподавателя-инструктора, а также проходить проверки при использовании интерактивной графики, видео- и аудиосюжетов. При обучении технического персонала инструктор применяет пульт управления с отображением учебного материала. Он может направить обучающимся необходимый учебный материал на рабочие места и контролировать их действия. При обучении летного персонала обучаемые могут работать в учебных компьютерных классах под руководством инструктора, а также в классах с тренажерами боевого применения и тактики, где инструктор сможет выводить проекцию учебно-тактической обстановки и графически показывать необходимые примеры. Затем обучаемые смогут практиковаться в своих кабинах и на пультах ТБПТ перед тем, как перейти на ПМТ.

Центр поддержки системы обучения (ЦПСО) самолетов F-22 включает в себя инструментарий, методы и технологии, обеспечивающие поддержку систем обучения во всех точках базирования самолетов F-22. ЦПСО будут служить для модификации, улучшения и расширения программы обучения и оборудования в соответствии с опытом эксплуатации и новыми боевыми заданиями. Технологии управления конфигурацией ЦПСО будут обеспечивать совместимость с соответствующей конфигурацией и эксплуатацией самолета. ЦПСО подготовит и выпустит учебные материалы в виде новых сценариев и заданий.

Открытие первого центра обучения технического персонала самолета F-22 состоялось в 2001 г. на авиабазе ВВС США Неллис (Невада). На базе ВВС Тиндолл (Флорида) фирма "Боинг" со своими субподрядчиками в 2002 г. выполнили установку пяти компью-

терных классов и двух лабораторий для обучения как летного, так и технического персонала.

Основы построения системы обучения ИАСО-29 летного и инженерно-технического состава самолетов серии МиГ-29 [4]

В настоящее время в развитии образования важную роль играют информационные технологии. Для профессионального авиационного образования весьма перспективны интерактивные автоматизированные системы обучения (ИАСО) с процедурными тренажерами. Основой таких систем для изучения авиационной техники являются мультимедийные автоматизированные учебные курсы (ММ АУК), процедурный тренажер и справочно-информационная система (СИС). ММ АУК воздействуют на обучаемых комплексом дидактических элементов: текст, анимации, фото- и видеосюжеты, аудиосюжеты, табличные и графические элементы. Интерактивный ММ АУК обеспечивает индивидуальное и коллективное обучение с учетом уровня подготовки и способностей каждого обучаемого. Процедурный тренажер ИАСО расширяет возможности информационных технологий в профессиональном образовании и позволяет, например, инженерно-техническому и летному составу осваивать информационно-управляющее поле реальной кабины самолета, приобретать навыки действий с органами управления в кабине самолета и проводить практическое обучение выполнению подготовки самолета к полету.

В состав рассматриваемой ИАСО-29 с процедурным тренажером входят системы группового и индивидуального обучения, работающие при использовании авторских программ оболочки "Космос" с комплексом ММ АУК; электронная справочно-информационная система; процедурный тренажер и вычислительная система управления учебным процессом. ИАСО-29 обеспечивает подготовку инженерно-технического состава по эксплуатации самолета и техническую подготовку летчиков. Процедурный тренажер существенно проще и, соответственно, дешевле полнофункционального комплекса авиационного тренажера. Он представляет собой макет кабины самолета, воспроизводящий рабочее место летчика в соответствии со штатным размещением и логикой функционирования органов управления и оборудования кабины самолета. Приборная доска кабины строится на основе использования жидкокристаллических мониторов, на которых формируются изображения индикаторов приборной доски и воспроизводится их работа. Вычислительная система управления учебным процессом обеспечивает автоматизированный контроль и оценку действий обучаемых с выдачей данных на

рабочее место преподавателя; выдачу справочной информации в процессе обучения; сбор и обработку данных о результатах обучения с формированием интегральной оценки по каждому обучаемому. Кроме того, она выполняет моделирование работы системы самолета в реальном масштабе времени при взаимодействии обучаемого с органами управления кабины процедурного тренажера. На рис. 5 приведен пример учебного кадра ИАСО-29.

Использование ИАСО обеспечивает:

сокращение трудоемкости и продолжительности обучения за счет использования интенсивной учебной технологии;

увеличение степени индивидуализации изучения учебного материала, возможность ускорения его усвоения и повторения в индивидуальном темпе для каждого из обучаемых;

повышение динамики учебных занятий, возможность для преподавателя акцентировать внимание обучающихся на менее усвоенных разделах учебного материала на базе знания текущих оценок.

В РСК "МиГ" разработана технология создания интерактивных автоматизированных систем обучения с процедурными тренажерами и созданы ИАСО-29 для самолетов серии МиГ-29. Комплекс АУК для этого самолета включает в себя ММ АУК по всем видам оборудования для технического состава: самолет (17 тем), двигатель (18 тем), авиационное вооружение (18 тем), авиационное оборудование (14 тем), радиоэлектронное оборудование (13 тем) и ММ АУК для летного состава (7 тем). Размещение разработанной ИАСО возможно в обычном помещении площадью около 100 м² (16 учебных мест, рабочее место преподавателя, процедурный тренажер). Отметим, что дополнительным достоинством и важным фактором при использовании информационных форм обучения является возможность оперативного размножения и передачи мультимедийных обучающих продуктов по компьютерным сетям, т.е. имеется возможность существенно повысить оперативность и качество дистанционного обучения.

При эксплуатации сложных наукоемких изделий, а также продаже лицензий на их производство выдвигается требование соблюдения положений логистики относительно средств и систем, поставляемых с изделием: автоматизированных систем обучения, технической документации в электронной форме, средств поддержки процессов технического обслуживания и материально-технического обеспечения. Таким образом, создание АСО, тренажерных систем, технической документации в форме электронных технических руководств (для ИАСО-29 это СИС) является актуальной задачей. Следует отметить,

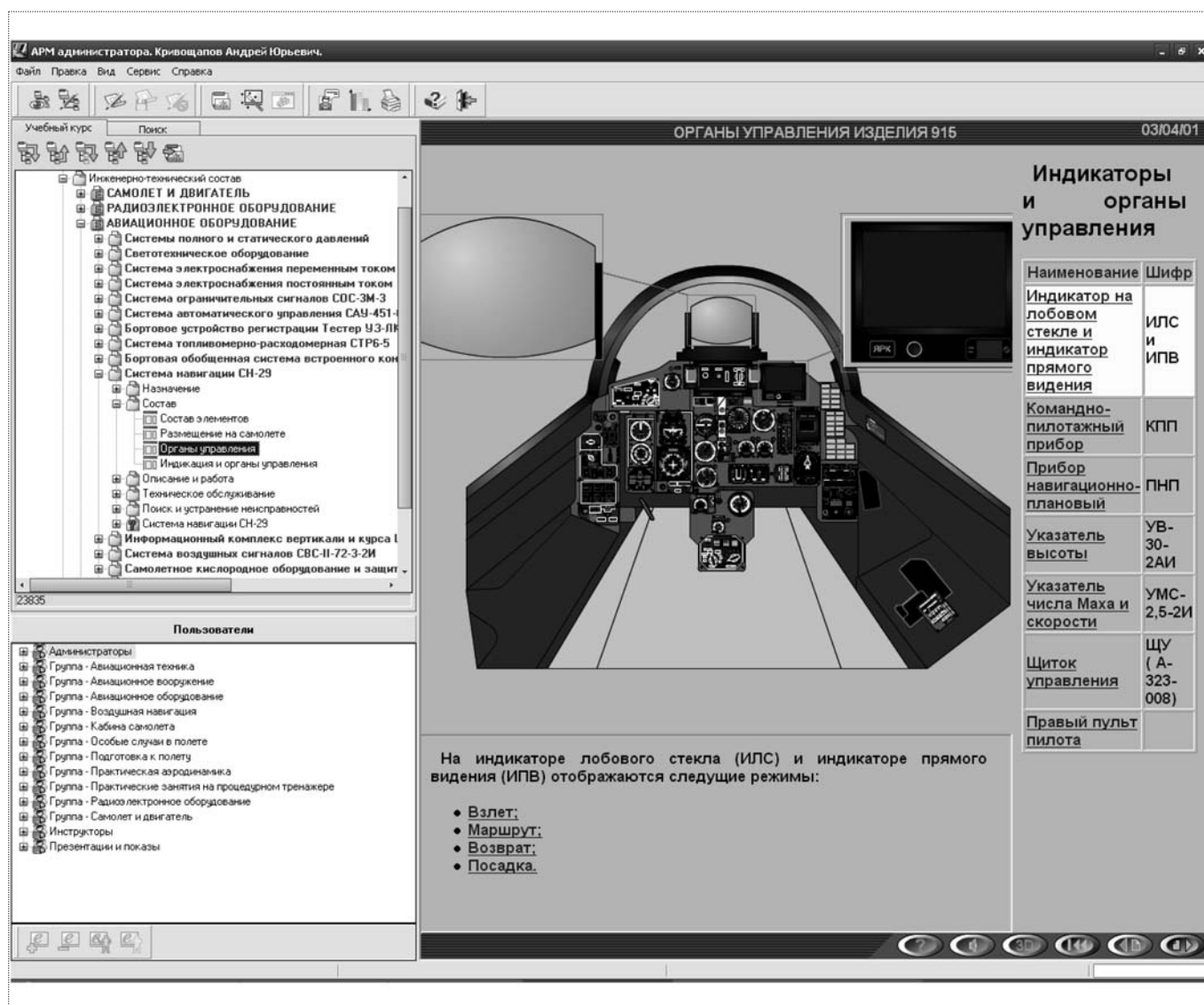


Рис. 5. Пример учебного кадра ИАСО-29

что поставка авиационных комплексов с большим объемом традиционной бумажной документации существенно снижает удобство их использования, поскольку делает невозможным взаимодействие с автоматизированными системами обучения, усложняет материально-техническое снабжение и не полностью обеспечивает поддержку профилактических и ремонтных работ.

СИС ИАСО-29 лишена этих недостатков. Она обеспечивает представление обслуживающему персоналу в мультимедийном анимированном виде информационно-справочных данных и процедурно-технологической информации, подготовленных данных на основе технических описаний и инструкций по эксплуатации. Кроме визуализации процедур эксплуатации и регла-

ментов технического обслуживания авиационных комплексов интерактивные СИС должны обеспечивать информационную поддержку обслуживающего персонала по обнаружению типовых неисправностей авиационных комплексов и способам их оперативного устранения.

Базовые принципы профессиональной подготовки инженерно-технического состава предполагают единство методик и средств обучения на всех этапах, начиная от профессионального отбора, теоретического обучения и заканчивая различными формами практической подготовки. Планируемое развитие ИАСО-29 основывается на интеграции ИАСО с бортовым оборудованием, на идеях распределенной базы данных и

единой системы дистанционного авиационного обучения, которые предусматривают создание глобальной базы учебных материалов по различным самолетам и их системам и компоновку из них необходимых АУК. Основу этой системы обучения должна составлять глобальная пространственно-распределенная база данных, представляющая собой совокупность текстовых, графических, анимационных, фото, видео и аудио учебных элементов.

Концептуальные требования к автоматизированным средствам обучения летного и инженерно-технического состава самолетов-истребителей 5-го поколения

Обобщая свойства существующих и перспективных авиационных АСО [9], можно сформулировать общие, концептуальные требования к автоматизированной системе обучения летного и инженерно-технического состава самолетов-истребителей 5-го поколения АСО-С5П:

АСО должна быть интерактивной и являться частью единой системы дистанционного авиационного обучения;

в состав АСО должны входить интегрированные в сети полнофункциональные и процедурные тренажеры для летного и инженерно-технического состава, СИС и УКК;

АСО должна быть связана с системой контроля бортового оборудования самолета.

При эксплуатации самолетов-истребителей 5-го поколения АСО летного и инженерно-технического состава будут иметь очень большое значение, так как цена ошибки при использовании этих самолетов очень высока.

В настоящее время одной из особенностей подготовки летного состава ВВС России является существенное ограничение возможности отработки профессиональных навыков и умений непосредственно в реальных полетах. Не вдаваясь в обсуждение причин этого явления, необходимо отметить, что в условиях начавшейся модернизации авиационной техники и создания перспективных самолетов 5-го поколения данное обстоятельство диктует необходимость пересмотра существующей системы подготовки летного состава, которая в основном базируется на формировании знаний и навыков за счет запоминания сведений из учебной литературы с последующей отработкой действий на тренажерах и в реальных полетах и укладывается в триаду традиционных средств обучения учебник—тренажер—самолет. Между тем широкое внедрение в практику ПЭВМ позволяет использовать в учебном процессе различные компьютерные технологии, реализуемые в АОС, автоматизированных обучающих курсах и т.п. Отличительные осо-

бенности компьютерных систем связаны с принципиально новыми возможностями по обработке информации вне мозга человека и созданию благодаря этому оптимальных условий для сознательной отработки действий в полете при решении летчиком профессиональных задач в простых и усложненных условиях. Было установлено, что обучающие программы должны максимально учитывать психофизиологические закономерности формирования и функционирования механизмов психической регуляции. В этом случае процесс обучения реализуется не только во внешне наблюдаемых формах (результатах), но, главным образом, в изменении внутреннего содержания — формировании механизмов психического (образного) отражения и регуляции осваиваемых действий.

Возможность оптимизации профессиональной подготовки летного состава благодаря целенаправленному формированию образа полета с использованием различных технических средств обучения (ТСО) была доказана в серии исследований.

Принципы построения и функциональная архитектура интеллектуального интерактивного учебно-тренировочного комплекса летного и инженерно-технического состава

Одной из перспективных форм профессиональной подготовки летного и инженерно-технического состава на учебно-тренировочных средствах нового поколения является ее проведение в центрах тренажной подготовки. В зависимости от состава и числа привлекаемых к обучению и тренажу экипажей проводятся следующие виды тренажной подготовки:

индивидуальная, проводимая для одного из членов экипажа;

в составе экипажа;

групповая (тактическая), проводимая в составе групп тактического назначения;

оперативно-тактическая для отработки совместных задач в рамках ведения боевых действий с различными видами и родами войск.

В данной статье рассматривается создание учебно-тренировочного комплекса для авиационных частей в интересах обеспечения первых трех из указанных видов тренажной подготовки.

В РСК "МиГ" разработана инновационная концепция построения интеллектуального интерактивного учебно-тренировочного комплекса (ИИ УТК) [4] для обучения, тренажа, формирования профессионального мастерства авиаперсонала фронтовой авиации и обеспечения эргономического сопровождения жизненного цикла авиационных комплексов, суть которой состоит в интеграции интерактивной автоматизированной системы первоначального обучения; тренажеров унифи-

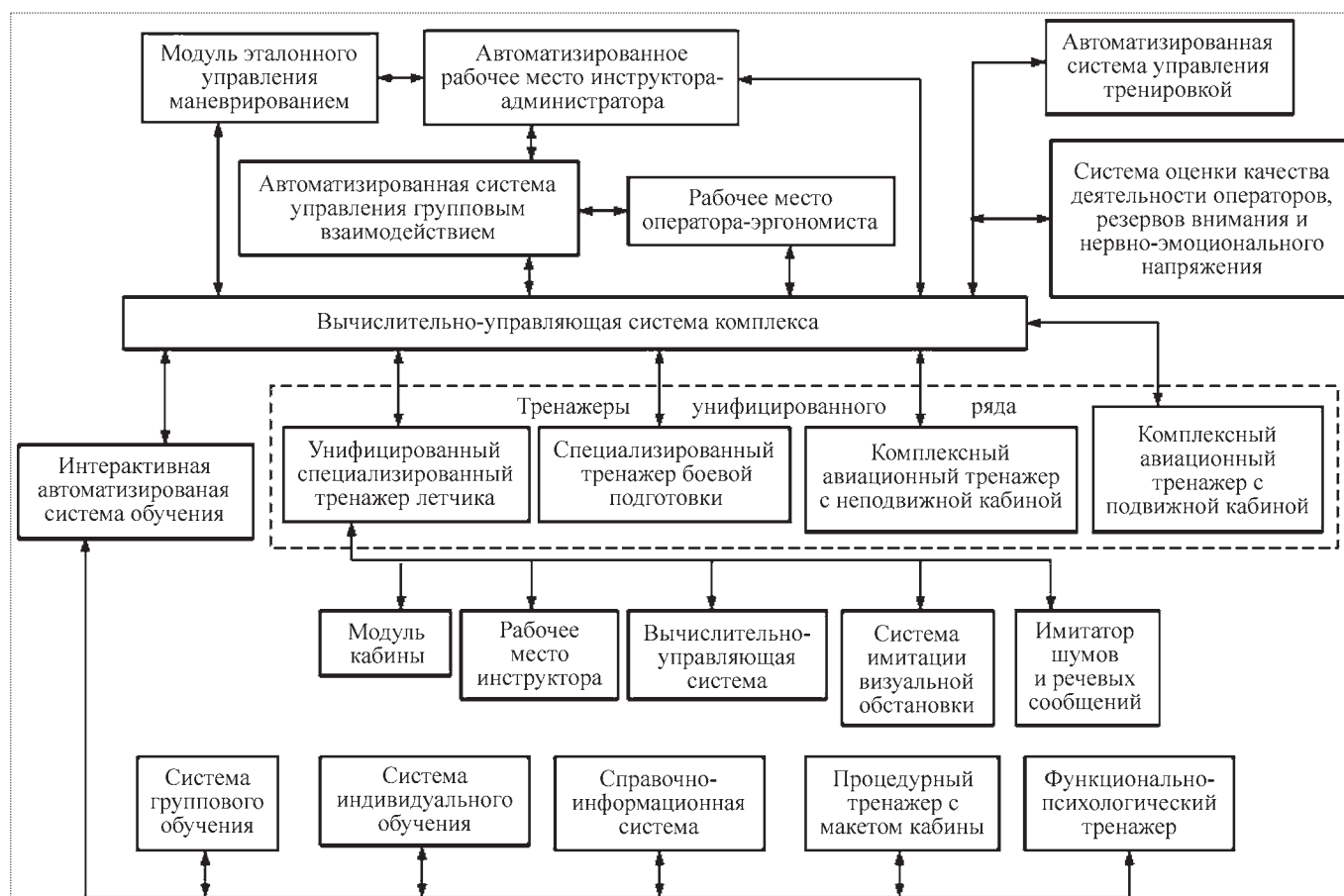


Рис. 6. Структура ИИ УТК перспективного самолета-истребителя

цированного ряда (унифицированного специализированного тренажера пилотажно-огневой подготовки летного состава, специализированного тренажера боевого применения, комплексных авиационных тренажеров с неподвижной и подвижной кабиной); автоматизированного рабочего места инструктора-администратора с модулем эталонного управления маневрированием; системы оценки качества деятельности операторов, резервов внимания и нервно-эмоционального напряжения; автоматизированной системы управления групповым взаимодействием; автоматизированной системы управления тренировкой и рабочего места оператора-эргономиста. Это позволяет создать единую информационно-технологическую среду, объединенную единым дидактическим замыслом в интересах повышения эффективности профессиональной подготовки авиационных специалистов и снижения финансово-экономических затрат на создание комплексов и подготовку специалистов фронтовой авиации. Построение комплекса основывается на принципах обеспечения унификации, модульности, реконфигурации,

высокой мотивации обучения и организации рационального взаимодействия основных систем комплекса.

Структура ИИ УТК перспективного самолета-истребителя приведена на рис. 6.

При комплексировании аппаратно-программных средств ставилась задача обеспечения эффективного системно-комплексного применения ИИ УТК для обучения, тренировки, формирования профессионального мастерства и эргономического сопровождения жизненного цикла перспективного маневренного самолета на основе:

обеспечения многоуровневого взаимодействия компонентов комплекса;

реализации принципа разделения труда между специалистами при решении частных, специальных задач;

обеспечения решения комплексной задачи функционирования партнеров как единого оператора, а также функционирования при гибком перераспределении лидерства и вспомогательных функций между партнерами в зависимости от конкретной задачи и хода ее решения;

обеспечения совместного анализа и синтеза информации с адаптацией к индивидуальным особенностям партнера, принимающего решение, а также формирования адекватной модели ситуации, используемой при принятии решения;

обработки и представления оператору и инструктору информации об отклонениях результатов деятельности от эталонных значений с учетом психологических факторов сложности;

автоматизации планирования сложности тренировочных упражнений в зависимости от уровня усвоения навыков.

Предлагаемым ИИ УТК обеспечивается:

первоначальное обучение летного и инженерно-технического состава решению комплекса задач, связанных с пилотированием и применением ЛА;

освоение принципов взаимодействия с наземными системами управления;

отработка навыков группового полета;

одновременная комплексная тренировка экипажа и инженерно-технического состава.

В заключение отметим, что многоуровневая система обучения, тренажа и эргономического сопровождения жизненного цикла перспективных авиационных комплексов на базе ИИ УТК обеспечивает пять уровней ее применения.

На первом уровне создается средство формирования наиболее важных для летной деятельности индивидуальных свойств личности и психических функций, определяющих профессионально важные качества (индивидуальные средства обучения на базе персональных ЭВМ).

На втором уровне используются специализированные тренажеры, обеспечивающие надежность действий при решении пилотажно-навигационных, тактических задач и обучающие выполнять профессиональные действия на фоне воздействия отрицательных факторов полета и измененного психофизиологического состояния.

На третьем уровне используется комплексный тренажер для отработки профессионализма и автоматизированной оценки уровня готовности к конкретному полетному заданию.

На четвертом уровне интерактивный учебно-тренировочный комплекс применяется для решения многофункциональных задач подготовки летного и инженерно-технического состава на этапах обучения, тренировки и формирования профессионального мастерства.

На пятом уровне интерактивный учебно-тренировочный комплекс используется для освоения и тренажа по летной эксплуатации модернизируемых систем интегрированного бортового комплекса, а также для эргономического сопровождения жизненного цикла авиационного комплекса и проведения исследований по совершенствованию методов обучения и обоснованию принципов дальнейшего развития авиационных комплексов фронтовой авиации.

Список литературы

1. Федосов Е.А., Федун Б.Е., Баханов Л.Е. Тенденции развития боевой авиационной техники // Армейский сборник. 2002. № 6.
2. **Aviation Week**. 19/VIII 2002.
3. <http://www.boeing.com/defense-space/military/f22/f22train.html>.
4. **Интеллектуальные** интерактивные учебно-тренировочные комплексы / А.В. Пономаренко, В.М. Василец, В.В. Михайлов и др. М.: Воениздат. 2006.
5. **Автоматизированная** система обучения с процедурным тренажером для изучения авиационной техники инженерно-техническим и летным составом / В.Б. Калмыков, В.С. Кулабухов, А.В. Пономаренко, В.М. Халтобин // Актуальные проблемы науки и образования. Труды международного юбилейного симпозиума. Пенза. (АПНО 2003).
6. **Интерактивная** автоматизированная система обучения авиационного персонала самолетов "МиГ" / А.В. Пономаренко, О.Б. Пашенко, В.С. Кулабухов и др. Международная выставка и конференция Авиация и космонавтика — 2004 г. М., МАИ. 2004.
7. **Основы** построения СУ БД и перспективы совершенствования ИАСО-29 / Е.А. Леонов, А.А. Молчанов, А.В. Пономаренко, В.М. Халтобин. М.: ИТО-2005.
8. **Электронное** образование: инструменты и технологии / У. Хортон и др. М., Кулиц-Образ. 2005.
9. **Материалы** НМК академии: "Состояние и перспективы совершенствования методической работы в академии" ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 2006.

Электромеханическое моделирование в задачах аэроупругости

П.Г. Карклэ, В.И. Смыслов

Изложены основные преимущества и ограничения стендового метода электромеханического моделирования аэродинамических сил, действующих на летательный аппарат при его упругих колебаниях. Дано краткое теоретическое обоснование метода, приведены примеры исследований: флаттер управляемого стабилизатора, автоколебания контура стабилизации маневренного аппарата и флаттер динамически подобной модели кия с рулем направления.

P.G. Carkle, V.I. Smyslov. The Electromechanical Simulation With Reference To Aeroelasticity Problems

Primary advantages and constraints of the bench-top technique of the electromechanical simulation of aerodynamic forces acting on an aircraft during its elastic oscillations were set forth. The concise theoretical substantiation of the technique was given. Next examples of researches were presented: a dirigible stabilizer flutter, self-excited oscillations of the maneuverable aircraft stabilization circuit and the flutter of scaled fin with rudder model.

Идея метода электромеханического моделирования (ЭММ) состоит в воспроизведении аэродинамических сил на механическую конструкцию в стендовых условиях, без потока. Для этого необходимо, в частности, заменить распределенные аэродинамические силы, действующие на упругую конструкцию при ее колебаниях в потоке, искусственными (эквивалентными) сосредоточенными силами с помощью электродинамических силовозбудителей. Метод был предложен в ЦАГИ профессором С.П. Стрелковым в начале 1950-х гг. Затем этот метод проверялся, модернизировался и использовался в ЦАГИ [1, 2] как дополнительное средство при исследованиях флаттера.

Метод ЭММ занимает промежуточное положение между полностью экспериментальными и полностью аналитическими (рис. 1). Фактически испытывается упругая



КАРКЛЭ
Петр Георгиевич —
начальник отдела ЦАГИ,
кандидат техн. наук



СМЫСЛОВ
Всеволод Игоревич —
главный научный сотрудник
ЦАГИ, доктор техн. наук

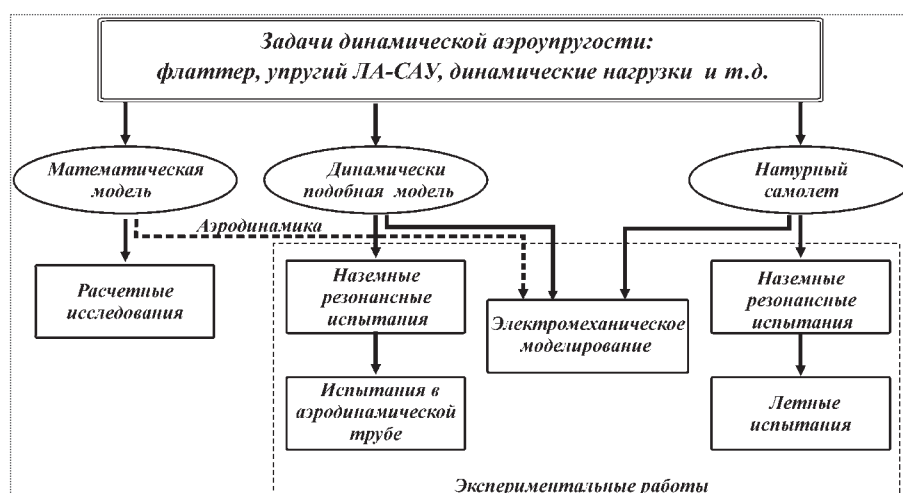


Рис. 1. Место электромеханического моделирования при исследовании аэроупругости

конструкция (натурный аппарат или динамически подобная модель). В то же время аэродинамические силы являются искусственными и должны вычисляться для всех полетных условий, распределяться между силовозбудителями и воспроизводиться специальным электронным блоком. В качестве последнего многие годы использовалась аналоговая вычислительная техника. Установка для испытаний и основная часть оборудования (силовозбудители, усилители мощности, датчики, усилители зарядов, система вывешивания и т.п.) являются таким же, как в стандартных наземных резонансных испытаниях. С этой точки зрения целесообразно объединение этих двух видов исследований.

Основное преимущество такого подхода очевидно — испытывается конструкция (и система управления) со всеми присущими ей чертами, включая нелинейности. Не требуется разрабатывать ее математическую модель, которая неизбежно содержит определенные упрощения. Основной недостаток также очевиден — аэродинамические нагрузки не могут быть более точными, чем применяемая аэродинамическая теория. Число силовозбудителей также всегда ограничено, это дополнительный источник возможных ошибок при моделировании.

Схема эксперимента с ЭММ (рис. 2) выглядит так же, как для типовых резонансных испытаний с многоточечным возбуждением, однако в данном случае для возбуждения колебаний конструкции используются сигналы датчиков, преобразованные вычислительным блоком.

Далее приведены примеры, демонстрирующие области применения и преимущества ЭММ.

Теоретическое обоснование метода. Многие расчетные схемы приводят к линейной системе дифференциальных уравнений, описывающих малые колебания упругой конструкции в потоке:

$$M\ddot{y} + H\dot{y} + Gy = f^A, \quad (1)$$

где M , H и G — матрицы инерции, демпфирования и жесткости соответственно; y — вектор перемещений точек

измерения конструкции; f^A — вектор сосредоточенных аэродинамических сил, который может быть вычислен на основе любой аэродинамической теории и процедуры преобразования распределенных сил в ряд энергетически эквивалентных сосредоточенных сил. Эта же механическая конструкция, вывешенная на стенде, описывается уравнением:

$$M\ddot{y} + H\dot{y} + Gy = f, \quad (2)$$

где f — вектор сил возбуждения.

Если влиянием системы вывешивания на стенде можно пренебречь, то левые части систем (1) и (2) совпадают. Чтобы имела место полная эквивалентность колебаний в обоих случаях, необходимо, чтобы правые части в (1) и (2) также были одинаковы:

$$f = f^A.$$

Вибродатчики, установленные на конструкции, преобразуют физические перемещения соответствующих ее точек в электрические сигналы e . Эти сигналы преобразуются вычислительным устройством в выходные напряжения u . После усиления мощности эти напряжения u преобразуются в силы f электроаэродинамическими силовозбудителями. Соответствующие преобразования описываются уравнениями

$$e = Ry; u = Ke; f = Qu, \quad (3)$$

где R и Q — диагональные матрицы калибровочных коэффициентов датчиков и силовозбудителей соответственно; K — матрицы аэродинамических преобразований.

В случае малых колебаний в полете можно предположить наличие линейной зависимости мгновенных приращений аэродинамических сил от перемещений точек измерения конструкции:

$$f^A = L^A y. \quad (4)$$

Таким образом, условие точного моделирования будет удовлетворено в случае

$$u = (Q^{-1} L^A R^{-1}) e. \quad (5)$$

Вид матрицы аэродинамических преобразований L^A может меняться в широком диапазоне. Значения ее элементов зависят от геометрии конструкции, числа Маха, скоростного напора и плотности воздуха. Для фиксированных условий полета они постоянны. В общем случае можно рассматривать и нелинейные зависимости элементов аэродинамической матрицы от координат.

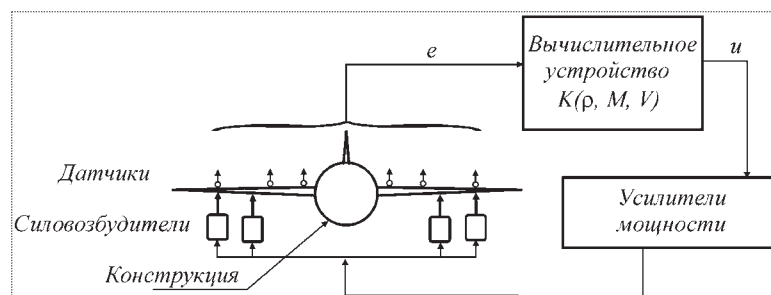


Рис. 2. Схема испытаний методом ЭММ



Рис. 3. Установка силовозбудителей и датчиков при исследовании флаттера управляемого стабилизатора

Флаттер цельноповоротного стабилизатора с люфтом. Эффективность ЭММ при исследовании натуральных конструкций типа маневренного истребителя может быть продемонстрирована, например, при решении задачи о флаттере цельноповоротного стабилизатора в присутствии люфтов [3]. Эта форма флаттера зависит от частоты собственных колебаний вращения стабилизатора, которая определяется не только конструкцией и технологией, но также условиями и временем эксплуатации летательного аппарата (ЛА), в процессе которой могут появляться люфты.

Для исследования этого случая в конструкцию проводки управления вводился искусственный контролируемый люфт. Аэродинамические силы прикладывались только к стабилизатору, на крыле и вертикальном оперении их не было, но все конструкционные инерционные и демпфирующие силы воспроизводились полностью (рис. 3).

Имелась также возможность к чисто аэродинамическому напряжению (5) добавлять статическое, гармоническое или случайное напряжение. Это позволяло исследовать влияние на динамические характеристики статического момента, а также поведение конструкции вблизи границы устойчивости при наличии шума.

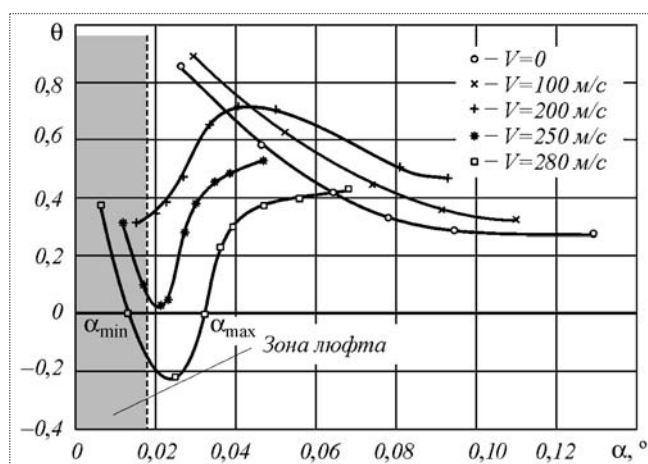


Рис. 4. Зависимость логарифмического декремента от амплитуды вращательных колебаний при различных скоростях потока

Для каждого значения люфта определялась резонансная частота как функция амплитуды колебаний. Наличие "сухого" трения приводило к возрастанию частоты при малых углах вращения α . Когда амплитуда начинает превышать величину люфта, резонансная частота также возрастает, минимальное значение частоты получается вблизи зоны люфта. Диапазон изменения резонансной частоты был достаточно большим (9...25 Гц), и вид указанной функции зависел от значения статического момента.

Измерения при условиях, соответствующих докритическим скоростям, осуществлялись с добавлением гармонического возбуждения таким образом, чтобы поддерживать постоянную амплитуду в нелинейной системе. Уровень этого дополнительного возбуждения, необходимого для сохранения угловой амплитуды постоянной, характеризует демпфирующие свойства также, как и логарифмический декремент θ .

Когда скорость потока V мала, а также, когда $V=0$, логарифмический декремент колебаний θ падает с ростом угловой амплитуды (рис. 4). При больших значениях V декремент имеет локальный минимум при амплитудах, близких к величине люфта, а затем кривая касается оси амплитуд ($\theta=0$). Границе устойчивости в этом случае соответствует одна точка при определенной амплитуде α ; если амплитуда меньше или больше этой, колебания затухают.

Дальнейшее увеличение скорости приводит к появлению двух точек пересечения кривой с осью θ : $\alpha_{\min}$ и $\alpha_{\max}$, где система имеет предельные циклы — неустойчивый при $\alpha_{\min}$ и устойчивый при $\alpha_{\max}$. В этом случае все возмущения ниже $\alpha_{\min}$ ведут к затухающим колебаниям, если $\alpha_{\min} < \alpha < \alpha_{\max}$ колебания нарастают до

амплитуды устойчивого предельного цикла $\alpha_{\max}$, а когда начальное возмущение превышает $\alpha_{\max}$, колебания затухают до амплитуды $\alpha_{\max}$, значение которой превышает диапазон люфта.

В этом эксперименте варьировались величина люфта и уровень сухого трения. Определялись значения критической скорости $V_{кр}$, частота и амплитуда автоколебаний при флаттере. Исследования показали, что $V_{кр}$ в системе с люфтом ниже, чем в системе без люфта. Амплитуда предельного цикла при наличии люфта была порядка нескольких величин люфта. Флаттер не мог появиться без некоторого начального возмущения. Величина возмущения должна превышать порог возбуждения, который зависит от люфта, уровня сухого трения, скорости полета и частоты возмущений (если оно гармоническое).

Исследование вынужденных колебаний натурного самолета при случайном возбуждении с воспроизведением аэродинамических сил вблизи границы флаттера позволяет оценить поведение самолета в реальных летных испытаниях. Эта информация очень важна, поскольку летные испытания из-за их опасности должны проводиться на скоростях ниже критической, т.е. при $V < V_{кр}$.

При электромеханическом моделировании это ограничение отсутствует: силовозбудители всегда ограничены по мощности, и, кроме того, имеется специальная защита в электрических цепях. Поэтому флаттер при ЭММ всегда обнаруживается в форме колебаний с ограниченной амплитудой, которая не является разрушительной для конструкции. Это обстоятельство позволяет проводить эксперимент не только в области устойчивости, но и на границе флаттера и даже в зонах неустойчивости. При этом легко повторить измерения несколько раз, если нужно, сравнить случайные возмущения с гармоническими при одних и тех же условиях полета.

В эксперименте со случайным возбуждением использовался специальный генератор шума с управляемым спектром [4]. Такой случайный сигнал добавлялся к сигналам, моделирующим аэродинамические силы. Закон распределения был близок к нормальному со значением пик-фактора, равным $\sim 3,5$.

Рассмотрим применимость корреляционного анализа к колебаниям нелинейных конструкций. Среднеквадратичное значение отклика, передаточная функция $K(\omega) = \alpha(\omega)/M_z(\omega)$ (от момента возбуждающей силы M_z к углу атаки α), спектр возбуждения $S_{MM}(\omega)$, спектр отклика $S_{\alpha\alpha}(\omega)$, взаимный спектр $S_{\alpha M}(\omega)$ и функция когерентности $\gamma(\omega) = |S_{\alpha M}|^2 / (S_{MM} S_{\alpha\alpha})$ опреде-

лялись при различных уровнях случайного возбуждения (среднеквадратичного значения σ_α).

Типичные зависимости резонансной частоты от амплитуды без потока в случае гармонического и случайного возбуждения удовлетворительно согласуются между собой (см. рис. 4). Была отмечена частичная линеаризация системы при случайном возбуждении. При $V = 0$ среднее значение функции когерентности γ слабо зависело от частоты, оно менялось от 0,45 для малых амплитуд до 0,80 для больших (для линейной системы без шума $\gamma(\omega) = 1$). Резонансная частота и декремент оценивались по поведению передаточной функции $K(\omega)$.

Для рассматриваемой нелинейной системы, когда флаттер обнаруживался как колебания предельного цикла, демпфирование было отрицательным только при некоторых уровнях амплитуд. Заметим, что регулярные колебания с предельным циклом, которые имеют место при отсутствии дополнительного возбуждения, случайным образом "включаются" и "выключаются" в присутствии случайного возбуждения, т.е. при случайном возбуждении время от времени появляются гармонические компоненты. Среднеквадратичное значение сигнала отклика оказывается ниже в случае со случайным возбуждением.

Беспилотные летательные аппараты. Этот тип конструкций (рис. 5) имеет ряд особенностей, влияющих на методику испытаний [5]:

высокое быстродействие силовых приводов и системы автоматического управления (САУ);

очень короткое разрешенное время работы привода и его малый ресурс;

небольшие размеры и масса ЛА, высокие частоты;

специфические крылья: относительно небольшие, малого удлинения (или вообще отсутствуют), как

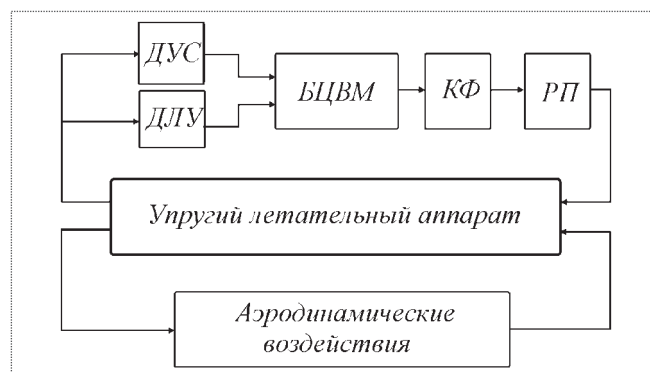


Рис. 5. Задача о колебаниях упругого ЛА в полете:

РП – рулевой привод; КФ – корректирующий фильтр; ДУС – датчик угловых скоростей; ДЛУ – датчик линейных ускорений

следствие — пренебрежимо малое влияние крыла на аэроупругую устойчивость;

органы управления малы, существенно влияние нелинейностей;

большая скорость полета;

заметное влияние расхода топлива;

модульность конструкции (большое число конфигураций).

С учетом этих особенностей обычный флаттер для высокоманевренных ЛА не является определяющим. Основным источником неустойчивости становится взаимодействие САУ с упругим аппаратом в полете. Способом устранения неустойчивости является фильтрация сигналов, поскольку модификация самой конструкции редко допустима.

В случае линейного флаттера задача состоит в определении критических параметров потока и частоты флаттера. В нелинейной постановке задача усложняется, поскольку характеристики становятся зависящими от амплитуды. Это относится к собственным частотам, критической скорости, передаточным функциям САУ и т.д. В этом случае в качестве критических принимаются минимальные значения параметров, когда появляются незатухающие колебания с какой-нибудь амплитудой. Граница устойчивости по амплитуде формируется из точек устойчивых и неустойчивых предельных циклов. По этим причинам (при наличии нелинейностей) необходимо измерение частотных характеристик при различных уровнях амплитуд.

Полное исследование состоит из нескольких этапов.

- Предварительные расчетные исследования по чертежам и проектной документации. На этом этапе анализируется диапазон летных режимов, исходные характеристики приводов, законы управления. Оценивается объем необходимых экспериментальных работ с учетом допустимого времени работы приводов (оно контролируется в процессе испытаний). Определяются потребное количество точек возбуждения и измерения, допустимые уровни возбуждения и амплитуд колебаний, диапазон исследуемых частот; при необходимости изготавливается дополнительная оснастка. В соответствии с рассматриваемым диапазоном полетных режимов выбирается аэродинамическая теория, рассчитываются все необходимые данные для анализа и моделирования, калибруются датчики, усилители мощности и силовозбудители. Обычный расчет оказывается весьма полезным для оптимизации процедуры испытаний.

- Наземные резонансные испытания, которые включают измерения собственных частот органов

управления и ряда амплитудно-фазочастотных характеристик (АФЧХ) с функционирующими приводами при различных уровнях сигналов на входах приводов. Измерение АФЧХ корпуса, в частности, в месте расположения чувствительных элементов САУ, если возможно, прямое измерение сигналов чувствительных элементов.

- Специальный этап, состоящий в измерении АФЧХ разомкнутого контура САУ для каждого канала управления. С применением ЭММ можно измерить переходные процессы в замкнутом контуре. Характеристики корпусных форм флаттера определяются как промежуточный результат при нулевом уровне сигнала на входе усилителя привода при работающей САУ.

- Оценка уровня взаимовлияния между каналами, формирование АФЧХ всего тракта для оценки аэроупругой устойчивости и уточнения расчетов на флаттер. Проверка и модификация корректирующих фильтров САУ, экспериментальная проверка их эффективности.

Исследования с ЭММ комбинируются с расчетами, экспериментальные АФЧХ используются для параметрических расчетов при различных параметрах потока. Уровень входных сигналов при измерении АФЧХ выбирается по амплитудным характеристикам полного разомкнутого контура вблизи частот автоколебаний. Предварительное определение характеристик насыщения приводов позволяет уменьшить объем измерений с ЭММ.

Все полученные результаты обобщаются для оценки запасов аэроупругой устойчивости.

Экспериментальная часть работ выполняется на полностью укомплектованной и готовой к применению конструкции. По этой причине какие-либо конструктивные изменения уже практически невозможны. Фактически остается лишь один путь улучшения характеристик устойчивости — настройка корректирующих фильтров. Но при этом имеет место жесткое условие — не изменять характеристики в области частот динамики полета.

Типичный частотный годограф разомкнутой цепи ЛА—САУ без корректирующих фильтров при различных скоростных напорах q представлен на рис. 6, a (q_0 — характерное значение скоростного напора). По результатам испытаний с ЭММ был предложен модифицированный фильтр.

Динамически подобная модель. Применение ЭММ для исследования динамически подобных моделей представляет большой интерес. Динамически подобная модель испытывается в аэродинамической трубе. При

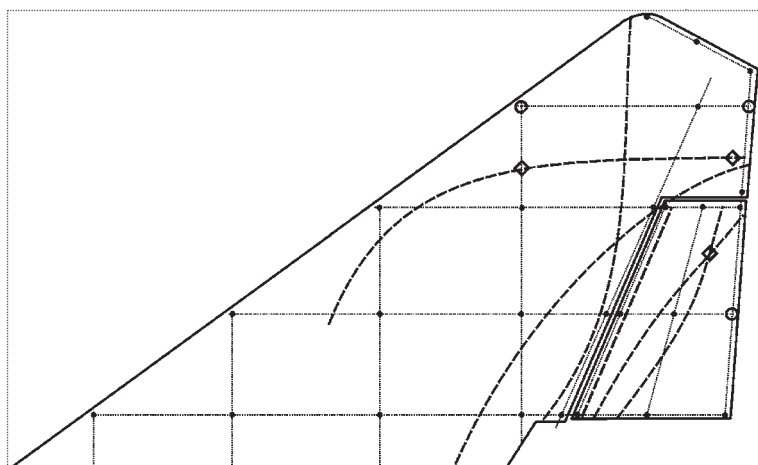


Рис. 7. Киль с рулем направления: узловые линии (—) форм колебаний первых трех тонов и положение точек измерения (O) и возбуждения (◇)

Матричные преобразования при ЭММ (уравнение (5)) до последнего времени выполнялись с помощью операционных усилителей аналоговых вычислительных устройств (в частности, типа Do-240, Do-720). Это трудоемко, поскольку изменение коэффициентов (режимов "полета") выполняется практически вручную. С развитием микроэлектроники стало возможным использование новых электронных микросхем, например программируемых — ПАИС [7]. Управление экспериментом проводится с помощью персональной ЭВМ. Возможна разработка компактной специальной платы, управляемой компьютером, которая автоматизирует все задачи прежних аналоговых вычислительных устройств, что существенно упрощает и ускоряет автоматизированную процедуру испытаний с ЭММ, а также значительно снижает время и повышает точность эксперимента.

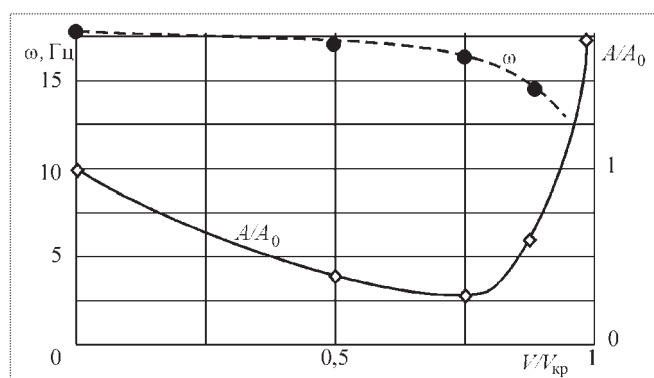


Рис. 8. Огибающая относительных амплитуд и частота резонансных колебаний при изменении скорости потока

Однако метод ЭММ не является универсальным. Его точность зависит от применяемой аэродинамической теории, количества и правильного распределения силовозбудителей, погрешности применяемого оборудования, такого как вибродатчики, усилители и силовозбудители. Его нельзя применить на ранних стадиях разработки ЛА, поскольку для испытаний нужна механическая конструкция.

Метод электромеханического моделирования показал свою эффективность в ряде задач динамической аэроупругости. Он применяется, когда адекватная математическая модель конструкции (линейная или нелинейная, с САУ или без нее) отсутствует, неполна или ненадежна. Метод ЭММ полезен, когда обычный эксперимент опасен или очень дорог, а также как предварительный этап обычных испытаний (трубных или летных), предназначенный для оптимизации программы испытаний и оценки возможных проблем. Он имеет минимальные ограничения на параметры потока и позволяет находить фактические запасы устойчивости без разрушения конструкции даже в пределах областей неустойчивости. Метод ЭММ может быть рекомендован для оценки безопасности от флаттера легких и сверхлегких самолетов, когда изготовление динамически подобной модели экономически нецелесообразно, а летные испытания очень опасны и не выявляют фактических запасов.

Список литературы

1. Смыслов В.И., Стрелков С.П. Электромеханическое моделирование флаттера // Аннотации докл. Второго всесоюз. съезда по теоретической и прикладной механике. М.: Наука, 1964.
2. Collar A.R. Aeroelasticity — retrospect and prospect // RAS. 1959. V. 63. № 577.
3. Баранов Н.И., Васильев К.И., Кутин Д.Б., Нарижный А.Г., Смыслов В.И. Экспериментальное исследование флаттера управляемого стабилизатора с нелинейными характеристиками в проводке управления при электромеханическом моделировании аэродинамических сил // Уч. записки ЦАГИ. Том XIV. № 3. 1983.
4. Нарижный А.Г., Карклэ П.Г., Смыслов В.И. Стендовое исследование случайных колебаний самолета при электромеханическом моделировании аэродинамических сил на разных режимах полета // Уч. записки ЦАГИ. Том XXIX. № 1–2. 1998.
5. Педора А.П., Смыслов В.И. Исследование аэроупругой устойчивости маневренных беспилотных летательных аппаратов // Тр. ЦАГИ. Вып. 2669. 2005.
6. Нарижный А.Г., Педора А.П., Смыслов В.И. Вибрационные испытания с воспроизведением воздействий потока при исследованиях аэроупругости на динамически подобных моделях // Уч. записки ЦАГИ. Т. XXXII. № 1–2. 2001.
7. Полищук А.Г. Программируемые налоговые ИС компании Anadigm. Второе дыхание аналоговой обработки сигналов // Электроника: Наука, Технология, Бизнес". 2005. Вып. 3.



МАХОТКИН
Андрей Александрович —
старший специалист ЗАО
"Гражданские самолеты
Сухого", аспирант МАИ

Проблемы реализации лизинга воздушных судов в России

А.А. Махоткин

Применительно к современным российским условиям лизинг является относительно новым и малоизученным явлением. Статья посвящена проблематике организации и осуществления лизинговой деятельности в России. Рассмотрены положительные и отрицательные стороны лизинга, законодательные основы, а также факторы, препятствующие успешному развитию лизинговой деятельности в России.

A.A. Makhotkin. Outstanding Points Of Aircraft Leasing In Russia

Referring to modern Russian conditions leasing is new and poorly known. The article concerns to arranging of leasing activities in Russia. The following points were illustrated: advantages and disadvantages of leasing, legal basis and factors that prevent the development of leasing in Russia.

Переход России к рыночной экономике поставил отечественных производителей авиационной техники перед новой проблемой — необходимостью сбыта выпущенной продукции. Если во времена СССР единственным заказчиком выступало государство, которое согласовывало спрос и предложение, то в настоящее время авиапредприятия должны сами находить заказчиков для своего товара. Основными заказчиками воздушных судов в России являются авиакомпании.

Проблема обновления и пополнения воздушного парка при недостатке финансовых ресурсов для покупки авиатехники на первый взгляд кажется трудно решаемой. Именно на этом этапе на помощь всем субъектам авиационной отрасли приходит одна из наиболее эффективных поставочных схем — лизинговая. Она позволяет превратить лизинговое имущество в товарный кредит, облегчить финансовое бремя авиакомпании и растянуть платеж за товар по времени. Авиапроизводитель в этом случае получает мощное средство для реализации своей продукции.

По сравнению с другими поставочными схемами лизинг обладает следующими преимуществами:

- более удобная по сравнению с ссудой схема взаимоотношения, позволяющая выработать более гибкую схему выплат (например, основную часть платежей отложить на более поздний срок, когда воздушное судно после продолжительного периода эксплуатации на маршрутной сети будет приносить достаточную прибыль);

- воздушное судно не будет числиться на балансе авиакомпании, что позволяет избежать увеличения ее активов и, соответственно, освобождает от уплаты налога на имущество;

- в случае оперативного лизинга для авиакомпании уменьшается риск морального и физического износа самолета, поскольку воздушное судно приобретает не на весь свой жизненный цикл, а берется в эксплуатацию на гораздо меньший срок;

- лизинговое соглашение по сравнению с кредитом позволяет снизить риски лизингодателя невозврата денежных средств вследствие того, что самолет является собственностью лизинговой компании и выступает в качестве залога;

- для лизинговой компании существует ряд амортизационных и налоговых послаблений по отношению к имуществу, которое она сдает в лизинг. В некоторых случаях

экономической выгодой может воспользоваться и авиакомпания, если сумеет достигнуть с лизинговой компанией договоренности об уменьшении размера лизинговых платежей;

лизингодатель (лизинговая компания) может обеспечить эффективную систему послепродажного обслуживания самолета из числа воздушных судов, взятых в лизинг;

лизингодатель способен со своей стороны обеспечить авиакомпанию дополнительными гарантиями, касающимися летной годности и летно-технических характеристик самолета;

на имущество, взятое в лизинг, распространяются налоговые льготы;

самолет как объект лизинга подлежит ускоренной амортизации.

Естественно, кроме достоинств лизинг обладает некоторыми недостатками. В частности, на лизингодателя ложится (точнее, перекладывается с плеч лизингополучателя) риск морального старения имущества, а для лизингополучателя стоимость финансового лизинга оказывается выше, чем в случае покупки самолета или получения банковского кредита. Это связано с присутствием в схеме поставки лизинговой компании, которая к банковскому проценту по кредиту добавляет свой процент прибыли.

Как же работает механизм лизинга применительно к авиационной отрасли?

Использование лизинговой схемы в поставке авиационной техники определяет некоторую систему взаимоотношений — лизинговую триаду (как минимум). В состав лизинговой триады входят:

собственник имущества (как правило, лизинговая компания) — лицо, которое целенаправленно приобретает имущество для переуступки прав пользования;

пользователь имущества (авиакомпания) — лицо, получающее имущество во временное пользование от лизингодателя;

продавец (изготовитель авиационной техники) имущества — лицо, продающее имущество, являющееся объектом лизинга.

Стандартная схема финансового лизинга, принятая в общемировой практике, выглядит следующим образом.

Авиакомпания заключает соглашение с лизинговой компанией (которая в данной ситуации выступает в качестве посредника) о поставке воздушного судна (ВС). Лизинговая компания договаривается с производителем данного ВС о покупке. Далее она обращается в какой-либо инвестиционно-финансовый институт или к группе инвесторов (зачастую дочерним предприятием которых и является) и под поручительство

так называемого экспортного кредитного агентства (которое является государственной структурой и имеет в этом финансовый интерес) берет денежные средства под низкий процент на срок лизинга (10–15 лет). Размер кредитования составляет ~85 % от стоимости самолета. Остальные 15 % лизинговой компании платит авиакомпания, которая в свою очередь берет краткосрочный кредит в коммерческом банке. В итоге лизинговая компания обладает полной суммой стоимости ВС и на эти средства покупает самолет и передает его в финансовый лизинг авиакомпании, причем самолет поступает непосредственно от производителя к авиакомпании. Получив воздушное судно и введя его в эксплуатацию, авиакомпания начинает осуществлять лизинговые отчисления лизингодателю, а лизинговая компания — выплачивать из этих средств кредит и проценты по нему.

Схема оперативного лизинга несколько отличается от схемы финансового. Появляется новая структура, находящаяся между авиакомпанией и лизинговой компанией (назовем ее лизинговая компания № 2). Эта вторая компания по такой же схеме, как в первом случае авиакомпания, берет самолет в финансовый лизинг у первой лизинговой компании, а уже потом договаривается с авиакомпаниями о передаче ВС в оперативный лизинг на 3–5 лет. Новая лизинговая компания берет на себя функцию техобслуживания ВС, судно числится на балансе лизинговой компании, все риски и налоговое бремя лежит на ней.

Существует и другой вариант передачи воздушного судна авиакомпании. Если лизинговая компания крупная (как GECAS или ILFC), т.е. обладает широкими финансовыми возможностями, то она объединяет функции этих двух лизинговых компаний в себе. Лизинговая схема не является жестко закрепленной процедурой, и поэтому каждая лизинговая сделка имеет свои особенности.

На авиационном рынке зарубежных стран лизинг уже давно широко используется. В авиации основная часть поставок ВС осуществляется именно по лизингу (фактически функционирование западного авиационного рынка без лизинга в настоящее время невозможно). В мировой практике авиакомпании за счет собственных средств и взятых кредитов приобретают порядка 25...30 % авиационной техники. Остальные заказы у авиакомпаний делают специализированные финансовые институты, которые потом сдают эти воздушные суда в лизинг. По состоянию на 2006 г. компании GECAS принадлежали ~1700 воздушных судов, компании ILFC — 900 самолетов.

В собственности десяти крупнейших лизинговых компаний находятся более 4000 воздушных судов.

В России распространение лизинга сильно осложнено условиями кредитного финансирования в стране (короткие сроки кредитования, высокие ставки по кредитам и др.).

На инвестиционном рынке нашей страны в настоящее время функционируют порядка десяти авиационных лизинговых компаний, ряд из них успешно осуществляет поставки самолетов по лизингу ("Ильюшин Финанс Ко." — ИФК, "Финансовая лизинговая компания" — ФЛК). Они занимаются исключительно финансовым лизингом. Если российская авиакомпания намеревается брать самолеты в оперативный лизинг, то ей приходится обращаться в западные лизинговые компании.

Основными факторами, препятствующими развитию лизинга авиационной техники в России, являются:

- несовершенство нормативно-правовой базы, в том числе налогового и таможенного законодательства;

- отсутствие свободных денежных средств в необходимом объеме как у авиакомпаний, так и у лизинговых компаний;

- низкая капитализация лизинговых компаний. По уровню капитализации ИФК и ФЛК в десятки раз уступают таким лизинговым компаниям, как GECAS и ILFC;

- короткие сроки кредитования, связанные с настроением отношением банков к долгосрочным инвестиционным проектам;

- высокие процентные ставки российских банков по кредитам и, соответственно, большие лизинговые ставки;

- высокая доля от стоимости самолета, которая должна выплачиваться авиакомпанией за счет собственных средств (40 % вместо 15 %, принятых в западной практике);

- пассивность государственных органов в предоставлении гарантий инвесторам;

- отсутствие первичной инфосферы;

- недостаток в квалифицированных управленческих кадрах в данной сфере бизнеса;

- отсутствие отработанного инструментария и методик для осуществления лизинговых операций;

- использование только финансового лизинга, тогда как западные лизинговые компании активно используют также операционный лизинг;

- на российском рынке отсутствуют лизинговые компании, способные управлять остаточной стоимостью судов и реально оценивать ее. Все лизинговые сделки по новым отечественным самолетам предусматривают их полную амортизацию за срок лизинга.

Эти особенности крайне негативно влияют на процесс проникновения лизинговой поставочной схемы на российский рынок. Поэтому необходим катализатор, который помог бы ускорить формирование лизинговых отношений в нашей стране. Если обратиться к западному опыту, то важным фактором, оказывающим влияние на развитие авиационного лизинга, является поддержка государства.

Понимание необходимости развития лизинга в России подвигло российское правительство на выпуск ряда документов, которые должны были способствовать созданию условий для этого:

1998 г. Постановление Правительства РФ от 3 сентября 1998 г. № 1020 "Об утверждении порядка предоставления государственных гарантий на осуществление лизинговых операций". В этом документе регламентируется порядок предоставления государственных гарантий лизинговым компаниям, но при условии включения необходимых средств в федеральный бюджет на соответствующий год;

2001 г. Постановление "О мерах господдержки обновления парка морских, речных и воздушных судов и их строительства";

2002 г. Постановление Правительства РФ № 466 "О порядке возмещения российским авиакомпаниям части затрат на уплату лизинговых платежей за воздушные суда российского производства, получаемые ими от российских лизинговых компаний по договорам лизинга, а также части затрат на уплату процентов по кредитам, полученным в 2002—2005 гг. в российских кредитных организациях на приобретение российских воздушных судов";

2008 г. Постановление Правительства РФ № 90 "Об утверждении правил предоставления в 2008—2010 гг. субсидий российским лизинговым компаниям на возмещение части затрат на уплату процентов по кредитам, полученным в российских кредитных организациях в 2008—2010 гг. на закупку воздушных судов отечественного производства с последующей их передачей российским авиакомпаниям по договорам лизинга".

Казалось бы, созданы приемлемые условия для процветания лизинга. Но все нормативные документы прописаны таким образом, что обещанные субсидии авиакомпаниям приходилось ждать месяцы. В результате лизинговые ставки оказываются гораздо выше, чем на Западе, и брать самолеты в лизинг на таких условиях крайне невыгодно.

Более того, государство не только не оказывает должную поддержку российским производителям авиационной техники, но и ослабляет их позиции на рынке, освобождая некоторые авиакомпании от таможенных платежей при покупке иностранных ВС. Изначально предпо-

лагалось, что это поможет российским авиакомпаниям успешно конкурировать на международных линиях, однако в действительности приобретенная западная техника создает конкуренцию отечественным ВС на внутреннем российском рынке авиаперевозок.

Таким образом, законодательная поддержка лизинга не принесла ожидаемого эффекта: ни авиапроизводители, ни авиакомпании не почувствовали существенной поддержки государства в освоении новой для них отрасли экономики.

Вместе с тем есть и положительные моменты в попытках государства перенять западный опыт. Например, за рубежом финансирование покупки самолетов Боинг происходит под гарантии Экспортно-импортного банка США, а выдача кредитов на покупку самолетов Эйрбас происходит под гарантии западноевропейских экспортно-кредитных агентств. В 1994 г. в России появился Российский экспортно-импортный банк — Росэксимбанк. Назначение этого банка — государственная поддержка приоритетных отраслей экономики и оказание им финансовой поддержки.

В 2005 г. Росэксимбанк в составе синдиката, в который входят также Внешторгбанк и Внешэкономбанк, для финансирования контракта по поставке ОАО "Ильюшин Финанс Ко." двух самолетов Ил-96-300 на Кубу предоставил кредит в объеме до 94 млн дол. сроком на 10 лет.

В конце 2006 г. банки подписали кредитное соглашение между компанией *Aviaimport S.A* (Куба) и упомянутым выше синдикатом российских банков на предоставление кредита в объеме до 203,4 млн дол. сроком на 12 лет для финансирования контрактов по поставке ОАО "Ильюшин Финанс Ко." самолетов Ил-96-300 и Ту-204 в Республику Куба.

Применительно к западной схеме лизинга синдикат банков выступает одновременно как экспортное кредитное агентство (предоставляющее государственные гарантии) и группа инвесторов (которая и предоставляет кредит). Но подобные сделки носят единичный характер и не могут свидетельствовать о появлении устойчивой практики сдачи в лизинг авиационной техники в России.

Есть еще один вариант оптимизации рынка лизинговых услуг в России. Он касается распределения функций между ведущими российскими лизинговыми компаниями в свете создания Объединенной Авиационной корпорации (ОАК). Как уже было сказано, сейчас в России оперируют две крупные лизинговые компании: ИФК и ФЛК. Существует мнение, что в рамках процесса консолидации авиационных фирм в ОАК, следует оставить одну такую компанию, а другой передать функции маркетинга. Но профильной деятельно-

стью обеих компаний является именно лизинг, и терять существующие наработки и связи любой из компаний было бы неэффективно.

Целесообразнее разграничить их полномочия. Допустим, усилия ФЛК сконцентрировать на финансовом лизинге, а оперативный лизинг поручить ИФК (поскольку при оперативном лизинге техническое обслуживание чаще всего проводит лизинговая компания, а у "Ильюшин финанс Ко." есть сервисный центр, оказывающий услуги технического обслуживания и ремонта, у "Финансовой лизинговой компании" подобная структурная единица отсутствует). Другой вариант — ориентировать одну компанию на экспортные сделки, а другую — на предоставление авиационной техники в лизинг отечественным авиакомпаниям. Но в любом случае выводить какую-либо компанию из лизингового бизнеса было бы неправильным.

Подводя итог, можно сказать следующее. Лизинговая схема, подобная западной, в России уже существует, но количество сделок, совершенных по ней, не идет ни в какое сравнение с количеством сделок, заключаемых западными лизинговыми компаниями (там число сделок исчисляется сотнями в год). И в эту схему необходимо вовлекать все большее число авиакомпаний. А для этого нужно устранить все препятствия, которые мешают успешному развитию лизинговой отрасли в нашей стране. В основном это относится к снижению лизинговых ставок, увеличению сроков кредитования, освоению оперативного лизинга, приведению в порядок правового поля (для начала внести изменения и дополнения в Постановление Правительства РФ от 26 июня 2002 г. № 466 и другие нормативные акты). Кроме того, необходимо более активное инвестирование в капитал лизинговых компаний. Государство, конечно, прикладывает определенные усилия в этом направлении, но пока их явно недостаточно для того, чтобы компании, присутствующие на рынке лизинговых услуг, почувствовали заметные изменения в лучшую сторону, а также для появления новых субъектов рынка.

Создание лизинговой инфраструктуры и методологии в России должно базироваться на опыте Запада, где механизмы лизинговых отношений уже давно отлажены и успешно внедрены в практику. Разумно внедрять уже существующую методику лизинговых отношений, адаптированную к российским реалиям. И тогда в не самом отдаленном будущем может наступить время, когда ни производители авиационной техники, ни авиакомпании не будут ломать голову, каким образом первым реализовать свою продукцию, а вторым купить новое современное воздушное судно, обладая ограниченными финансовыми ресурсами, — лизинг решит обе проблемы.



БИТЮКОВ
Юрий Иванович —
доцент Московского авиа-
ционного института (госу-
дарственного технического
университета), кандидат
техн. наук

УДК 629.7

Геометрическое моделирование технологического процесса выкладки

Ю.И. Битюков

Рассматривается построение математической модели одного из важнейших процессов получения изделий из композиционных материалов — технологического процесса выкладки. Процесс выкладки осуществляется на станках с числовым программным управлением и характеризуется тем, что на поверхность оправки укладывается, как правило, с помощью прижимных устройств достаточно широкая лента. Укладка ленты на поверхность описана с помощью гладких отображений прямоугольников в пространство. Данная модель перспективна и не имеет аналогов.

Yu.I. Bitjukov. Geometrical Modeling Technological Laying-out Process

The mathematical model construction of the most important composite production process is considered, namely, a technological laying-out process. The laying-out process is fulfilled through numerically program controlled machines. This process is characterized by laying a rather wide band on the mandrel surface using generally compression units. Band laying on the surface was described using smooth rectangle space imagery. This model is a perspective one and has not analogues.

Создание новых конструкционных материалов, обеспечивающих оптимальные физико-механические характеристики — легкость, прочность, антикоррозийность, кислотостойкость, — является сегодня одной из важнейших задач. Среди таких материалов широкое применение нашли композиционные материалы (КМ).

Композиционные материалы представляют собой неоднородный сплошной материал, состоящий из двух или более компонентов. Среди этих компонентов можно выделить армирующие элементы, обеспечивающие необходимые механические характеристики, и матрицу, или связующее, обеспечивающую совместную работу армирующих элементов. Механическое поведение композита определяется соотношением свойств армирующих элементов и матрицы, а также прочностью связи между ними.

В современных композитах используют тонкие (диаметр $(5...200) \cdot 10^{-6}$ м) непрерывные волокна. Элементарные волокна собирают непосредственно в процессе их производства в параллельные пучки — первичные нити, из которых организуют в дальнейшем нити, жгуты, однонаправленно-волокнистые ленты (ленточные полуфабрикаты), ткани с различными типами плетения. Основными методами получения изделий из КМ являются намотка непрерывными волокнами в направлении действия силы, а также процесс выкладки.

Процесс автоматизированной выкладки осуществляется на станках с числовым программным управлением. От намотки он отличается тем, что на поверхность оправки, как правило, с помощью прижимных устройств укладывается достаточно широкая лента, составленная из однонаправленных волокон, нитей. Куски ленты отрезаются с помощью специального устройства до или после укладки. Проведем геометрическое моделирование технологического процесса выкладки.

Пусть в пространстве фиксирована декартова система координат $Oxuz$, и поверхность оправки является двусторонней поверхностью, заданной параметрическим уравнением

$$\vec{r}(u, v) = x(u, v)\vec{i} + y(u, v)\vec{j} + z(u, v)\vec{k}, (u, v) \in \bar{D}, \quad (1)$$

где $\bar{D}$ — замкнутая плоская область. Семейство непрерывных кривых на поверхности (1) задано следующим образом:

$$\gamma_\lambda: \vec{r}_\lambda(t) = x(u_\lambda(t), v_\lambda(t))\vec{i} + y(u_\lambda(t), v_\lambda(t))\vec{j} + z(u_\lambda(t), v_\lambda(t))\vec{k}, t \in [\theta_{0\lambda}, \theta_{1\lambda}], \lambda = 0, 1, \dots, l, n.$$

В данном случае будем считать, что по кривой γ_λ укладывается средняя нить одной из лент. Обозначим ширину ленты d и при укладке ленты на поверхность каждой точке ленты, представляющей собой прямоугольник, поставим в соответствие точку поверхности. Следовательно, имеем некоторое отображение прямоугольника в пространство R^3 . Наша ближайшая задача — поставить в соответствие каждой кривой γ_λ указанное отображение

$$W_\lambda: [\theta_{0\lambda}, \theta_{1\lambda}] \times [-d/2; d/2] \rightarrow R^3.$$

В этом случае отображение

$$S: \bigoplus_{\lambda=0}^n [\theta_{0\lambda}; \theta_{1\lambda}] \times [-d/2; d/2] \rightarrow R^3,$$

где $S_{[\theta_{0\lambda}; \theta_{1\lambda}] \times [-d/2; d/2]} = W_\lambda$, моделирует укладку всех лент на поверхность оправки.

Отображение W_λ будем строить с помощью бикубических сплайнов [1]. Для этого сделаем некоторые вспомогательные построения.

Как известно [1], типичная задача интерполяции состоит в восстановлении с той или иной точностью функции f на заданном отрезке $[a; b]$ по таблице чисел (x_i, y_i) , $i = 0, 1, \dots, n$, где $y_i = f(x_i)$ и точки x_i образуют упорядоченную последовательность $\Delta: a = x_0 < x_1 < \dots < x_n = b$. Обозначим $S(\Delta)$ множество кубических сплайнов с узлами $x_0, x_1, \dots, x_n$. Тогда для интерполяционного сплайна $\varphi \in S(\Delta)$ справедливо равенство [1]

$$\begin{aligned} \varphi(x) = & m_i \frac{(x_{i+1} - x)^3}{6h_i} + m_{i+1} \frac{(x - x_i)^3}{6h_i} + \\ & + \left(y_i - m_i \frac{h_i^2}{6} \right) \frac{x_{i+1} - x}{h_i} + \left(y_{i+1} - m_{i+1} \frac{h_i^2}{6} \right) \frac{x - x_i}{h_i}, \\ & x \in [x_i; x_{i+1}], \end{aligned}$$

где $h_i = x_{i+1} - x_i$, а значения $m_i = \varphi''(x_i)$, $i = 0, 1, \dots, n$, находятся из системы линейных уравнений

$$\begin{aligned} h_{i-1}m_{i-1} + 2(h_{i-1} + h_i)m_i + h_im_{i+1} = \\ = 6 \frac{y_{i+1} - y_i}{h_i} - 6 \frac{y_i - y_{i-1}}{h_{i-1}}, i = 1, 2, \dots, n-1. \end{aligned}$$

Данная система является недоопределенной, так как содержит $n - 1$ уравнений для определения $n + 1$ неиз-

вестных. Для замыкания системы используют краевые условия.

Рассмотрим одно из краевых условий, а именно, совпадение соседних многочленов, ближайших к концам отрезка $[a; b]$:

$$\varphi'''(x_i - 0) = \varphi'''(x_i + 0), i = 1, n-1. \quad (2)$$

Для краевых условий указанного вида имеется следующая система линейных уравнений, из которой определяются значения $m_0, m_1, \dots, m_n$ [1]:

$$\begin{pmatrix} h_1 & -(h_0 + h_1)h_0 & \dots & 0 \\ h_0 & 2(h_0 + h_1)h_1 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & \dots & h_{n-2} & 2(h_{n-2} + h_{n-1}) & h_{n-1} \\ 0 & \dots & h_{n-1} & -(h_{n-2} + h_{n-1}) & h_{n-2} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} m_0 \\ m_1 \\ \dots \\ m_{n-1} \\ m_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 6 \frac{y_2 - y_1}{h_1} - 6 \frac{y_1 - y_0}{h_0} \\ \dots \\ 6 \frac{y_n - y_{n-1}}{h_{n-1}} - 6 \frac{y_{n-1} - y_{n-2}}{h_{n-2}} \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Разберем случай, когда сетка Δ — равномерная. Тогда

$$x_i = a + ih; i = 0, 1, \dots, n; h = (b - a)/n.$$

Следовательно, последнюю систему уравнений можно записать в виде

$$\begin{pmatrix} 1 & -2 & 1 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 4 & 1 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 4 & 1 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 4 & 1 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 1 & 4 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 1 & -2 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} m_0 \\ m_1 \\ m_2 \\ m_3 \\ \dots \\ m_{n-1} \\ m_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ d_1 \\ d_2 \\ d_3 \\ \dots \\ d_{n-1} \\ 0 \end{pmatrix}, \quad (3)$$

где

$$d_i = \frac{6(y_{i+1} - y_i)}{h^2} - \frac{6(y_i - y_{i-1}))}{h^2} = \\ = \frac{6}{h^2}(y_{i+1} - 2y_i + y_{i-1}), i = 1, \dots, n-1.$$

Очевидно, что система (3) эквивалентна системе

$$\begin{pmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 4 & 1 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 4 & 1 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 1 & 4 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 1 & 4 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} m_0 \\ m_1 \\ m_2 \\ m_3 \\ \dots \\ m_{n-3} \\ m_{n-2} \\ m_{n-1} \\ m_n \end{pmatrix} = \\ = \begin{pmatrix} d_1/3 \\ d_1/6 \\ d_2 - d_1/6 \\ d_3 \\ \dots \\ d_{n-3} \\ d_{n-2} - d_{n-1}/6 \\ d_{n-1}/6 \\ d_{n-1}/3 \end{pmatrix}.$$

Рассмотрим следующие матрицы:

$$A_1 = (4); A_2 = \begin{pmatrix} 4 & 1 \\ 1 & 4 \end{pmatrix}; \dots; \\ A_k = \begin{pmatrix} 4 & 1 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 4 & 1 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 4 & 1 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 1 & 4 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 1 & 4 \end{pmatrix}.$$

Лемма 1. Имеет место равенство

$$|A_k| = \begin{cases} 4, & k=1; \\ 15, & k=2; \\ \frac{(2+\sqrt{3})^{k+1} - (2-\sqrt{3})^{k+1}}{2\sqrt{3}}, & k \geq 3. \end{cases}$$

Доказательство. Разложив определитель $|A_k|$ по элементам первой строки, получим

$$|A_k| = 4|A_{k-1}| - |A_{k-2}|.$$

Данное рекуррентное соотношение представляет собой по сути линейное однородное разностное уравнение второго порядка с постоянными коэффициентами [2]. Отличное от нуля решение данного уравнения будем искать в виде λ^n . Подставляя в уравнение, находим

$$\lambda^2 - 4\lambda + 1 = 0,$$

откуда

$$\lambda_1 = 2 + \sqrt{3}; \lambda_2 = 2 - \sqrt{3}.$$

Следовательно, общее решение полученного разностного уравнения можно записать в виде

$$|A_k| = C_1(2 + \sqrt{3})^k + C_2(2 - \sqrt{3})^k.$$

Постоянные C_1, C_2 определяются из системы

$$|A_3| = C_1(2 + \sqrt{3})^3 + C_2(2 - \sqrt{3})^3;$$

$$|A_4| = C_1(2 + \sqrt{3})^4 + C_2(2 - \sqrt{3})^4.$$

Решая систему, находим $C_1 = (2 + \sqrt{3})/(2\sqrt{3})$;

$C_2 = (2 - \sqrt{3})/(2\sqrt{3})$. Итак, для определителя $|A_k|$ справедливо равенство

$$|A_k| = \begin{cases} 4, & k=1; \\ 15, & k=2; \\ \frac{(2+\sqrt{3})^{k+1} - (2-\sqrt{3})^{k+1}}{2\sqrt{3}}, & k \geq 3. \end{cases}$$

Таким образом, лемма доказана.

Для того чтобы найти обратную матрицу к A_k , вычислим алгебраические дополнения A_{ij} элементов этой матрицы. В дальнейшем будем считать, что $|A_0| = 1$.

Лемма 2. При $k \geq 2$ справедливо следующее:

$$A_{ij} = (-1)^{i+j} |A_{\min(i, j)-1}| |A_{k-\max(i, j)}|, i, j = 1, \dots, k.$$

Доказательство. Для вычисления алгебраического дополнения $A_{ij}, j \leq i$, заметим, что оно представляет собой определитель квазитреугольной матрицы с квадратными диагональными блоками (блоки выделены прямоугольными рамками) [3]

$$A_{ij} = (-1)^{i+j} \begin{vmatrix} \begin{array}{cccccc|cccc} 4 & 1 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 4 & 1 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 4 & 1 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 1 & 4 & \end{array} & 0 & 0 & \\ \begin{array}{cccccc|cccc} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \end{array} & \begin{array}{cccccc|cccc} 1 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 4 & 1 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 4 & 1 & \dots & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & \dots & 1 & 4 & 1 & \end{array} & 0 & \\ 0 & \begin{array}{cccccc|cccc} 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \end{array} & \begin{array}{cccccc|cccc} 4 & 1 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 4 & 1 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 4 & 1 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ \hline 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 1 & 4 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 1 & 4 \end{array} \end{vmatrix} = (-1)^{i+j} |A_{j-1}| |A_{k-j}|, j = 1, 2, \dots, i.$$

Матрица A_k – симметричная, поэтому

$$A_{ij} = A_{ji} = (-1)^{i+j} |A_{i-1}| |A_{k-j}|, j > i.$$

Лемма доказана.

Теперь, зная матрицу A_k^{-1} , можно выписать решение системы (3). Введем в рассмотрение следующую вспомогательную функцию, определенную на подмножестве множества целых чисел:

$$\Lambda(k) = \begin{cases} 1, & k=0; \\ 4, & k=1; \\ 15, & k=2; \\ \frac{(2+\sqrt{3})^{k+1} - (2-\sqrt{3})^{k+1}}{2\sqrt{3}}, & k \geq 3. \end{cases}$$

Для каждого натурального числа $k \geq 2$ определим на множестве $\{1, 2, \dots, k\} \times \{1, 2, \dots, k\}$ функцию

$$\Upsilon_k(i, j) = (-1)^{i+j} \Lambda(\min(i, j) - 1) \Lambda(k - \max(i, j)), \\ i, j = 1, \dots, k.$$

Введем в рассмотрение проекции

$$\pi_{n+1, j}: R^{n+1} \rightarrow R, \pi_{n+1, j}(y_0, y_1, \dots, y_n) = y_i, \\ j = 0, 1, \dots, n$$

и определим на R^{n+1} функции

$$\sigma_j(y) = \pi_{n+1, j+1}(y) - 2\pi_{n+1, j}(y) + \pi_{n+1, j-1}(y), \\ j = 1, \dots, n-1, y = (y_0, y_1, \dots, y_n) \in R^{n+1}.$$

Пусть $G_n = \{x = (x_0, \dots, x_n) \in R^{n+1} : x_0 < \dots < x_n\}$. Для каждого натурального числа $n \geq 6$ определим на множестве $G_n \times R^{n+1} \times \{0, 1, \dots, n\}$ функции

$$\Psi_n(x, y, 1) = \frac{n^2 \sigma_1(y)}{(x_n - x_0)^2}; \Psi_n(x, y, n-1) = \frac{n^2 \sigma_{n-1}(y)}{(x_n - x_0)^2};$$

$$\Psi_n(x, y, i) = \frac{6n^2}{(x_n - x_0)^2 \Lambda(n-3)} \times$$

$$\times \left(\Upsilon_{n-3}(i-1, 1) \left(\sigma_2(y) - \frac{\sigma_1(y)}{6} \right) + \right.$$

$$\left. + \sum_{j=2}^{n-4} \Upsilon_{n-3}(i-1, j) \sigma_{j+1}(y) + \Upsilon_{n-3}(i-1, n-3) \times \right.$$

$$\left. \times \left(\sigma_{n-2}(y) - \frac{\sigma_{n-1}(y)}{6} \right) \right), i = 2, 1, \dots, n-2;$$

$$\Psi_n(x, y, 0) = \frac{2n^2 \sigma_1(y)}{(x_n - x_0)^2} - \Psi_n(x, y, 2);$$

$$\Psi_n(x, y, n) = \frac{2n^2 \sigma_{n-1}(y)}{(x_n - x_0)^2} - \Psi_n(x, y, n-2),$$

$$x \in G_n; y \in R^{n+1}; x = (x_0, \dots, x_n); y = (y_0, \dots, y_n).$$

Тогда для интерполяционного сплайна $\varphi \in S(\Delta)$, удовлетворяющего краевым условиям (2), получим следующее выражение:

$$\begin{aligned} \varphi(t, x, y) &= \Psi_n(x, y, i) \frac{n(x_{i+1} - t)^3}{6(x_n - x_0)} + \\ &+ \Psi_n(x, y, i+1) \frac{n(t - x_i)^3}{6(x_n - x_0)} + \\ &+ \left(y_i - \Psi_n(x, y, i) \frac{(x_n - x_0)^2}{n^2 6} \right) \frac{(x_{i+1} - t)n}{x_n - x_0} + \\ &+ \left(y_{i+1} - \Psi_n(x, y, i+1) \frac{(x_n - x_0)^2}{n^2 6} \right) \frac{(t - x_i)n}{x_n - x_0}, \\ &t \in [x_i; x_{i+1}], \end{aligned}$$

где $x = (x_0, \dots, x_n); y = (y_0, \dots, y_n)$.

Рассмотрим теперь построение бикубического сплайна. Пусть на прямоугольной области

$$\Omega = \{(x, y): a \leq x \leq b, c \leq y \leq d\}$$

задана сетка $\Delta = \Delta_x \times \Delta_y$, где

$$\Delta_x: a = x_0 < x_1 < \dots < x_n = b; x_i = a + ih_x, i = 0, 1, \dots, n;$$

$$\Delta_y: c = y_0 < y_1 < \dots < y_m = d; y_j = c + jh_y, j = 0, 1, \dots, m.$$

Требуется восстановить функцию $z = f(x, y)$ по таблице чисел $(x_i, y_j, z_{ij}), i = 0, 1, \dots, n, j = 0, 1, \dots, m$, где $z_{ij} = f(x_i, y_j)$. Как известно [1], такую задачу можно решить с помощью бикубического сплайна.

Обозначим

$$\varepsilon_j = (0, \dots, 0, 1, 0, \dots, 0) \in R^{n+1}; \pi_{n+1, j}(\varepsilon_j) = 1, \\ j = 0, 1, \dots, n;$$

$$\eta_j = (0, \dots, 0, 1, 0, \dots, 0) \in R^{m+1}; \pi_{m+1, j}(\eta_j) = 1, \\ j = 0, 1, \dots, m;$$

$$x = (x_0, \dots, x_n); y = (y_0, \dots, y_m).$$

Используя полученные выше результаты для интерполяционного сплайна, бикубический сплайн можно записать в виде

$$S(u, v) = \sum_{i=0}^n \sum_{j=0}^m z_{ij} \varphi(u, x, \varepsilon_i) \varphi(v, y, \eta_j); (u, v) \in [a; b] \times [c; d].$$

Итак, получено представление бикубического интерполяционного сплайна, которое не требует каких-либо дополнительных построений (в общем случае для нахождения бикубического сплайна требуется построение фундаментальных сплайнов, что, в свою очередь, требует решения систем линейных уравнений). Используем это представление для построения функции W_λ .

Рассмотрим равномерное разбиение

$$\Delta_i = \{\tau_i: i = 0, 1, \dots, T\}; \tau_i = \theta_{0\lambda} + \frac{\theta_{1\lambda} - \theta_{0\lambda}}{T} i; \\ i = 0, 1, \dots, T \geq 6,$$

отрезка $[\theta_{1\lambda}; \theta_{0\lambda}]$. Из каждой точки (рис. 1)

$$Q_i(x(u_\lambda(\tau_i), v_\lambda(\tau_i)); y(u_\lambda(\tau_i), v_\lambda(\tau_i)); z(u_\lambda(\tau_i), v_\lambda(\tau_i))), i = 0, 1, \dots, T,$$

построим две возможные геодезические Υ_i^+ и Υ_i^- , перпендикулярные кривой γ_λ . Пусть параметрические представления геодезических имеют вид

$$\Upsilon_i^+: \bar{\rho}_i^+(s) = x(u_i^+(s), v_i^+(s))\bar{i} + y(u_i^+(s), v_i^+(s))\bar{j} + \\ + z(u_i^+(s), v_i^+(s))\bar{k}, s \in [0, d/2];$$

$$\Upsilon_i^-: \bar{\rho}_i^-(s) = x(u_i^-(s), v_i^-(s))\bar{i} + y(u_i^-(s), v_i^-(s))\bar{j} + \\ + z(u_i^-(s), v_i^-(s))\bar{k}, s \in [0, d/2],$$

где s — переменная длина дуги геодезических; d — ширина ленты.

Рассмотрим равномерное разбиение

$$\Delta_s = \{s_j: j = -I, \dots, -1, 0, 1, \dots, I\}; s_j = \frac{dj}{2I}, \\ j = -I, \dots, -1, 0, 1, \dots, I$$

отрезка $[-d/2; d/2]$ и введем следующие обозначения:

$$u_{i, j+I} = u_i^-(s_j), j = -I, \dots, 1, 0;$$

$$u_{i, j+I} = u_i^+(s_j), j = 1, \dots, I;$$

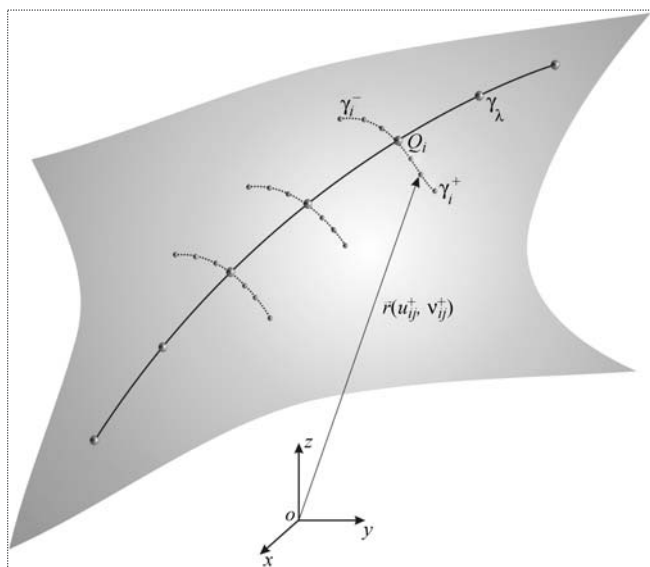


Рис. 1. Построение точечного каркаса ленты

$$v_{i,j+I} = v_i^+(-s_{-j}), \quad j = -I, \dots, 1, 0;$$

$$v_{i,j+I} = v_i^+(s_j), \quad j = 1, \dots, I.$$

Построим теперь на прямоугольнике $K_\lambda = [\theta_{0\lambda}; \theta_{1\lambda}] \times [-d/2; d/2]$ функции $U_\lambda(t, \delta)$, $V_\lambda(t, \delta)$, удовлетворяющие условиям

$$U_\lambda(\tau_i, s_j) = u_{i,j+I}; \quad V_\lambda(\tau_i, s_j) = v_{i,j+I}, \\ i = 0, 1, \dots, T, \quad j = -I, \dots, 0, \dots, I.$$

Такие функции мы определим с помощью бикубического сплайна, построенного на сетке $\Delta = \Delta_t \times \Delta_s$. Пусть

$$\varepsilon_j = (0, \dots, 0, 1, 0, \dots, 0) \in R^{2I+1}; \quad \pi_{2I+1,j}(\varepsilon_j) = 1, \\ j = 0, 1, \dots, 2I;$$

$$\eta_j = (0, \dots, 0, 1, 0, \dots, 0) \in R^{T+1}; \quad \pi_{T+1,j}(\eta_j) = 1, \\ j = 0, 1, \dots, T;$$

$$\mathbf{x} = (\tau_0, \tau_1, \dots, \tau_T) \in G_T; \\ \mathbf{y} = (s_{-I}, s_{-I+1}, \dots, s_{I-1}, s_I) \in G_{2I}.$$

Тогда функции $U_\lambda(t, \delta)$; $V_\lambda(t, \delta)$ определяются следующими равенствами:

$$U_\lambda(t, \delta) = \sum_{i=0}^T \sum_{j=0}^{2I} u_{ij} \varphi(t, \mathbf{x}, \eta_i) \varphi(\delta, \mathbf{y}, \varepsilon_j), \quad (t, \delta) \in K_\lambda;$$

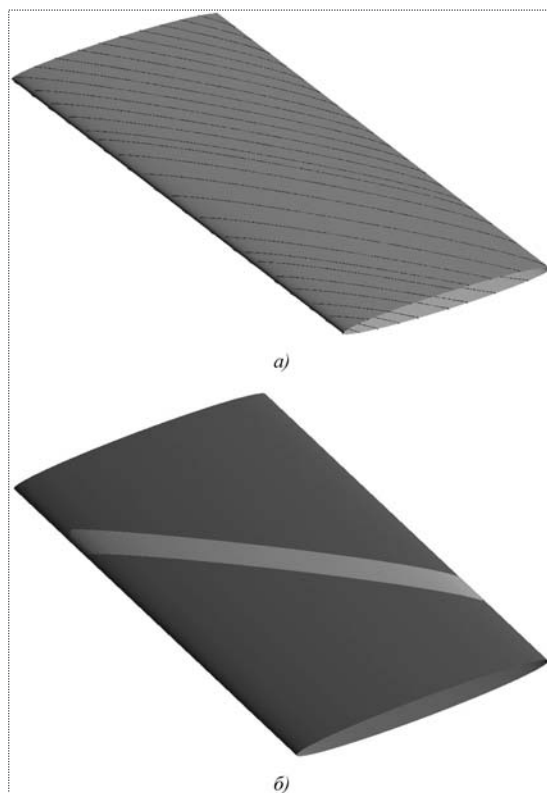


Рис. 2. Семейство кривых (а), по которым укладываются ленты (б) на эллиптический цилиндр

$$V_\lambda(t, \delta) = \sum_{i=0}^T \sum_{j=0}^{2I} v_{ij} \varphi(t, \mathbf{x}, \eta_i) \varphi(\delta, \mathbf{y}, \varepsilon_j), \quad (t, \delta) \in K_\lambda.$$

Определим отображение $W_\lambda: K_\lambda \rightarrow R^3$ равенством $W_\lambda(t, \delta) = (x(U_\lambda(t, \delta), V_\lambda(t, \delta)); y(U_\lambda(t, \delta), V_\lambda(t, \delta)); z(U_\lambda(t, \delta), V_\lambda(t, \delta)))$, $(t, \delta) \in K_\lambda$, где $K_\lambda = [\theta_{0\lambda}; \theta_{1\lambda}] \times [-d/2; d/2]$.

Итак, в построенной модели процесса выкладки лента, укладываемая по кривой γ_λ , модулируется как образ прямоугольника K_λ при отображении W_λ . На рис. 2, а изображено семейство кривых, по которым укладываются ленты на эллиптический цилиндр, а на рис. 2, б показана одна из лент.

Список литературы

1. Квасов Б.И. Методы изогометрической аппроксимации сплайнами. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 360 с.
2. Гельфонд А.О. Исчисление конечных разностей. М.: Ком-Книга, 2006. 376 с.
3. Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. М.: Наука, 1988. 548 с.



ЗИМИН

Владимир Николаевич —
заместитель заведующего
кафедрой МГТУ
им. Н.Э. Баумана, доцент,
кандидат техн. наук

Моделирование динамики раскрытия космических конструкций ферменного типа

В.Н. Зимин

В статье рассматривается комплексный подход к моделированию динамики раскрывающихся космических конструкций ферменного типа на основе совокупности специализированных моделей. Показано, что каждая последующая модель сложнее предыдущей и уточняет ее благодаря более полному учету физических свойств элементов реальной конструкции в соответствии с задачами этапов проектирования, изготовления и экспериментальной отработки космической техники.

V.N. Zimin. Space Frame Deploy Dynamics Modeling

A comprehensive approach to unfolding space frames dynamics modeling based on the set of specialized models is under consideration. It was shown that each next model is more complicated and accurate because of more completed account of the real structure element physical characteristics according to the tasks of development, production and experimental testing of the space devices.

В настоящее время в России и за рубежом ведутся исследования, направленные на создание в космосе конструкций различного класса, имеющих большие размеры в том или ином измерении. С возможностью вывода в космос крупногабаритных конструкций связаны перспективы развития радиоастрономии, солнечной энергетики, исследования земной поверхности и других планет из космоса. Разработка крупногабаритных раскрывающихся антенн, устанавливаемых на космических аппаратах (КА) связи и дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), является частью направления развития космической техники, связанного с повышением эффективности радиотехнических систем различного назначения. Система антенно-фидерных устройств, входящая в состав бортового ретрансляционного и радиолокационного комплексов, относится к числу важнейших систем и оказывает первостепенное влияние на проектирование КА, особенно такого класса, как спутники связи, радиолокации или аппараты экологического мониторинга Земли.

Проблема создания антенных систем с габаритами, превышающими размеры КА, сводится к разработке складных конструкций, автоматически раскрывающихся в космосе. При этом необходимо удовлетворить таким противоречивым требованиям, как минимальные масса и объем в сложенном, транспортировочном состоянии, высокая надежность раскрытия из транспортировочного состояния в рабочее положение и функционирования на орбите, максимальная площадь рабочей поверхности в раскрытом состоянии, стабильные радиотехнические характеристики в условиях эксплуатационных нагрузок.

На рис. 1 представлена антенна с рефлектором ферменного типа размером 6×3 м, которая располагалась на модуле "Природа" космического орбитального комплекса "Мир" и предназначалась для наблюдения (мониторинга) Земли, а на рис. 2 — малый космический аппарат ДЗЗ с крупногабаритной антенной ферменного типа (проект КБ "Арсенал"). Раскрывающийся рефлектор антенны размером 19×6 м для зондирующего радиолокатора (проект ОКБ МЭИ и КБ "Салют") приведен на рис. 3. Эти конструкции отличаются технологичностью, компактностью при транспортировке, большим отно-

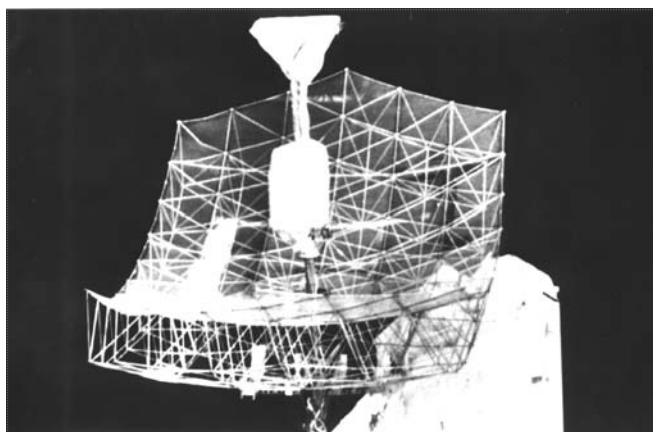


Рис. 1. Антенна на модуле "Природа" орбитального комплекса "Мир"

шением объемов в раскрытом и сложенном состояниях, быстротой раскрытия (единицы секунды), малой массой при значительных размерах и в то же время большой площадью рабочей поверхности в раскрытом состоянии.

Ключевым элементом ферменных конструкций, определяющим в конечном счете их характеристики, является несущий силовой каркас. Именно он обеспечивает рекордно малые габариты в сложенном состоянии и высокую жесткость конструкции в раскрытом рабочем состоянии. Рассматриваемые конструкции образованы двумя поясами, соединенными между собой диагональными стержнями. Пояса выполнены из складывающихся стержней. Один из поясов связан со штангой, которая закреплена на космическом аппарате. Пояс, связанный со штангой, будем называть верхним поясом, а другой

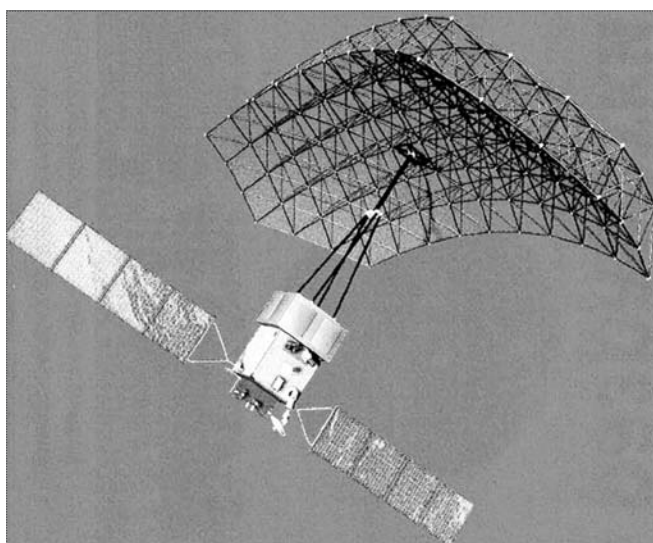
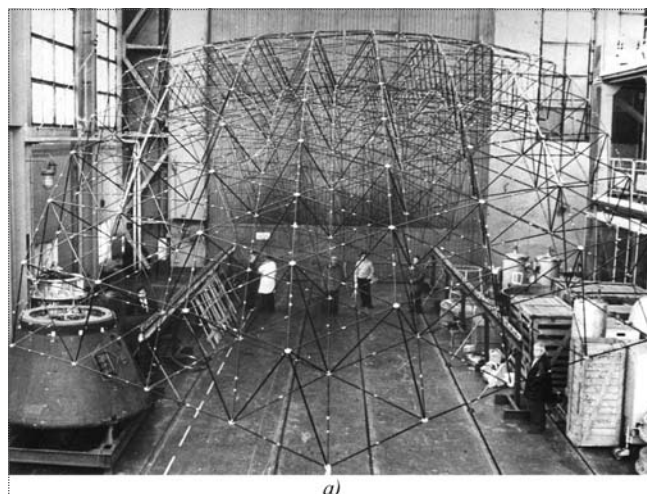
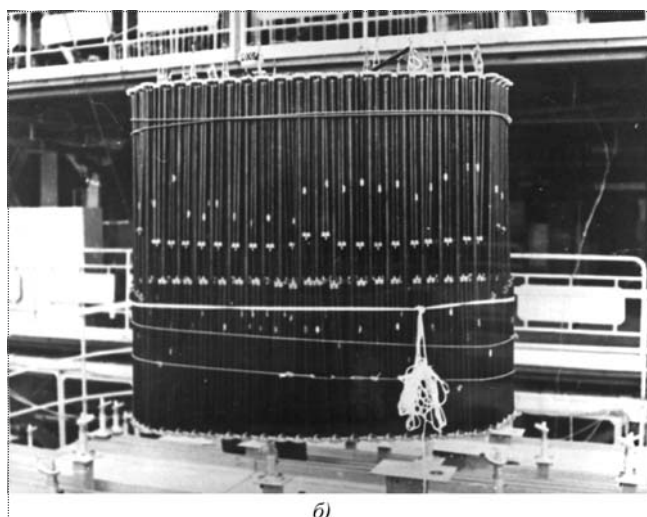


Рис. 2. Малый космический аппарат с антенной ферменного типа



а)



б)

Рис. 3. Рефлектор антенны размером 19×6 м в раскрытом (а) и сложенном (б) положениях

пояс — нижним. Узловые шарнирные соединения верхнего пояса располагаются на образующей поверхности, которая может быть плоской или осесимметричной. Сам же верхний пояс может не обладать симметрией. Примеры возможных вариантов конфигурации верхнего пояса для осесимметричных конструкций показаны на рис. 4. Следует отметить, что в данном случае под осесимметричной ферменной конструкцией понимается конструкция, для которой узловые шарнирные соединения расположены на осесимметричной образующей поверхности. Базовая ячейка верхнего и нижнего поясов — треугольник, образованный тремя складывающимися стержнями, а базовая ячейка рассматриваемых ферменных конструкций — тетраэдр, образованный тремя диагональными и тремя складывающимися стержнями. На базе конструкции элементарной

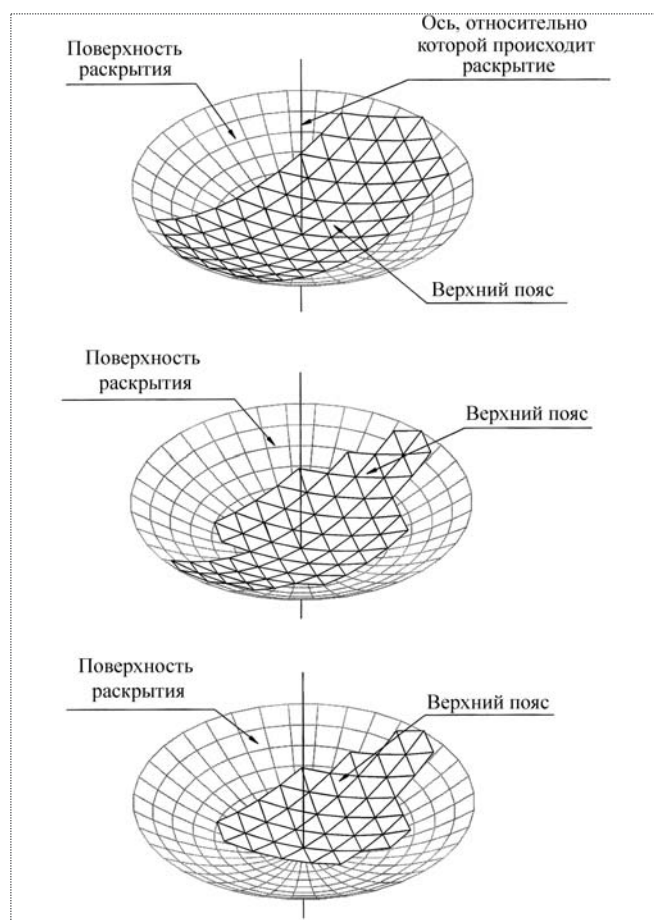


Рис. 4. Примеры возможных вариантов конфигурации верхнего пояса

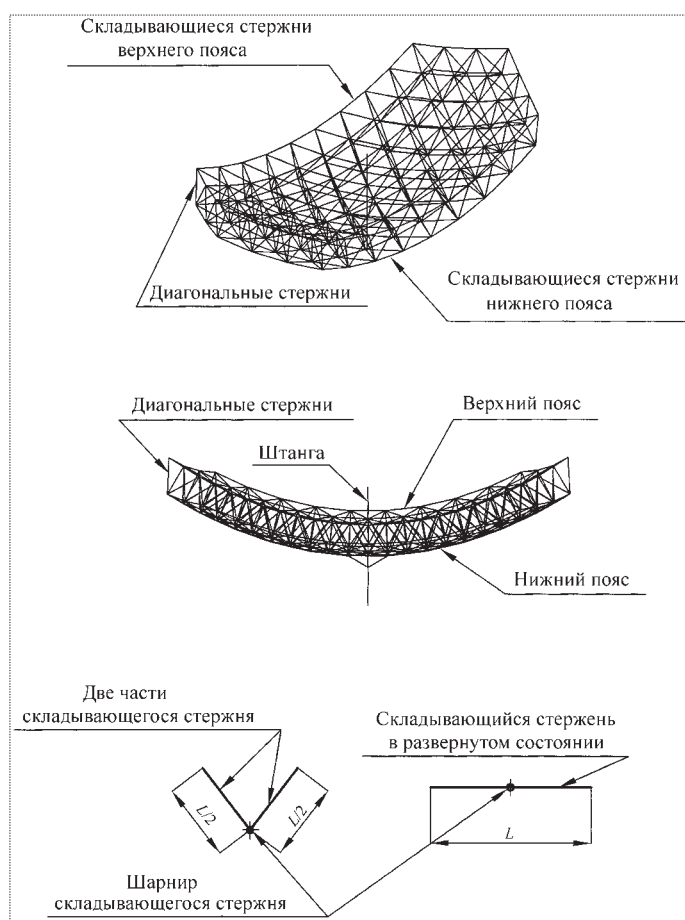


Рис. 5. Рефлектор антенны ферменного типа

ячейки в форме тетраэдра можно построить ферменные модули разнообразных пространственных форм (сферические, цилиндрические, параболические и др.) с различными очертаниями внешнего контура. Габаритные размеры создаваемой ферменной конструкции определяются конкретными требованиями решаемой технической задачи. Раскрытие ферменной конструкции происходит автоматически при срабатывании механизма расчехловки за счет упругой энергии пружин, расположенных в шарнирных соединениях. Процесс раскрытия происходит относительно некоторой точки (оси) пространства, выбор которой определяется конкретным закреплением конструкции.

На рис. 5 изображен рефлектор антенны, состоящий из двух поясов: верхнего пояса, на котором закрепляется сетеполотно, и нижнего пояса. Пояса связаны между собой с помощью диагональных стержней. Каждый складывающийся стержень длиной L верхнего и нижнего поясов выполнен из двух равных (длиной $L/2$) элементов, соединенных шар-

ниром. Складывающиеся стержни связаны между собой также с помощью узловых шарниров. Здесь под длиной L складывающихся стержней понимается расстояние между центрами двух смежных узловых шарниров. Стержни ферменной конструкции могут быть выполнены как из металла, так и из композиционного материала. При складывании ферменной конструкции трубчатые элементы складывающихся стержней верхнего и нижнего поясов поворачиваются в шарнирах узловых соединений и шарнирах, соединяющих их, убираются внутрь конструкции, располагаясь между диагональными стержнями. Диагональные стержни поворачиваются в своих шарнирах узловых соединений и сближаются, занимая при укладке параллельное положение. Радиоотражающая поверхность, закрепленная на складывающихся стержнях, при складывании убирается внутрь каркаса. Габарит укладки по высоте определяется длиной диагональных стержней. Поперечный габарит укладки ферменной конструкции определяется возможно-

стью наиболее тесного расположения узловых шарнирных соединений.

Классическая схема анализа крупногабаритных космических конструкций включает следующие основные этапы: выбор расчетной модели, с той или иной степенью полноты отображающей свойства реальной конструкции и формирование на ее основе соответствующей математической модели; проведение анализа влияния определяющих параметров; проверку адекватности характеристик модели и реальной конструкции на основе физического или численного эксперимента. При необходимости производится уточнение расчетной модели, и процедура анализа повторяется. Критерием правильности выбора расчетной модели является достижение требуемой точности анализа исходной конструкции. При этом при создании крупногабаритных космических конструкций инженеру-разработчику всегда приходится искать компромисс между желаемой точностью результата и допустимыми экономическими и временными затратами, связанными с его получением.

Создание раскрывающихся крупногабаритных космических конструкций в значительной степени опирается на математический эксперимент, в котором используются разрабатываемые расчетные модели с идентифицированными параметрами. Целями эксперимента являются проверка заложенных в конструкцию проектных решений с точки зрения их соответствия заданию на разработку и обоснование функциональной пригодности проектируемого изделия. Сложная в прикладном плане задача математического моделирования динамики раскрывающихся ферменных конструкций как системы многих тел, очевидно, не может быть решена с помощью одной универсальной модели. Создание такой модели вызывает принципиальные затруднения, связанные с отсутствием полных необходимых данных о геометрических и физических параметрах конструкции, а также с не всегда преодолимыми вычислительными трудностями и большими затратами машинного времени. Неполнота информации обусловлена неточностями в изготовлении конструкции, разбросом физико-механических характеристик применяемых материалов, несовершенством соединительных узлов и многими другими факторами.

На практике динамическое поведение конструкции анализируют, как правило, с помощью совокупности моделей, каждая из которых нацелена на решение конкретного технического вопроса либо направлена на определение динамических характеристик конструкции, либо исследует динамику процесса раскрытия конструкции. Таким образом, когда говорят о модели динамики таких конструкций, имеют в

виду не одну модель, а совокупность дополняющих и развивающих друг друга моделей — своего рода иерархию моделей. Можно ожидать, что темпы усложнения проектируемых раскрывающихся ферменных конструкций и роста их размерности как динамических систем будут постоянно опережать развитие методов и технических средств математического моделирования подобных конструкций. Поэтому изучение динамики раскрывающихся крупногабаритных ферменных конструкций в том объеме, который необходим для решения технических вопросов их создания, на основе частных моделей можно рассматривать как регулярный метод.

Первым шагом при формировании расчетной модели, как правило, является принятие совокупности гипотез о характере деформирования элементов и условиях их совместной работы в конструкции, особенностях взаимодействия с внешней средой, характере приложения нагрузок и т.п. Вторым, не менее важным шагом, является выбор метода анализа и соответствующей модели. С точки зрения математических моделей для анализа динамики раскрытия таких конструкций размерный фактор не вносит каких-либо специфических особенностей в соответствующие формализмы. Однако на конечный результат — саму модель, ее сложность, возможность упрощения, объем необходимых вычислений — он влияет весьма существенно. В дальнейшем математическими моделями динамики раскрытия крупногабаритных конструкций будем считать систему дифференциальных уравнений, описывающих движение отдельных элементов этих конструкций, а под математическим моделированием понимать численное решение этих уравнений.

Влияние размерного фактора на модели, описывающие динамику раскрытия конструкций, сказывается через изменение системы упрощающих допущений, касающихся обычно распределения масс между телами и соотношения геометрических размеров, позволяющих получить такое описание исходной технической системы, которое, будучи как можно более простым, сохраняет ее основные динамические особенности.

Раскрывающиеся крупногабаритные космические конструкции ферменного типа представляют собой многоэлементные системы, состоящие из десятков тысяч связанных между собой с помощью шарнирных соединений отдельных трубчатых элементов. Конструкции доставляются на космические орбиты в сложенном (транспортировочном) плотноупакованном состоянии. Приведение их в рабочее положение связано с реализацией процесса раскрытия. Процесс раскрытия таких конструкций является чрезвычайно ответственным

и определяется выполнением в заданной последовательности следующих его стадий: начальное страгивание элементов конструкции; перемещение и разворот элементов конструкции на соответствующие расстояния и углы до их рабочего положения (состояния); установка или фиксация в рабочем состоянии при определенной относительной ориентации смежных элементов конструкции. Таким образом, при рассмотрении таких конструкций имеют дело с системой многих тел (трубчатых элементов). Для полного описания динамики системы многих тел требуется большое число параметров, которые характеризуют геометрию, распределение масс, природу внешних сил и сил, действующих в местах соединений. Поэтому составить уравнения движения раскрывающейся конструкции с достаточно большим числом трубчатых элементов и найти их численное решение при заданных начальных условиях и заданных возмущениях, которые могут иметь место в процессе раскрытия, весьма сложно. Во-первых, это связано с необходимостью получения системы дифференциальных уравнений достаточно большого порядка, описывающей непрерывное движение системы многих тел. Во-вторых, в процессе раскрытия при определенном относительном положении сложных трубчатых элементов конструкции на них накладываются связи, ограничивающие их взаимное перемещение. Техническое исполнение налагаемых связей может быть самым разнообразным. Установка трубчатых элементов конструкции на упоры (фиксаторы) может происходить как поэтапно в процессе раскрытия ферменной конструкции, когда в некоторой последовательности происходит ограничение относительного положения отдельных смежных элементов конструкции, так и одновременно (в один этап) всех элементов – в момент ее полного раскрытия. Таким образом, установка трубчатых элементов конструкции на упоры (фиксаторы) эквивалентна наложению импульсных связей в произвольный момент времени. При наложении таких связей возникает явление удара, которое приводит к скачкообразному изменению скоростей элементов раскрывающейся конструкции. В-третьих, конструкции ферменного типа имеют структуру взаимосвязей с замкнутыми кинематическими цепями. Таким образом, при разработке математических моделей раскрытия ферменных конструкций необходимо учитывать их следующие особенности: многосвязность, ударный характер установки элементов на упоры или фиксаторы, ограничивающие взаимное движение смежных звеньев, а также то, что они относятся к системам с замкнутыми кинематическими цепями.

При проектировании крупногабаритных ферменных конструкций выполняется анализ различных ва-

риантов их конструктивно-силовых схем и компоновок с целью выбора рациональной конструкции с точки зрения массы, технологии изготовления с учетом необходимости обеспечения плавности и надежности раскрытия при эксплуатации. На ранних стадиях проектирования особую ценность представляют методы и программы, которые с достаточной для практики степенью точности при малых вычислительных затратах позволяют сделать конструктивные разработки различных вариантов, оценить их характеристики и выбрать наиболее рациональный вариант. Основное требование к рабочей программе на этом этапе – минимальное время расчета одного варианта при достаточной для практики точности [1].

Если форма ферменной конструкции в плане представляет собой правильный шестиугольник, раскрытие конструкции происходит осесимметрично, то главным движением являются радиальные перемещения стержней. Будем считать, что при раскрытии стержни верхнего и нижнего поясов являются активными элементами, а диагональные стержни выполняют пассивную роль и лишь соединяют оба пояса в единую пространственную конструкцию. В первом приближении расчетная физическая модель может быть представлена в виде дискретных пружин с массами (рис. 6). Принимая, что предварительное поджатие всех пружин одинаково, запишем уравнение для потенциальной энергии системы W :

$$W = W_0 \left[\left(\frac{x_1}{l} - 1 \right)^2 + \sum_{i=1}^{n-1} \left(\frac{x_{i+1} - x_i}{l} - 1 \right)^2 \right], \quad (1)$$

где W_0 – энергия предварительно напряженной пружины; l – длина одного звена; n – число степеней свободы.

Кинетическая энергия системы T и диссипативная функция D описываются уравнениями

$$T = \sum_{i=1}^n \frac{m}{2} \dot{x}_i^2; \quad D = \sum_{i=1}^n \frac{\mu}{2} \dot{x}_i^2, \quad (2)$$

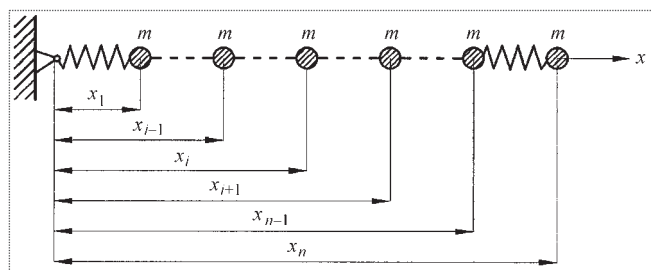


Рис. 6. Простейшая физическая модель для расчета ферменной конструкции

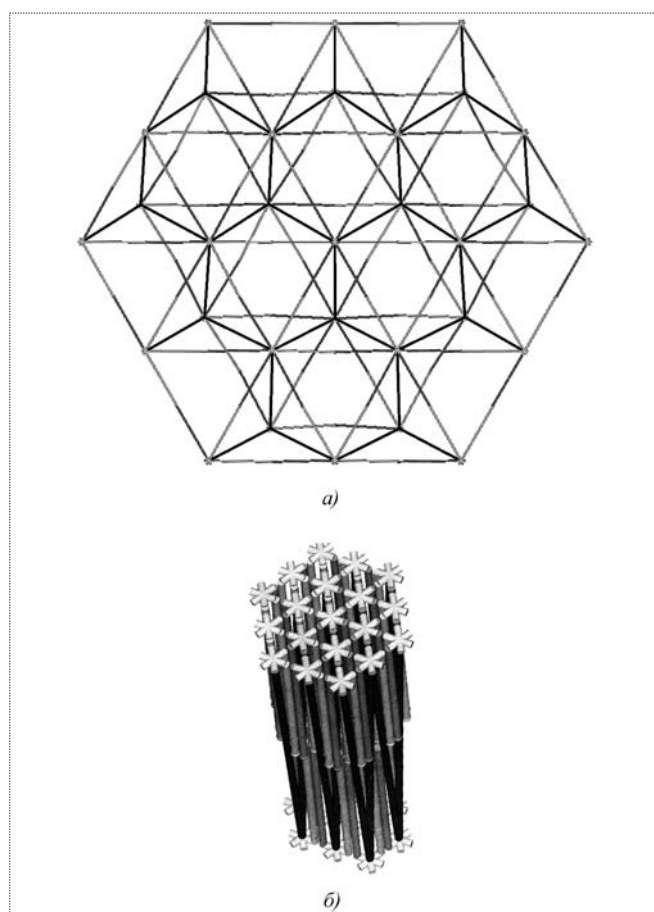


Рис. 8. Построенная с помощью программного комплекса EULER модель ферменной конструкции в раскрытом (а) и сложенном (б) положениях

ной модели можно оценить динамические нагрузки, возникающие в элементах конструкции в момент установки на упоры или фиксаторы складывающихся стержней.

В случае рассмотренного выше раскрытия плоской ферменной крупногабаритной конструкции оказалось возможным использовать уравнения Лагранжа второго рода, так как было достаточно просто получить выражения для кинетической и потенциальной энергий конструкции. Для структур, отличных от плоской, составить функцию Лагранжа и ее производные не представляется возможным из-за громоздких аналитических выкладок. Необходимо заметить, что в этом случае не могут помочь даже та-

кие мощные компьютерные системы символьной математики, как Maple и Mathematica. Целесообразно использовать возможности современных пакетов моделирования динамики механических систем. Для решения задачи можно воспользоваться программным комплексом MSC.ADAMS.2005 (Automatic Dynamics Analysis of Mechanical Systems) или программным комплексом автоматизированного динамического анализа многокомпонентных механических систем EULER [2].

Программный комплекс EULER предназначен для математического моделирования поведения многокомпонентных механических систем в трехмерном пространстве. С использованием этого программного комплекса построена модель и проведен численный анализ динамики раскрытия конструкции ферменного типа (рис. 8).

Исследования и расчеты показали, что для конструкций ферменного типа, отличных от плоских, начальные значения обобщенных координат для сложного, транспортировочного состояния необходимо определять исходя из предположения, что центры узловых шарнирных элементов должны располагаться на поверхности (параболической, сферической, цилиндрической и т.д.), соответствующей раскрытому, рабочему положению конструкции.

Представленная модель относится к категории проверочных моделей, предназначенных для уточнения применимости оценочных и рабочих моделей, а также оценки достоверности получаемых с их помощью результатов. Эта модель может использоваться на стадии рабочего проектирования, а также в процессе экспериментальной отработки раскрытия крупногабаритных ферменных конструкций для моделирования различных нештатных ситуаций.

Список литературы

1. Боярко В.Г., Малков В.П., Фатьянов Ю.А. Анализ процесса раскрытия стержневой конструкции // Прикладные проблемы прочности и пластичности: Всесоюз. межвузовский сборник. Горький: Изд-во Горьковского университета им. Н.И. Лобачевского, 1988. С. 10–19.
2. Бойков В.Г. Программный комплекс автоматизированного динамического анализа многокомпонентных механических систем EULER // САПР и графика. 2000. № 9. С. 17–20.

УДК 629.7

Расчет радиационных характеристик бортовой аппаратуры с использованием трехмерной модели КА

Н.М. Хамидуллина



ХАМИДУЛЛИНА
Наталья Мугалимовна —
начальник отдела ФГУП
"НПО им. С.А. Лавочкина",
кандидат физ.-мат. наук

В статье представлен разработанный комплекс программ "LocalDose&SEE", позволяющий рассчитать радиационные характеристики (локальные значения поглощенных доз и частоты случайных одиночных сбоев и отказов) бортовой аппаратуры методом секторирования с помощью компьютерной трехмерной модели (3d-модель) космического аппарата (КА). Приводится подробное описание метода и программных возможностей: схема функционирования, входные-выходные данные, визуализация распределения масс, сервисные удобства.

N.M. Khamidullina. Calculation Of Onboard Equipment Radiation Characteristics Using Spacecraft 3d-model

The paper presents the developed program complex "LocalDose&SEE" which permits to calculate radiation characteristics (local absorbed doses and rate of single events upsets and latch-ups) of onboard equipment using the sectoring method with the help of spacecraft computer 3d-model. Detailed description of method and programs possibilities is given: logic diagram, input — output data, visualization of mass distribution, service tools.

Во время полета космические аппараты (КА) подвергаются разрушающему воздействию ионизирующих излучений космического пространства: протонов и электронов радиационных поясов Земли (РПЗ), протонов и тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ) солнечных (СКЛ) и галактических (ГКЛ) космических лучей. Для обеспечения надежной работы в космосе служебных и научных бортовых систем (особенно это актуально для КА с длительными сроками активного существования) чрезвычайно важно еще на стадии проектирования КА оценить уровень радиационной опасности, в частности корректно рассчитать локальные дозы, поглощенные аппаратурой на протяжении всей миссии и на разных ее этапах. Кроме того, в связи с увеличением степени интеграции микросхем и уменьшением их чувствительных объемов не менее актуальной становится оценка частоты (количества) одиночных случайных эффектов в сверхбольших и больших микросхемах (СБИС и БИС) бортовой аппаратуры с учетом реальной конфигурации КА.

Разработан комплекс программ LocalDose&SEE ("Локальная доза и одиночные эффекты"), предназначенный для проведения расчетов локальных поглощенных доз и частоты случайных одиночных сбоев и отказов бортовой аппаратуры в различных местах КА методом пространственного интегрирования определенных функций, описывающих радиационные эффекты по компьютерной трехмерной модели (3d-модель) КА.

Программный комплекс "LocalDose&SEE" является усовершенствованной и существенно дополненной модификацией программы "LocalDose" [1, 2]: в нем появились дополнительные возможности и функции, в связи с чем представляется необхо-

димым подробно описать новый программный продукт.

Методика расчета

Расчет локальной поглощенной дозы ЛПД и локальной частоты одиночных эффектов $v(X, Y, Z)$ в точке с координатами (X, Y, Z) ведется методом секторирования по формулам

$$ЛПД(X, Y, Z) = \frac{1}{4\pi} \sum_i^N \Delta\Omega_i D(x_i), \quad (1)$$

$$v(X, Y, Z) = \frac{1}{4\pi} \sum_i^N \Delta\Omega_i v(x_i). \quad (2)$$

Здесь суммирование выполняется по N направлениям, равным числу точек на сфере интегрирования, окружающей выбранное место на КА; $\Delta\Omega_i$ – телесный угол в i -м направлении; x_i – суммарная толщина защиты, создаваемой всеми элементами конструкции КА в i -м направлении (в массовых единицах, г/см²); $D(x_i)$, $v(x_i)$ – поглощенная доза (Гр) и частота одиночных эффектов (с⁻¹) соответственно от потока частиц, прошедшего за сферический защитный экран с толщиной x_i , которая для каждого i -го направления рассчитывается с использованием 3d-модели по формуле

$$x_i = \sum_j^{n_i} 10^{-1} \rho_j \sqrt{\frac{A_{Si}}{A_j}} l_j, \quad (3)$$

где n_i – число экранирующих объектов на 3d-модели в i -м направлении; ρ_j , A_j , l_j (мм) – плотность, атомный вес и толщина j -го объекта в данном направлении соответственно; A_{Si} – атомный вес кремния.

В свою очередь, частоты одиночных эффектов $v(x_i)$ определяются по формуле, основанной на модели сбоя в НИИЯФ МГУ [3...5]:

$$v(x_i) = \int_{E_0} F_p(E, x_i) \sigma_p(E) dE + \int_{L_0} F(L, x_i) \sigma(L, \cos\theta_i) \cos\theta_i dL, \quad (4)$$

где E – энергия протонов, МэВ; L – линейная передача энергии (ЛПЭ) от тяжелых заряженных частиц, МэВ/(г/см²); $F_p(E, x_i)$ и $F(L, x_i)$ – дифференциальный энергетический спектр плотности потока протонов (1/см²/с/МэВ) и ЛПЭ-спектр ТЗЧ (1/см²/с/[МэВ/(г/см²)] соответственно в центре сферически симмет-

ричного защитного экрана толщиной x_i ; $\sigma_p(E)$ – сечение ядерного механизма возникновения одиночного эффекта, обусловленного протонами, см²; $\sigma(L, \cos\theta_i)$ – сечение прямого механизма возникновения одиночного эффекта от ТЗЧ (см²), зависящее в общем случае от направления падения ТЗЧ на поверхность СБИС (θ_i – угол между i -м направлением суммирования и поверхностью СБИС), причем этот фактор становится существенным для интегральных микросхем (ИМС), чувствительный объем которых описывается плоским слоем (например, статических ОЗУ); L_0 – пороговое значение ЛПЭ, являющееся характеристикой чувствительности СБИС к тому или иному виду одиночных эффектов; E_0 – пороговая энергия возникновения одиночного эффекта от протонов.

В случае задания в качестве исходных данных только ЛПЭ-спектров заряженных частиц расчет ЛПД ведется по формуле (1) с расчетом на каждом шаге суммирования дозы $D(x_i)$ за сферическим экраном толщиной x_i :

$$D(x_i) = k \int L \Phi(x_i, L) dL, \quad (5)$$

где $\Phi(x_i, L)$ – дифференциальный ЛПЭ-спектр потока частиц за сферическим защитным экраном толщиной x_i (1/см²/МэВ); $k = 1,6 \cdot 10^{-10}$ Гр/(МэВ/г) – размерный коэффициент.

Структурная схема взаимодействия программ

Программный продукт LocalDose&SEE представляет собой комплекс разработанных программ, взаимодействующих с двумя хорошо известными программными продуктами: Microsoft Excel и 3D Studio Max. Программы написаны на языках Visual Basic for Applications (VBA) и Maxscript.

По своей логике работа программного комплекса разделяется на три принципиально разных шага:

вычисление распределения масс;

вычисление локальных поглощенных доз и частот одиночных эффектов для каждого заданного места КА и вывод численных результатов в виде Excel-таблиц; автономный просмотр в среде 3D Studio Max распределения масс для каждого выбранного локального места на любом этапе миссии.

Структурная схема, представленная на рис. 1, показывает состав и взаимодействие компонентов программного комплекса. Условные штриховая, пунктирная и штрихпунктирная линии на схеме показывают, какое приложение управляет тем или иным ком-

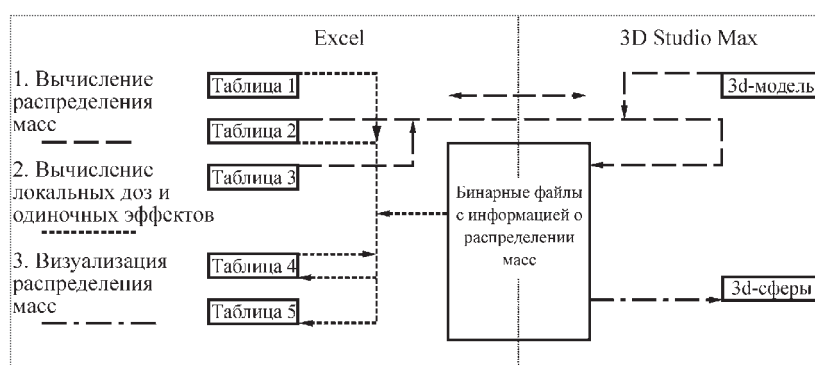


Рис. 1. Структурная схема взаимодействия программ

понентом задачи. Так, например, при вычислении распределения масс имеет место взаимодействие Excel и 3D Studio Max, при вычислении локальных радиационных характеристик используется только Excel, а при визуализации распределения масс — только 3D Studio Max. Стрелки указывают направления потоков данных от входной информации к выходной.

Входные данные

Входными данными для разработанного комплекса программ являются:

трехмерная модель КА в формате 3D Studio Max (для примера на рис. 2 приведена 3d-модель КА "Спектр-Р", предназначенного для астрофизических исследований);

три исходные таблицы в формате Excel.

Трехмерная модель специальным образом разделена на части, соответствующие разным этапам экспедиции. В общем случае каждый этап характеризуется как различными радиационными условиями космического пространства, так и изменяющейся конструкцией КА. Существует множество причин, обуславливающих изменение конструкции КА на протяжении экспедиции: сбрасывание отработанных частей, стыковка, расстыковка, изменение пространственной ориентации какой-либо детали относительно других деталей и т.д. Любое изменение очевидным образом влияет на локальные значения рассматриваемых радиационных характеристик, поэтому разделение экспедиции на этапы является необходимым условием, и учет этого факта относится к достоинствам метода расчета.

В исходной Excel-таблице 1 (рис. 3) задаются значения доз (в кремнии), энергетиче-

ские спектры потоков и плотности потоков электронов РПЗ и протонов от всех видов радиационных полей (РПЗ, СКЛ и ГКЛ), а также дифференциальные ЛПЭ-спектры плотности потоков ионов СКЛ и ядер ГКЛ в зависимости от толщины сферической защиты X . Указанные радиационные характеристики, в свою очередь, рассчитываются с учетом даты старта, баллистических параметров траектории полета КА, длительности полета и уровня солнечной активности с использованием современных моделей космоса. Лист таблицы относится к одному этапу и к одному виду излучения.

Для удобства пользователя все поля с массивами данных на каждом листе различаются цветом фона: дозы — на белом фоне, энергетические спектры — на желтом, а ЛПЭ-спектры — на голубом. Для компактности представления довольно громоздких массивов исходных данных строки со спектрами могут группироваться. Для их развертывания достаточно нажать на значок "+" слева от строки, содержащей значения доз и обозначаемой словом "dose-...".

Excel-таблица 2 (рис. 4) является главным местом, откуда происходит управление процессами вычисления (штриховые и пунктирные стрелки на схеме, приведенной на рис. 1). Поэтому она снабжена программной "начинкой", а верхняя ее часть заполнена интерфейсными элементами, которые помогают пользователю корректно заполнять и редактировать таблицу.

В первых четырех столбцах таблицы находятся списки локальных мест КА (в дальнейшем для краткости обозначаемых как "локации"), для которых вычисляются

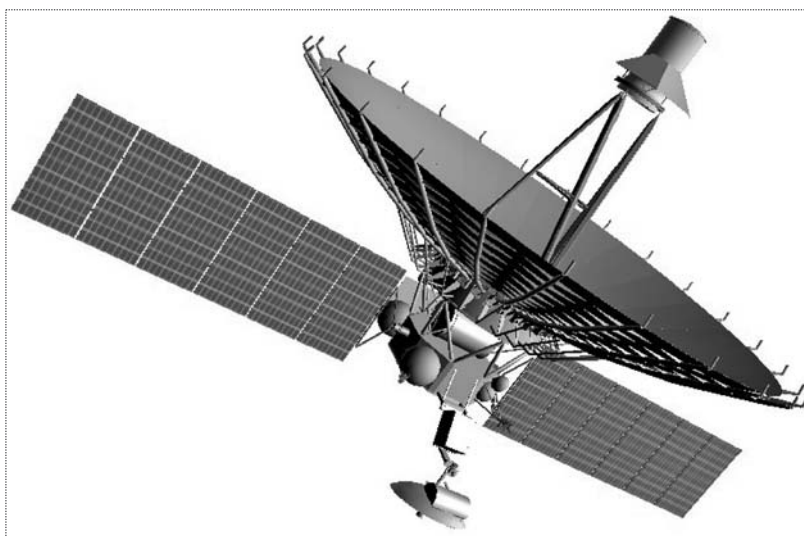


Рис. 2. Трехмерная модель КА "Спектр-Р"

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M
1	Thickness	1,00E-02	1,00E-01	3,00E-01	5,00E-01	7,00E-01	1,00E+00	2,00E+00	3,00E+00	1,00E+01			
2	Dose-99	2,30E+04	1,50E+04	9,10E+03	6,00E+03	3,80E+03	1,90E+03	4,00E+02	1,00E+02	5,00E+00			
3		1,00E+01	1,29E+04	7,11E+03	2,90E+03	1,59E+03	9,95E+02	5,73E+02	1,73E+02	8,17E+01	7,68E+00		
4		1,26E+01	8,05E+03	5,14E+03	2,51E+03	1,49E+03	9,75E+02	5,87E+02	1,90E+02	9,22E+01	9,02E+00		
5		1,58E+01	4,79E+03	3,50E+03	2,00E+03	1,28E+03	8,92E+02	5,67E+02	2,00E+02	1,01E+02	1,05E+01		
6		2,00E+01	2,81E+03	2,24E+03	1,45E+03	1,02E+03	7,52E+02	5,09E+02	2,02E+02	1,07E+02	1,20E+01		
7		2,51E+01	1,57E+03	1,34E+03	9,72E+02	7,40E+02	5,81E+02	4,23E+02	1,91E+02	1,08E+02	1,36E+01		
8		3,16E+01	8,48E+02	7,59E+02	6,06E+02	5,00E+02	4,16E+02	3,24E+02	1,67E+02	1,01E+02	1,48E+01		
9		3,98E+01	4,55E+02	4,22E+02	3,61E+02	3,17E+02	2,79E+02	2,30E+02	1,35E+02	8,84E+01	1,55E+01		
10		5,01E+01	2,43E+02	2,31E+02	2,08E+02	1,91E+02	1,75E+02	1,53E+02	1,00E+02	7,14E+01	1,55E+01		
11		6,31E+01	1,30E+02	1,25E+02	1,16E+02	1,11E+02	1,05E+02	9,56E+01	7,00E+01	5,31E+01	1,45E+01		
12		7,94E+01	6,90E+01	6,75E+01	6,41E+01	6,29E+01	6,07E+01	5,69E+01	4,64E+01	3,70E+01	1,25E+01		
13		1,00E+02	3,66E+01	3,61E+01	3,48E+01	3,48E+01	3,41E+01	3,26E+01	2,81E+01	2,45E+01	9,95E+00		
14		1,26E+02	1,94E+01	1,92E+01	1,87E+01	1,90E+01	1,87E+01	1,81E+01	1,62E+01	1,46E+01	7,30E+00		
15		1,58E+02	1,02E+01	1,01E+01	9,95E+00	1,01E+01	1,00E+01	9,78E+00	9,02E+00	8,37E+00	5,08E+00		
16		2,00E+02	5,43E+00	5,40E+00	5,33E+00	5,42E+00	5,37E+00	5,26E+00	4,94E+00	4,67E+00	3,30E+00		
17		2,51E+02	2,81E+00	2,80E+00	2,77E+00	2,80E+00	2,78E+00	2,74E+00	2,62E+00	2,51E+00	1,92E+00		
18		3,16E+02	1,47E+00	1,46E+00	1,45E+00	1,46E+00	1,45E+00	1,43E+00	1,39E+00	1,35E+00	1,10E+00		
19		3,98E+02	7,56E-01	7,54E-01	7,49E-01	7,51E-01	7,47E-01	7,42E-01	7,25E-01	7,08E-01	6,03E-01		
20		5,01E+02	3,86E-01	3,86E-01	3,83E-01	3,83E-01	3,82E-01	3,81E-01	3,74E-01	3,66E-01	3,21E-01		
21		6,31E+02	1,95E-01	1,95E-01	1,94E-01	1,94E-01	1,93E-01	1,93E-01	1,90E-01	1,86E-01	1,66E-01		
22		7,94E+02	9,70E-02	9,68E-02	9,64E-02	9,63E-02	9,62E-02	9,59E-02	9,46E-02	9,31E-02	8,41E-02		
23		1,00E+03	4,75E-02	4,74E-02	4,72E-02	4,72E-02	4,72E-02	4,70E-02	4,64E-02	4,57E-02	4,16E-02		
24		1,26E+03	2,29E-02	2,28E-02	2,27E-02	2,27E-02	2,27E-02	2,26E-02	2,24E-02	2,20E-02	2,01E-02		
25		1,58E+03	1,06E-02	1,06E-02	1,05E-02	1,05E-02	1,05E-02	1,05E-02	1,04E-02	1,02E-02	9,37E-03		
26		2,00E+03	4,96E-03	4,95E-03	4,93E-03	4,93E-03	4,93E-03	4,91E-03	4,85E-03	4,79E-03	4,39E-03		
27		2,51E+03	3,40E-03	3,40E-03	3,39E-03	3,39E-03	3,39E-03	3,34E-03	3,34E-04	1,53E-04	1,02E-05		
28		3,16E+03	4,58E-03	4,58E-03	4,58E-03	4,58E-03	4,58E-03	4,58E-03	4,58E-03	4,58E-03	4,58E-03		
29		3,98E+03	5,82E-03	5,82E-03	5,82E-03	5,82E-03	5,82E-03	5,82E-03	5,82E-03	5,82E-03	5,82E-03		
30		5,01E+03	7,04E-03	7,04E-03	7,04E-03	7,04E-03	7,04E-03	7,04E-03	7,04E-03	7,04E-03	7,04E-03		

Рис. 3. Фрагмент исходной таблицы 1

ся дозы и частоты одиночных эффектов, и их пространственные координаты (в мм) в локальной системе КА (столбцы с названиями X , Y , Z). Следует отметить, что на рис. 4 изображена только часть таблицы 2, а именно показаны только 8 "локаций", для которых проводятся расчеты (включая строку, демонстрирующую ошибки). На самом деле число "локаций" неограничено и определяется поставленными пользователем задачами.

Следующие 2 столбца таблицы 2 содержат число сегментов (число точек на четверти экватора сферы интегрирования) и связанное с ними общее число точек на этой сфере; такой подход позволяет добиться равенства всех элементарных телесных углов $\Delta\Omega_i$, по которым идет суммирование в формулах (1), (2).

Три следующие столбца связаны с вычислением частот одиночных эффектов:

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M
1													
2			Edit	Paste	☒								
3	Default segments	5	Move	Delete									
4													
5	Number of points	102											
6													
7	Check Errors	☒	Mark / Clear	Clear Sel	☐								
8				Clear All									
9													
10	Name of location	X	Y	Z	Segments	Points	α_0	L0	Latch-up	Ignore near	1EO		
11	BCVC_c	-382	499	323	default	102	-	-	0	0	1		
12	BCVC_c_i	-382	499	323	7	190	-	-	0	1	1		
13	BCVC_s	-382	499	411	6	146	-	-	0	0	1		
14	PFS01_s	-1484	226	2677	default	102	2,00E-07	1,50E+03	0	0	1		
15	PFS01_s_l	-1484	226	2677	default	102	1,00E-09	2,50E+04	1	0	1		
16	Erroneous_Row		100	11mm	Def	#####	-	one	0	-1	1		
17	BU-3_c	-365	-79	-3	8	258	-	-	0	0	1		
18	BU-3_c_i	-365	-79	-3	default	102	-	-	0	1	1		

Рис. 4. Исходная таблица 2

в столбец с заголовком σ_0 вносятся значения максимального сечения сбоев (отказов) σ_0 , характеризующие сбоечувствительность СБИС [3], расположенных в приведенных "локациях";

в столбец с заголовком L_0 вносятся пороговые значения ЛПЭ L_0 для сбоев (отказов) [3], также характеризующие сбоечувствительность СБИС. Следует заметить, что отличные от нуля значения σ_0 и L_0 в двух указанных столбцах автоматически приводят к расчету сбоев наряду с ЛПД;

в столбце с заголовком "latch-up" (одиночный отказ) цифра 1 означает, что для СБИС в данном месте рассчитывается частота одиночного отказа (соответственно, в (4) используются выражения для σ , описывающие отказы), а цифра 0 означает, что расчет не производится. При этом в предыдущих двух столбцах указываются, естественно, значения σ_0 и L_0 , характерные для одиночного отказа.

Далее ячейка в столбце с заголовком "Ignore nearest shield" ("игнорировать ближайшую защиту") заполняется цифрой 1 в случае, когда требуется рассчитать ЛПД в месте расположения прибора (без его учета). При этом сам прибор игнорируется, хотя он и присутствует в трехмерной модели и учитывается при расчетах доз в других местах КА. Во избежание путаницы в обозначения соответствующих "локаций" добавляется в конце "_i". Цифра 0 означает, что рассчитывается локальная доза с учетом габаритно-массовых характеристик прибора. Таким образом, эта операция позволяет проводить расчет доз как в месте расположения прибора, так и внутри него.

Последние столбцы в таблице 2 указывают номера этапов, на протяжении которых будет производиться вычисление доз и частот одиночных эффектов в "локациях". Значение 1 означает, что данное локальное место принимается в расчет на данной стадии, а значение 0 — не принимается.

Нажатие основных кнопок в верхней части таблицы 2 управляет следующими процессами: "calculate thickness" — расчет суммарных толщин защиты по всем направлениям; "calculate spatial angles for all locations (%)" — расчет углового распределения масс вокруг всех "локаций"; "calculate dose for all locations" — расчет доз и частот одиночных эффектов для всех "локаций"; "calculate only marked locations" — соответствующие расчеты только для выделенных "локаций"; "edit", "paste", "delete", "mark/clear" — редактирование, вставка (в ячейку), уничтожение (содержимого ячейки), команда "выделить/очистить" соответственно.

Исходная Excel-таблица 3 содержит информацию о физических свойствах материалов, из которых выпол-

нены детали КА (атомный вес и плотность), необходимую для расчета суммарных толщин защит по всем направлениям суммирования. Если плотность деталей неизвестна, то указывается только масса (в кг), а средняя плотность рассчитывается по объему детали, вычисленному по 3d-модели с помощью 3D Studio Max.

Выходные данные

Полученная информация о вычисленных распределениях масс помещается в бинарные файлы, используемые в дальнейших вычислениях. Их применение оправданно по многим причинам: это позволяет на шагах расчета 2 и 3 (см. рис. 1) использовать только одно приложение, а не оба одновременно. Так как шаг 1 сравнительно длительный по времени вычисления (от нескольких минут до нескольких часов в зависимости от сложности 3d-модели), то сохранение бинарных файлов на жестком диске помогает избежать долгих ненужных перерасчетов. Более того, процесс вычислений может быть организован так, чтобы вычисления первого этапа проводились на одном мощном компьютере, а полученные бинарные файлы использовались для дальнейших многократных вычислений радиационных характеристик на других менее мощных компьютерах, даже не имеющих самой 3d-модели.

Этот подход оправдан еще и потому, что бинарные файлы имеют очень небольшой объем, поскольку на хранение информации о суммарной толщине защиты по одному направлению тратится всего 2 байта. Следует заметить, что сложность трехмерной модели не влияет на объем бинарных файлов, а влияет только на продолжительность расчетов шага 1. Благодаря рассмотренной организации данных шаги 2 и 3 занимают сравнительно немного времени: около нескольких секунд. На шаге 2 (пунктирные стрелки на рис. 1) производится вычисление локальных доз на основе уже полученной информации о распределениях масс в бинарных файлах. Результаты вычислений помещаются в выходные таблицы 4 и 5.

Выходная Excel-таблица 4 содержит данные о распределении масс и отражает, по сути, только геометрические характеристики КА. Листы этой таблицы индексируются номерами этапов миссии. В первом столбце каждого листа находится список локальных мест из таблицы 2, а в первой строке — значения толщин защиты X . В ячейках вычисляется процентная доля телесных углов с защитой не менее X .

В выходной Excel-таблице 5 (рис. 5) содержатся результаты расчетов локальных значений доз, потоков частиц и частот сбоев и отказов, при этом по-

Microsoft Excel Viewer - SPTab5

File Edit View Window Help

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	
1	AD	EL	BLAD	EL	BLAD	EL	BLAD	EL	BLAD	EL	BLAD	EL	BLAD	EL
28	2,51E+03	4,08E-04	4,08E-04	4,25E-04	4,25E-04	4,14E-04	4,14E-04	4,25E-04	4,25E-04	4,27E-04	4,27E-04	4,28E-04	4,28E-04	4,
29	3,16E+03	2,75E-04	2,75E-04	2,87E-04	2,87E-04	2,79E-04	2,79E-04	2,88E-04	2,88E-04	2,89E-04	2,89E-04	2,90E-04	2,90E-04	2,
30	3,98E+03	1,80E-04	1,80E-04	1,89E-04	1,89E-04	1,83E-04	1,83E-04	1,89E-04	1,89E-04	1,90E-04	1,90E-04	1,91E-04	1,91E-04	1,
31	5,01E+03	1,15E-04	1,15E-04	1,21E-04	1,21E-04	1,17E-04	1,17E-04	1,21E-04	1,21E-04	1,22E-04	1,22E-04	1,22E-04	1,22E-04	1,
32	6,31E+03	7,12E-05	7,12E-05	7,48E-05	7,48E-05	7,24E-05	7,24E-05	7,50E-05	7,50E-05	7,53E-05	7,53E-05	7,56E-05	7,56E-05	7,
33	7,94E+03	4,27E-05	4,27E-05	4,49E-05	4,49E-05	4,35E-05	4,35E-05	4,50E-05	4,50E-05	4,52E-05	4,52E-05	4,53E-05	4,53E-05	4,
34	1,00E+04	2,51E-05	2,51E-05	2,64E-05	2,64E-05	2,56E-05	2,56E-05	2,65E-05	2,65E-05	2,66E-05	2,66E-05	2,67E-05	2,67E-05	2,
35	NU_p	1,55E-13	2,28E-27	1,48E-13	2,22E-27	1,52E-13	2,26E-27	1,47E-13	2,20E-27	1,46E-13	2,20E-27	1,46E-13	2,20E-27	1,
36	NU_hcp	4,98E-13	9,26E-21	1,44E-12	5,65E-20	7,57E-13	1,79E-20	2,43E-12	1,49E-19	2,54E-12	1,57E-19	2,32E-12	1,32E-19	6,
37	NU_sum	6,53E-13	9,26E-21	1,59E-12	5,65E-20	9,09E-13	1,79E-20	2,57E-12	1,49E-19	2,68E-12	1,57E-19	2,46E-12	1,32E-19	7,
38	Dose-50	2,40E+01	2,40E+01	2,66E+02	2,66E+02	5,81E+01	5,81E+01	9,48E+02	9,48E+02	9,96E+02	9,96E+02	8,04E+02	8,04E+02	2,

Dose-50_Total / Dose-33_Total / IEO_ERBe / IEO_ERBp / IEO_SCR / IEO_GCR / ERBe

Ready

Рис. 5. Фрагмент выходной таблицы 5

следние в отличие от доз не суммируются по этапам и различным видам излучений, так как время действия вызывающих их радиационных полей различно. На начальных листах с именами "Dose* Total" в первом столбце располагаются названия этапов миссии, а в ячейках — суммарные по всем типам излучения дозы на каждом из этих этапов для тех же "локаций". В последней строке каждого начального листа вычисляется суммарная доза для каждого локального места по всем этапам и типам излучения. Следующие листы содержат результаты расчетов локальных доз и спектров потоков для разных этапов и типов излучения. На последних листах суммируются дозы и потоки частиц, приходящиеся на один тип излучения.

Для удобства ячейки, содержащие данные по сбоем, закрашиваются в голубой цвет, а ячейки с данными по отказам — в зеленый. Энергетические спектры потоков (плотностей потоков) заряженных частиц в данной "локации" имеют желтый фон.

Визуализация распределения масс

Визуализация распределения масс необходима для того, чтобы наиболее наглядно продемонстрировать разницу в толщине защиты по разным направлениям для данного локального места на любом этапе экспедиции. Числовые таблицы и двухмерные графики не в состоянии обеспечить такой наглядности, поскольку здесь необходимо пространственное представление. Распределение масс является, в сущности, функцией на сфере, окружающей данное место на КА, а для подробного исследования сферы естественно использовать возможности трехмерной графики. Для отображения функции распределения

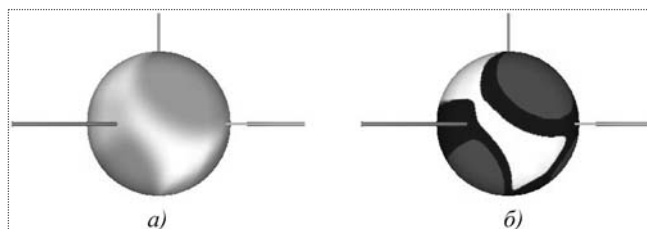


Рис. 6. 3d-сферы, представляющие распределение масс

масс наиболее удобно использовать цветовые градации. На рис. 6, а представлено типичное распределение. Наименьшей толщине защиты соответствует чистый красный цвет, наибольшей — чисто белый. Промежуточным значениям толщины защиты соответствуют промежуточные градации красного цвета (на черно-белом изображении — это градации серого цвета). Три цветных луча показывают направления координатных осей КА. Возможно одновременное включение-выключение каркаса модели КА для показа расположения данного локального места относительно всей конструкции.

Кроме того, предусмотрено интерактивное взаимодействие пользователя с программой отображения. В случае когда пользователя интересуют только направления, по которым толщины защит находятся в некотором определенном диапазоне, он может, задав программе этот диапазон, получить трехцветную сферу с четкими границами (рис. 6, б). Синяя цветовая зона (на рис. 6, б в черно-белом изображении это серый цвет) соответствует заданному диапазону, красная и белая соответствуют двум оставшимся диапазонам. При этом в специальных полях показаны процентные доли про-

странственных углов каждой из зон. Другим важным преимуществом интерактивного подхода является возможность рассмотреть цветную сферу с разных сторон, чтобы составить более полную картину об особенностях распределения защит вокруг конкретного места. Если же какое-то конкретное направление вызывает особый интерес, то достаточно просто "щелкнуть" мышью на данной точке сферы, чтобы в специальном поле появилось соответствующее значение защиты.

Дополнительные особенности и возможности

Помимо основных функций программный комплекс обладает рядом дополнительных особенностей и сервисных удобств. При его разработке особое внимание уделялось следующим важным моментам: контролю ошибок, синхронизации данных и удобству интерфейса.

Поскольку объем входной информации достаточно велик и может постоянно подвергаться изменениям, исходные данные должны быть проверены на полноту и непротиворечивость. В случае обнаружения ошибок специальная программа прерывает дальнейшие вычисления и выдает сообщение с указанием ошибки.

Определенный тип ошибок возникает в процессе заполнения или редактирования пользователем таблицы 2. Ввод в ячейку таблицы данных в неверном формате или вне разрешенного диапазона может привести к сбою в работе программы или к неверным результатам вычислений. Для предотвращения подобных ситуаций разработана защита от случайного исправления. Если же заполнение таблицы происходит через буфер, то программа проверяет все введенные данные на корректность при нажатии на специальную кнопку. При этом ячейки с запрещенным (ошибочным) типом данных обводятся красными овалами (см. рис. 4).

Необходимо также в любой момент времени знать, какие ячейки в таблице 2 были изменены после последнего расчета. Такая возможность обеспечивается за счет того, что каждая добавленная или измененная ячейка временно подкрашивается фиолетовым цветом, который исчезает после проведения расчета.

Важность синхронизации становится понятной, если вспомнить, что работа программ первого шага может занимать весьма продолжительное время при выполнении их каждый раз заново. Но, как правило, в

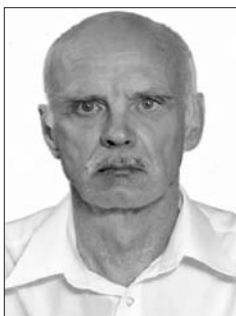
этом нет необходимости, так как при новых вычислениях нужно рассчитать распределение масс только для новых локальных мест, а старые данные оставить неизменными. Чтобы обеспечить такую возможность, программа обрабатывает таблицу 2 построчно сверху вниз, при этом после обработки очередной строки формируется соответствующий бинарный файл.

К сервисным удобствам относятся интерфейсные элементы (кнопки, поля, галочки), а также возможность временно пометить какую-либо ячейку с помощью пестрого фона, цветовой заливки или красного овала. Наличие подобных средств совместно с огромными возможностями, имеющимися в Excel и 3D Studio Max, делает общение с программами легким и удобным.

В заключение следует добавить, что разработанный метод был использован при проведении соответствующих расчетов для КА "Фобос-Грунт", "Спектр-Р", Спектр-УФ", МКС и МКА ФКИ. Он показал эффективность, несомненное удобство в работе, выигрыш по времени и большую точность по сравнению с традиционными упрощенными расчетами с помощью чертей или путем моделирования окружения прибора простыми геометрическими фигурами.

Список литературы

1. Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефилов И.В. Расчет локальных поглощенных доз с учетом реальной конфигурации космического аппарата // Космические исследования. Т. 44. № 2. 2006.
2. Пичхадзе К.М., Хамидуллина Н.М., Зефилов И.В. Расчет локальных доз с учетом реальной конфигурации космического аппарата "Фобос-Грунт" // Актуальные вопросы проектирования космических систем и комплексов: Сб. науч. трудов. Вып. 5. НПО им. С.А. Лавочкина, 2004.
3. Новые наукоемкие технологии в технике: Энциклопедия. Т. 16. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. Л.С. Новикова, М.И. Панасюка. М.: Энцитех, 2000.
4. Кузнецов Н.В., Панасюк М.И. Космическая радиация и прогнозирование сбое- и отказоустойчивости интегральных микросхем в бортовой аппаратуре космических аппаратов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. "Радиационное воздействие на радиоэлектронную аппаратуру". 2001. № 1–2.
5. Кузнецов Н.В. Частота одиночных случайных эффектов в электронике на борту космических аппаратов // Космические исследования. Т. 43. № 6. 2005.



ЗЕЛЕНКО
Геннадий Вадимович — профессор Московского государственного университета приборостроения и информатики, кандидат техн. наук



РОШИН
Алексей Васильевич — профессор Московского государственного университета приборостроения и информатики, кандидат техн. наук



ТРЕТЬЯКОВ
Сергей Вячеславович — старший преподаватель Московского государственного университета приборостроения и информатики, кандидат техн. наук

Проектирование встраиваемых управляющих систем методом ситуационного анализа

Г.В. Зеленко, А.В. Рошин, С.В. Третьяков

В статье рассматривается метод ситуационного анализа, который позволяет сформировать набор решений, определяющих процесс проектирования встраиваемых систем управления летательными аппаратами.

G.V. Zelenko, A.V. Roschin, S.V. Tretyakov. Building-in Control System Designing Using The Situation Analysis Technique

In this article the situation analysis technique is considered. This technique makes possible to form the set of decisions defining the process of designing building-in control systems of vehicle.

Есть несколько путей решения проблемы выбора аппаратных и программных компонентов встраиваемых систем управления летательными аппаратами. Программная реализация фрагментов управляющих алгоритмов позволяет иногда существенно уменьшить стоимость аппаратуры, повысить ее надежность. При этом, однако, следует иметь в виду, что программное выполнение алгоритма, как правило, требует большего времени, чем его аппаратная реализация. Время, необходимое для реализации алгоритма, определяется длиной программы и скоростью выполнения отдельных команд, требует специального подхода при программной реализации устройств реального времени. Прежде всего можно попытаться использовать более производительный процессор, но тогда повышается стоимость устройства, что при массовом производстве экономически невыгодно.

Другой путь — это выделение из всего алгоритма критических по времени участков для их реализации аппаратным путем. При этом для выделенных частей алгоритма или их фрагментов выбирается микроконтроллер, имеющий встроенные аппаратные средства. Разработано достаточно много специализированных аппаратных решений для реализации различных стандартных функций, например функций ввода-вывода и обработки данных, коммуникационных функций и т.д. Такие аппаратные решения обычно встраиваются непосредственно в микроконтроллеры. Этот путь привел к резкому расширению номенклатуры выпускаемых микроконтроллеров и совместимой с ними элементной базы.

При отсутствии в имеющейся номенклатуре требуемых специализированных схем разработчик осуществляет их самостоятельную разработку. Для этого в настоящее время ему принципиально доступна различная элементная база — от дискретных элементов до программируемых логических матриц, имеющих в своем составе процессорные ядра с некоторыми стандартными наборами команд. При этом, естественно, возможны разные варианты реализации структуры встраиваемых управляющих микроконтроллерных систем (ВУМС). Разработчик должен на этапе структурного проектирования выбрать вариант, удовлетворяющий заданным критериям. Данный этап проектирова-

ния очень ответственен, так как от правильности выбора варианта реализации структуры ВУМС зависит трудоемкость, а также сроки проектирования системы и ее стоимость.

Для решения проблемы компоновки аппаратной структуры встраиваемой управляющей системы в той или иной мере приходится учитывать данные экспертных оценок. Подбор специалистов для получения экспертных оценок является отдельной трудной задачей. Это требует бережного отношения к каждой экспертной оценке.

Известно, что любому эксперту проще работать, если варианты оценок выбираются из предложенного множества, а количественные параметры задаются в заранее указанном диапазоне.

Главной задачей экспертов на первом этапе проектирования является выявление связей между целями, стоящими перед разработчиком, и входными факторами проектирования.

Значимость целей количественно оценивается их весами, которые назначают эксперты. Такая оценка субъективна, но, к сожалению, нет другого способа взаимного сопоставления различных целей. Для облегчения работы экспертов цель описывается текстовым предложением с глаголом на первом месте и может содержать количественные показатели (например: "Уменьшить время реакции системы на 15 %", "Увеличить время наработки на отказ или сбой на 30 %" и т.д.).

Каждая цель разворачивается в виде "дерева", в котором эта цель является "корнем". Обозначение вершин каждого следующего уровня (подцелей) образу-

ется из обозначения вершины предыдущего уровня C_i добавлением в ее индекс порядковых номеров: C_{i1} , C_{i2} , ..., C_{in} . Например, цель C_1 "Уменьшить время реакции системы" может быть достигнута за счет повышения тактовой частоты микроконтроллера (C_{11}), увеличения объема оперативной памяти (C_{12}), замены фрагментов программы аппаратными модулями (C_{13}) и т.д. Целевое "дерево" обрывается на так называемых простых целях, которые нецелесообразно разлагать на составляющие. Далее определяются веса всех целей.

Если вершина C_i "дерева" имеет вес W_i и вершине C_i непосредственно подчинены (т.е. соответствуют ее подцелям) вершины C_{i1} , ..., C_{in} с весами W_{i1} , ..., W_{in} , то имеет место условие $W_i = W_{i1} + W_{i2} + \dots + W_{in}$, где числа в правой части определяют значимость подцелей относительно друг друга. Разложение весов на составляющие осуществляет эксперт.

Затем выявляются факторы, влияющие на выполнение простых целей.

Число простых целей и факторов влияния может быть очень большим даже при небольшом числе исходных целей, что затрудняет описание и моделирование процесса проектирования ВУМС. Возникает задача количественной оценки и ранжирования для выбора наиболее значимых целей и наиболее эффективных факторов.

Для решения этой задачи строится матрица взаимодействия простых целей — квадратная таблица, строки и столбцы которой соответствуют "листьям" целевых "деревьев", т.е. тем вершинам этих "деревьев", из которых не исходят стрелки. Примером матрицы взаимодействия является табл. 1.

Таблица 1

Матрица взаимодействия простых целей

Веса (баллы)	2,5	1,5	1,0	1,5	1,5	2	2	Интегральная оценка цели	Отобранные цели
Цели	C_{11}	C_{12}	C_{13}	C_{21}	C_{22}	C_{31}	C_{32}		
C_{11}	+1,0		+0,8			+0,5	+0,2	4,7	!
C_{12}		+1,0				+0,9	+0,9	5,1	!
C_{13}	+0,2	+0,2	+1,0				+0,5	2,8	
C_{21}				+1,0		+0,6	+0,8	4,3	!
C_{22}					+1,0	+0,6	+0,7	4,1	!
C_{31}	+0,5	+0,5		+0,6	+0,8	+1,0	+0,8	7,7	!!
C_{32}		+0,9	+0,2	+0,9	+0,8	+0,7	+1,0	7,5	!!

Будем говорить, что цель C_i взаимодействует (коррелирует) с целью C_j ($i, j = 1, \dots, m$), если достижение C_i влияет на достижение C_j . Это влияние может быть двояким: стремление к цели C_i может способствовать либо, наоборот, препятствовать достижению цели C_j . В первом случае на пересечении строки C_i и столбца C_j матрицы взаимодействия проставляется знак "+", во втором — знак "-". Если цели не влияют друг на друга либо характер их взаимодействия неизвестен, то соответствующую клетку матрицы оставляем пустой. Силу взаимодействия целей C_i, C_j будем оценивать словесными (лингвистическими) формулировками и выражать количественными величинами из интервала $[0, 1]$, например так, как это показано в табл. 2. Знак и количественную вероятностную оценку взаимодействия задает эксперт. При этом оценка может не совпадать с указанными выше значениями, а находиться в интервале между ними (например, 0,6 — сила взаимодействия занимает промежуточное значение между оценками "среднее" и "сильное").

Таблица 2
Шкала оценки взаимодействия целей

Лингвистическая шкала	Числовая шкала
Отсутствие взаимодействия	0 (пустая клетка)
Очень слабое	0,1
Слабое	0,3
Среднее	0,5
Сильное	0,7
Очень сильное	0,9
Абсолютное	1,0

Заполнение столбца C_{11} табл. 1 говорит о том, что достижению цели "Увеличение тактовой частоты микроконтроллера" способствуют улучшение таймингов памяти (цель C_{13}) и смена типа памяти (цель C_{31}). Оценка +0,2 первого взаимодействия лежит в интервале между "очень слабое" и "слабое", оценка +0,5 второго взаимодействия соответствует значению "среднее". Аналогично заполняются и остальные столбцы таблицы. Отметим, что во всех заполненных клетках табл. 1 стоит знак "+".

Интегральная оценка Q_i цели C_i , учитывающая влияние на C_i всех целей, находится по формуле

$$Q_i = \sum_{j=1, \dots, m} r_j X_{ij},$$

где r_j — вес цели C_j ; X_{ij} — экспертная оценка с учетом знака, вписанная в клетку (C_i, C_j) матрицы взаимодействия (коэффициент корреляции C_i с C_j), $X_{ij} \in [-1, +1]$.

Таким образом, интегральная оценка целей определяется по матрице взаимодействия построчно как алгебраическая сумма произведений значений, вписанных в клетки данной строки, и значений веса из верхней строки табл. 1.

Интегральные оценки ранжируют цели: цель C_i тем значимее, чем больше ее оценка Q_i . Это позволяет из множества целей отобрать наиболее значимые. Пусть в данном примере это цели, для которых $Q_i > 4$ (отмечены восклицательным знаком в правом столбце табл. 1). Среди них наиболее важны те, для которых $Q_i > 7$ (помечены в крайнем правом столбце вторым восклицательным знаком).

Из числа простых целей удаляем непомянутые C_{12}, C_{13} и связанные с ними факторы $\Phi_3, \dots, \Phi_6$. Далее ранжируем оставшиеся факторы и отбираем из них наиболее значимые.

Процедура ранжирования — отбора факторов влияния заключается в следующем. Строится таблица взаимосвязи факторов и отобранных целей (табл. 3). Строки этой таблицы соответствуют факторам $\Phi_1, \Phi_2, \Phi_7, \dots, \Phi_{12}$, столбцы — отобранным целям. На пересечении строки Φ_i и столбца C_j вписывается экспертная оценка $Y_{ij} \in [-1, +1]$, определяемая подобно тому, как было показано выше. Знак "+" говорит о том, что фактор Φ_i приближает к цели C_j , а знак "-", что удаляет от нее.

Интегральная оценка H_i для фактора Φ_i с учетом достижения всех простых целей определяется алгебраической суммой:

$$H_i = \sum_{j=1, \dots, m} r_j Y_{ij}.$$

Отбираем факторы, для которых $H_i > 4$. Из них наиболее значимы удовлетворяющие условию $H_i > 6,5$. Не учитываемые (по результатам анализа) цели и факторы влияния выводятся из рассмотрения.

Для отобранных целей формируются числовые оценки степени их достижимости в зависимости от значений отобранных факторов. Эти значения выражаются в баллах, например, по 5-балльной шкале, а оценку называют индикатором достижимости целей — ИДЦ. ИДЦ определяется по табл. 4, подобной табл. 3, но отличающейся от нее тем, что каждому фактору присвоен вес (приоритет) и отведено 5 строк, соответствующих баллам 5, ..., 1. Табл. 4 является трехмерной с координатами: цели, факторы, балльные значения факторов. На пересечении i -го столбца, j -го горизон-

Таблица 3

Таблица влияния факторов на достижимость простых целей

Веса целей	2,5	1,5	1,5	2	2	Интегральная оценка фактора	Отобранные факторы
Факторы	Отобранные цели						
	C_{11}	C_{21}	C_{22}	C_{31}	C_{32}		
Φ_1	+1,0					2,5	
Φ_2	+1,0	+1,0		+0,3	+0,5	5,6	!
Φ_7			+1,0	+0,7	+0,8	4,5	!
Φ_8	+0,2		+1,0	+0,5	+0,3	3,6	
Φ_9				+1,0		2,0	
Φ_{10}	+0,7	+0,5	+0,5	+1,0	+0,8	6,85	!!
Φ_{11}	+0,8	+0,8	+0,8	+1,0	+0,8	7,8	!!
Φ_{12}	+0,6	+0,7	+0,7	+0,9	+1,0	7,7	!!

тального яруса таблицы и k -й строки яруса проставляется экспертная оценка $Z_{ijk} \in [-1, +1]$, аналогичная описанным выше.

Предположим, мы хотим определить ИДЦ при значениях факторов $\Phi_2 = 3$, $\Phi_7 = 5$, $\Phi_{10} = 4$, $\Phi_{11} = 3$, $\Phi_{12} = 5$ (в табл. 4 эти значения и соответствующие им экспертные оценки выделены жирным шрифтом). Проведем преобразование, называемое редукцией табл. 4. В каждом горизонтальном ярусе оставляем помеченную строку, а остальные строки удаляем. В результате получаем редуцированную двухмерную таблицу. ИДЦ определяется как "свертка" редуцированной таблицы по формуле

$$ИДЦ = \sum_{i=1, \dots, g} \alpha_i \left(\sum_{j=1, \dots, h} r_j Z_{ijk} \right),$$

где α_i — вес i -го фактора; r_j — вес j -й цели.

В табл. 4 значения сумм для помеченных строк представлены в крайнем правом столбце таблицы:

$$ИДЦ = 0,75 \cdot 3 + 3,05 \cdot 3,5 + 5,4 \cdot 4,5 + 4,5 \cdot 5 + 5,55 \cdot 5 = 87,475.$$

Дальнейшее решение задачи проектирования основано на применении ситуационного анализа, который позволяет сформировать набор решений, трактуемых как факторы влияния на достижимость целей.

Выбор решений, определяющих процесс проектирования ВУМС, осуществляется путем построения и анализа специального графа — "дерева", называемого диаграммой ситуаций. Вершины графа, изображаемые прямоугольниками, соответствует ситуациям — характеристикам состояния процесса проектирования. Корень "дерева" обозначает исходную (начальную) ситуацию. К прямоугольникам подходят стрелки, обозначающие цели, достижение которых может "выправить" негативные стороны ситуации (ситуационные цели). Дуги, исходящие из ситуационной вершины, соответствуют альтернативным решениям по достижению этих целей.

Диаграмма ситуаций разрабатывается экспертами в предметной области и системными аналитиками. В ходе разработки для каждой ситуации начиная с исходной S_0 выполняется следующая процедура:

обсуждается и анализируется текстовое описание ситуации и формируются ситуационные цели, направленные на ее улучшение;

намечаются альтернативные решения по исполнению ситуационных целей;

наносятся на диаграмму (в виде вершин, инцидентных концов дуг) и описываются ситуации, отражающие результаты решений;

обсуждаются ситуации — результаты — и из их числа удаляются заведомо неприемлемые (зачеркивается их обозначение S_i).

Таблица 4

Таблица для вычисления индикатора достижимости целей по значениям факторов

Веса целей r_j			2,5	1,5	1,5	2	2	$\alpha_i \Sigma(r_j Z_{ijk})$
Отобранные факторы	Веса факторов	Значения факторов α_i	Отобранные цели					
			C_{11}	C_{21}	C_{22}	C_{31}	C_{32}	
Φ_2	3	5	0,4					0,75
		4	0,35					
		3	0,3					
		2	0,2					
		1	0,2					
Φ_7	3,5	5		0,7		0,3	0,7	3,05
		4		0,6		0,3	0,6	
		3		0,5		0,2	0,5	
		2		0,4		0,2	0,4	
		1		0,2		0,1	0,3	
Φ_{10}	4,5	5	0,3	0,6	0,4	0,9	0,9	5,40
		4	0,2	0,6	0,4	0,8	0,9	
		3		0,5	0,3	0,7	0,5	
		2		0,2	0,2	0,3	0,3	
		1		0,1	0,1	0,1	0,1	
Φ_{11}	5	5	0,5	0,7	0,7	0,8	0,7	4,50
		4	0,5	0,7	0,7	0,8	0,6	
		3	0,4	0,5	0,5	0,5	0,5	
		2	0,1	0,3	0,3	0,3	0,3	
		1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	
Φ_{12}	5	5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,9	5,55
		4	0,5	0,5	0,5	0,5	0,7	
		3	0,4	0,5	0,5	0,4	0,5	
		2	0,4	0,3	0,3	0,3	0,3	
		1	0,3	0,2	0,2	0,2	0,1	

Для оставленных ситуаций процедура повторяется. Каждый путь в построенном "дереве" соответствует определенному набору решений. Для решения

поставленной задачи выбирается оптимальный ($ИДЦ=87,475$) набор с точки зрения макроцелей $МС_j$, определяющих цели проектирования ВУМС.



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

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

Сдано в набор 08.08.08. Подписано в печать 17.09.08. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,03. Зак. 1049. 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