



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. ГУЗАИРОВ
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. ЗЕЛЕННЫЙ
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. ПИРГОВ
	К.М. ПИЧАДЗЕ
	В.А. ПОЛЕТАЕВ
	П.Р. ПОПОВИЧ
	В.А. ПОПОВКИН
	Ю.А. РЫЖОВ
	Г.Г. САЙДОВ
	В.Г. СВЕТЛОВ
	А.Н. СЕРБЕЗНОВ
	М.Ю. СМУРОВ
	В.П. СОКОЛОВ
	А.В. СОЛЛОГУБ
	В.А. СОЛОВЬЕВ
	А.И. ТАТУЕВ
	В.В. ЦИБЛИЕВ
	Б.Е. ЧЕРТОК
	В.В. ШАЛАЙ
	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
Минобороны РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ, тел. (495) 696-44-38
г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23
Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ, тел. (10331) 47-49-28-05

СОДЕРЖАНИЕ

Пайсон Д.Б. Институциональное проектирование в системных исследованиях космической деятельности	3
Самохин В.Ф., Мунин А.Г., Кузнецов В.С. Экология предъявляет свои требования гражданской авиации	9
Циблиев В.В., Наумов Б.А., Саев В.Н., Ярополов В.И., Щербаков М.В. Что ждет экипаж при полете на Марс и как к этому готовиться	14
Бакланов В.С. Виброакустика силовых установок самолетов нового поколения	18
Точилин О.В. CALS-технологии – стратегия повышения эффективности бизнес-процессов по созданию новых авиационных комплексов	22
Тарасов Е.В., Шалаев А.С. Формирование метода нечеткой логики принятия проектных решений ДСА при многофакторной неопределенности	28
Болсуновский А.Л., Дунаевский А.И., Юдин В.Г. Перспективы развития деловой авиации	36
Головатенко В.Д., Головатенко А.В. Состояние продуктов горения при их образовании	41
Алексеев К.Б., Малявин А.А., Шадян А.В. Экстенсивное управление ориентацией космического аппарата на основе нечеткой логики	47
Асланов В.С., Ледков А.С., Стратилатов Н.Р. Влияние на вращательное движение КА тросовой системы, предназначенной для доставки груза на Землю	54

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. Плата с аспирантов за публикацию статей не взимается. Аннотации статей журнала и требования к оформлению представляемых авторами рукописей приведены на сайте издательства "Машиностроение" <http://www.mashin.ru>

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромынский пер., 4
Телефоны: (499) 269-48-96; (499) 268-49-69; (499) 268-33-39
Факс: (499) 269-48-97; (499) 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. BEZYZYCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTYAREV
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.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

CONTENTS

Payson D.B. Institutional Design For The Space Activity System Research	3
Samokhin V.F., Munin A.G., Kuznetsov V.S. Ecology Imposes Its Requirements To Civil Aviation	9
Tsybliev V.V., Naumov B.A., Saev V.N., Yaropolov V.I., Scherbakov M.V. What Is Ahead During Space Flight To Mars And How To Get Ready For It	14
Baklanov V.S. Vibro-Acoustic Of Power Plants Of New Generation Aircraft	18
Tochilin O.V. CALS-technologies As The Strategy Of Enhancing The Validity Of Business Processes For Designing New Aviation Complexes	22
Tarasov E.V., Shalaev A.S. Forming "Fuzzy Logic" Method Of Decision-making For TSV In The Presence Of Multiple- factor Uncertainty	28
Bolsunovskiy A.L., Dunaevskiy A.I., Yudin V.G. The Out- look For Business Aviation Development	36
Golovatenko V.D., Golovatenko A.V. The Condition Of Combustion Products During Their Forming	41
Alexeyev K.B., Maliavin A.A., Shadian A.V. Spacecraft Extensive Attitude Control Based On Fuzzy Logic	47
Aslanov V.S., Ledcov A.S., Stratilatov N.R. The Influen- ce Of The Cable System Dedicated To Deliver Freights To The Earth On The Rotary Motion Of Spacecraft	54

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

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

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

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

Representatives of the journal:

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

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

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

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

E-mail address: polet@mashin.ru

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

Институциональное проектирование в системных исследованиях космической деятельности

Д.Б. Пайсон

В статье рассматриваются особенности нового направления развития методологии системных исследований космической деятельности — институционального проектирования. Приведены основные предпосылки формирования нового направления космической системологии, методологические принципы и примеры практической реализации институционального проектирования при решении задач развития космического потенциала.

D.B. Payson. Institutional Design For The Space Activity System Research

The main features of the new direction of the space activity's system research are considered. The major prerequisites and methodology principles of the institutional design supporting the national space activities are provided. The examples of the practical implementation are briefly discussed.

Опыт работ по методологии космической деятельности (КД), проводимых головными институтами и организациями отрасли, свидетельствует о том, что большое значение сегодня приобретают методические проблемы взаимодействия ракетно-космической сферы с экономикой страны и интеграции космической деятельности в общую структуру целенаправленной деятельности в интересах развития социально-экономической сферы, обеспечения национальной безопасности и проведения фундаментальных научных исследований. В условиях возрастающей роли рыночных механизмов методическая поддержка системы управления и планирования в космической отрасли должна быть направлена на формирование компромиссов между взаимодействующими субъектами, для каждого из которых эффективность деятельности измеряется собственной мерой.

В случае экономики, целиком основанной на централизованном планировании, интересы и потоки денежных средств участников хозяйственной деятельности в явном виде регулируются органами планирования, так что разница в интересах и критериях не имеет существенного значения. В условиях более или менее "идеальной" рыночной экономики складывавшиеся веками институты конкурентных контрактов позволяют не учитывать специальным образом противоречивые интересы участников проектов на уровне системотехники и технического проектирования. Однако в переходных условиях экономики современной России "субъектный фактор" должен рассматриваться в явном виде, а соответствующие концепции должны быть реализованы в составе процедур системного проектирования.

Необходимо комплексное рассмотрение взаимодействующих друг с другом и с окружающей средой субъектов КД, в целом образующих ее реализующую структуру. Эта структура уже является не чисто технической, даже не организационно-технической — она приобретает дополнительные социальные измерения.

Примерами подсистем реализующей структуры могут быть, в частности, состав проектируемых элементов наземной космической инфраструктуры, создаваемой в рамках федеральных программ в области КД, организационно-техническая структура доведения результатов КД до конечных потребителей, создаваемая в рамках планируемой федеральной целевой программы (ФЦП) "Использование результатов космиче-



ПАЙСОН
Дмитрий Борисович —
заместитель начальника
отдела ЦНИИ машино-
строения,
кандидат техн. наук

ской деятельности в интересах социально-экономического развития Российской Федерации и ее регионов" или структура ракетно-космической промышленности (РКП).

Параметры реализующей структуры КД относятся к общественным институтам. Здесь под институтом будем понимать совокупность норм и инфраструктурных реалий, относящихся к той или иной области общественных отношений. Таким образом, к институтам относятся не только разнообразные организационно-технические системы. Принятые цели и задачи КД, общий порядок и формы реализации государственного управления в области КД, параметры рынка товаров и услуг на базе результатов КД, состав и характеристики предприятий РКП и смежных областей деятельности, наземной космической инфраструктуры и орбитальной группировки, совокупность нормативно-правовых актов и иных программных и регламентирующих документов в области КД образуют *институциональную основу* космической деятельности. Вопросы целенаправленного развития институциональной основы КД целесообразно рассматривать в рамках отдельного направления системных исследований — *институционального проектирования КД*.

Постановка задачи создания реализующей среды как проектной задачи актуальна в современных российских условиях развития космической деятельности и ракетно-космической промышленности. Это обусловлено тем, что ракетно-космическая промышленность, а в дальнейшем — космическая деятельность стран Запада формировались и развивались на базе развитого военно-промышленного комплекса, для которого системные вопросы взаимодействия с соответствующими национальными экономиками были в основном отработаны в ходе второй мировой войны. Отечественные ракетно-космическая промышленность и космическая деятельность складывались в условиях централизованной плановой экономики. Ситуация коренным образом изменилась в начале 1990-х гг., хотя с тех пор неоднократно предпринимались и продолжают предприниматься более или менее успешные попытки системного государственного планирования с учетом изменившейся структуры отношений участников хозяйственной деятельности и роли самого государства.

Отметим, что и в других областях экономики необходимость в институциональном проектировании в значительной степени является национальной особенностью. На Западе современная система отношений

отрабатывалась на протяжении столетий, а нам необходимо отстраивать новые институты "поверх" уже существующей экономики. Собственно институциональная теория в России развивается преимущественно специалистами Центрального экономико-математического института РАН (см., например, [4]), Высшей школы экономики, других академических институтов и вузов. Работы по институциональному проектированию принадлежат в основном экономисту из МГУ В.Л. Тамбовцеву [11], хотя он преимущественно трактует институты как совокупность норм, практически не рассматривая в качестве проектируемых объектов элементы инфраструктуры. В этом состоит принципиальное отличие подходов экономистов от постановки той задачи, которую приходится решать при методическом обеспечении космической деятельности.

Предлагаемая концепция институционального проектирования характеризуется достаточным уровнем общности и применима ко многим задачам развития высокотехнологичных отраслей промышленности и иных сфер деятельности. Однако именно в случае космической деятельности уровень методической поддержки институционального развития, на наш взгляд, в настоящее время существенно отстает от технических возможностей космических средств и достигнутого уровня методологической поддержки программно-целевого планирования. Поскольку рассчитывать на "невидимую руку рынка" в данном случае не приходится, соответствующий "методологический вакуум" должен быть заполнен.

Остановимся на некоторых особенностях институционального проектирования в области КД. В его рамках проектируемыми объектами являются, в частности: иерархическая система целеполагания и решения задач в области КД по видам и направлениям; стратегии, доктрины, бизнес-планы, системные проекты и иные организационно-планирующие документы; реализующие структуры (например, операторы космических услуг, частно-государственные партнерства в области КД, интегрированные структуры (ИС) в РКП и в целом совокупность ИС);

"стратегические" системы, включающие как технические, так и организационные элементы, например система обеспечения гарантированного доступа и эффективного использования космического пространства или система передачи технологий в смежные отрасли промышленности;

система космического образования и подготовки кадров;

нормативно-правовая база КД.

При решении задач институционального проектирования должны применяться существующие подходы программно-целевого планирования, методы институ-



Состав задач институционального проектирования в области КД

циональной экономической теории, а также многочисленные методические наработки, существующие в смежных секторах и отраслях.

Рассмотрим основные принципы институционального проектирования организационно-технических систем. Отметим, что принципы субъектности и иерархичности представляют собой дальнейшее развитие идеи субъектно-иерархического подхода (более подробно об идее субъектно-иерархического подхода см., например, в [10]).

Принцип субъектности определяет необходимость явной идентификации всех акторов, участвующих в различных стадиях создания и эксплуатации системы, и определения эффективности создания и эксплуатации системы применительно к этим акторам.

В соответствии с принципом субъектности при решении задач институционального проектирования рассматриваются три уровня субъектности:

уровень лица, принимающего решения при проектировании (ЛПР);

уровень активного субъекта системы — актора;
уровень бенефициария (субъекта деятельности, на показатели эффективности которого влияет создание и функционирование проектируемой системы).

В рамках предлагаемого подхода к проектированию субъект-ЛПР — уникален. При этом субъект-ЛПР может быть или не быть актором внутри создаваемой системы (например, как правило, не являются акторами специалисты по законодательству, формирующие элементы нормативно-правовой базы, а министерства и ведомства, готовящие проекты ФЦП, напротив, акторами, как

правило, являются). Субъект-ЛПР также обязательно является бенефициарием, извлекая полезный эффект того или иного вида (хотя бы в форме зарплаты или гонорара консультанта) если не на этапе практической реализации системы, то, во всяком случае, на этапе ее разработки. Каждый актор внутри создаваемой системы является бенефициарием, т.е. характеризуется показателями собственной эффективности, достигаемой в ходе функционирования создаваемой системы. С другой стороны, не каждый бенефициарий является актором. Пример тому — различные программы, направленные на повышение благосостояния населения, в реализации которых собственно население принимает, как правило, исключительно пассивное участие.

Принцип иерархичности определяет, во-первых, иерархичность акторов внутри проектируемой системы и, соответственно, порядок принятия ими решений, а во-вторых, иерархичность меры деятельности при решении ряда задач институционального проектирования, связанных с программно-целевым планированием, когда во внимание принимаются ценности, цели, задачи, критерии и ряд других форм меры деятельности различных акторов.

Принцип процессности определяет непрерывный характер изменения институциональной среды. Как правило, задачи институционального проектирования решаются не на пустом месте, а направлены на модификацию той или иной существующей организационно-технической системы. В соответствии с принципом процессности необходимо рассматривать не только конечное состояние системы, но и промежуточные со-

стояния, которые должны попадать в соответствующее пространство допустимых значений.

Принцип дескриптивности определяет проявляющийся в ряде случаев (в отличие от "классического" проектирования сложных организационно-технических систем) *приоритет описания над создаваемой системой*. В случае институционального проектирования можно говорить о том, что цель проектирования — исчерпывающее описание желательного состояния предметной области, виртуально порождающее целевую систему, которая в данном случае может, например, рассматриваться как полный вектор изменения состояния предметной области при реализации требований описания (см., например [11], с. 19): "... Поставленная задача представляет собой фактически дескриптивное имя решения".).

Приведем поясняющий пример. В ряде случаев в качестве описания объекта институционального проектирования выступает документ программно-планового характера, при этом сам объект проектирования в явном виде не определяется. В таком случае понятие "объект проектирования" следует вводить, определяя его для каждого конкретного случая в зависимости от формата определения документа-описания ("виртуальный объект проектирования"). Например, в случае создания федеральной целевой программы объектом проектирования может считаться совокупность увязанных по задачам функционирования, ресурсам и срокам организационно-технических систем и процессов, функционирование которых направлено на решение сформулированной системной проблемы.

Общую задачу институционального проектирования можно сформулировать как задачу целенаправленного изменения вектора состояния институциональной среды. Естественно, для различных конкретных задач вектор состояния имеет существенно различную форму, а в ряде случаев целесообразно говорить только о качественном решении. Однако в любом случае актуальность сохраняют субъектный подход и специфические методы институционального проектирования, связанные, например, с анализом транзакционных затрат.

Определим вектор состояния институциональной среды космической деятельности как

$$\bar{A} = (S, \bar{R}_S, I, \bar{R}_I, P, R_P), \quad (1)$$

где S — множество субъектов деятельности (акторов) с числом элементов s ; $\bar{R}_S$ — матрица размером $s \times s$, определяющая попарные отношения субъектов деятельности; элементы матрицы могут иметь различный характер в зависимости от вида решаемой задачи и свойств акторов и определять, например, отношения владения, коорди-

нации, руководства и т.п.; I — множество инфраструктурных элементов с числом элементов i ; R_I — матрица размером $s \times i$, определяющая отношения субъектов деятельности и инфраструктурных элементов (отношения создания, владения, распоряжения, использования и т.п.); элементы матрицы могут иметь различный характер в зависимости от вида решаемой задачи и свойств акторов и инфраструктурных элементов; P — множество продуктов функционирования институциональной системы с числом элементов p ; R_P — трехмерная матрица размером $s \times i \times p$, определяющая отношения "субъект—объект инфраструктуры—результат деятельности".

Процесс институционального проектирования может быть определен как переход в пространстве состояний от исходного состояния институциональной среды A_0 к ее конечному (желаемому) состоянию A_k . Тогда задача институционального проектирования может быть сформулирована следующим образом.

Отыскать A_k^{opt} такое, что

$$E = E(E_d(A_k^{\text{opt}}, M), E_e(\{A_i\}_{i=1, \dots, k}, M)) \rightarrow \max; \quad (2)$$

$$A_i \in A^{\text{доп}} \forall i = 1, \dots, k,$$

где $E(\cdot)$ — мера эффективности; $E_d(A_k^{\text{opt}})$ — показатель действенности институционального проекта; $E_e(\{A_i\}_{i=1, \dots, k})$ — показатель эффективности инструментального перехода; $\{A_i\}_{i=1, \dots, k}$ — полное множество промежуточных точек институционального перехода $A_1 = A_0, A_k = A_k$; M — совокупность внешних требований, определяющих порядок решения задачи отыскания A_k^{opt} и исчисления соответствующих показателей; $A^{\text{доп}}$ — допустимая область принадлежности промежуточных точек в фазовом пространстве A .

Показатель действенности институционального проекта характеризует достижение цели проектирования и определяется конечным состоянием институциональной системы.

Показатель эффективности институционального перехода характеризует (в соответствии с подходом работы [11]) объем транзакционных издержек осуществления перехода из состояния A_0 в состояние A_k . При этом объем издержек определяется не только начальным и конечным состояниями, но и маршрутом перехода в фазовом пространстве A , отраженным в определении показателя в качестве множества из k промежуточных состояний A_i .

Показатели меры и действенности в общем случае являются векторными. Их характер зависит от формы учета издержек в каждой конкретной модели.

В соответствии с принятыми формальными обозначениями различным видам институционального

проектирования можно поставить в соответствие различные формы решения задачи (2). Так, задача создания нормативно-правовой базы по конкретному направлению деятельности может рассматриваться как поиск ΔR_s , т.е. определение "оптимального" с точки зрения ЛПР-государства изменения матрицы отношений для всех участников деятельности по данному направлению. Задачу формирования "оптимальной" проектной кооперации для реализации космического проекта или программы можно свести к поиску $(R_p)_i$, $i = 1, \dots, k$, т.е. определению того, какой продукт на каждом этапе работ выпускается каждым из участников кооперации. Наконец, по-видимому, в случае решения задач программно-целевого планирования (которые часто плохо поддаются количественной формализации на уровне целеполагания) может идти речь об определении некоторых областей в пространстве параметров институциональной матрицы A , соответствующих различным вариантам меры эффективности.

Можно выделить ряд актуальных задач институционального проектирования, которые должны решаться сегодня параллельно с техническим перевооружением РКП и определением задач технологического развития КД. К ним, в частности, относятся:

проблемы стратегического развития РКП, включая принятие решений по принципам, оптимальному уровню и порядку структурной перестройки ракетно-космической отрасли, межотраслевое взаимодействие и интеграцию, методологическое обеспечение диверсификации;

проблемы использования результатов КД, включая вопросы межсекторного взаимодействия и поиска плодотворного баланса интересов, а также поиска оптимальных форм такого взаимодействия (частно-государственные партнерства, оказание космических услуг операторами и т.п.);

проблема формирования адекватного форума, обеспечивающего плодотворное обсуждение и выработку экспертного консенсуса, прежде всего в области пилотируемой космонавтики и фундаментальных космических исследований;

проблемы развития управления КД, включая выбор наилучшего распределения среди участников КД и ее управляющих структур функций оператора космических услуг, заказывающего государственного ведомства, отраслевого управления и ряда других.

В качестве примера можно остановиться на задаче стратегического развития РКП, хотя в данной области уже существует значительный методологический задел (см., например, [1, 3]). Отметим, однако, что существующими планами развития ракетно-космической

промышленности не определена окончательная логика создания "больших" интегрированных структур после 2015 г. В любом случае понятно, что РКП будет представлять собой совокупность вертикально и горизонтально интегрированных структур, причем здесь теоретически возможны крайние варианты. Оптимальное сочетание вертикального и горизонтального принципов интеграции, а также степень и мера диверсификации с другими высокотехнологическими отраслями будут определять окончательное множество "больших" интегрированных структур.

В соответствии с предлагаемой парадигмой институционального проектирования ключевым аспектом, определяющим выбор оптимальных решений, является поиск компромиссов между участниками деятельности с несовпадающими интересами. При этом возможность поиска работоспособных компромиссов определяется разделением функций между заказчиком и подрядчиком по различным видам (переделам) продукции РКП и наличием конкуренции. Крайние варианты интеграции в "вертикальном" случае практически исключают обратные связи "заказчик—подрядчик" по промежуточным продуктам внутри вертикально интегрированных структур, а в "горизонтальном" — исключают конкуренцию внутри каждого из переделов. В случае создания гипотетической госкорпорации, объединяющей большинство значимых предприятий отрасли, нивелируются оба направления поиска компромиссов, что ведет, помимо прочего, к возрастанию до критической институциональной роли заказчика. В дополнение к ранее разработанной, в частности, коллективом под научным руководством М.В. Афанасьева [1] методологии, можно рассмотреть ряд новых количественных инструментов, включая анализ транзакционных затрат и поиск максимума ожидаемого технического уровня создаваемых технических средств.

Другая, сравнительно "локальная" задача институционального проектирования — формирование специфических компонентов реализующей среды в виде совокупности региональных проектов в области использования результатов КД. В части таких пилотных проектов в различных регионах России работают, в частности, ФГУП "Российский НИИ космического приборостроения" и ЗАО "НПК "Рекорд". Основные особенности процесса пилотного проектирования — это отбор пилотных проектов в области использования результатов КД для последующего тиражирования в других регионах и сферах деятельности, совместное участие регионов и предприятий промышленности в работах по пилотным проектам, финансиру-

вание пилотных проектов в рамках ФЦП или государственных инвестиционных вложений.

С точки зрения предложенного формализма институционального проектирования в данном случае рассматривается задача (2) с числом переходов $k = 2$. На первом переходе формируется множество пилотных проектов, каждый из которых характеризуется определенной тиражируемостью, а вся их совокупность — определенной репрезентативностью (подробнее см. [9]). При этом транзакционные затраты определяются в зависимости от значений показателей тиражируемости и репрезентативности. При разработке проекта положения об отборе пилотных проектов были идентифицированы две модели, а затем предложены системы критериев эффективности пилотных проектов для их отбора.

Интересная качественная задача институционального проектирования — проблема адекватного форума для обсуждения и выработки ключевых решений в области КД. Здесь тоже есть свои наработки, находящиеся пока в стадии предварительного обсуждения.

В заключение отметим следующее. Как теоретики, так и практические работники в области системотехники, в особенности в области программно-целевого планирования, отдают себе отчет в определенной условности теоретических моделей и построений, особенно в тех случаях, когда речь заходит о формализации процессов принятия решений и выбора проектных альтернатив высокого уровня. Системотехнические модели и алгоритмы часто служат либо для апостериорной верификации ("правильно ли?") либо (чаще) для апостериорного оправдания ("это научно!") принятого более или менее интуитивного решения, особенно при необходимости его последующего формального представления для рассмотрения ЛПР или экспертами более высокого уровня. Следует, впрочем, отметить, что системное моделирование и разработка формальных алгоритмов имеют безусловную ценность и в этом случае, поскольку, будучи доведены до сведения ЛПР, качественные описания соответствующих алгоритмов и подходов способствуют рационализации его мышления, давая возможность реализовать "дополнительное измерение" решаемой задачи по выбору альтернативы.

В случае институционального проектирования формальный примат формализованных расчетных алгоритмов отсутствует, прежде всего, в силу генетической связи данного направления с соответствующими разделами экономики, в значительной степени опирающимися на качественные подходы и методы. Поэтому можно сказать, что в отличие от программно-целевых приложений системотехники институциональное проектирование потенциально способно представить ме-

тоды и подходы, которые окажутся более приемлемыми для практического применения ЛПР с меньшей долей "системного лукавства", т.е. непосредственно в ходе решения практических задач, а не для последующего приведения полученных результатов к более или менее наукообразному виду.

Выделенные проблемы приобретают особую важность, являясь частью процедур кратко- и среднесрочного планирования национальной космической деятельности в ближайшие годы. Мы приглашаем всех участников российского сообщества системотехников космической деятельности к обсуждению целесообразности и особенностей развития предложенного направления системных исследований.

Список литературы

1. **Афанасьев М.В., Гусев Ю.Г., Милованов Ю.А.** Научно-методические основы стратегии преобразований в ракетно-космической промышленности. М.: ИПК "Машприбор", 2002.
2. **Давыдов В.А., Макаров Ю.Н., Мальченко А.Н., Пайсон Д.Б.** Новые концептуальные методические подходы к проблемам формирования оптимального технического и технологического базиса программно-целевого планирования в создании и развитии ракетно-космической техники / под ред. В.И. Лукьященко и Ю.П. Назарова. М.: ЗАО "НИИ "ЭНЦИТЕХ", 2006.
3. **Давыдов В.А., Конорев А.А., Макаров Ю.Н., Пайсон Д.Б.** Перспективы развития ракетно-космической промышленности с учетом проводимой инновационной политики в стране и международной космической деятельности России / под ред. К.С. Касаева. М.: ЗАО "ЭНЦИТЕХ", 2008.
4. **Клейнер Г.Б.** Эволюция институциональных систем. ЦЭМИ РАН. М.: Наука, 2004.
5. **Лебедев А.А.** Введение в анализ и синтез систем. М.: Изд-во МАИ, 2001.
6. **Порт Д.** Институты, институциональные изменения и функционирование экономики: пер. с англ. М., Фонд экономической книги "НАЧАЛА", 1997.
7. **Пайсон Д.Б.** Актуальные проблемы методического обеспечения системного развития ракетно-космической промышленности // Полет. 2007. № 8.
8. **Пайсон Д.Б.** Институты космической деятельности как объект проектирования / В сб.: К.Э. Циолковский: Исследование научного наследия: Материалы XLIII Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: ИП Кошелев А.Б. (Издательство "Эйдос"), 2008.
9. **Пайсон Д.Б.** Методологическая база реализации пилотных проектов по использованию результатов космической деятельности // Полет. 2008. № 5.
10. **Пайсон Д.Б.** Субъектно-иерархический подход к анализу эффективности космической деятельности // Космонавтика и ракетостроение. 2006. № 4 (45).
11. **Тамбовцев В.Л.** Основы институционального проектирования. М.: ИНФРА-М, 2008.
12. **Уильямсон О.** Экономические институты капитализма. Фирмы, рынки и "отношенческая" контрактация. СПб.: Лениздат, 1996.

УДК 629.7

Экология предъявляет свои требования гражданской авиации

В.Ф. Самохин, А.Г. Мунин, В.С. Кузнецов

С ростом мирового авиационного парка обостряется целый ряд экологических проблем. В статье дан анализ мер, предпринятых ИКАО по обеспечению снижения неблагоприятного воздействия авиации на окружающую среду.

V.F. Samokhin, A.G. Munin, V.S. Kuznetsov. Ecology Imposes Its Requirements To Civil Aviation

With advances in the volume of the world aerospace fleet some ecological problems gain momentum. In the article the essay of efforts which were undertaken by ICAO for reduction of adverse action of aviation on environment was presented.

Проблема взаимосвязи авиации и экологии возникла более 40 лет тому назад. В 1966 г. в Лондоне было созвано совещание по авиационному шуму, инициированное ИКАО в связи с участвовавшими жалобами населения на шум реактивных самолетов.

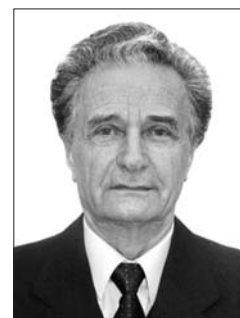
В 1969 г. в штаб-квартире ИКАО в Монреале была проведена конференция по авиационному шуму, на которой были выработаны основные принципы оценки самолетного шума, а также акустической сертификации реактивных самолетов и нормативные требования по допустимым уровням шума. Были установлены критерии классификации самолетов, единицы оценки самолетного шума с учетом реакции человека — эффективные уровни воспринимаемого шума (EPNdB), схема сертификации по трем точкам, технология измерений и рекомендуемая аппаратура. В работе конференции активное участие приняла делегация СССР в составе Р.Е. Сакача (руководитель), В.Е. Квитки, В.Ф. Шелковского (ГосНИИ ГА), А.Г. Мунина и В.С. Кузнецова (ЦАГИ). Решения конференции легли в основу специального Приложения 16 к Чикагской (1944 г.) конвенции о международной гражданской авиации.

Приложение 16 в качестве официального документа ИКАО оказало сильное влияние на деятельность всех звеньев мирового авиационного комплекса. Авиационная наука и авиаконструкторы приступили к поиску методов создания менее шумных воздушных судов (ВС), производители самолетов разрабатывали новые технологии снижения шума планера и двигателя, в программу приемосдаточных испытаний были включены полеты на акустическую сертификацию новых и модернизируемых самолетов, авиаперевозчики сосредоточили усилия на эксплуатационных методах снижения самолетного шума, службы аэропортов начали внедрять системы мониторинга шума, создаваемого самолетами при взлете и посадке.

К достоинствам Приложения 16 следует отнести логичное и ясное изложение инструктивного материала. Кроме обязательных нормативных правил эта книга содержит описание рекомендуемой практики, используемой в ряде стран. Проблема оказалась настолько обширной и многогранной, что по многим вопросам ИКАО вынуждена была рассылать странам отдельные выпуски технических руководств, циркуляров, снабжать специалистов справочной информацией, необходимым программным ма-



САМОХИН
Валерий Федорович —
заместитель начальника
филиала ЦАГИ, доктор
техн. наук



МУНИН
Анатолий Григорьевич —
советник директора
ЦАГИ, заслуженный дея-
тель науки РФ, профес-
сор, доктор техн. наук



КУЗНЕЦОВ
Владимир Сергеевич —
помощник начальника
филиала ЦАГИ, кандидат
биолог. наук

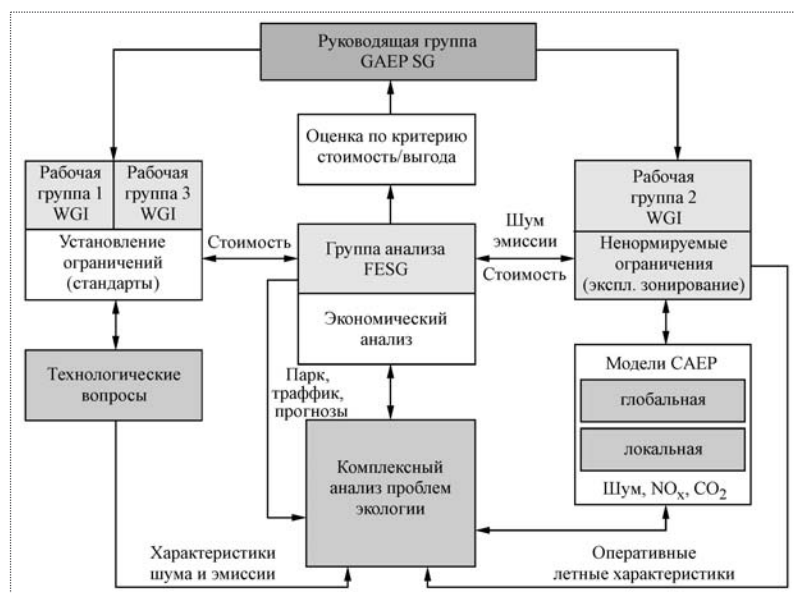


Рис. 1

териалом. К настоящему времени в структуре Комитета (рис. 1) в равной степени присутствуют аналитическая и экономическая составляющие, что позволяет не только рассматривать новые технологические предложения, но и давать их оценку по критерию "затраты/выгода". В практике работы Комитета по защите окружающей среды от воздействия авиации важное значение приобрело предварительное рассмотрение будущих вопросов повестки дня так называемой стерлинговой (руководящей) группой.

В нашей стране рекомендации ИКАО по самолетному шуму были реализованы в авиационных правилах АП-36. Очень скоро выяснилось, что ситуация с шумом самолетов требует непрерывной работы над этой проблемой. Объективной причиной такого положения являлось заметное ухудшение окружающей среды на планете во второй половине XX века, что связано с техногенной деятельностью человека.

В ИКАО был создан Комитет по авиационному шуму (CAN), который работал над расширением сферы применения требований ИКАО к другим воздушным судам — легким ВС, вертоле-

там, СПС, ВС вертикального взлета. Работа по снижению шума, создаваемого самолетами на местности, дала свои результаты (рис. 2), хотя из-за роста объема перевозок и числа эксплуатируемых самолетов зашумленность местности вокруг аэропортов продолжала расти. Совет ИКАО по представлению Комитета по экологии уже трижды (1972, 1976 и 2001 гг.) ужесточал допустимые нормы шума, отводя для их описания главы 2, 3 и 4 Приложения 16. В зависимости от результатов акустических испытаний ВС получили наименование самолетов 2, 3 или 4-й главы. Согласно требованиям ИКАО каждый самолет, совершающий международные рейсы, должен иметь на своем борту сертификат типа по шуму, который имеет такой же статус, как сертификат летной годности, выдаваемый сертифицирующим органом (в России это авиарегистр МАК).

Авиационный шум недолго оставался единственным экологическим фактором, попавшим под пристальное внимание общественности. В 1971 г. в Ванкувере (Канада) была создана организация "Гринпис", ставящая целью своей деятельности охрану окружающей среды на земле, в водной среде и воздухе. С учетом ее рекомендаций в 1977 г. в рамках ИКАО новым Комитетом по эмиссии авиадвигателей (CAEE) был разработан проект стандарта, касающийся нормирования эмиссии вредных веществ, сопровождающих работу авиадвигателей.

Стандарт был принят Советом ИКАО в 1981 г. Прежде всего законодательно запрещался слив в воз-

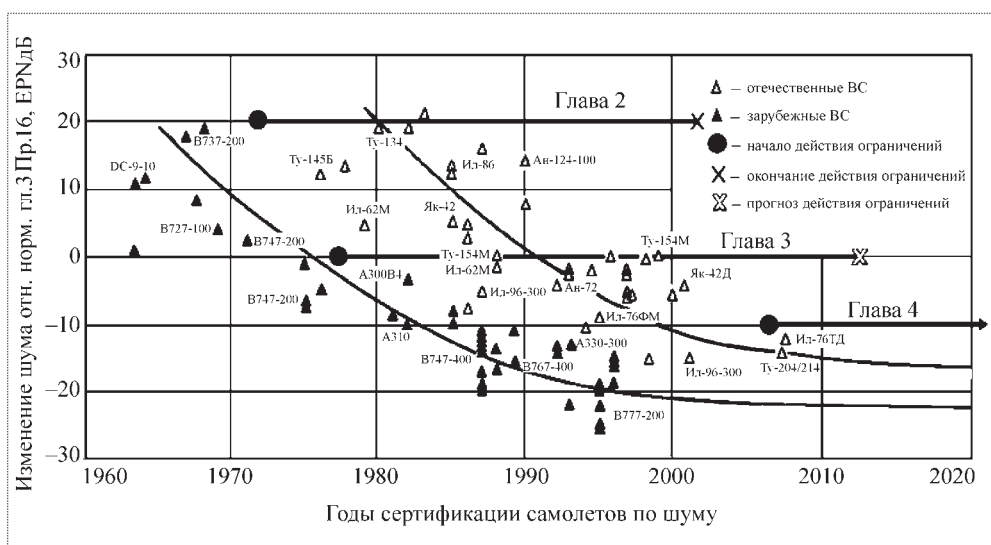


Рис. 2

Хронология основных шагов ИКАО по снижению неблагоприятного воздействия авиации на окружающую среду

Факторы среды	Годы	Мероприятие ИКАО	Основные решения
Шум	1966	Лондонская конференция по шуму самолетов	В рамках ИКАО найти адекватное решение проблемы воздействия шума самолетов на население
	1969	Второе совещание представителей договаривающихся государств по авиационному шуму (г. Монреаль)	Выработаны принципы оценки и ограничения шума самолетов на местности путем акустической сертификации ВС
	1971–1973	Принятие Советом ИКАО системы сертификации по шуму дозвуковых реактивных пассажирских самолетов	Создание Комитета ИКАО по авиационному шуму (CAN). Первое издание Приложения 16. Начало действия требований главы 2 по шуму
Шум, эмиссия	1978–1980	Разработка проекта норм эмиссии авиадвигателей. Принятие Советом ИКАО норм шума по главе 3	Создание Комитета ИКАО по эмиссии (CAEE), первая редакция стандарта по эмиссии. Начало действия требований по главе 3 Приложения 16
	1981	Учреждение Комитета ИКАО по защите окружающей среды от воздействия авиации	Стандарт для сертификации вертолетов (глава 8), новых моделей СПС, бортовых ВСУ. Выпуск Приложения 16 с новым названием "Охрана окружающей среды"
	1986–1993	Первое и второе совещания CAEP	Совершенствование сертификации самолетов по шуму. Нормы по эмиссии авиадвигателей. Сбалансированный подход к авиационной экологии
Шум, эмиссия, парниковые газы, зашумленность и загазованность приаэродромных территорий, верхних слоев атмосферы	2002	Шестое совещание CAEP	Запрет на международные полеты самолетов, не отвечающих требованиям главы 3. Рассмотрены проблемы выбросов в атмосферу парниковых газов (CO ₂ , CH ₄) в свете изменения климата планеты
Шум, эмиссия, парниковые газы, изменение климата, экологическая оптимизация воздушного транспорта	2007	Седьмое совещание CAEP	Рассмотрены экологические программы авиации США, ЕС, России, Японии. Представлена комплексная схема принятия решений о создании ВС с учетом воздействия на окружающую среду

духе невыработанного авиационного топлива. Были наложены ограничения на выбросы окиси углерода (CO), несгорающих углеводородов, оксидов азота (NO_x) и дыма. База данных по эмиссии определенного типа двигателя формировалась на земле в ходе стандартного цикла работы двигателя.

Заметим, что испытания авиадвигателей на объемы выбросов не требуют дорогостоящих полетов, как это происходит в случае акустической сертификации самолетов. И в настоящее время активно разрабатываются методы эквивалентного пересчета уровней шума базового самолета или его акустического аналога для получения сертификата по шуму модернизируемых машин. Этот подход значительно удешевляет и ускоряет процедуру сертификации по шуму, несмотря на определенные сложности, связанные с необходимостью получения корректных результатов.

В 1981 г. Приложение 16 получило новое название: "Охрана окружающей среды". В него вошли два тома: "Авиационный шум" (т. I) и "Эмиссия авиационных

двигателей" (т. II). Совет ИКАО, поддержанный 18-й Ассамблеей, образовал новый объединенный Комитет по защите окружающей среды от воздействия авиации (CAEP). Это, по-видимому, единственный комитет ИКАО на постоянной основе, который работает более 25 лет. За этот период была проделана огромная работа, направленная на совершенствование экологических показателей основных видов используемых в авиации ВС (см. таблицу).

Основываясь на новейших достижениях науки и техники, Комитет последовательно ужесточал требования по экологии к создаваемым и модернизируемым летательным аппаратам (рис. 3). В условиях современной рыночной экономики экологические характеристики стали важными показателями, определяющими конкурентную привлекательность самолетов разных авиастроительных компаний.

Не случайно по данным ИКАО шум, а затем экология ВС за эти годы переместились с 7-го на 2-е место в приведенном ниже рейтинге приоритетов, который

учитывают авиаконструкторы, создавая новые самолеты.

1950–1970 гг.	1970–1990 гг.	1990–2010 гг.
Безопасность полетов	Безопасность полетов	Безопасность полетов
Скорость полета	Показатели экономичности	Экологическое совершенство
Дальность полета	Шум на местности	Ресурсы двигателей и других систем
Показатели экономичности	Регулярность полетов	Регулярность полетов
Комфорт	Комфорт	Показатели экономичности
Регулярность полетов	Скорость полета	Комфорт
Шум вблизи аэропорта	Дальность полета	Скорость и дальность полета

На первом месте остается безопасность полетов, а экология даже превысила показатель экономичности. Хотя для авиакомпаний, судя по заявлениям руководителей ГА России (в частности, В. Окулова, Е.В. Бачурина), прибыль остается самым желанным показателем деятельности авиаперевозчиков. Напротив, ИКАО последовательно отстаивает идею защиты окружающей среды. Об этом свидетельствует тот факт, что Ассамблеи ИКАО периодически принимают резолюцию "Сводное заявление о постоянной политике и практике ИКАО в области охраны окружающей среды", в которой настойчиво проводится идея превалирования экологии над экономикой. Последняя такая резолюция датируется сентябрем 2007 г.

До определенного времени объектом действия нормативных актов ИКАО был самолет и его эксплуатация. Однако экологическая обстановка вокруг аэропортов с возрастанием авиационной активности продолжала усложняться. Мегаполисы неуклонно приближались к аэропортам, используя свободные земельные участки для собственных нужд. ИКАО отреагировала на это следующим образом. В Приложение 16 была включена глава, касающаяся оптимального решения экологической безопасности воздушного транспорта. ИКАО был разработан и предложен для использования всеми ветвями федеральных и местных властей так называемый сбалансированный подход к обеспечению совместимости конкретного аэропорта с требованиями защиты окружающей среды.

Сущность подхода состоит в комплексном решении экологических проблем различными заинтересованными структурами — создателями самолетов, эксплуатантами ВС, службами аэропортов, местными властями, строителями. Особенно это относится к шуму, характерной особенностью которого является

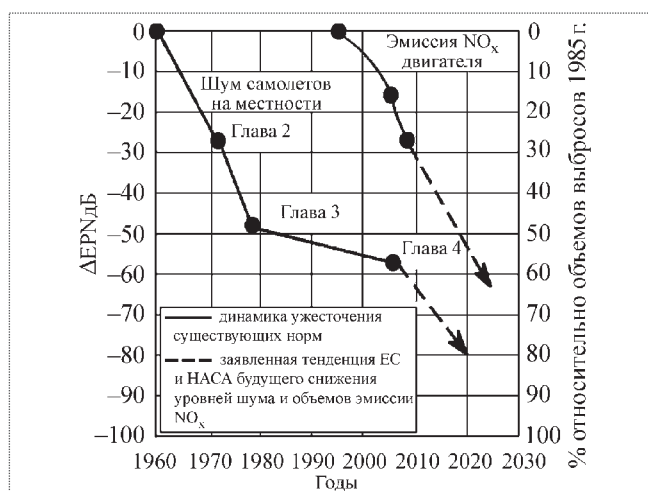


Рис. 3

непосредственное, сиюминутное неблагоприятное воздействие на человека. Главные направления работ, необходимых для реализации сбалансированного подхода, следующие:

- снижение шума и эмиссии в источнике возникновения, т.е. в самом летательном аппарате;
- рациональное использование земли вокруг аэропортов, оптимальное зондирование территорий, ограничение полетов "шумных" ВС в ночное время;
- оптимизация структуры парка авиакомпаний, поэтапный запрет на полеты самолетов устаревших типов;
- эксплуатационные приемы малозумного пилотирования, установление стационарных маршрутов взлета и посадки ВС.

Каждое из этих направлений требует глубоких исследований, тщательной координации деятельности различных сторон авиационного комплекса, и только будущее покажет, насколько удалось воплотить в жизнь этот разумный подход, предложенный ИКАО.

В принципе, ИКАО/САЕР следует правилу, которое исповедуют экологи: субъекты права, загрязняющие окружающую среду, должны возмещать этот ущерб. Для авиации это означает финансирование научных исследований по снижению шума и эмиссии, оплату штрафов за нарушение акустических условий, установленных паспортом аэропорта, внесение средств в фонды по улучшению звукоизоляции прилегающих жилых зданий.

В начале 1990-х гг. состоялась целая серия международных конференций под эгидой ООН, на которых были выработаны меры, направленные на консервацию нынешнего состояния климата. Среди них — снижение выбросов в атмосферу двуокиси углерода. Был подписан Монреальский протокол по веществам, разрушающим озоновый слой (принят в 1997 г.), а теперь

уже ратифицирован Киотский протокол (2004 г.), устанавливающий квоты для каждой страны по предельным выбросам парниковых газов (CO_2 , CH_4 , N_2O).

Наибольшие трудности для гражданской авиации связаны с выбросами CO_2 , поскольку углекислый газ является прямым продуктом сгорания авиационного топлива в двигателе. Сегодня увеличение числа ВС и авиарейсов автоматически приводит к возрастанию выбросов CO_2 . Требуемое мировой общественностью уменьшение выбросов CO_2 может быть получено либо в случае использования альтернативного топлива, либо при резком уменьшении удельных расходов углеводородного топлива в авиадвигателях современной конструкции. Последнее особенно привлекательно, так как одновременно решается задача энергосбережения, что на сегодняшний день актуально для всего мира.

Над этими проблемами работают авиационные специалисты многих стран. Недавно появилось сообщение о том, что в Великобритании в испытательном полете самолета А 380 один из четырех двигателей работал на биотопливе, полученном из морских водорослей; при этом обеспечивался пониженный выброс в атмосферу парникового газа. К таким сообщениям следует относиться осторожно, поскольку они часто носят рекламный характер и не имеют строгого научного подтверждения.

Другим вредным газообразным выбросом являются оксиды азота NO_x . Их появление связано с широким применением в авиации двухконтурных авиадвигателей, которые пока обладают наиболее сбалансированными акустическими характеристиками, но одновременно повышают концентрацию NO_x .

Действие оксидов азота сейчас изучено недостаточно, однако отмечено, что в северных широтах на крейсерских высотах полета, где наблюдается активная авиационная деятельность, концентрация озона в атмосфере увеличена на 6 % по сравнению с южным полушарием, что приводит к росту температуры на Земле. Этот факт связывают с действием NO_x . Поэтому ИКАО, следуя рекомендациям группы международных экспертов, в 2004 г. ужесточила на 16 % прежние нормы по эмиссии NO_x (в планах ведущих двигателестроительных компаний прогнозируется снижение NO_x в перспективных авиадвигателях на 70 % относительно норм CAEP/2).

В декабре 2007 г. состоялось седьмое совещание CAEP. Вопросы, которые рассматривались на этом форуме, были посвящены перспективе отношений авиации XXI века и экологической обстановки в мире. Как и раньше, ИКАО, заинтересованная в дальнейшем развитии гражданской авиации, стремилась минимизировать воздействие ВС на окружающую среду.

К этому времени во всех передовых авиационных странах проблемы авиационной экологии уже нашли понимание общества. В Америке и Европе приняты

долгосрочные (на 20–25 лет) национальные программы по снижению шума самолетов и эмиссии двигателей. Аналогичная комплексная программа до 2010 г. принята в России.

Во многих странах получили распространение компьютерные программы, дающие возможность на основании разработанных моделей оценивать шум будущих самолетов, эмиссию, площади звукового следа с различными индексами шумового воздействия, количество людей, страдающих от авиационной активности в районах, прилегающих к аэропортам, и т.д. Некоторые компьютерные программы позволяли оценить систему самолет – экология по критерию "затраты – выгода", т.е. перейти на всем понятный экономический язык. Такие же виртуальные расчеты могут быть использованы для каждого аэропорта при изменении типажа ВС, эксплуатируемых в том или ином аэропорту. Естественно, эти расчеты должны базироваться на достоверном и обширном банке данных для каждого типа самолета (или его аналога) и двигателя.

Принимая во внимание дальнейшее расширение сферы воздействия гражданского воздушного транспорта (от локального зашумления и загазованности вплоть до изменения климата планеты), CAEP предлагает заинтересованным странам повысить роль экологической составляющей как при конструировании новых ВС, так и в ходе проектирования системы воздушного транспорта в целом.

Для решения поставленной задачи требуются несколько программных модулей по оценке характеристик самолетов и двигателей, зашумленности местности, загрязнения воздуха вблизи аэропорта и на высотах полета, а также по оценке затрат, направленных на снижение воздействия на окружающую среду. При этом рассматривается, каким образом различные сценарии, включающие меры технического, экономического и запретительного характера, отражаются на рентабельности авиаперевозок.

В заключение подчеркнем, что земная цивилизация непрерывно развивается. Увеличивается население, всем необходима пища, одежда, кров. Авиация – это тот вид транспорта, который для своего функционирования использует воздушную среду. Она требует значительно меньшего отчуждения земель, чем, например, автомобильный транспорт. В этом заключается экологическая перспективность авиации. Однако с ростом мирового авиационного парка обостряется целый ряд экологических проблем. Сегодня – это шум и эмиссия авиадвигателей. Завтра – утилизация списанных самолетов, все большая напряженность электромагнитных полей, без которых невозможны связь, навигация и радиолокация. Решая сегодняшние экологические проблемы авиации, нужно быть готовыми к тому, что в будущем появятся новые.

Что ждет экипаж при полете на Марс и как к этому готовиться

Циблиев Василий Васильевич – начальник РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина, летчик-космонавт, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, доцент, кандидат техн. наук; **Наумов Борис Александрович** – заместитель начальника РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина по научной работе, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, доцент, кандидат техн. наук; **Саев Владимир Николаевич** – заместитель начальника управления РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина, член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, доцент, кандидат техн. наук; **Ярополов Владимир Ильич** – старший научный сотрудник РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина, академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского и Международной академии информатизации, профессор, доктор техн. наук; **Шербаков Михаил Владимирович** – начальник лаборатории РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина, член-корреспондент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, доцент, кандидат пед. наук

Рассмотрены условия полета на Марс и обратно, особенности самого Марса и условия пребывания на его поверхности. Описаны особенности конструкции марсианского экспедиционного комплекса, требования к экипажу марсианской экспедиции, а также технические средства для подготовки космонавтов.

V.V. Tsybliev, B.A. Naumov, V.N. Saev, V.I. Yaropolov, M.V. Scherbakov. What Is Ahead During Space Flight To Mars And How To Get Ready For It

Consideration is being given to conditions of space flight to and from Mars, to peculiarities of this planet and to conditions of the residence on its surface. Design features of the explorer dedicated to widespread investigations of Mars were described. Also the requirements to the space crew of the explorer and technological tools for astronaut training were discussed.

Стремление к познанию фундаментальных законов мироздания, осмыслению роли и места человека во Вселенной невозможно без осуществления межпланетных пилотируемых полетов. В космических державах растет интерес к Марсу, а перспективы полета на Красную планету с высадкой экспедиций на ее поверхность приобретают все более отчетливые контуры. Такой полет необходим для выполнения комплекса исследований по оценке природных ресурсов планеты и целесообразности их будущего использования, поиска различных форм жизни и ответов на фундаментальные вопросы о происхождении и эволюции Солнечной системы и Вселенной в целом.

Пилотируемая экспедиция на Марс является значительно более сложной миссией по сравнению не только с околоземными орбитальными полетами, но и с пилотируемыми полетами к Луне и на Луну, что определяется условиями и особенностями как длительного полета на эту планету, так и пребывания на ее поверхности, отличающимися от условий полета по орбите искусственного спутника Земли. Эти условия и особенности обуславливают появление новых проблем, вносят существенные

изменения в принципы организации таких экспедиций, во взаимоотношения экипажей с наземным центром управления полетом и с наземной базой обеспечения работы экспедиции, а также в подготовку космонавтов к длительным полетам.

Что касается условий полета на Марс и обратно, то здесь имеют место:

- космический мусор в околоземном пространстве;
- микрометеоритный поток;
- гелиофизическое воздействие;
- радиация в космосе (радиационные пояса Земли, галактическое излучение, корпускулярное излучение солнечных вспышек);
- низкая напряженность магнитного поля в межпланетном пространстве и на Марсе;
- изменение гравитационных условий во время полета;
- большая продолжительность полета, длительное пребывание экипажа в условиях социальной изоляции и ограниченного пространства, отрыв от земных условий жизни.

К особенностям самого Марса и условий пребывания на его поверхности можно отнести:

характер поверхности Марса: неровности поверхности, наличие большого количества камней (некоторые из них имеют размер до 3 м), пылеобразный грунт;

особенности атмосферных процессов на Марсе: сильные ветры и пылевые бури, низкая температура поверхности Марса (среднесуточная температура около -50°C);

возможность наличия на Марсе опасных для человека микроорганизмов;

опасность заражения Марса земными микроорганизмами;

мощная ультрафиолетовая радиация на поверхности Марса из-за незначительности доли озона в его атмосфере (в 300 раз меньше, чем на Земле);

планетные отличия Марса: длительность марсианских суток примерно на 41 мин больше, чем земных, пониженная гравитация на поверхности Марса ($0,38g$), значительная удаленность от Земли (56...400 млн км);

отсутствие на поверхности Марса ярко выраженных ориентиров.

Нельзя не учитывать также особенности конструкции марсианского экспедиционного комплекса:

нежесткость конструкции элементов марсианского экспедиционного комплекса;

использование солнечной энергоустановки больших габаритов и мощности;

использование электрических ракетных двигателей;

использование ядерной энергетической установки;

использование центрифуги на борту пилотируемого межпланетного комплекса (ПМК);

использование посадочных опор на взлетно-посадочном комплексе;

использование марсохода.

Характерными особенностями эксплуатации марсианского экспедиционного комплекса являются:

необходимость сборки марсианского комплекса на околоземной орбите;

использование атмосферы Марса для перевода взлетно-посадочного комплекса (ВПК) с гиперболической траектории на десантную орбиту;

необходимость выбора места посадки и управление посадкой корабля на поверхность Марса;

осуществление старта взлетного модуля (ВМ) с поверхности Марса и его стыковка на орбите искусственного спутника Марса;

возможность возникновения различных ранее не изученных нештатных ситуаций;

задержка в передаче и получении радиосообщений и возможность неустойчивой связи с Землей;

значительная автономность марсианского экспедиционного комплекса, сложность, а в некоторых случаях и невозможность оперативного получения помощи с Земли в нештатных ситуациях;

невозможность срочного прекращения полета и возвращения космонавтов на Землю;

необходимость быстрого включения в активную деятельность после посадки на Марс.

Имеют место также и особенности, относящиеся к экипажу марсианской экспедиции:

невозможность возвращения космонавтов на Землю в случае возникновения у них серьезных заболеваний;

комплектование экипажа ПМК представителями разных стран-партнеров.

Из всего этого следует, что участники экспедиции на Марс будут подвергаться воздействию различных факторов, присущих динамике межпланетного полета, враждебной космической среде, условиям жизнедеятельности в замкнутом пространстве и непосредственного пребывания на планете. К тому же это будет происходить на фоне длительного пребывания экипажа в условиях социальной изоляции, ограниченного пространства и отрыва от земных условий жизни; высокой степени ответственности за успех экспедиции в обстановке осознания значительного риска.

К изложенному следует добавить, что для осуществления полета экипажа к Марсу необходимо провести целый комплекс мероприятий, связанных с созданием инфраструктуры космической транспортной системы, системы медико-биологического обеспечения, адекватной особенностям межпланетной экспедиции; адаптацией системы подготовки космонавтов под задачи осуществления пилотируемой экспедиции на Марс.

Значительные задачи встанут перед системой медико-биологической подготовки. Это:

разработка критериев медицинского и психологического отбора и подготовки экипажей к условиям полета;

медико-биологическое обеспечение подготовки космонавтов и сопровождение полета экипажей, создание бортового медицинского центра;

решение проблем межпланетного и планетарного карантина для предотвращения заражения поверхности Марса земными микроорганизмами и переноса возможных марсианских живых объектов на Землю, создание условий для обеспечения микробиологической безопасности космонавтов;

обеспечение радиационной безопасности на всех этапах экспедиции (создание убежищ, фармакологических средств, систем радиационного мониторинга, дозиметрии, оценки прогноза радиационной обстановки);

медико-санитарное сопровождение разработки и испытаний перспективной пилотируемой космической техники и ее элементов.

Особое значение приобретают вопросы создания эффективных скафандров и резервированных автономных систем жизнеобеспечения, а также обеспечения сбалан-

сированного питания космонавтов в условиях длительного автономного полета.

На наш взгляд, в основу обеспечения марсианского полета должны быть положены проверенные в длительных космических полетах орбитальной станции "Мир" и Международной космической станции (МКС) системы и принципы, которые необходимо усовершенствовать. Кроме того, потребуются создать новые компоненты и испытать их в наземных модельных экспериментах и в космических полетах.

Если мы хотим подготовиться к полету на Марс в обозримой перспективе, то уже в настоящее время Международную космическую станцию целесообразно использовать как лабораторию для проведения экспериментов и исследований в интересах обеспечения такого полета. Прежде всего на МКС целесообразно отработать технические устройства и принципы обеспечения деятельности экипажа. Рассмотрим кратко некоторые из них.

Надо готовить космонавта к работе на поверхности Марса в условиях появления гравитации и при отсутствии помощи извне после выполнения длительного полета в условиях невесомости. На Земле можно имитировать близкие к этим условия деятельности экипажа сразу после его приземления при возвращении с МКС, так как организм возвратившегося космонавта еще не адаптировался после полугодовой невесомости к земным условиям. В это время целесообразно поручить экипажу МКС выполнение (сразу после посадки на Землю) деятельности, адекватной той, которую предстоит выполнять экипажу марсианской экспедиции в начальный период после посадки на Красную планету. В целях учета индивидуальных особенностей космонавтов такой эксперимент необходимо провести с участием нескольких экипажей МКС.

В условиях ограниченных возможностей оказания в экстремальных ситуациях срочной помощи экипажу с Земли (в виде рекомендаций) целесообразной является отработка средств информационной поддержки деятельности экипажа в нештатных ситуациях с использованием систем искусственного интеллекта с возложением на экипаж функции принятия решения. Это связано с длительным прохождением радиосигнала от Земли к Марсу и обратно (от 3 до 22 мин).

Очевидно, что в условиях длительного автономного полета экипаж не раз столкнется с необходимостью технического обслуживания и ремонта (ТОР) бортовых систем. Однако среди множества возможных стратегий (правил) ТОР необходимо заранее выбрать такие, чтобы они были наиболее эффективны в марсианской экспедиции. Принятые стратегии ТОР целесообразно также отработать на МКС.

Учитывая условия длительного автономного полета в замкнутом пространстве в отрыве от Земли необходимо

разработать особые подходы к системе психологической поддержки экипажа и опробовать их в процессе полетов экипажей на МКС.

Вне всякого сомнения, без использования новых технологий марсианская экспедиция вряд ли состоится. Марсианский экспедиционный комплекс предполагается оснастить электрическими ракетными двигателями. Известно, что выброс плазмы при работе этих двигателей может создавать помехи связи. Поэтому целесообразно провести на борту МКС эксперимент с целью изучения степени влияния на связь выбросов плазмы при работе таких двигателей.

К сожалению, ни одно из приведенных направлений сегодня не заложено в программу использования МКС. Если мы ставим перед собой задачу в перспективе выполнять пилотируемые экспедиции на Марс, то необходимо приступить к разработке специальной программы отработки заделов для полетов на Марс с использованием МКС и реализовать ее на борту станции.

Целесообразно отдельно остановиться на вопросах отбора и подготовки космонавтов, а также адаптации существующих и создания новых технических средств подготовки космонавтов (ТСПК) под задачи марсианской экспедиции.

Основные технические средства, обеспечивающие функционирование системы подготовки космонавтов, в настоящее время базируются в Российском государственном научно-исследовательском испытательном центре подготовки космонавтов им. Ю.А. Гагарина. Это комплексные и специализированные тренажеры, имитаторы условий космоса и космического полета, самолеты-лаборатории, стационарная барокамера, функционально-моделирующие стенды, комплекс аппаратуры и оборудования для медико-биологической, психологической и физической подготовки космонавтов, наземная летная база и комплекс инженерных систем и сооружений. Все эти технические средства могут быть использованы при подготовке космонавтов к полету на Марс с учетом разрабатываемых конкретных средств марсианского экспедиционного комплекса. В то же время потребуются создание новых ТСПК, например таких, как имитаторы поверхности Марса, средства перемещения по поверхности планеты, средства забора проб грунта, тренажеры модулей марсианского корабля, динамические тренажеры взлетной ступени и др.

При отборе кандидатов на участие в марсианских экспедициях, по-видимому, следует отдать предпочтение лицам, имеющим опыт полета в космос, а также прошедшим практическую проверку в условиях длительных периодов автономной деятельности на больших удалениях от своих баз. К этой категории лиц относятся летный состав стратегической авиации (экипажи самолетов Ту-160

и Ту-95), члены экипажей атомных подводных лодок, участники арктических и антарктических экспедиций, работники научных станций на Крайнем Севере и северо-востоке России, моряки надводного флота, участвовавшие в дальних океанских походах, и др. Система отбора космонавтов для марсианской экспедиции должна в максимальной степени опираться на имеющийся в России и других странах опыт отбора профессиональных космонавтов. Она должна также учитывать самые новейшие достижения науки, используемые при отборе специалистов других профессий.

Для обеспечения максимальной эффективности функционирования космонавтов и персонала марсианской базы потребуются решить в теоретическом и практическом аспектах вопрос оптимального распределения обязанностей среди участников экспедиций. Вопрос выбора специализации и взаимозаменяемости участников экспедиций становится одним из важнейших в условиях сверхавтономного полета и крайне ограниченных возможностей Земли по поддержанию экипажа.

Необходимость контроля движения корабля по трассе Земля—Марс—Земля с помощью астронавигационных средств требует от экипажа изучения навигационных звезд и достаточной подготовки к работе с астронавигационным оборудованием.

Необходимо отрабатывать базовые навыки управления кораблем при посадке на поверхность Марса, для чего можно использовать тренажер-вертолет (еще лучше турбовертолет) или статический тренажер.

Передвижение по поверхности Марса в скафандрах требует специальной подготовки. Скафандр должен обеспечивать работу космонавтов в течение 10 ч без перезарядки его системы. При этом следует учитывать, что тепловыделение космонавта может достигать 300...400 ккал/ч. Космонавт должен иметь возможность встать самостоятельно при падениях на поверхность Марса, пользоваться транспортными средствами и выполнять различные целевые работы.

Особым является и вопрос ориентации на местности, так как ориентироваться по магнитному полю невозможно в связи с его практическим отсутствием, а радиосвязь возможна только в пределах прямой видимости.

Хотя во время взлета корабля с Марса, поиска марсианского орбитального корабля и стыковки с ним должны работать в основном автоматические системы поиска и сближения, экипаж должен иметь возможность взять управление на себя на любом этапе, особенно в процессе причаливания и стыковки корабля, спуска при полете корабля в атмосфере Марса.

К особенностям подготовки космонавтов по сравнению с уже отработанной программой при полетах на МКС можно отнести выработку поведенческих навыков при воздействии больших перегрузок и обязательность проведения тренировок по выживанию в различных климатогеографических зонах.

Немаловажным фактором является то, что члены экипажа должны уметь самостоятельно оказывать первую медицинскую помощь, включая неотложную. Для этого они должны на Земле пройти подготовку, которую сейчас проходят так называемые медицинские специалисты экипажа. Часть такой подготовки должна проводиться в условиях клиники, где космонавты могли бы обучаться проведению сложных медицинских процедур и манипуляций.

При решении задачи освоения Марса возникает также новая задача, которая практически не решалась Центром подготовки космонавтов, — это задача управления средствами перемещения по поверхности планет, а также управления специализированными техническими устройствами подготовки и отправки результатов работы на Землю.

Для организации практической подготовки космонавтов потребуется расширение тренажной базы Центра подготовки космонавтов. Ее новыми элементами должны стать:

- специализированные и комплексные тренажеры по управлению всеми модулями марсианского комплекса, их бортовыми системами и оборудованием;

- комплексный тренажер (статический) для отработки взаимодействий экипажа (и Центра управления полетом) на всех этапах полета;

- специализированный тренажер стыковки на орбите Марса;

- специализированные тренажеры для отработки циклограмм и навыков посадки на Марс (в качестве одного из видов таких тренажеров могут быть использованы вертолеты);

- специализированный тренажер по космической навигации;

- специализированные тренажеры для отработки навыков пешего движения космонавтов в условиях Марса;

- специализированные тренажеры для отработки навыков вождения различных марсианских транспортных средств;

- макет марсианской местности для отработки выполнения операций на поверхности Марса;

- тренировочная база для проведения практических занятий на грунтах, близких по своим механическим качествам к марсианскому;

- специализированный тренажер для отработки программ посадки на Землю при входе в ее атмосферу со второй космической скоростью (на базе центрифуги).

Таким образом, решение задачи подготовки космонавтов для реализации марсианской программы требует проведения комплекса работ по обоснованию задач, целей и методик подготовки, разработке предложений по созданию тренажных средств подготовки космонавтов и по созданию имитаторов факторов, действующих в процессе полета на Марс и на его поверхности.



БАКЛАНОВ
Вячеслав Сергеевич —
главный специалист ОАО
"Туполев", кандидат техн.
наук

Виброакустика силовых установок самолетов нового поколения

В.С. Бакланов

Рассматривается изменение вибрационного спектра турбовинтовых двигателей при увеличении степени их двухконтурности. Отмечено, что этот спектр существенно расширяется со сдвигом в низкочастотную область. Это определяет наличие низкочастотного шума в гермокабине.

Для обеспечения комфортных условий работы экипажа и безопасности полета при выборе силовой установки для самолетов нового поколения наряду с решением проблем снижения шума на местности необходима разработка высокоэффективной системы виброзащиты экипажа и пассажиров.

V.S. Baklanov. Vibro-Acoustic Of Power Plants Of New Generation Aircraft

Vibration spectrum of turbofan engines and especially of high by-pass ratio substantially broadens with a shift towards the low-frequency range. The low-frequency components will determine dynamical impact spectrum of power plant, transmitted through mounting to airframe construction.

To provide comfort conditions for the crew work and for the flight safety, the power plant for the new generation aircrafts is selected not only with account for solving the problem of the community noise reduction, but it must include development of highly efficient vibroprotection system for passengers and the crew.

На современных самолетах в связи с введением более жестких ограничений по шуму на местности намечается переход к применению двигателей сверхбольшой двухконтурности. При существенном снижении шума струи двигателя все же остается основным источником шума. Теперь это шум вентилятора, в котором кроме гармоник на частотах следования лопаток присутствуют полигармонические составляющие, возбуждаемые ударными волнами в широком диапазоне частот (так называемый пилообразный шум).

Одна из необходимых мер борьбы с ударными волнами — снижение частоты вращения вала вентилятора. При этом вибрационный спектр двигателя сдвигается в низкочастотную область. Эти составляющие будут определять спектр динамического воздействия силовой установки, передаваемый через узлы крепления на конструкцию планера.

Для планера современного самолета (вследствие его балочной конструкции) характерно наличие нескольких десятков форм колебаний в низкочастотной части спектра. Взаимодействие некоторых из них с возмущающим воздействием силовой установки может привести к генерированию в кабине самолета дискретных низкочастотных составляющих шума (вплоть до инфразвуковых) высокого уровня.

Проведенные исследования в Португальском медицинском центре выявили повышенный уровень инфразвуковых составляющих шума в кабине экипажа по сравнению с пассажирским салоном на современных самолетах [1].

Наличие этих составляющих связано как с возмущающим воздействием набегающего воздушного потока при полете самолета в атмосфере, так и с отмеченным выше эффектом взаимодействия планера и силовой установки. Полученные данные вызывают беспокойство в связи с возможным увеличением этих составляющих при использовании на самолетах новейших двигателей.

На самолетах нового поколения с двигателями большой степени двухконтурности наряду с перевыполнением норм шума на местности (гл. 4 Приложения 16 норм ИКАО) отмечен и факт снижения внутреннего шума в гермокабине (на самолетах-демонстраторах QTD1 и QTD2). Это обусловлено уменьшением шума в источнике (широкохордные лопадки, шевроны) и на пути его распространения (увеличение площади звукопоглощающих панелей на входе воздухозаборника двигателей, повышение их эффективности) и связано со снижением внешнего акустического воздействия на обшивку фюзеляжа как в передней, так и в хвостовой части гермокабины.

В то же время существует еще структурный шум, возникающий из-за вибрации двигателей. Он передается через опорные связи (узлы крепления) на конструкцию планера и переизлучается в кабину (рис. 1).

Вибрационный спектр турбовентиляторных двигателей, особенно высокой степени двухконтурности, существенно расширяется вследствие применения двух-, трехвальных схем со сдвигом в низкочастотную часть спектра в связи с уменьшением частоты вращения ротора вентилятора или возможным применением редуктора (это и будет определять низкочастотную часть спектра шума в гермокабине).

Новейшие исследования показывают, что низкочастотный шум в октавной полосе 31 Гц и особенно инфразвук (октавные полосы 8 и 16 Гц) вредны для здоровья и влияют на работоспособность человека [2]. Это связано с тем, что объемные частоты многих внутренних органов человека лежат в инфразвуковом диапазоне. Также имеются данные об изменении проницаемости эритроцитарных мембран, ишемических изменениях в миокарде и перикарде, а также о расслоении ткани перикарда под воздействием инфразвука.

Низкочастотные акустические колебания инфразвукового диапазона, так же как и вибрация, оказывают непосредственное влияние на систему черепно-мозговых нервов. В связи с этим допустимые нормы инфразвука на рабочих местах операторов (например, в кабине пилотов), выполняющих работы различной степени интеллектуально-эмоциональной напряженности, должны существенно ужесточиться [3].

Сегодня нет обязательных международных норм, лимитирующих внутренний шум в кабинах самолетов. Уровень шума устанавливает фирма-изготовитель с учетом мнения крупных авиакомпаний, которые ориентируются на соглашения с профсоюзом.

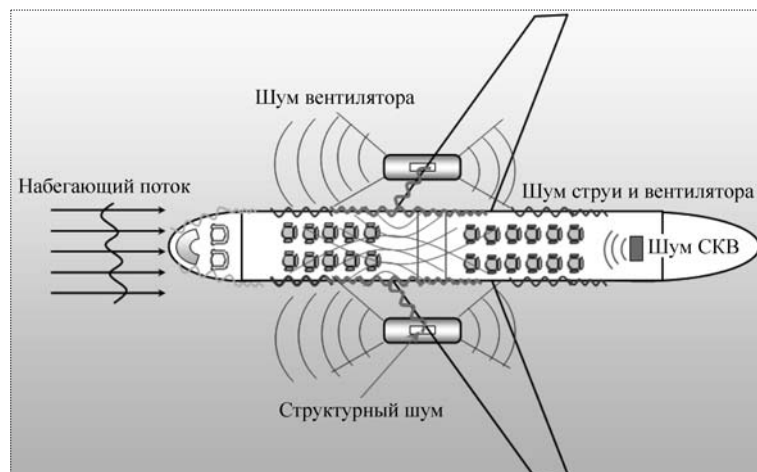


Рис. 1. Основные источники шума в кабине самолета

Допустимые уровни звукового давления на рабочих местах летного состава воздушных судов соответствуют требованиям ГОСТ 20296–81. Однако допустимые уровни инфразвука до 110 дБ [4] не соответствуют современным представлениям о последствиях воздействия инфразвука на организм. Санитарные нормы [3], разработанные Минздравом России на основе исследований воздействия инфразвука на организм человека, ограничивают суммарный уровень инфразвука значением 95 дБ.

Для обеспечения комфортных условий работы экипажа и безопасности полета при выборе силовой установки для самолетов нового поколения нужно решать не только проблему снижения шума на местности, но и задачу разработки эффективной системы виброзащиты экипажа и пассажиров. Для виброзащиты гермокабины самолета в первую очередь используют средства снижения виброактивности двигателей и передачи вибраций по конструкции (например, встраивание блоков виброизоляции в узлы крепления двигателей).

Но какие бы средства виброзащиты (активные или пассивные) ни применялись, для обоснованного выбора параметров блоков виброизоляции необходима расчетная модель, учитывающая реальные динамические характеристики конструкций как двигателя, так и планера в местах опорных связей.

Решение проблемы снижения уровня структурного шума на самолетах нового поколения с двигателями большой степени двухконтурности требует, по мнению автора, уточнения расчетных моделей системы двигатель — крепление — планер.

Многолетние исследования по определению динамических характеристик корпусов ряда двигателей различных степеней двухконтурности и конструкции

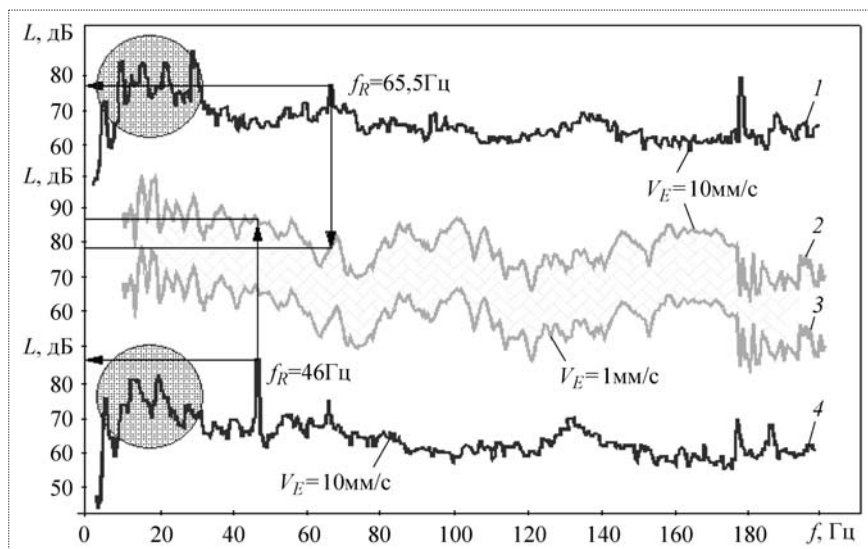


Рис. 2. Сравнение экспериментального и прогнозируемого (расчетного) структурного шума в кабине самолета (1, 4 – экспериментальные данные; 2, 3 – расчетные данные)

планера магистральных самолетов позволили существенно уточнить расчетные модели современных авиационных конструкций в диапазоне частот вращения роторов двигателей и определить тенденцию изменения динамических характеристик двигателя при увеличении его двухконтурности [5].

На основе полученных динамических характеристик сделаны расчеты ожидаемого шума в зависимости от вибрационного воздействия двигателя. Сравнение ожидаемого шума и экспериментальных данных (рис. 2) показывает не только хорошую сходимость уровня роторной гармоник вентилятора f_R на разных

племения двигателя, но включает узлы крепления сложного воздухозаборного устройства для засасывания пограничного слоя и выхлопной системы (рис. 3).

Необходимость разработки нового крепления вызвана следующими причинами:

расширением вибрационного спектра современных двигателей с тенденцией сдвига в низкочастотную часть спектра;

недостаточной эффективностью существующей виброзащиты (особенно в низкочастотной области), разработанной на основе устаревших расчетных моделей;

изменением динамических характеристик планеров и особенно корпусов двигателей в местах установки узлов крепления с увеличением степени двухконтурности двигателей.

Для обеспечения повышенной эффективности в низкочастотной области здесь рассматривается концепция нового крепления с упругим блоком виброизоляции, имеющего нелинейную характеристику с участком квазилинейной жесткости (характеризуется углом K) на расчетной нагрузке (рис. 4, а).

В качестве блока виброизоляции предлагается упругий элемент с существенно нелинейной характеристикой и участком квазилинейной жесткости на расчетной нагрузке. Он может быть перенастроен на любой другой режим. При этом возможно

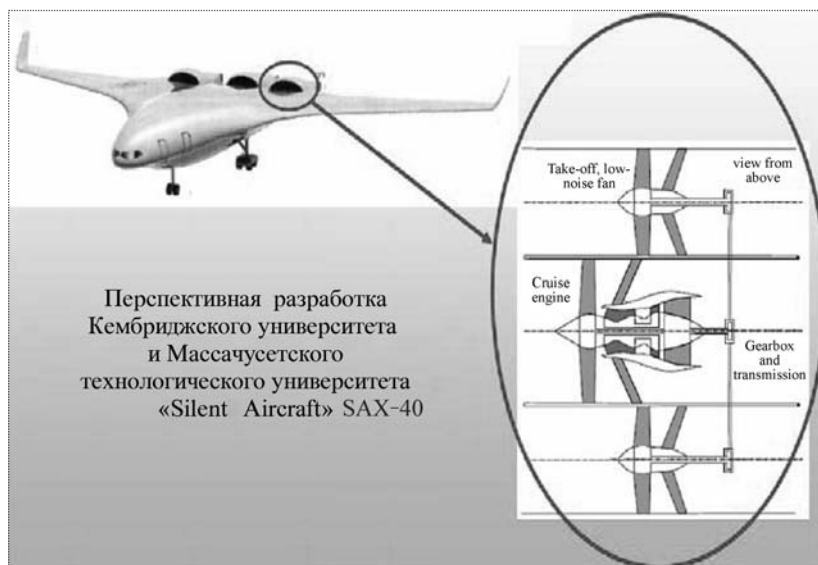


Рис. 3. Самолет с распределенной силовой установкой

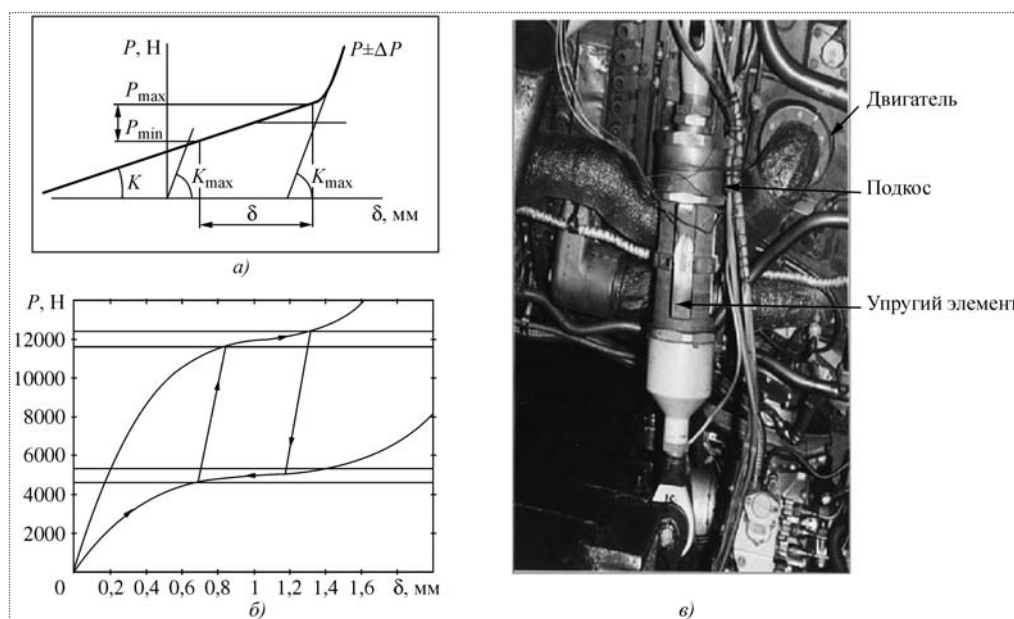


Рис. 4. Низкочастотное крепление с элементами квазилинейной жесткости

создание адаптивной системы крепления двигателей (рис. 4, б).

Были проведены численные исследования динамики низкочастотного виброизолирующего крепления. В результате получены данные, свидетельствующие о существенном уменьшении амплитуды колебаний в случае использования нелинейной упругой характеристики как для случая гармонического внешнего воздействия, так и для случаев импульсного и смешанного внешнего воздействий. Данные численного моделирования хорошо согласуются с экспериментальными данными.

Предлагаемая подвеска (рис. 4, в) исследовалась на специальном моторном стенде (рис. 5), включающем газотурбинный двигатель и установку, генерирующую низкочастотное возмущающее воздействие на входе в двигатель.

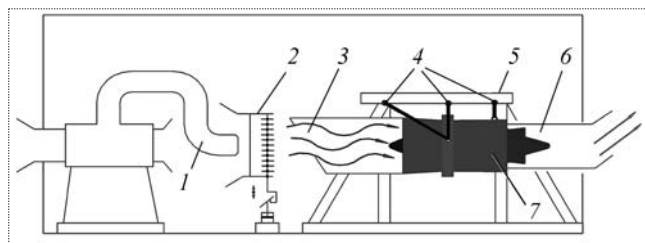


Рис. 5. Испытательный стенд:

1 – газотурбинная система; 2 – колебательное устройство; 3 – воздухозаборное устройство; 4 – подкосы крепления двигателя; 5 – моторная рама; 6 – выхлопное устройство; 7 – двигатель

Амплитудно-частотные характеристики подвесок показали, что собственная частота колебаний двигателя на такой подвеске достигает 3,5 Гц при статическом смещении 2,5 мм. Снижение динамических усилий, передаваемых через подвеску со стороны двигателя, составило, например, 12...14 дБ на частотах 8...60 Гц. По расчету, снижение шума в гермокабине составит не менее 10 дБ в нижней части спектра.

Итак, выбор силовой установки для самолетов нового поколения, кроме решения проблем внеш-

него шума, требует разработки высокоэффективной системы виброзащиты экипажа и пассажиров для поддержания комфортных условий и обеспечения безопасности полета. Основой системы виброзащиты должно стать виброизолирующее крепление двигателей, разработанное с учетом реальных частотных характеристик планера и корпусов двигателей самолетов нового поколения.

Список литературы

1. Alves-Pereira M., Castelo Branco M.S., Motylewski J., Pedrosa A., Castelo Branco N. Airflow – Induced Infrasound in Commercial Aircraft // INTER-NOISE 2001. The Hague. The Netherlands, August 2001.
2. Alves-Pereira M. et al. Proc. of 11th International Congress on Sound and Vibration. St. Petersburg, Russia, 5–8 July 2004.
3. Санитарные нормы СН 2.2.4/2.1.8.583–96 / Минздрав России, М., 1997.
4. Гигиена и эпидемиология на транспорте: Санитарные правила и нормы // СанПиН 2.5.1.051–96. Госкомсанэпиднадзор России, М., 1996.
5. Бакланов В.С. Динамическая модель ГТД по результатам исследования динамических податливостей корпусов двигателей // Тез. докл. Междунар. конференции "Двигатели XXI века". Ч. 1. ЦИАМ, Москва, 2000. С. 256–257.
6. Nesbitt E., Jia Yu. et al. Quiet Technology Demonstrator 2 Intake Liner Design and Validation / 12th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference. 8–10 May, 2006. Cambridge, Massachusetts.
7. Baklanov V.S. Low-frequency vibroisolation mounting of power plants for new generation airplanes with engines of extra-high bypass ratio // J. of Sound and Vibration. 2007. Vol. 308. № 3–5. P. 709–720.



ТОЧИЛИН
Олег Валерьевич –
главный специалист ОАО
"ОКБ Сухого", доцент
Международной академии
бизнеса и управления,
кандидат экон. наук

CALS-технологии – стратегия повышения эффективности бизнес-процессов по созданию новых авиационных комплексов

О.В. Точилин

Сегодня CALS является глобальной стратегией повышения эффективности бизнес-процессов, выполняемых в ходе жизненного цикла продукта, за счет информационной интеграции и преемственности информации, порождаемой на всех этапах жизненного цикла. Важнейшим этапом развития стратегии CALS-технологии в авиационной промышленности является создание интегрированной системы информации на авиапредприятиях.

В статье рассмотрены особенности автоматизации и развития информационных технологий управления проектами в авиационной промышленности.

O.V. Tochilin. CALS-technologies As The Strategy Of Enhancing The Validity Of Business Processes For Designing New Aviation Complexes

In the article CALS-technologies have been demonstrated as the modern global strategy to raise the effectiveness of business processes. This gain is obtained due to the information generalization and the continuity of information born during all stages of the life cycle. It was shown that designing the integrated system of the information support at aerospace enterprise is the most important stage of development of CALS-technologies in aerospace industry.

В 21-м веке успех бизнеса определяется эффективным использованием современных информационных технологий. В настоящее время завершаются несколько международных проектов, и их успешное окончание позволяет говорить о том, что на планете Земля создано единое информационное пространство на базе всемирной сети Интернет, в мировом сообществе создана качественно новая коммуникационная среда [1]. Все крупные бизнес-организации в экономически развитых странах стали участниками сетевой экономики, а ее особенности и возможности имеют для основной части бизнеса достаточно большой интерес.

Элементами электронного рынка являются:

свободный доступ к рынку, равноправное и добровольное участие партнеров;
подверженность рыночных событий влиянию участников;

повышение прозрачности рынка с одновременным снижением различий в степени информированности партнеров.

В качестве стратегии выживания в новой среде во многих развитых странах рассматриваются CALS-технологии [2, 3]. CALS (*Continuous Acquisition and Life Cycle Support*) понимается как непрерывная информационная поддержка жизненного цикла продукта или изделия. По своей сути сегодня CALS является глобальной стратегией повышения эффективности бизнес-процессов, выполняемых в ходе жизненного цикла продукта. Средствами реализации данной стратегии являются CALS-техноло-

гии, в основе которых лежит набор интегрированных информационных моделей — моделей непосредственно жизненного цикла (ЖЦ) и выполняемых в течение ЖЦ бизнес-процессов, продукта (изделия), производственной и эксплуатационной среды и др.

Возможность совместного использования информации обеспечивается применением компьютерных сетей и стандартизацией форматов данных, обеспечивающей их корректную интерпретацию. Идеальной основой для решения поставленной задачи является использование единой интегрированной системы модели продукта и его жизненного цикла, описывающей объект настолько полно, что она выступает в роли единого источника информации для любых выполняемых в ходе жизненного цикла процессов.

В отличие от концепции ИАСУ — интегрированной автоматизированной системы управления производством — концепция CALS охватывает не только производство, но и все остальные этапы жизненного цикла. CALS-технологии позволяют:

- расширить области деятельности предприятий (рынки сбыта) за счет кооперации с другими предприятиями, обеспечиваемой стандартизацией представления информации на разных стадиях и этапах жизненного цикла. Благодаря современным телекоммуникациям уже не являются принципиальными географическое положение и государственная принадлежность партнеров. Новые возможности информационного взаимодействия позволяют строить кооперацию в форме виртуальных предприятий, действующих в течение ЖЦ продукта. Возможна кооперация не только на уровне готовых компонентов, но и на уровне отдельных этапов и задач в процессах проектирования, производства и эксплуатации;

- повысить эффективность бизнес-процессов, выполняемых в течение ЖЦ продукта, за счет информационной интеграции и сокращения затрат на бумажный документооборот. Повторный ввод и обработка информации обеспечат преемственность результатов работы в комплексных программах и возможность изменения состава участников без потери ранее достигнутых результатов;

- повысить "прозрачность" и управляемость бизнес-процессов путем их реинжиниринга, на основе интегрированных моделей ЖЦ и выполняемых бизнес-процессов, сократить затраты в бизнес-процессах за счет лучшей сбалансированности звеньев;

- повысить привлекательность и конкурентоспособность изделий, спроектированных и произведенных в интегрированной среде с использованием современ-

ных компьютерных технологий и имеющих средства информационной поддержки на этапе эксплуатации;

- обеспечить заданное качество продукции в интегрированной системе поддержки ЖЦ путем электронного документирования всех процессов и процедур.

Стандарты CALS покрывают весь спектр потребностей управления проектами, обеспечивая единое представление текста, графики, информационных структур и данных о проекте, сопровождении и производстве, включая звук, видео, мультимедийные средства, документацию, передачу и хранение данных и многое другое для всех приложений. Каждый вид информации представлен через соответствующий стандарт.

Внедрение CALS-технологий стало необходимым условием выживания промышленных предприятий при жесткой конкуренции товаров на международных и национальных рынках. Несоблюдение CALS-стандартов при прочих равных условиях будет приводить к заметному ухудшению потребительских свойств продукции, увеличению ее себестоимости и сроков проектирования [4].

Работы по CALS-технологиям у нас в стране ведутся с 1995 г. НТО "Интегро" под руководством профессора В.И. Дмитрова. CALS — это, прежде всего, информационная стратегия, ведущая к пересмотру путей ведения бизнеса, использованию программных средств, поддерживающих международные стандарты; более эффективному использованию информации; новым методам сотрудничества между предприятиями-партнерами. CALS-технологии органически связаны с созданием виртуальных предприятий.

Виртуальное предприятие — это такое предприятие, которое создается из различных предприятий на контрактной основе. Оно не имеет единой организационной структуры, но обладает единой информационной базой и создается в целях использования компьютерной поддержки жизненного цикла конкретного изделия. Основной для виртуального предприятия является концепция многопользовательской базы данных. Она должна содержать всю необходимую информацию для компьютеризированной поддержки ЖЦ изделия и быть доступна как заказчику, так и разработчику.

Понятие "жизненный цикл изделия" (петля качества) введено Международными стандартами ISO9004 (управление качеством). Петля качества включает следующие этапы жизненного цикла изделия:

- маркетинг, поиск и изучение рынка;
- разработка технических требований на проектируемый продукт;

- исследовательские и опытно-конструкторские разработки;
- материально-техническое снабжение;
- подготовка и разработка технологических процессов;
- производство;
- контроль, проведение испытаний и обследований;
- упаковка и хранение;
- реализация продукции;
- монтаж и эксплуатация;
- техническая помощь и обслуживание;
- утилизация продукции.

Использование CALS-технологии весьма эффективно. Основными источниками ее эффективности являются снижение длительности производственного цикла и затрат по всему жизненному циклу изделия, повышение качества выпускаемых изделий, совершенствование управления.

Проблема эффективного управления жизненным циклом изделий особенно актуальна для предприятий ВПК, участвующих в международном военно-техническом сотрудничестве, а также для крупных гражданских предприятий, занятых в международной кооперации при создании новейшей продукции, конкурентоспособной на мировых рынках. Особенно наглядно это видно в аэрокосмической отрасли (например, проект по созданию самолета RRJ на базе АХК "Сухой", с участием международных корпораций Boeing и Snecma).

Российским авиапредприятиям приходится максимально подстраиваться под требования мирового рынка. Для этого необходимо следующее:

обеспечивать срочное выполнение заказов, повышая скорость проектирования и производства ЛА, а также предоставлять качественное сервисное обслуживание;

гарантировать соответствие ЛА, продаваемого на мировом рынке, стандартам CALS, которые делают "прозрачным" для заказчика процесс создания и обслуживания ЛА в период эксплуатации и утилизации изделия.

Важнейшим этапом развития стратегии CALS-технологии в авиационной промышленности является создание интегрированных систем управления (ИСУ) на авиапредприятиях. С конца XX в. вопросы ИСУ стали предметом исследования теории и практики управленческого учета и планирования российских авиационных предприятий. Это было связано с началом на этих предприятиях работ по установке полнофункциональных программных (автоматизированных) па-

кетов, посредством которых в аналогичных западных корпорациях решают вопросы сквозного (от уровня высшего руководства до низовых звеньев управления) учета товарно-материальных и финансовых потоков и выработки единой хозяйственной политики.

Конкуренция среди авиастроительных предприятий сегодня заметно возросла. Чтобы ее выдержать, предприятия вынуждены сокращать издержки и повышать качество продукции. Для решения столь противоречащих друг другу задач менеджеры авиастроительных предприятий могут использовать целый ряд концепций, моделей и методов управления. Наиболее интересная среди них — "бережливое производство" (*Lean Manufacturing*). Для реализации принципов "бережливого производства" необходимо наличие отлаженного информационного потока, что требует использование ERP-системы. Опыт таких корпораций, как *Boeing* и *Bollinger Shipyards*, *Sony* и *Thales Group*, *Ducati* и *Changan Automotive*, показывает, что ERP-системы действительно помогают вывести предприятия на новый уровень конкурентоспособности.

Автоматизация бизнес-процессов сегодня стоит на повестке дня у многих российских авиастроительных предприятий. И причин тому несколько. Во-первых, очевидно, что активный процесс реструктуризации и образования новых интегрированных структур требует информационного обеспечения новых бизнес-связей. Во-вторых, конкуренция на рынках сегодня заметно возросла. И чтобы ее выдержать, предприятия вынуждены сокращать издержки и повышать качество продукции. Именно в этом и лежат главные причины интереса машиностроительных предприятий к ERP-системам [5].

Рассмотрим модель ИСУ авиационного предприятия. Реальные результаты внедрения полнофункциональных программных пакетов на большинстве российских авиапредприятий оказались более чем скромными. Программное обеспечение является лишь техническим средством реализации ИСУ. Для эффективного применения ИСУ требуются соответствующая квалификация кадров, методологический инструментальный подход плано-аналитической работы, адекватная нуждам компании сквозная система внутреннего и внешнего документооборота. Между тем в подавляющем большинстве специалисты службы менеджмента российских авиационных компаний даже не имеют четкого представления о том, какие функции и ограничения имеет интегрированная система управления, каковы этапы ее внедрения, чем один информационный пакет отличается от другого и какой из них наиболее оптимален для их предприятия.

ИСУ представляет собой *комплексный* механизм управления авиационной компанией, состоящий из следующих основных блоков:

аналитический блок — формализованная обработка баз данных в целях управленческого планирования, основывающаяся на применении модели оптимального бюджетирования;

учетный блок — система документооборота для информационного обеспечения управленческих решений (управленческий, маркетинговый и финансовый учет);

организационный блок — структура управления (функции и регламент координации, соподчинения и контроля деятельности управленческих служб) для обеспечения процесса управленческого и финансового планирования;

программно-технический блок — программный продукт, поддерживающий аналитический, учетный и аналитический блоки. Для ИСУ можно использовать адаптированные стандартные пакеты *R/3*, *BAAN IV*, *Oracle Applications* и др. В то же время обязательными компонентами ИСУ являются аналитический, учетный и организационный блоки (в этом случае ИСУ существует в форме традиционного "бумажного" документооборота). При реализации программно-технического блока сбор и обработка учетных данных, включая движение информации по вопросам внутрикорпоративного регламента работы, осуществляются средствами программного обеспечения, что качественно повышает быстродействие и детализацию учетной и планово-аналитической работы.

Основным достижением этих моделей является обеспечение количественной соизмеримости эффекта от осуществления плановых мер между основными блоками хозяйственной деятельности: текущими операциями, инвестиционной деятельностью, привлечением источников финансирования и задачами поддержания финансовой стабильности. Так, в рамках данных моделей возможно следующее:

количественно определить сравнительную эффективность от распределения прибыли в прирост финансовых резервов и закупку основных средств и, соответственно, пропорции оптимального распределения прибыли;

обеспечить расчет оптимальной величины и структуры инвестиционной деятельности и привлеченных источников финансирования;

рассчитать оптимальную величину и структуру выпуска и реализации продукции с учетом эластичности спроса по различным рынкам сбыта, функции затрат по различным производственным линиям, капиталоемкости отдельных видов продукции и прочих факторов и т.д.

емкости отдельных видов продукции и прочих факторов и т.д.

Таким образом, модель оптимального бюджетирования (планирования), составляющая аналитический блок ИСУ, выполняет следующие функции:

сохраняет традиционные методы аналитической обработки данных (анализ "издержки — объем — прибыль" и определение критической точки, факторный анализ "цена — количество — эффективность", анализ чувствительности, анализ по центрам ответственности (сравнение деятельности подразделений), комплексный анализ интенсификации и др.);

обеспечивает формализованную систему аналитической обработки бюджетных данных. Динамика бюджетированных показателей оказывает влияние на все сферы управленческой политики — ценообразование, структуру производства, распределение прибыли, инвестиционную деятельность, экономическое прогнозирование и др. Поэтому в целях составления корректного управленческого бюджета необходима разработка автоматизированных модулей для решения задач так называемого "анализа чувствительности";

обеспечивает эффективное формализованное (количественное) решение ряда важнейших задач деятельности авиапредприятия. В отличие от систем, основанных на традиционных моделях бюджетирования, система оптимального бюджетирования позволяет решать следующие задачи:

расчет совокупного (системного) эффекта от осуществления конкретных управленческих мер, связанных с движением ресурсов компании (например, сбыт определенного физического объема готовой продукции — ЛА, увеличение цены реализации, освоение капитальных вложений по конкретному инвестиционному проекту, увеличение финансовых резервов, взятие кредита, проведение дополнительной эмиссии акций, погашение кредита и др.) В ИСУ расчет производится путем формализации основных функциональных взаимосвязей между бюджетными (плановыми) параметрами;

соизмерение видов деятельности компании и обусловленных осуществлением данных видов деятельности затрат и, тем самым, четкое количественное выявление текущих и перспективных резервов снижения себестоимости ЛА и повышения финансовых результатов компании;

обеспечение непрерывности процесса "план-факт анализ — планирование на следующий бюджетный период" вне зависимости от "запаздывания" сводной отчетности за прошедший бюджетный период;

четкое разграничение издержек планирования и издержек выполнения плана (спецификация ответственности плановых органов и производственных под-

разделений по отклонениям фактических показателей от плановых);

формализация задачи оптимального распределения средств между целями повышения производственной эффективности и улучшения финансовой стабильности;

количественный расчет оптимального инвестиционного бюджета;

соизмерение эффективности управленческих мер, относящихся к разным временным периодам, и оптимизации планового процесса по времени осуществления;

выбор оптимальных показателей материального стимулирования, количественный расчет оптимальных коэффициентов и баз начисления в системе премирования;

соизмерение осуществленных в данном бюджетном периоде затрат, эффекта от исполнения бюджетов затрат и себестоимости произведенной, отгруженной и реализованной продукции;

корректная система списания отклонений по стадиям финансового цикла и получения достоверной оценки фактической стоимости оборотных активов при ведении нормативного учета затрат;

обеспечение алгоритма формализованного решения вопроса по выбору оптимального метода платежа.

Наиболее важными моментами учетного блока являются:

унификация данных (затрат, основных средств и капитальных вложений, финансовых результатов, оборотных активов, источников финансирования) — единая система плановых и фактических параметров для внесения в базу данных;

кодификация данных в целях ведения учета в соответствии с хозяйственным законодательством РФ; ведения учета по международным стандартам (GAAP); управленческого планирования (получение многомерной учетной информации);

балансовая оценка активов, источников финансирования, затрат и финансовых результатов в соответствии с международными стандартами учета (GAAP).

Организационный блок ИСУ включает ресурсы, функциональное распределение деятельности и регламент деятельности управленческих служб компании.

Основными элементами организационного блока ИСУ являются:

система движения информации для плановых и контрольных целей;

система соподчиненности различных звеньев организационной структуры в процессе сбора и обработки информации и принятия управленческих решений (в

первую очередь высшего менеджмента, центрального аппарата контролеров, менеджмента подразделений и плановых служб подразделений);

система управления по центрам ответственности (центры управленческих затрат, центры нормативных затрат, центры доходов, прибыли, инвестиций).

ИСУ включает не только планово-контрольную, но и стимулирующую функции. Для крупных холдинговых компаний особое значение приобретает такая функция ИСУ, как создание эффективной системы мотивации и включение в общую стратегию развития авиастроительной компании отдельных производственных и сбытовых подразделений, дочерних и зависимых предприятий.

Практически внедрение соответствующей организационной структуры включает два основных момента:

создание новых служб и изменение функций существующих плановых служб компании для адекватного обеспечения процесса управленческого и финансового планирования;

разработку внутренних положений, регламентирующих ответственность различных подразделений в процессе функционирования ИСУ. Для каждой службы здесь очень важен перечень так называемых стандартных процедур, описывающий ежедневные функции подразделения в процессе сбора и анализа учетной информации, а также устанавливающий ответственность за ненадлежащее исполнение этих обязанностей. Так, для плановых служб на местах это должны быть функции по своевременному занесению в базу данных необходимой учетной информации, а для центральной контрольно-ревизионной службы — проведение периодических внутренних ревизий работы плановых служб на местах.

Качественное повышение эффективности функционирования интегрированной системы управления компанией достигается за счет использования комплексных программно-технических решений, составляющих программно-технический блок системы. В результате внедрения этого блока становятся возможными оперативная и достоверная оценка состояния авиастроительной компании, централизованное управление финансовыми ресурсами и сквозной контроль материальных потоков, что выражается в контроле издержек на всех стадиях производственного цикла ЛА — от поступления основного сырья и вспомогательных материалов на склад до выпуска готовых изделий.

Стандартные программные пакеты полной функциональности (например, *R/3*, *BAAN IV*, *Oracle Applications*), разработанные для удовлетворения требований крупных предприятий, в целом отвечают тре-

бованиям программно-технического блока ИСУ. Они обеспечивают централизованный контроль и управление как на уровне управленческих показателей высшего звена, так и на уровнях логистики, производства и т.д., позволяют вести бухгалтерский учет в разных планах счетов, в частности для формирования отчетности по международным стандартам (GAAP).

Централизованное управление бухгалтерским учетом гарантирует реализацию единой политики в рамках всей авиакорпорации. Формирование сводной отчетности на уровне авиационной компании может выполняться в любое время, так как превращается в техническую операцию обработки аналитической информации о подразделениях, которая внесена в систему. Доступность этой информации строго регламентирована и зависит от прав пользователя. При этом протоколы системы гарантируют персонификацию всей вводимой информации.

Для того чтобы обеспечить применение финансовых принципов управления, в пакетах предусмотрена настраиваемая система бюджетирования. Количество и иерархия бюджетов, как правило, достаточны для построения стройной системы финансового управления. Многовариантность организации логистики, производства, сервиса и других деловых процессов на реальном авиапредприятии также обеспечивается в этих пакетах. Некоторые фирмы-производители не ограничиваются имеющейся функциональностью и приобретают более

продвинутое программы, включая их в свой пакет с целью быстрого увеличения мощности пакета.

Обеспечение гибкости программных пакетов является важнейшим условием эффективности масштабных продуктов. Очевидно, что при изменении законодательства, условий и организаций бизнеса и других факторов, влияющих на крупную компанию, необходимы специальные решения, обеспечивающие адаптацию информационной системы. Разные программные продукты имеют разные решения. Пакет R/3, например, имеет систему проектов и встроенный язык ABAP/4, а пакет BAAN кроме встроенного языка 4GL имеет систему динамического моделирования [6].

Список литературы

1. Мазур И.И., Шапиро В.Д. и др. Управление проектами. М.: Высш. шк., 2001. 875 с.
2. Коменнова М. и др. Моделирование бизнеса. Методология ARIS. М.: Весть — МетаТехнология, 2001.
3. Справочник директора предприятия / под ред. М.Г. Лапусты. М.: Инфра-М, 2000.
4. Шеер А.В. Бизнес-процессы: Основные понятия. Теория. Методы. М.: Весть-МетаТехнология, 1999.
5. Планирование на предприятии: учеб. пособие для экон. специальностей вузов в 2 т. / под ред. А.И. Ильина. М.: Новое знание, 2000.
6. Калачанов В.Д., Рыбников А.И., Рыжко А.Л., Шилов А.К. Информационный менеджмент на предприятии: учеб. пособие. М.: Доброе слово, 2006. 432 с.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

КОМПАНИЯ "ТУПОЛЕВ" ПЛАНИРУЕТ ВОЗОБНОВИТЬ РАБОТЫ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ НА САМОЛЕТАХ КРИОГЕННОГО ТОПЛИВА

Работы по созданию самолетов на альтернативном виде топлива — сжиженном природном газе — в ближайшее время могут быть возобновлены. ОАО "Туполев" предлагает включить в новую Программу развития гражданской авиационной техники России на период до 2020 г. проведение опытно-конструкторских работ по созданию авиационной техники, работающей на криогенном топливе.

Компания "Туполев" планирует в 2010 г. начать работы по созданию самолета Ту-204К (К — криогенный) на сжиженном природном газе. На создание и сертификацию такого самолета потребуются примерно шесть лет. По предварительным оценкам, для реализации данного проекта необходимы инвестиции в объеме примерно 16 млрд руб. В разработке предложений в новую программу по использованию на самолетах криогенного топлива принимал участие Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ).

На самолет Ту-204К планируется установить два двигателя ТРДД ПС-90АК ("газовая" модификация ПС-90А) тягой по 16,4 тс. Ожидается, что топливная экономичность Ту-204К составит 19,6 г/пасс.-км. Применение сжиженного природного газа позволит также улучшить экологические показатели силовой установки самолета: существенно (в разы) уменьшатся вредные выбросы в атмосферу.

Вестник Интерфакс — АВН № 46 (373), 2008 г.



ТАРАСОВ
Евгений Васильевич —
заведующий кафедрой Мос-
ковского авиационного ин-
ститута (Государственного
технического университета),
профессор, доктор техн.
наук



ШАЛАЕВ
Антон Сергеевич —
младший научный сотрудник
Московского
авиационного института
(Государственного
технического университета)

Формирование метода нечеткой логики принятия проектных решений ДСА при многофакторной неопределенности

Е.В. Тарасов, А.С. Шалаев

Рассматривается задача принятия проектных решений в условиях многофакторной неопределенности методом нечеткой логики в целях внедрения искусственного интеллекта в процесс проектирования.

E.V. Tarasov, A.S. Shalaev. Forming "Fuzzy Logic" Method Of Decision-making For TSV In The Presence Of Multiple-factor Uncertainty

The article observes the problem of decision-making in the presence of multiple-factor uncertainty by "Fuzzy Logic" method with a view to introduce artificial intelligence in process of designing.

Задача принятия проектных решений двухсредных аппаратов (ДСА) в условиях многофакторной неопределенности (среда, поведение цели) имеет особое значение в CALS-технологиях, поскольку неправильная оценка факторов неопределенности будет сказываться на эффективности ДСА на протяжении всего жизненного цикла.

В работах [1, 2] предлагается решать задачи принятия проектных решений ДСА при многофакторной неопределенности численным методом — методом "свертки" неопределенности. При этом свертка оценивается комплексным критерием — "областью достижимости" или "мощностью множества допустимых проектных решений". Доказано, что этот метод дает определенный эффект в снятии "неопределенности" и имеет право на существование.

В последнее время активно разрабатываются теория и методы искусственного интеллекта (ИИ), которые позволяют находить пути решения в условиях различных классов неопределенности [2]. Проблемы неопределенности по своему содержанию близки к задачам с нечетким множеством и нечеткой логики. Поэтому представляет интерес исследование возможности использования метода нечеткой логики как одного из методов ИИ для решения задач принятия проектных решений при многофакторной неопределенности. Основная особенность рассматриваемого метода состоит в том, что он оперирует не точными цифрами, а нечеткими лингвистическими переменными.

Постановка задачи и граничные условия. Проектная задача заключается в определении запаса топлива активной ступени ДСА, обеспечивающего его встречу с целью B (характеристики ее движения относятся к неконтролируемым факторам). Рассматривается движение аппарата и цели в вертикальной плоскости (рис. 1). Начальным положением ДСА является начало координат, далее он движется по наклонной прямой со скоростью V_a . Кроме того, аппарат и цель считаются материальными точками, наведение аппарата производится в упрежденную точку (угол наклона траектории аппарата $\theta = \text{const}$).

Движение ДСА является установившимся и сбалансированным.

В связи с новизной проблемы и задачей исследования различных схем формирования метода нечеткой логики как искусственного интеллекта было принято решение, что такую задачу возможно исследовать при несколько упрощенной математической

модели ДСА, сохраняющей все принципиальные объектные свойства ДСА.

Условиями функционального существования являются следующие.

Динамическое уравнение движения аппарата

$$P - X = 0, \quad (1)$$

где $P = m_{тс}P_{уд} + F_a \left(p_a - \rho g \frac{y}{2} \right)$; $X = \frac{\rho V^2}{2} c_x S_m$; ρ – плотность воды; c_x – коэффициент лобового сопротивления; S_m – площадь миделя; F_a – площадь среза сопла; $P_{уд}$ – удельная тяга; p_a – давление на срезе сопла.

Кинематические уравнения движения аппарата

$$\frac{dh}{dt} = V_a \sin \theta; \quad (2)$$

$$\frac{dL}{dt} = V_a. \quad (3)$$

Кинематические уравнения движения цели

$$\frac{dx_{ц}}{dt} = V_{ц}; \quad (4)$$

$$\frac{dy_{ц}}{dt} = 0. \quad (5)$$

Уравнение изменения массы

$$\frac{dm_{т}}{dt} = m_{тс}. \quad (6)$$

Кинематическое уравнение встречи ДСА и цели при $t = t_k$ имеет вид

$$L_{а.к}^2 = y_{ц}^2 + x_{ц.к}^2. \quad (7)$$

Начальные условия при $t = t_0$:

для аппарата

$$V_a(t_0) = V_a; \quad h_a(t_0) = 0; \quad x_a(t_0) = 0; \quad (8)$$

для цели

$$V_{ц}(t_0) = V_{ц}; \quad x_{ц}(t_0) = x_{ц0}; \quad y_{ц}(t_0) = y_{ц}.$$

Конечные условия при $t = t_k$:

для аппарата

$$V_a(t_k) = V_a; \quad x_a(t_k) = x_{а.к}; \quad h_a(t_k) = y_{ц}; \quad (9)$$

для цели

$$V_{ц}(t_k) = V_{ц}; \quad y_{ц}(t_k) = y_{ц}.$$

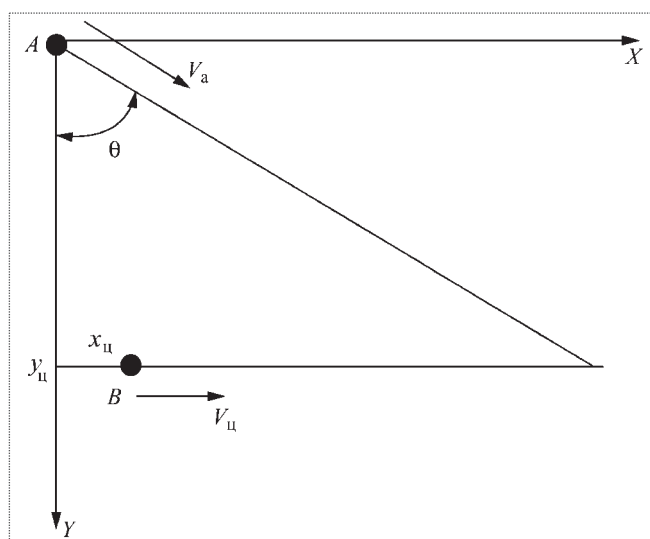


Рис. 1. Схема сближения аппарата с целью

Величина $x_{ц}(t_k)$ находится в процессе решения поставленной задачи.

Таким образом, решение системы уравнений (1)–(7) с учетом граничных условий (8) и (9) позволяет определить запас топлива

$$m_{т} = m_{т}(V_a, P_{уд}, m_{тс}, S_m, F_a, c_x, V_{ц}, x_{ц0}, y_{ц}),$$

где $V_{ц}, x_{ц0}, y_{ц}$ – неконтролируемые факторы. Количество допустимых проектных решений в зависимости от $m_{т}$ в соответствии с [1] оценивается комплексным оператором свертки "мощностью множества допустимых проектных решений".

Задача проектных исследований ДСА при многофакторной неопределенности в терминах нечеткой логики.

Для формулировки задачи проектных исследований ДСА при многофакторной неопределенности в терминах нечеткой логики введем понятия "входная лингвистическая переменная" и "выходная лингвистическая переменная" [4]. В качестве имени лингвистической переменной $L_j \in \{L_N\}, j \in \{1, N\}$, принимается соответствующее наименование неконтролируемого фактора $\Phi_i \in \{W_N\}, i \in \{1, N\}$.

В связи с принятием в проектной задаче номенклатурного множества неконтролируемых факторов вида $W_N = \{\Phi_1 - \text{начальная дистанция цели } (x_{ц0}); \Phi_2 - \text{скорость цели } (V_{ц}); \Phi_3 - \text{глубина цели } (y_{ц})\}$ в качестве входных лингвистических переменных следует соответственно рассматривать "начальную дистанцию цели", "скорость цели" и "глубину цели". Каждой из них присваивается соответствующий универсум $U_i, i \in [1, 3]$. Входные лингвистические переменные взаимно независимы.

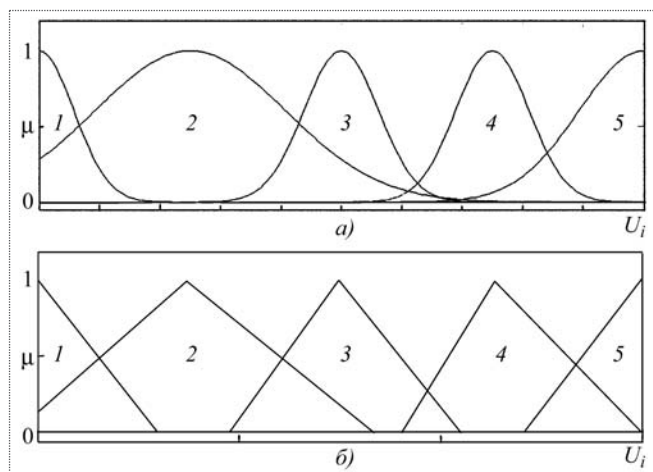


Рис. 2. Термы входных лингвистических переменных: а – "гауссиан"; б – треугольной формы

В качестве выходной лингвистической переменной принимается "мощность множества допустимых проектных решений" (PW) с универсумом $U_p \in [0; 1]$. Она показывает относительную долю допустимых проектных решений на всем множестве проектных решений.

В соответствии со свойствами лингвистических переменных им следует присвоить систему термов [4]. Количество термов и их имена определяет лицо, принимающее решение (ЛПР). Каждому терму присваиваются соответствующий универсум U_{ij} , где $i \in [1, n], j \in [1, m]$, i – номер лингвистической переменной, j – номер терма соответствующей лингвистической переменной, и функция принадлежности со своим аналитическим и графическим выражениями.

В теории нечеткой логики рассматриваются различные виды термов: трапециевидный, прямоугольный, треугольный термы, "гауссиан" и т.д. Каждый из них имеет свои геометрические и аналитические характеристики.

Здесь для исследования влияния термов на результаты решения были выбраны два вида термов: "гауссиан" и треугольной формы (рис. 2). Аналитически эти термы описываются следующими выражениями: "гауссиан"

$$g(x, \sigma, c) = \exp\left(-\left(\frac{x-c}{\sigma}\right)^2\right); \quad (10)$$

терм треугольной формы

$$f(x) = \begin{cases} 0, & x \in [x_0, x_2]; \\ \frac{x-x_0}{x_1-x_0}, & x \in (x_0, x_1); \\ \frac{x_2-x}{x_2-x_1}, & x \in (x_1, x_2), \end{cases} \quad (11)$$

где c – точка на универсуме, определяющая положение вершины "гауссиана"; σ – среднеквадратичное отклонение от x_1 ; x_0, x_2 – точки, ограничивающие универсум терма треугольной формы; x_1 – точка на универсуме, определяющая положение вершины треугольного терма.

"Гауссиан" интересен тем, что позволяет проводить для каждого терма исследования на всем универсуме $x \in U$. У терма, имеющего треугольную форму, универсум ограничен диапазоном, заданным ЛПР.

Процесс принятия решения методом нечеткой логики связан с "логическим выводом", представляющим собой некоторую процедуру или алгоритм получения нечетких заключений на основе нечетких условий или предпосылок с использованием понятий нечеткой логики.

В "логическом выводе" можно выделить следующие этапы: фаззификация (введение нечеткости), нечеткий логический вывод, композиция, приведение к четкости (дефаззификация).

Исследование фаззификации. Фаззификация заключается в присвоении каждой лингвистической переменной системы термов, которая описывает весь ее универсум. Исследование фаззификации направлено на выявление влияния видов термов и их количества в лингвистической переменной на результаты фаззификации и, следовательно, на проведение логического вывода. Предварительные исследования показали, что если число термов больше трех, то решение будет более содержательным.

Входная лингвистическая переменная "начальная дистанция цели" ($x_{ц0}$) отражает начальную дистанцию до цели в момент времени t_0 , когда начинает функционировать аппарат. С помощью этой лингвистической переменной задается универсум $U_D \in [0; x_{ц0 \max}]$. Ее состав характеризуется пятью термами: "близко" (1), "средне" (2), "недалеко" (3), "далеко" (4), "очень далеко" (5).

Входная лингвистическая переменная "скорость цели" ($V_{ц}$) отражает постоянную скорость, с которой движется цель. Универсум лингвистической переменной "скорость цели" задается как $U_V \in [0; V_{ц \max}]$. Ее состав определяется пятью термами: "очень медленно" (1),

"медленно" (2), "средняя скорость" (3), "быстро" (4), "очень быстро" (5).

Поскольку исследуется влияние вида термов на процесс фаззификации, то для указанных входных лингвистических переменных рассматриваются два различных вида термов: "гауссиан" и термы треугольной формы (см. рис. 2).

Входная лингвистическая переменная "глубина цели". Согласно уравнению (5) будем считать глубину цели фиксированной величиной, определяемой граничными условиями (8), (9).

Выходная лингвистическая переменная "мощность множества допустимых проектных решений" (PW). Для нее особо важным является построение функций принадлежности термов и их количество, поскольку эти характеристики весьма тесно связаны с операцией "композиция".

В дальнейшем проводились исследования при следующих вариантах выходной лингвистической переменной.

Особенностью построения выходной лингвистической переменной, состоящей из термов "мало" (1), "нормально" (2), "хорошо" (3) (рис. 3, а) является построение терма "мало" в виде Z-функции, которая описывается следующим образом:

$$Z(x, \sigma, c) = \begin{cases} 1, & x < c; \\ \exp\left(-\left(\frac{x-c}{\sigma}\right)^2\right), & x > c. \end{cases}$$

Такое построение позволило присвоить этому терму универсум, занимающий большую часть универсума выходной лингвистической переменной, приблизительно до значения $0,75 \text{ с } \mu = 1$. Предполагается, что этим самым в связи с заданием вида термов "нормально" и "хорошо" (см. рис. 3, а) отдается предпочтение нахождению решений в диапазоне значений универсума лингвистической переменной $[0,75; 1]$. Характеристики решения задачи при таком построении термов представлены в табл. 1.

На следующем этапе исследований сравнивались решения при лингвистической переменной с тремя (см. рис. 3, а) и пятью (рис. 3, б) термами. Это позволило в дальнейшем оценить влияние количества термов на результаты решений. Выходная лингвистическая переменная состоит из пяти термов (см. рис. 3, б), имеющих вид "гауссиан" с именами: "недопустимо" (1), "плохо" (2), "средне" (3), "нормально" (4), "хорошо" (5).

Таким образом, предполагается создать более равномерное распределение термов по универсуму вы-

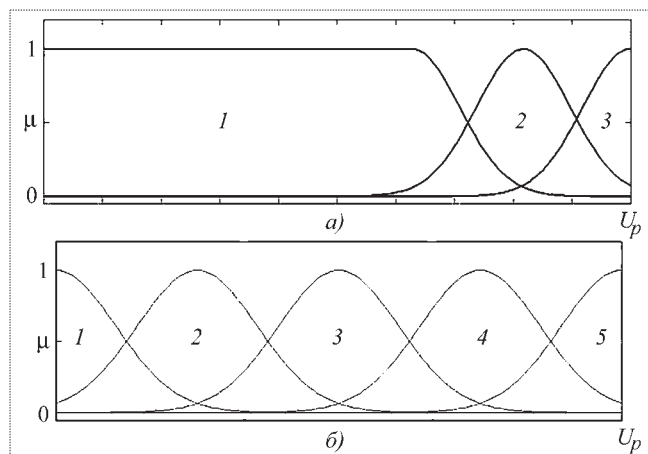


Рис. 3. Термы выходных лингвистических переменных: а – три терма; б – пять термов

ходной лингвистической переменной (равномерное распределение значений $\mu = 1$ по универсуму).

Нечеткий логический вывод. Реляционное представление нечеткого вывода. Проведенное описание модели задачи принятия проектных решений ДСА в условиях многофакторной неопределенности в терминах нечетких множеств и нечеткой логики позволяет отнести ее к нечеткой модели. Однако в связи с особенностями в описании сформулированной нечеткой модели ее следует отнести к нечеткой реляционной (в виде нечетких отношений) модели. В этом смысле сформулированная выше модель представляет собой альтернативу нечетким продукционным моделям. При этом она сохраняет их особенности и не требует дополнительных усилий для формирования нечетких продукционных правил [5].

К исходной характеристике реляционной модели следует отнести интеллектуальную реляционную базу данных термов, представленную в табл. 2. Знак "+" означает рассматриваемое сочетание термов входных лингвистических переменных.

Для сформулированной нечеткой лингвистической реляционной модели реляционное представление нечеткого вывода можно свести к следующему:

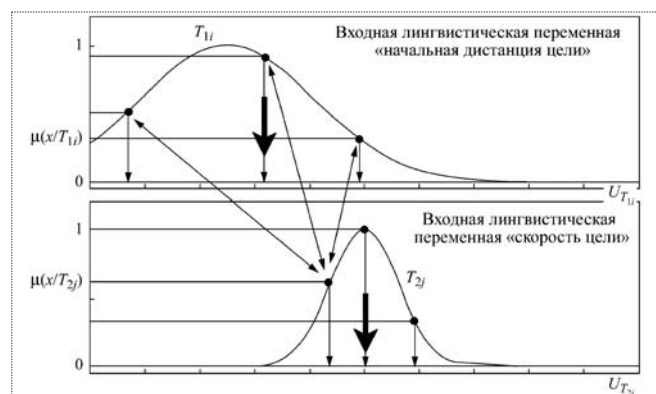
$$\begin{aligned} &\text{Если } U_{T_{1i}} \times U_{T_{2j}} \text{ есть } R_m|_{(T_{1i}, T_{2j})} \text{ и } D \neq 0|_{(T_{1i}, T_{2j})} \\ &\text{то } PW|_{(T_{1i}, T_{2j})}, \end{aligned} \quad (12)$$

где $U_{T_{1i}}$ и $U_{T_{2j}}$ – универсумы термов (рис. 4); $R_m = |m_{\tau(l, p)}|_{(T_{1i}, T_{2j})}$ – матрица значений $m_{\tau(l, p)}$, полученных в результате решения системы уравнений (1)–(7) при исходных данных универсумов $U_{T_{1i}}$ и $U_{T_{2j}}$,

Таблица 1

Различные методы дефаззификации при PW, состоящей из трех термов

$V_{ц}$ $x_{ц0}$	Метод	Очень медленно		Медленно		Средняя скорость		Быстро		Очень быстро	
		M_T	PW	M_T	PW	M_T	PW	M_T	PW	M_T	PW
Близко	Centroid	23,27	0,3525	29,67	0,3525	49,69	0,3525	82,367	0,3525	150,832	0,3525
	SOM		0		0		0		0		0
	MOM		0,285		0,285		0,285		0,285		0,285
	LOM		0,570		0,570		0,570		0,570		0,570
	Bisector		0,350		0,350		0,350		0,350		0,350
	Среднее		0,3013		0,3115		0,3115		0,3115		0,3115
Недалеко	Centroid	35,08	0,3525	45,93	0,3525	71,17	0,3525	126,87	0,3525	229,085	0,3525
	SOM		0		0		0		0		0,730
	MOM		0,285		0,285		0,285		0,285		0,800
	LOM		0,570		0,570		0,570		0,570		0,870
	Bisector		0,350		0,350		0,350		0,350		0,660
	Среднее		0,3115		0,3115		0,3115		0,3115		0,6825
Средне	Centroid	58,99	0,3525	77,91	0,3525	121,16	0,4028	215,84	0,6998	387,51	0,8022
	SOM		0		0		0		0,800		0,710
	MOM		0,285		0,285		0,285		0,800		0,800
	LOM		0,570		0,570		0,570		0,800		0,890
	Bisector		0,350		0,350		0,350		0,770		0,810
	Среднее		0,3115		0,3115		0,3216		0,7750		0,8024
Далеко	Centroid	84,93	0,3541	112,303	0,4271	175,18	0,6723	311,34	0,805	558,56	0,8453
	SOM		0		0		0,790		0,910		0,970
	MOM		0,285		0,285		0,800		0,955		0,985
	LOM		0,570		0,570		0,810		1		1
	Bisector		0,350		0,350		0,760		0,820		0,890
	Среднее		0,3118		0,3264		0,7665		0,8980		0,9381
Очень далеко	Centroid	103,06	0,3851	136,63	0,5813	213,63	0,764	378,6	0,8302	679,436	0,8851
	SOM		0		0,740		0,760		0,950		0,990
	MOM		0,285		0,800		0,800		0,975		0,995
	LOM		0,570		0,860		0,840		1		1
	Bisector		0,350		0,680		0,790		0,860		0,900
	Среднее		0,3180		0,7323		0,7908		0,9230		0,9540



определяемых в соответствии с расчетами по схеме, представленной на рис. 4; $D|_{T_{1i}, T_{2j}} =$

$$= \left\{ m_{\tau(k,s)}^* \in \{m_{\tau(l,p)} \leq M_T |_{(T_{1i}, T_{2j})}\}, N_g = \sum_{(k,s)} m_{\tau(k,s)}^* \right\} -$$

предикат допустимых решений;

$$PW|_{(T_{1i}, T_{2j})} = \frac{N_g}{N_{\Sigma}|_{(T_{1i}, T_{2j})}} - \text{мощность множества допус-}$$

← Рис. 4. Формирование решения

Таблица 2
Интеллектуальная база данных термов

$V_{ij}(T_{2j})$	Очень медлен- но	Мед- ленно	Средняя скорость	Быстро	Очень быстро
$x_{ij0}(T_{1i})$					
Близко	+	+	+	+	+
Средне	+	+	+	+	+
Недалеко	+	+	+	+	+
Далеко	+	+	+	+	+
Очень далеко	+	+	+	+	+

тимых проектных решений в области достижимости (T_{1i}, T_{2j}) , N_{Σ} — количество всех вычислений; $M_{\tau}|(T_{1i}, T_{2j})$ — оценочный запас топлива, вычисленный при характерных значениях T_{1i} и T_{2j} , определяемых ЛПР (в частности, за характерное значение термов T_{1i} и T_{2j} может приниматься вершина терма ($\mu = 1$) или центр тяжести).

Композиция. В соответствии с задачей композиции все функции принадлежности термов, назначенные выходной лингвистической переменной PW (см. рис. 3), объединяются вместе, чтобы сформировать одно нечеткое подмножество. При композиции обычно используются операции $\max$ (максимум) или $\sum$ (сумма).

На основе структуры выходной лингвистической переменной и условия (антеценденции) нечеткого вывода $PW|_{(T_{1i}, T_{2j})}$ одним из указанных методов строится единственный терм (рис. 5). В результате предварительных исследований и вследствие широкого использования этого метода в научной литературе был выбран метод композиции $\sum$, представленный на рис. 5.

Дефаззификация. Существует множество методов дефаззификации:

Centroid — центр тяжести;

Bisector — медиана;

LOM (largest of maximums) — наибольший из максимумов;

SOM (smallest of maximums) — наименьший из максимумов;

MOM (mean of maximums) — центр максимумов.

Физическим аналогом метода Centroid является нахождение центра тяжести пло-

ской фигуры, ограниченной осями координат и графиком функции принадлежности нечеткого множества. Этот метод наиболее часто встречается в литературе при решении различных задач методом нечеткой логики.

Геометрической интерпретацией метода медианы является нахождение такой точки на оси абсцисс, когда перпендикуляр, восстановленный из этой точки, делит площадь под кривой функции принадлежности на две равные части.

В методе центра максимумов находится среднее арифметическое элементов универсального множества, которые имеют максимальные степени принадлежности.

В методах наибольшего (наименьшего) из максимумов находится наименьший (наибольший) из элементов универсального множества, имеющих максимальные степени принадлежности.

В результате проведенных расчетов при указанных методах дефаззификации составлены реляционные базы данных PW (табл. 1, 3). В табл. 1 представлена реляционная база данных в случае, когда выходная лингвистическая переменная состоит из трех термов-"гауссиан" (см. рис. 3, а), и при различных методах дефаззификации. Результаты, приведенные в табл. 1, показывают, что когда влияние терма "мало" занимает 0,75 универсума выходной лингвистической переменной (см. рис. 3, а), при сочетаниях термов T_{1i} и T_{2j} , при изменении оценочной массы топлива в 4 раза значение PW для соответствующих методов дефаззификации практически не изменяется. Это резко контрастирует с решениями, полученными в том случае, когда выходной терм T_1 занимал меньшую

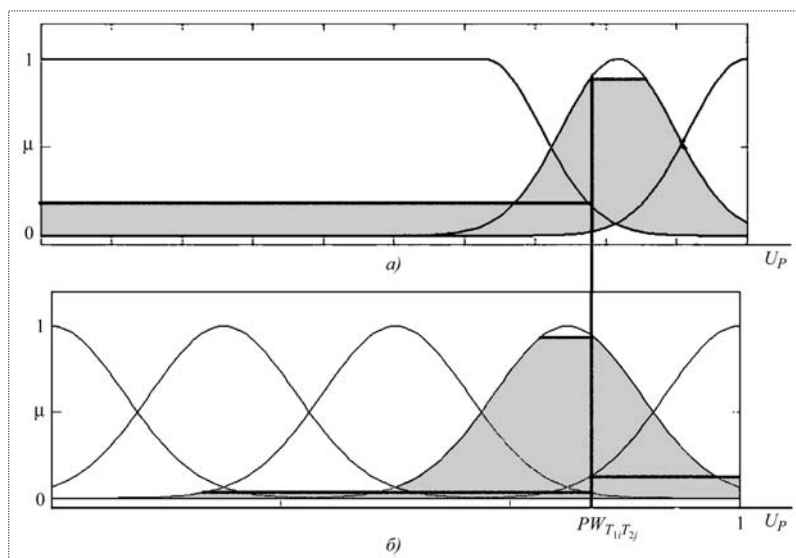


Рис. 5. Метод композиции $\sum$ для выходной лингвистической переменной, состоящей из трех (а) и пяти (б) термов

Таблица 3

Значения PW при использовании методов Centroid и Bisector в зависимости от вида термов

V_c x_{c0}	Метод	Вид терма	Очень медленно		Медленно		Средняя скорость		Быстро		Очень быстро	
			M_T	PW	M_T	PW	M_T	PW	M_T	PW	M_T	PW
Близко	Centroid	"Гауссианы"	23,27	0,137	29,67	0,181	49,69	0,244	82,367	0,314	150,832	0,4968
		Треугольная форма		0,205		0,260		0,311		0,397		0,5877
	Bisector	"Гауссианы"		0,030		0,250		0,290		0,510		0,730
		Треугольная форма		0,190		0,260		0,280		0,420		0,560
Недалеко	Centroid	"Гауссианы"	35,08	0,214	45,93	0,255	71,17	0,320	126,87	0,532	229,085	0,7044
		Треугольная форма		0,360		0,413		0,430		0,484		0,6568
	Bisector	"Гауссианы"		0,210		0,500		0,500		0,750		0,950
		Треугольная форма		0,350		0,440		0,460		0,490		0,690
Средне	Centroid	"Гауссианы"	58,99	0,296	77,91	0,4271	121,16	0,6009	215,84	0,738	387,51	0,729
		Треугольная форма		0,410		0,417		0,509		0,566		0,7272
	Bisector	"Гауссианы"		0,270		0,626		0,7379		0,790		0,860
		Треугольная форма		0,440		0,490		0,500		0,540		0,740
Далеко	Centroid	"Гауссианы"	84,93	0,475	112,303	0,626	175,18	0,7379	311,34	0,790	558,56	0,860
		Треугольная форма		0,420		0,505		0,540		0,594		0,7512
	Bisector	"Гауссианы"		0,490		0,630		0,740		0,810		0,910
		Треугольная форма		0,440		0,500		0,520		0,570		0,750
Очень далеко	Centroid	"Гауссианы"	103,06	0,578	136,63	0,708	213,63	0,7571	378,6	0,837	679,436	0,877
		Треугольная форма		0,440		0,550		0,576		0,629		0,7952
	Bisector	"Гауссианы"		0,550		0,730		0,760		0,890		0,920
		Треугольная форма		0,470		0,530		0,550		0,640		0,810

долю универсума (см. рис. 3, б, табл. 3), поскольку при изменении значения оценочного запаса топлива в 4 раза значение PW менялось соответственно.

Таким образом, метод дефаззификации серьезно влияет на оценку мощности множества (см. табл. 1). В частности, результаты, полученные методами SOM, MOM и LOM, резко отличаются от результатов, полученных методами Centroid и Bisector (например, дефаззификация методом SOM в большинстве случаев дает нулевое значение).

В табл. 3 показано различие решений при задании термов входных лингвистических переменных "дистанция цели" и "скорость цели" в виде "гауссиан" и термов треугольной формы в случае, когда выходная лингвистическая переменная состоит из пяти термов-"гауссиан". Результаты расчетов показали, что существует заметная разница в оценке мощности множества при заданном значении M_T . Эта разница изменяется в зависимости от сочетаний термов входных лингвистических переменных.

Кроме того, отметим заметное различие результатов дефаззификации в зависимости от использования методов Centroid или Bisector. Области достижимости для PW, построенные с применением методов дефаззификации Centroid и Bisector, приведены на рис. 6.

Подводя итоги, прежде всего отметим, что лингвистическую модель нечеткой логики принятия проектных решений ДСА при многофакторной неопределенности предпочтительнее формировать как лингвистическую нечеткую реляционную модель. Это позволяет показать большие возможности метода нечеткой логики в достижении положительных результатов принятия проектных решений ДСА при многофакторной неопределенности на универсумах выбранных входных и выходной лингвистических переменных.

Важную роль играют количество (не менее пяти) и вид термов лингвистической переменной (связывается с присвоенным универсумом). Сравнение пяти известных методов дефаззификации показало, что только Bisector и Centroid могут быть рекомендованы для использования при решении поставленной задачи.

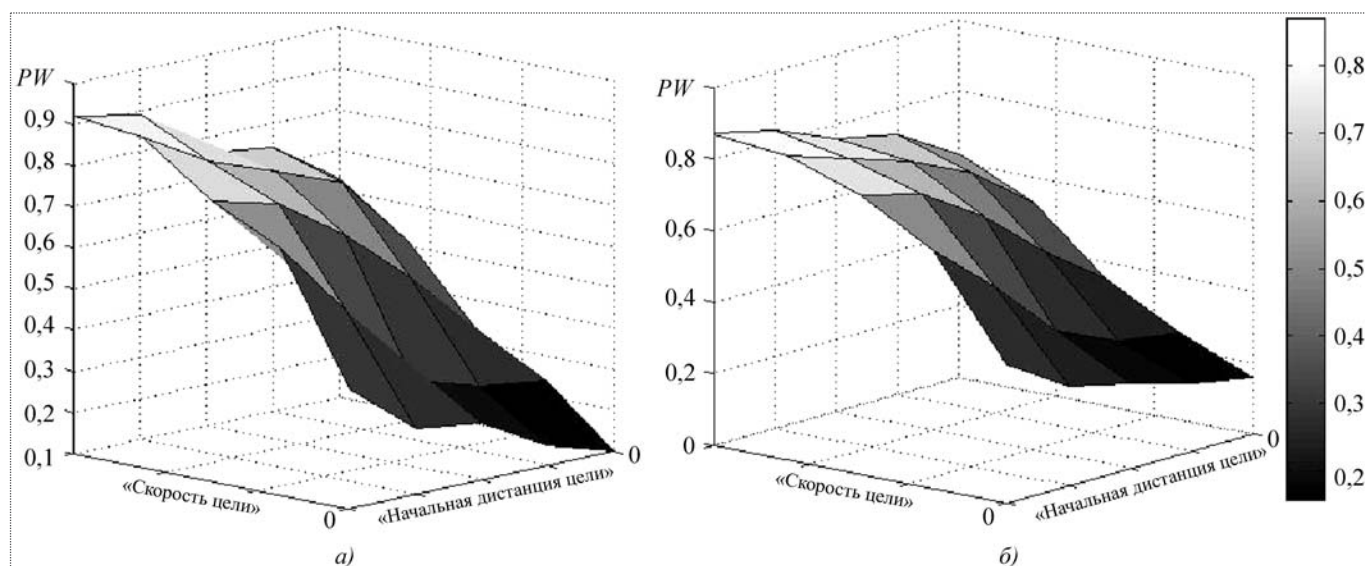


Рис. 6. Области достижимости, полученные методами дефаззификации Bisector (а) и Centroid (б)

Список литературы

1. Тарасов Е.В., Балык В.М. Методы принятия проектных решений. М.: Изд-во МАИ, 2002.
2. Тарасов Е.В., Юфа Д.И. Методы принятия проектных решений при многофакторной неопределенности в проектных исследованиях летательного аппарата // Вестник МАИ. 2007. Т. 14. № 1.

3. Будущее искусственного интеллекта / К.Е. Левитин и др.; под ред. К.Е. Левитина, Д.А. Поспелова. М.: Наука, 1991.
4. Заде Л. Понятие лингвистической переменной и ее применение к принятию приближенных решений: пер. с англ. М.: Мир, 1976.
5. Борисов В.В., Круглов В.В., Федулов А.С. Нечеткие модели и сети. М.: Горячая линия – Телеком, 2007.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

Развертывание спутниковой системы мониторинга Арктики

Спутниковая система "Арктика", предназначенная для всестороннего мониторинга российской арктической зоны, может быть создана к 2015 г. "Готовится проект постановления Правительства Российской Федерации о развертывании работ по созданию многоцелевой космической системы "Арктика" с поэтапным вводом в эксплуатацию в 2013–2015 гг.", — сообщил заместитель начальника одного из управлений Роскосмоса Михаил Хайлов.

В то же время уже в 2012 г. может состояться запуск первого спутника — "Арктика-М". Он предназначен для обеспечения непрерывного гидрометеорологического мониторинга арктического региона. Срок активного существования спутника — 7 лет. В 2013 г. планируется вывести в космос спутник "Арктика-Р", предназначенный для обеспечения всепогодного радиолокационного наблюдения объектов в акватории Мирового океана и на поверхности Земли. Срок его активного существования — 5–7 лет. Через год планируется запустить на орбиту еще один спутник "Арктика-Р", а в 2015 г. — второй "Арктика-М".

Концепция космической системы "Арктика" разработана Роскосмосом совместно с Росгидрометом и Минэкономразвития в 2007 г. Система предназначена для наблюдения за районами добычи газа и нефти, контроля ледовой обстановки, мониторинга за изменениями погоды в арктическом регионе, в частности на трассе Северного морского пути.

Ранее сообщалось, что в состав системы "Арктика" войдут два спутника связи "Арктика-МС". Они обеспечат непрерывную телефонную связь, прием телевизионных и радио FM-передач, в том числе для морских и воздушных судов.

До сих пор метеорологические данные российские пользователи получают в основном от зарубежных геостационарных спутников, которые расположены над экватором и поэтому практически неэффективны для сканирования высоких широт. Своих собственных метеоспутников у России над Арктикой нет.

Вестник Интерфакс — АВН № 45 (372), 2008 г.



БОЛСУНОВСКИЙ
Анатолий Лонгенович —
начальник сектора ЦАГИ,
кандидат техн. наук



ДУНАЕВСКИЙ
Андрей Игоревич —
начальник сектора ЦАГИ



ЮДИН
Владимир Григорьевич —
начальник сектора ЦАГИ,
кандидат техн. наук

Перспективы развития деловой авиации

А.Л. Болсуновский, А.И. Дунаевский, В.Г. Юдин

Рассматривается развитие деловой авиации как особого сектора авиационного рынка, обеспечивающего выполнение перевозок "по требованию" в интересах корпораций и частных лиц. Тенденции развития деловой авиации определяются задачами повышения скорости полета, уровня комфорта и экологичности.

A. L. Bolsunovskiy, A. I. Dunaevskiy, V.G. Yudin. The Outlook For Business Aviation Development

Trends of business aviation development defined by challenges in increasing of flight speed, in enhancing the level of comfort of flight and in decreasing adverse actions of aviation on environment were discussed.

Часть гражданской авиации, связанная с использованием авиационной техники в интересах владельцев компаний или частных лиц и предназначенная для перевозки пассажиров или грузов "по требованию", является деловой авиацией. В зависимости от вида собственника деловая авиация подразделяется на корпоративную, персональную и аэротакси.

В соответствии с определением Национальной ассоциации деловой авиации США (NBAA) "корпоративная авиация — это часть системы воздушных перевозок, которая имеет отношение к эксплуатации самолета фирмами и компаниями для перевозок пассажиров или грузов в интересах их бизнеса, причем самолеты используются только в этих целях, а не сдаются в аренду для общественных нужд, и управляются пилотами, имеющими, как минимум, лицензию гражданской авиации, разрешающую выполнять полеты по приборам".

Персональная авиация принадлежит частным лицам, они же осуществляют пилотирование.

Аэротакси — это авиакомпании, специализирующиеся на чартерных перевозках VIP-пассажиров или небольших грузов. Пользователь нанимает самолет с экипажем для выполнения разовых полетов.

В последние годы получила развитие такая форма собственности, как долевое владение (*fractional ownership*). При этом авиатехника принадлежит частным владельцам (пропорционально их вкладам), а эксплуатируется специализированной авиакомпанией. В этом случае для владельцев самолетов снижаются первоначальные затраты, уменьшается налогооблагаемая база. Кроме того, повышаются гибкость и интенсивность использования воздушных судов (ВС), уменьшается себестоимость перевозок.

В зависимости от назначения деловая авиация подразделяется на административную (перевозка VIP-пассажиров) и вспомогательную/многоцелевую (перевозка небольших грузов и/или персонала компаний). Корпорации могут использовать переоборудованные региональные самолеты для перевозки небольших групп (10–20 человек) персонала компании — корпоративные челноки.

Деловая авиация получила широкое распространение примерно с начала 1960-х гг. Именно в те годы были введены в эксплуатацию первые специализированные реактивные административные самолеты типа Gulfstream, Learjet, Corvette и др.

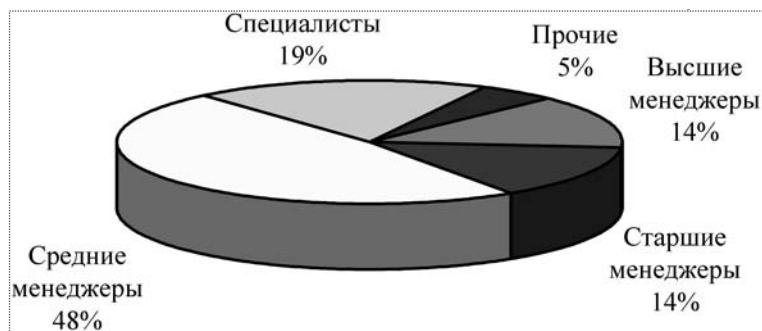


Рис. 1. Пользователи деловой авиации

Зарубежные опросы пользователей деловой авиации показывают, что ее основным преимуществом является возможность экономии времени (полеты вне расписания, прямые маршруты без пересадки, использование для взлета и посадки аэродромов, расположенных ближе к месту назначения). Кроме того, для деловых людей актуальными являются однодневные деловые поездки. Они не нарушают обычного ритма жизни, не требуют непроизводительных затрат времени и адаптации к местному времени в пунктах прибытия и возвращения.

Согласно исследованиям NBAA, деловые самолеты широко используются как высшим и старшим руководством корпораций, так и менеджерами среднего звена и специалистами (рис. 1). Поэтому в развитых странах деловую авиацию нужно рассматривать как разновидность производственного оборудования для менеджеров, увеличивающего производительность их труда (финансовые результаты фирм, использующих деловые самолеты, превышают средние показатели фирм-конкурентов).

По данным еженедельника Flight International, в 2007 г. мировой парк самолетов деловой авиации с газотурбинными двигателями насчитывал 25 312 ВС. При этом численность самолетов составляла с ТРД — 15 006 ВС, с ТВД — 10 306 ВС. Около 70 % парка самолетов находятся в США, в

Европе сосредоточено 12 % парка самолетов и 10 % — в Южной Америке.

Согласно прогнозу компании Forecast International, в ближайшие 10 лет деловые самолеты по количеству выпущенных ВС превзойдут все другие типы самолетов с газотурбинными двигателями. В стоимостном выражении они уступят лишь магистральным самолетам (рис. 2).

Анализ статистики применения деловой авиации в современной России, выполненный ООО "Аэроспецпроект", показал, что парк воздушных судов подразделяется на российский и зарубежный. Общее число ВС достигает 463

единиц, из которых только 259 имеют российскую регистрацию. Остальные находятся в реестрах зарубежных стран и эксплуатируются зарубежными операторами. С учетом зарубежных ВС Россия обладает шестым в мире парком деловой авиации, что само по себе показывает высокий потенциал рынка. Темпы роста деловых перевозок в России доходят до 30...38 % в год. Объем закупок российским бизнесом деловой авиатехники в 2006 г. превысил 800 млн дол. (это в два раза превышает объем закупок российскими авиакомпаниями отечественных магистральных самолетов).

Отечественная промышленность предлагает на рынок только модификации региональных и магистральных самолетов, оборудованные салонами повышенной комфортности. Производство легкого многоцелевого самолета с ТВД М-101 "Сокол" остановлено. В настоящее время отечественный рынок деловой авиации

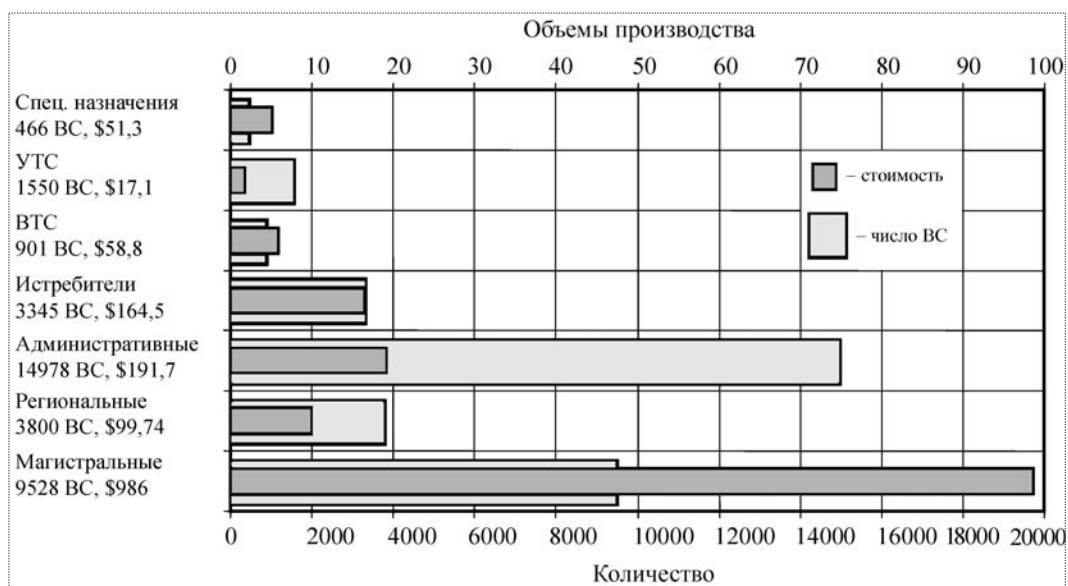


Рис. 2. Прогноз компании Forecast International роста рынка самолетов с ГТД на 10 лет

контролируется зарубежными компаниями: почти на 70 % по авиаперевозкам и на 100 % по поставкам новой авиатехники.

Тенденции развития. Основными направлениями развития деловой авиации являются повышение комфорта, скорости, дальности полета, экологичности, доступности.

Повышение уровня комфорта, достигаемое, прежде всего, за счет увеличения габаритных размеров салона, прослеживается для всех типов деловых самолетов.

С 1996 г. находится в эксплуатации самый скоростной на сегодня гражданский самолет Cessna Citation X, имеющий скорость 972 км/ч. В перспективе следует ожидать появления сверхзвуковых административных самолетов, которые позволят кардинально сократить время полета на большие расстояния.

Средняя дальность полета практически не зависит от максимальной дальности и составляет 1...1,5 тыс. км. В конце 1990-х гг. компаниями Gulfstream и Bombardier были разработаны сверхдальние административные самолеты Gulfstream V и Global Express, максимальная дальность полета которых превысила 12 тыс. км.

Стоимость ВС зависит от всех перечисленных показателей. Для ее предварительной оценки часто используют корреляционную связь между ценой и так называемой "производительностью" — произведением максимальной скорости V , максимальной дальности L полета и объема W пассажирского салона. Как оказалось, эта связь, достаточно точно прослеживающаяся для дозвуковых административных самолетов, не выполняется для разрабатываемых сверхзвуковых самолетов. Это связано с разным вкладом составляющих W , V , L в "ценность" самолета для покупателя.

Скорость является главным преимуществом деловой авиации. Этот параметр определяет регион возможных однодневных поездок и наиболее значим среди прочих характеристик административных самолетов. В связи с этим в ЦАГИ используется более сложная зависимость между объемом салона W , скоростью полета V и максимальной дальностью L , а именно $\sqrt[3]{WL^2V^4}$, которая достаточно точно позволяет прогнозировать цену дозвуковых и сверхзвуковых административных самолетов.

Увеличения скорости полета не следует достигать за счет снижения требований к взлетно-посадочным характеристикам. Хорошие взлетно-посадочные характеристики деловых самолетов позволяют выбирать максимально приближенные к пассажиру аэродромы вылета-прилета. Таким образом, сокращается время деловой поездки. (Если будущий сверхзвуковой админист-

ративный самолет для взлета и посадки будет требовать аэродромов, типичных для магистральных рейсовых самолетов, то часть его преимуществ в экономии времени будет потеряна, а на малых дистанциях временные затраты на поездку могут оказаться даже выше, чем у дозвуковых аналогов.) В этой связи в ближайшее время следует ожидать появления конвертируемых аппаратов с поворотными винтами или поворотным крылом, а также скоростных вертолетов для использования на малых дальностях.

Ужесточение экологических требований носит перманентный характер. С одной стороны, это объясняется заботой об охране окружающей среды и защите населения, живущего вблизи аэродромов, от шума и вредных выбросов, а с другой — возможностями новых технологий, прежде всего в области двигателестроения.

Сравнительно недавно встал вопрос об увеличении доступности деловой авиации для потребителя. Появился новый класс самолетов — сверхлегкие реактивные самолеты (VLJ), рассчитанные как на частных пилотов, до настоящего времени использовавших самолеты с поршневыми и турбовинтовыми двигателями, так и на авиакомпаниями — аэротакси.

Пионером на этом рынке является американская компания Eclipse Aviation со своим 5–6 местным двухдвигательным Eclipse-500. Хотя первоначальная цена самолета возросла с 1,6 до 2,15 млн дол., спрос на самолет чрезвычайно велик и его производство, кроме США, планируется и в России (г. Ульяновск).

Проект легкого административного самолета "Головастик". Опыт эксплуатации деловой авиации в нашей стране показывает, что на расчетную дальность 3500 км приходится 90 % всех полетов в России и за рубежом (рис. 3) (при такой дальности осуществляется прямая связь Москвы со всеми городами Европы и Ближнего Востока). В среднем число пассажиров в одном полете в России составляет 5–6 человек (в США 3–4 пассажира). Поэтому расчетная пассажировместимость для нового российского бизнес-джета должна быть 6–8 человек (рис. 4). При этом потребная длина взлетно-посадочной полосы (ВПП), равная 1200 м, обеспечит возможность базирования на 60 % отечественных аэродромов.

Поскольку российские пользователи деловой авиации привыкли к просторным салонам, характерным для переоборудованных самолетов Як-40 и Ту-134, размеры пассажирской кабины должны обеспечивать возможность передвижения в полный рост. В целях увеличения высоты салона деловых самолетов легкого класса конструкторы, как правило, выносят крыло вниз за обводы фюзеляжа, что приводит к необходимости организации большого обтекателя. Такая компоновка про-

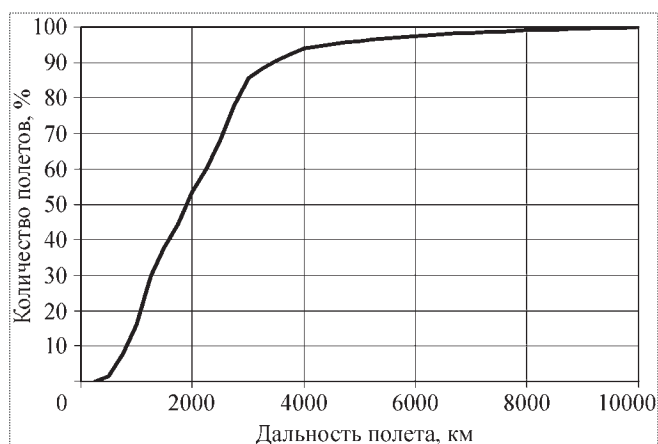


Рис. 3. Распределение количества полетов по дальности в 2006 г.

тиворечит основам рациональной аэродинамической интеграции элементов самолета. Для того чтобы уменьшить неблагоприятную аэродинамическую интерференцию, необходимо разносить области максимальных возмущений. При традиционном подходе, наоборот, происходит сложение возмущенных скоростей фюзеляжа и крыла, что приводит к усилению продольных градиентов давления и более раннему возникновению кризисных явлений. Одним из возможных решений данной проблемы является расположение кессона крыла за пассажирской кабиной, как это сделано на турбовинтовом административном самолете Piaggio Avanti P180.

Для нового административного самолета выбрана схема с каплевидным фюзеляжем (рис. 5), которая позволяет значительно улучшить уровень комфорта для пассажиров (максимальная высота салона, равная 1,9 м, является наибольшей среди аналогов) и получить за счет благоприятной аэродинамической интерференции мак-

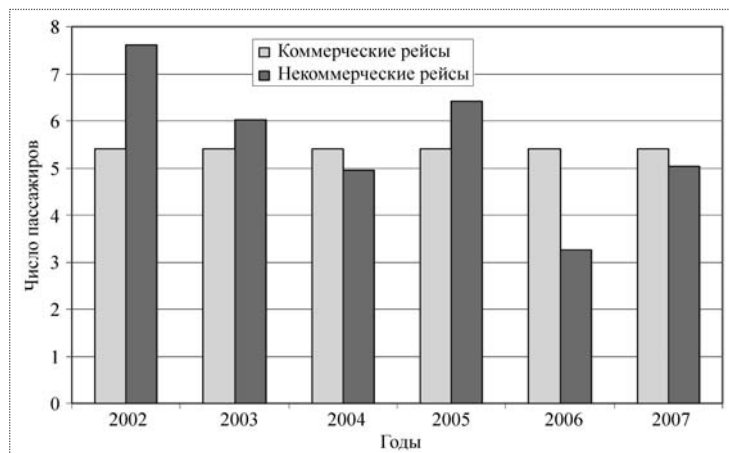


Рис. 4. Среднее число пассажиров в одном рейсе (бизнес-терминалы Москвы)

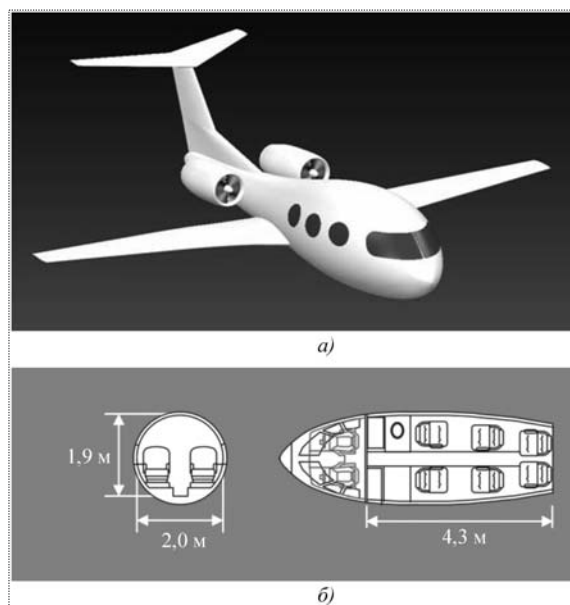


Рис. 5. Проект "Головастик":

а — общий вид; б — компоновка салона

симальную скорость полета, соответствующую числу Маха $M = 0,82$ на прямом крыле с относительной толщиной профилей $\bar{c} = 14 \dots 9\%$ в корневом и концевом сечениях соответственно. Использование прямого крыла упрощает и облегчает конструкцию, позволяет получить высокие взлетно-посадочные характеристики при отсутствии предкрылка и обеспечивает естественную ламинаризацию обтекания поверхности.

Эти технические новшества будут способствовать качественному превосходству данных ВС над самолетами аналогичного класса и обеспечат преимущество на мировом рынке. Сравнение характеристик проекта "Головастик" с аналогами приведено в таблице.

Проект сверхзвукового делового самолета.

С 1980-х гг. ЦАГИ совместно с ЗАО "Гражданские самолеты Сухого" и ЦИАМ ведут исследования возможностей создания сверхзвукового делового самолета (СДС).

Актуальность создания СДС (рис. 6) связана с тем, что для дозвуковых самолетов дальность однодневной деловой поездки не превышает 3500 км, продолжительность поездки при этом составляет 18 ч: время в полете 2-4 ч, продолжительность деловой встречи 4 ч, время переезда в/из аэропорта 6 ч (4-1,5 ч).

Для сверхзвуковых самолетов возможно увеличение дальности однодневной деловой поездки до 7000 км (рис. 7). Это значительно расширяет географические возможности ведения бизнеса.

Сравнение характеристик проекта "Головастик" с аналогами

Характеристика	Grob SPn	Avanti II	Phenom 300	"Головастик"
Тип двигателя	ТРДД FJ44-3A	ТВД PT6A-66B	ТПДД PW535E	ТРДД FJ44-3A
Количество × взлетная тяга, кгс (мощность, э.л.с.)	2×1270	(2×850)	2×1453	2×1270
Число пассажиров, чел	6...8	6...9	6...8	6...8
Длина самолета, м	14,1	14,41	15,5	13,6
Размах крыла, м	14,86	14,03	16,2	12,6
Высота самолета, м	5,12	3,98	5,0	4,2
Длина салона, м	5,1	4,55	4,88	4,3
Высота салона, м	1,64	1,75	1,5	1,9
Ширина салона, м	1,52	1,85	1,55	2,0
Максимальная взлетная масса, кг	6300	5489	—	5700
Крейсерская скорость полета, км/ч	769	745	834	870
Дальность полета, км (число пассажиров)	3334 (6)	2720 (4)	3334 (6)	3500 (5)
Длина ВПП, м	914	1300	1128	1200



Рис. 6. Перспективный сверхзвуковой деловой самолет

Учитывая предполагаемое время полета СДС (4 ч), можно принять поперечные габариты его салона равными 1,7 м — как на большинстве деловых самолетов средней дальности с аналогичной продолжительностью полета. Расчетная пассажировместимость для нового российского СДС составляет 6–8 человек. Перспективный СДС может эксплуатироваться с ВПП не более 2000 м.

Перспективный СДС должен обеспечивать возможность совершения сверхзвукового крейсерского полета над сушей. Для того чтобы уровень звукового удара был приемлемым для населения, его громкость в крейсерском полете не должна превосходить 65...67 дБА.

Другим требованием в области экологии является выполнение норм по допустимому уровню шума в районе аэропорта. Перспективный СДС, учитывая постоянное ужесточение требований, должен удовлетворять существующим нормам с запасом в 10 дБ. Исследования ЦИАМ и ЦАГИ показали, что возможно выполнение норм по шуму за счет использования двигателя со степенью двухконтурности, равной ≈1,5...2,0, и установки эжекторного сопла.

Основные характеристики проектируемого СДС

Площадь крыла, м ²	140
Максимальная взлетная масса, т	53,1
Число × тип двигателей	2 × ТРДД
Степень двухконтурности	2,2
Тяга двигателя, кН	150
Практическая дальность, км	7600
Крейсерское число М полета	1,8
Длина ВПП, м	1980
Число пассажиров	8
Высота начала крейсерского полета, км	15,5
Громкость звукового удара в крейсерском полете, дБА	65...67

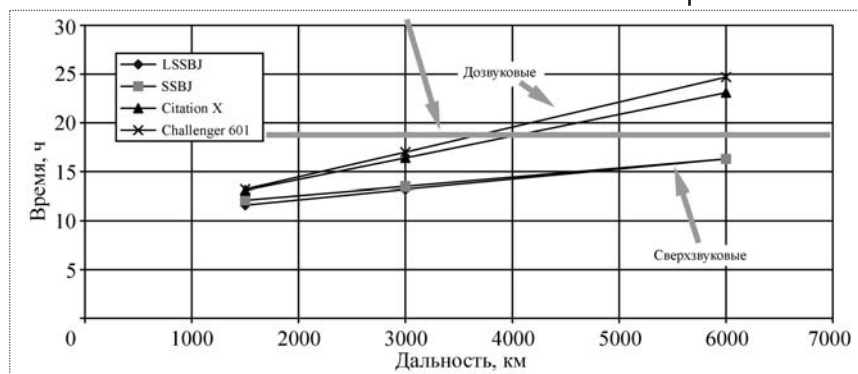


Рис. 7. Зависимость продолжительности полета от дальности

Анализ существующего парка административных самолетов свидетельствует о наличии определенных стандартов в размерах пассажирских салонов для каждого класса аппаратов. Существует определенная связь между габаритными размерами салона, дальностью и продолжительностью полета.

Состояние продуктов горения при их образовании

В.Д. Головатенко, А.В. Головатенко

Рассматриваются причины флуктуаций, возникающих в момент образования газообразных продуктов. Оценивается влияние на флуктуации исходного состава топлива. На примере одного инициирующего вещества показано, что при его распаде образуются ансамбли "горячих" и "холодных" молекул. Их тепловое взаимодействие характеризуется взрывным нарастанием давления, а процесс завершается детонацией исходного вещества. Это явление положено в основу объяснения причины взрыва веществ при их распаде или синтезе.

V.D. Golovatenko, A.V. Golovatenko. The Condition Of Combustion Products During Their Forming

The article deals with the sources of fluctuatons arising in the moment when combustion gases are formed. The influence of the fuel composition on the level of fluctuations is evaluated. An example with one type of primer shows that its decomposition forms the ensembles of "cold" and "hot" molecules. Their thermal interaction results in pressure jump, and the process ends in detonation of the primer. This phenomenon explains the reason of explosion of the primer.

Известно, что течение рабочей среды по внутренним полостям агрегата сопровождается турбулизацией потока в местах резких переходов конструкций. При горении твердых топлив, подчиняющихся закону Пиобера, турбулизация продуктов возникает из-за неровностей на поверхности горения топлива.

Из курса химии известно, что образование гидрида лития и его аналогов (натрия, калия, рубидия, цезия) сопровождается значительным уменьшением объема (25...45 % от исходного). Такие изменения описываются уравнением Клапейрона—Клаузиуса, с помощью которого по изменению объема можно определить тепловой эффект образовавшегося соединения. Для рассматриваемого ниже соединения AgN_3 , продуктами распада которого являются металл и газ, данное уравнение имеет законную силу и на молекулярном уровне. Прежде чем приступить к определению энергосостояния продуктов распада соединения Ag с азотом, необходимо рассмотреть внутрикристаллические метаморфозы при образовании кристалла, его трансформации, а также образование одного и того же соединения в различных сингониях.

Согласно Дж.В. Гиббсу [1], рост кристаллов описывается линейными уравнениями, а действительное движение роста может быть представлено через нормальные типы колебаний.

В случае роста кристаллов при разности фаз, равной 0 или 180° , имеет место прямолинейная форма (кристалл игольчатого вида); при разности фаз $90...270^\circ$ наблюдается шарообразное образование (как у алмаза — баллас). При этом переход от игольчатого вида к шарообразному проходит через цилиндрическую форму (как у бурнонита) и затем эллипсоид вращения (например, корунд).

Согласно Дж.В. Гиббсу, рост кристалла происходит послойно и периодически. Тогда в соответствии с теоремой Гиббса—Гельмгольца движение кристалла внутри своей формы может быть представлено как квазитвердое (движение ансамбля молекул кристалла как твердого тела) и деформационное движения.



ГОЛОВАТЕНКО
Владислав Денисович —
ведущий инженер-конструктор
ОАО "ОКБ "Новатор" (г. Екатеринбург)



ГОЛОВАТЕНКО
Андрей Владиславович —
программист
(г. Санкт-Петербург)

Движение кристалла внутри самого себя подчиняется одному из законов двойникования. При наличии граней с большой поверхностью маловероятно нарастание очередного слоя на кристалл по всей поверхности, в этом частном случае будет наблюдаться закручивание (в простом случае — изгиб) кристалла [1], что и наблюдается среди природных образований. Для других кристаллических образований минералов, например кварца, характерно вращение одного кристалла вокруг другого (или одной группы кристаллов вокруг другой) с образованием перепутанного "сгустка" длиноволокнистых кристаллов. При этом во время вращения одного кристалла вокруг другого место их соприкосновения может рассматриваться как своеобразный каранкул плаценты.

Для шарообразных образований (типа балласа) вращение кристалла внутри самого себя проявляется в наличии внутренних параллельных линий скольжения, которые (согласно физике твердого тела) представляются дислокациями.

Работа образования поверхности кристалла не зависит от его радиуса и равна произведению сил поверхностного натяжения на площадь смоченной поверхности (аналитически эта зависимость выглядит так же, как в случае образования сферической массы жидкости [1]). Следовательно, более сложная форма (в пределе — сферическая) энергетически выгодней, и в природе, например, кубическая форма у пирита или алмаза встречается крайне редко.

Для определения энергосостояния продуктов горения после распада исходного вещества было допущено, что уравнение Клапейрона—Клаузиуса применимо и на молекулярном уровне. Рассмотрим в качестве примера вещество AgN_3 , имеющее кристаллическую решетку, относящуюся к орторомбической сингонии с параметрами

$$a = (5,58 \pm 0,03) \text{ \AA}; b = (5,93 \pm 0,03) \text{ \AA}; c = (6,04 \pm 0,03) \text{ \AA}.$$

Зная плотность азидов серебра $\gamma = (4,81 \pm 0,05) \text{ г/см}^3$, объем элементарной ячейки (пренебрегаем членом, определяющим упругость иона) $V = (199,85997 \pm \pm 27 \cdot 10^{-6}) \text{ \AA}^3$, находим массу элементарной ячейки $m = \gamma V$, абсолютную массу формульной единицы $m_a = 248,84064 \cdot 10^{-24} \text{ см}^3$ и число формульных единиц в элементарной ячейке $z = 4$.

Расчетная плотность AgN_3 на 3,54 % больше действительной. Это свидетельствует о присутствующих в кристалле пустотах, обусловленных дефектом Шоттки. Деформация ячейки соединения AgN_3 определяется изменениями радиусов ионов серебра и азота по

сравнению с их размерами в исходном состоянии. Припишем доли теплоты реакции пропорционально значениям деформации сжатия входящих в химическое соединение ионов веществ. По Г.К. Бокию [2] радиус иона Ag^+ равен $1,13 \text{ \AA}$, радиус иона N^{3-} — $1,48 \text{ \AA}$, радиус иона N^{5+} — $0,15 \text{ \AA}$. Тогда, приняв в первом приближении $a = b = c$, будем иметь постоянную решетки AgN_3 , равной $a = b = c = 5,82 \text{ \AA}$ (в этом случае объем решетки будет соответствовать реальной величине, взятой с минусовым допуском). Так как для соединения AgN_3 не известен координационный полиэдр, то эффективные радиусы ионов считывались с таблицы [2], рассчитанной для координационного числа шесть.

Заметим, что для другого числа для ионных соединений ошибка может составить $-6...+12 \%$ [3], а в случае сложных соединений координация может быть искаженной (в выбранном примере ошибка составила около 0,5 %).

В итоге тепловой эффект распада азидов серебра определяется сжатыми ионом Ag и двумя пятивалентными ионами азота. Тогда в пропорции после разложения соединения AgN_3 на ансамбль молекул Ag будет приходиться около 80 % от теплового эффекта, а остальную часть будет нести совокупность молекул азота.

Такое распределение теплоты реакции среди продуктов распада (горения) объясняет изначальную причину флюктуаций и, кроме того, приводит к неожиданному выводу: один из компонентов, в данном случае ансамбль молекул серебра, будет вести себя как проволочка, находящаяся под высоким напряжением [4], которая взрывается с сопутствующим ударным явлением.

Для других классов топлив, например баллистических или смесевых, аналогичное распределение теплового эффекта будет не столь ярко выражено, но и его необходимо учитывать при расчетах (или обоснованно отклонить как несущественное для описания работы агрегата).

О неравномерном распределении теплоты реакции среди продуктов горения свидетельствует опытный факт, когда при разложении тринитрорезорцина свинца (или стифната свинца) свинец наблюдается в парообразном состоянии. Наряду с AgN_3 подобными свойствами обладают и другие соединения, например, на основе ртути ($\text{Hg}(\text{N}_3)_2$ или $\text{Hg}(\text{ONC})_2$), или свинца ($\text{Pb}(\text{N}_3)_2$). Кроме того, известные параметры элементарной ячейки и физический эффект, производимый соединением, позволяют уточнить структуру химических связей в молекуле через установленные рентгеноструктурным анализом значения радиусов входящих в соединение ионов.

Это также позволяет целенаправленно осуществлять поиск других сверхчувствительных веществ путем вычисления разницы в деформациях входящих в химическое соединение элементов и аналитически объяснять разную работоспособность известных иницирующих веществ. Очевидно, что на уровне анализа возможно также определение вероятности обладания предполагаемым для синтеза веществом требуемой чувствительности, приняв в качестве эталона стабильности (при нормальных условиях) одно из фотосодержащих соединений. Решение подобной задачи для более сложных веществ связано не только с вычислительными трудностями, но и с отсутствием или недоступностью исходных данных.

При технической необходимости использования более чувствительной формы кристаллического вещества (если она существует) его необходимо разместить в массе менее чувствительного вещества. Как известно, аналогично поступают с жидкими или желеподобными веществами, разбивая их с помощью измельченного пассивного тела на объемные микроячейки.

Заметим, что если Ван-дер-Ваальс представлял жидкость бесструктурной (она могла быть представлена как сгущенный газ), то Френкель и Дебай на основании данных рентгеноструктурного анализа считали, что жидкость имеет хотя и рыхлую (в малой окрестности любой частицы), но упорядоченную структуру, что свойственно кристаллическому представлению вещества. Известны перемещения калоцинта, представляющего собой упругое естественное образование в виде сферического сосуда, причем внутреннее пространство у него разделено гибкими перегородками на ряд изолированных друг от друга камер (в этих камерах под воздействием *alkuhe* идет один и тот же процесс, но находящийся на разных стадиях протекания). В калоцинте от приложенной на него направленной внешней силы происходит разрушение ряда внутренних перегородок, в результате чего наблюдается значительное местное перемещение общей оболочки (в пределах ее упругой деформации).

Аналогично и для кристаллов игольчатой формы иницирующего вещества: под воздействием небольшой внешней силы можно ожидать значительных перемещений одних частей кристалла относительно других. Известно, что в зависимости от среды, в которой находятся кристаллы, последние могут быть хрупкими или пластичными [3]. Тогда сверхнапряженный игольчатый кристалл иницирующего взрывчатого вещества можно представить как резонатор, по которому пробегают продольные волны.

Длина этих волн сравнима с длиной кристалла (если кристаллы имеют большие длины, они могут быть разделены на части дислокациями). Прикосновение к такому кристаллу посторонним предметом или другим кристаллом равносильно разделению его на два резонатора, в которых формируются продольные волны (аналогом может служить струна, прижатая к деке инструмента). Волны могут не совпадать по фазе. Кроме того, колебания таких резонаторов являются связанными. В какой-то момент две волны с одинаковыми фазами сойдутся к разделительной границе (в месте прикосновения к кристаллу посторонним предметом), и тогда произойдет сложение амплитуд колебаний (возможен резонанс). Под воздействием этого эффекта может иметь место излом кристалла.

В местах касания (срастания) игольчатых кристаллов наблюдаются отклонения от упорядоченного роста — дислокации. Колеблющаяся цепочка молекул кристалла (монокристалл является гигантской молекулой) передает энергию последней в цепи, которая замкнута на дислокацию, являющейся сильно затухающей ячейкой. В результате энергия колебаний цепочки молекул выделяется в виде теплоты на этой дислокации.

Эксперимент [5] показывает, что взрыв иницирующего кристаллического вещества начинается на дислокациях. Другими примерами этому процессу могут служить взрывной процесс разброса семян у *Impatiens noli tangere*, *J. parviflora* из коробочки, оболочка которой находится в сверхнапряженном состоянии при их высыхании (или, наоборот, набухании), или процесс горного удара в сверхсжатом пласте угля; взрывное разрушение известных стеклянных образований (слезки графа Руперта) или мгновенное расширение резины, например, у семейства *Pulicidae*, *Elateridae* при срабатывании механизма "щелчка".

Энергия молекул на поверхности кристалла не равна энергии молекул, находящихся внутри кристалла. Учитывая это, определим силу, приводящую к изгибу (разрушению) кристалла:

$$F = \frac{E_{\text{пов}}}{l(1 + E_{\text{пов}}/E_{\text{внутр}})},$$

где $E_{\text{пов}}$ — энергия поверхности кристалла; $E_{\text{внутр}}$ — энергия вещества, находящегося далеко от поверхности; l — длина игольчатого кристалла (длина между дислокациями).

В работе [6] показано, что для второго устойчивого положения при деформации упругая энергия составляет 1/4 часть от энергии диссоциации вещества. А в случае, если вещество состоит из цепочки молекул (в

нашем случае это кристалл игольчатого вида), то возможна так называемая перекачка энергии от близлежащих молекул, в результате которой ее суммарное значение может оказаться достаточным для разрыва химической связи даже тогда, когда приложенной нагрузки не хватает для получения этого результата. Энергия, затрачиваемая на разрушение хрупких тел, значительно превосходит по величине энергию, затраченную на образование новой поверхности [7].

Тогда энергия напряжения игольчатого вида кристаллов инициирующего вещества, стеклянных слезок, стручков (коробочек), находящихся в сверхнапряженном состоянии, должна быть равна (или почти равна) энергии, необходимой для их разрушения.

Скорость распространения трещины в твердом теле (в стекле) по расчетам Ф. Керкхофа составляет 1360...1530 м/с. По расчетам В.Р. Регеля с соавторами [6], эта скорость в зависимости от рода веществ находится в пределах 200...2000 м/с. Дж. Райс и Н. Леви приводят оценочные данные по температуре нагрева в вершине распространяющейся трещины в зависимости от скорости ее продвижения в глубь тела: при $v = 30$ м/с $t = 80$ °С; при $v = 300$ м/с $t = 400$ °С; при $v = 900$ м/с $t = 1400$ °С. Два последних значения температуры подтверждают принципиальную возможность воспламенения изламываемого инициирующего вещества.

Вместе с тем работа, затрачиваемая на разрушение кристалла, согласно теории Кика для случая, когда излом происходит у кристалла, находящегося в упругом состоянии, прямо пропорциональна кубу линейных размеров разрушаемого образца. Положив $E = 4,5 \cdot 10^4$ МПа (среднее значение для горных пород), усилие излома в 0,1 Н, толщину поперечного сечения кристалла равной $1 \cdot 10^{-3}$ м, оценочно будем иметь $\sigma = 30$ МПа. Теоретически это значение по [3] составляет 3000 МПа, но из-за дефектов в строении вещества оно раз в 30 меньше.

Согласно [8], под воздействием взрывной волны поверхность исследованного Р. Шалем взрывчатого вещества разогрелась до 1100 °С при амплитуде волны в $8 \cdot 10^3$ МПа. Зная энергию падающего на копр бойка, при которой происходит взрыв контрольной навески, можно косвенно определить величину поверхностного натяжения у таких кристаллов:

$$\sigma = \frac{2mhE}{Pl},$$

где m — масса падающего копра; h — высота падения копра; P — наименьшая сила, приводящая к взрыву

кристалла; l — характерный размер игольчатого кристалла; E — модуль упругости взрывчатого вещества.

Известно, что нитевидные кристаллы металлов при разрушении неожиданно ломаются и закручиваются. Тогда в качестве размера l следует выбрать длину игольчатого кристалла или длину между составными частями сростка.

Рассмотрим распространение детонации у взрывчатого вещества типа AgN_3 . При распаде молекулы исходного вещества образуются "горячие" атомы Ag и относительно "холодные" молекулы азота. И те и другие равномерно распределены по объему образующихся продуктов взрывного разложения вещества. В первом приближении считаем, что нет потери теплоты в окружающую среду. Пусть теплообмен между указанными ансамблями продуктов разложения, находящимися при сверхвысоком давлении, осуществляется излучением и путем передачи теплоты при непосредственном контакте молекул.

Тогда эти процессы могут быть представлены через "...линейное соотношение между обобщенными термодинамическими потоками и силами одной тензорной размерности", [9], т.е. суммой произведений экстенсивных факторов на интенсивные:

$$J_j = \sum_j L_{ij} X_j = J_g + J_{rn},$$

где J_g — поток теплоты, отводимой за счет теплопроводности; J_{rn} — внутренний радиационный поток энергии.

В общем виде аналитическое решение этого уравнения не известно. Однако для случая, когда образовавшиеся продукты разложения могут быть отнесены к оптически плотному фотонному газу (т.е. когда лучистая энергия поглощается на расстоянии, меньшем или равном длине свободного пробега молекулы), допустимо использование росселендовской аппроксимации для вычисления теплового потока.

Пусть физические параметры продуктов разложения во время процесса теплообмена постоянны. Учитывая, что температура T_1 "горячих" молекул значительно выше температуры T_2 "холодных", сумма двух потоков теплоты может быть вычислена по соотношению [9]

$$-J_g = \frac{\sigma^* T_1^4}{1 + \frac{3}{4}\tau} + \frac{4N\sigma^* T_1^3}{3\tau} (T_1 - T_2),$$

где σ^* — постоянная Стефана–Больцмана; τ — безразмерная оптическая длина; N — параметр, определяющий, какую долю в общем процессе теплообмена со-

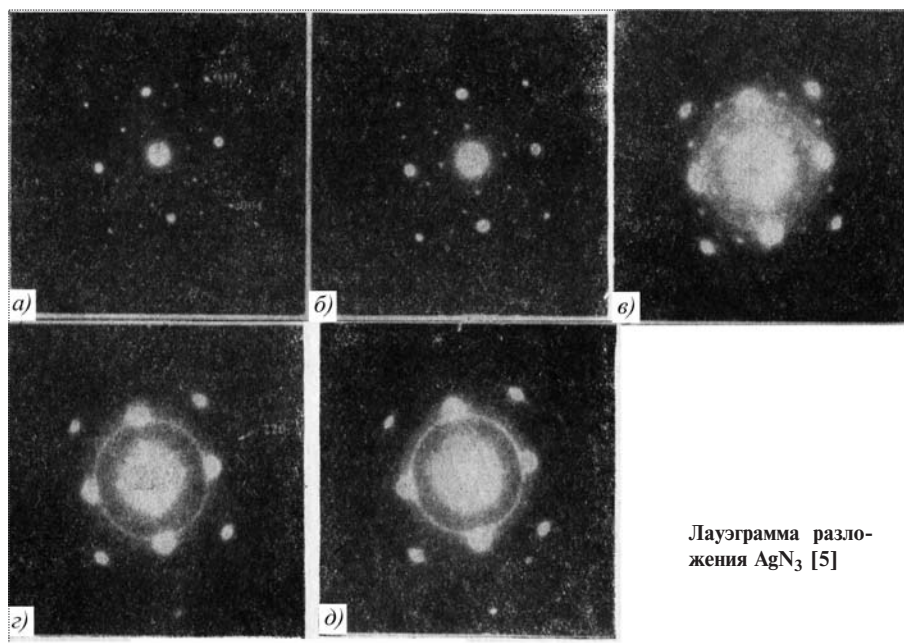
ставляет теплопроводность по сравнению с излучением [9].

По известным значениям теплового потока и теплоты взрывного разложения можно вычислить скорость нарастания давления в зависимости от времени. Зная ее, можно теоретически вычислить ожидаемую скорость детонационного разложения исследуемого вещества.

При распаде молекул инициирующего вещества считалось, что с "горячими" молекулами выделяется достаточное количество теплоты для инициирования ударной волны в твердом теле, которая переходит в самоподдерживающуюся детонационную волну. Одновременно пренебрегалось влиянием на неразложившееся инициирующее вещество электрических и электромагнитных воздействий [8].

Предложенный метод введения в исходные уравнения предварительно вычисленных реальных величин флуктуаций переменных устраняет неопределенность в начальных граничных условиях при проведении расчетов по детонации. Он позволяет теоретически определить динамические характеристики взрывчатых веществ при их превращениях, например, по методу Чемпмена–Жуге, дает физическое объяснение происхождения детонации, а также позволяет теоретически предсказать способность вновь синтезируемых веществ к взрыву и определить их детонационные характеристики.

Проведенный анализ будет не полным, если не указать на аналогию между взрывным разложением чувствительных веществ и механизмом электрического пробоя диэлектриков (имеют общие черты на атомно-молекулярном уровне). Кроме того, согласно классическому обзору М.М. Мартынюка [10] при взрыве серебряной проволоочки температура перехода металла в неметалл составляет 4220 К, а давление 210...430 МПа. При этом энергия взрыва, отнесенная к единице объема, составляет 2/3 от энергии взрыва тротила при длительности протекания процесса 10^{-5} ... 10^{-7} с. При распаде AgN_3 эта энергия будет больше энергии тротила в 1,5 раза. Во время взрыва проводника [10] в парообразное состояние переходит (например, для Ag, Pb, Hg) только часть металла (соответственно 0,16; 0,18; 0,43 доли от общей массы), а остальной металл остается в жидком состоянии. Не-



смотря на то, что сравниваемые относительные величины энергии для AgN_3 и энергии, пошедшей на взрыв серебряной проволоочки, имеют один и тот же порядок, в отличие от [10], остается открытым вопрос о состоянии Ag в момент распада азидов серебра. Отмеченная высокая теплопроводность продуктов взрыва азидов металла и тротила [8] обеспечивается наличием в этих продуктах несвязанных металлов и углерода, тогда как, например, у ТЭН, несмотря на очень высокую температуру горения [8], она может осуществляться только через продукты диссоциации.

Представленный механизм процесса взрыва (детонации) включает следующие особенности:

- образование очагов горения в объеме смеси топлива;

- возникновение "горячих точек" при взрыве гомогенных составов;

- являться результатом прохождения тепловой волны;

- есть следствие деформационного течения взрывчатого вещества.

На рисунке приведены впервые полученные Соукиллоу [5] лауэграммы процесса распада AgN_3 . Они наглядно иллюстрируют процесс расширения с течением времени первоначально сжатого в химическом соединении металла. Наибольшее расширение ядра иона видно на рисунке "б". На рисунках "в" и "д" наблюдаются затухание колебаний и переход атома в естественное, невозбужденное состояние. Переходный процесс удобно описывать математическим языком квантовой механики (здесь не приводится).

Продолжительность периода затухающих колебаний (или их частоту) в первом приближении определим по аналогии с известной физической задачей "удар деформируемого шара о жесткую преграду". Считаем, что поверхность атома, представляемого в виде деформируемой жидкой капли, ужимается (без складок) при сжатии и растягивается (без разрывов) во время колебания под действием внутриатомных сил по уравнению

$$T = \sqrt{\frac{\pi m}{2r\Delta P}},$$

где m — масса атома металла; r — радиус атома металла; ΔP — внутриатомное давление металла.

Итак, количественно подтверждена правильность разделения взрывчатых веществ на первичные (инициирующие детонацию, детонирующие) и вторичные (детонируемые от внешнего воздействия). Вместе с тем ряд инициирующих взрывчатых веществ обладает

слабой инициирующей способностью и ступенчатую эту границу.

Список литературы

1. Гиббс Дж.В. Термодинамические работы. М.: Техтеоретлит, 1972.
2. Бокий Г.Б. Кристаллохимия. М.: Наука, 1971.
3. Жданов Г.С. Физика твердого тела. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1962.
4. Взрывающиеся проволоки. М.: Мир, 1963.
5. Боуден Ф., Иоффе А. Быстрые реакции в твердых веществах. М.: Изд-во иностр. лит., 1962.
6. Регель В.Р., Слуцкер А.И., Томашевский Э.Е. Кинетическая природа прочности твердых тел. М.: Наука, 1974.
7. Кузнецов В.Д. Поверхностная энергия твердых тел. М.: Гос-техтеоретлит, 1954.
8. Шаль Р. Физика детонации. // С "Физика быстропотекающих процессов". Т. 2. М.: Мир, 1971.
9. Мучник Г.Ф., Рубашов И.Б. Методы теории теплообмена. Тепловое излучение. М.: Высш. шк., 1974.
10. Мартынюк М.М. Фазовый взрыв метастабильной жидкости // Физика горения и взрыва. Т. 13. 1977. № 2.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ТЕХНИЧЕСКИЙ ЗАДЕЛ ПО МНОГОРАЗОВОМУ КОСМИЧЕСКОМУ КОРАБЛЮ "БУРАН" МОЖЕТ БЫТЬ ИСПОЛЬЗОВАН В БУДУЩЕМ

"Проект универсальной ракетно-космической транспортной системы (УРКТС) "Энергия"—"Буран" продемонстрировал мощь советской научной школы", — заявил на торжественном собрании, посвященном 20-летию со дня запуска УРКТС в подмосковном Королеве генеральный директор РКК "Энергия" Виталий Лопота. Он отметил, что многие наработки, которые были использованы при создании универсальной ракетно-космической транспортной системы "Энергия"—"Буран", могли бы найти применение в современной авиакосмической области. Например, система управления посадкой "Бурана", которая позволила с такой точностью посадить многотонный корабль, могла бы найти применение в авиации. Многие разработки и технологии, которые применялись при создании "Бурана", были реализованы впоследствии.

Генеральный конструктор подчеркнул, что созданный многоразовый космический корабль, по сути, сдержал американскую программу звездных войн.

В свою очередь еще один участник торжественного собрания — бывший министр общего машиностроения СССР В.Х. Догужиев — отметил, что проект УРКТС "Энергия"—"Буран" является, по сути, вторым по значимости проектом в космонавтике. В реализации проекта приняли участие полторы тысячи предприятий и организаций. Мы продемонстрировали, что умеем ставить серьезные задачи и их исполнять. Такой объем работ, который был выполнен, и сама скорость в решении и реализации задач сегодня кажутся фантастическими", — отметил он.

В.Х. Догужиев подчеркнул, что "Буран" является свидетельством больших возможностей отечественной космонавтики. Он выразил уверенность, что наработки и технические "заделы", которые были получены в ходе реализации проекта "Энергия"—"Буран", будут использованы в будущем в целях освоения космоса человечеством.

Стартовая масса "Бурана" составляла 105 т, масса выводимого полезного груза — 30 т, продолжительность полета: номинальная — 7 сут, максимальная — 30 сут, число членов экипажа — до 10. Габаритные размеры корабля: общая длина — 36,37 м; ширина фюзеляжа — 5,5 м, размах крыла — 23,92 м.

15 ноября 1988 г. был осуществлен первый запуск УРКТС "Энергия"—"Буран". Общее время полета составило 206 мин. Корабль был выведен на орбиту с максимальной высотой 263 км. Выполнив все предпосадочные маневры, он в автоматическом режиме вышел точно на посадочную полосу, приземлился и прошел посадочный путь в 1620 м, остановившись всего в 80 см от расчетной точки. Весь полет "Бурана" контролировался электроникой.

Впоследствии программа многоразового корабля была свернута.

Вестник Интерфакс — АВН № 46 (373), 2008 г.

Экстенсивное управление ориентацией космического аппарата на основе нечеткой логики

К.Б. Алексеев, А.А. Малявин, А.В. Шадян

Экстенсивное управление угловой ориентацией космического аппарата (КА) в пространстве осуществляется путем плоского разворота КА вокруг мгновенной оси Эйлера [1, 2]. По сравнению с классической трехосной ориентацией, когда разворот КА осуществляется тремя последовательными поворотами на углы Крылова [3], экстенсивное управление обладает рядом преимуществ, в частности меньшим углом разворота при переориентации КА. Однако на практике возникают трудности, связанные с компенсацией влияния гироскопического момента. В статье впервые сделана попытка устранения указанных трудностей на основе нечеткой логики.

K.B. Alexeyev, A.A. Maliavin, A.V. Shadian. Spacecraft Extensive Attitude Control Based On Fuzzy Logic

The extensive angular attitude control of a spacecraft is achieved by its flat turn around the instant Euler axis (1,2). Compared with the traditional tri-axial control, when the spacecraft makes a U-turn by performing three consecutive turns by Krylov angles (3), the extensive attitude control has several critical advantages, e.g. a smaller clocking angle. However, there is a major disadvantage, which is connected with the need to offset gyroscopic braking. It is the first time ever that fuzzy logic is recommended to solve this problem.

Основу известных решений задачи управления угловой ориентацией космического аппарата (КА) составляют кинематические и динамические уравнения вращательных движений твердого тела [4]. Эти уравнения служат математической моделью КА как объекта управления. При существенной нелинейности такого объекта возникает проблема синтеза структуры и параметров регулятора (управляющей части) системы ориентации.

Известные из теории автоматического управления способы синтеза регулятора, такие как модальный и каскадный, применимы для линейных объектов. Нечеткое управление [5], получившее в последние десятилетия широкое применение, не имеет подобного ограничения. Рассматриваемая проблема решается на основе нечеткой логики [6] на примере управления изменением углового положения КА в пространстве.

Постановка задачи. Введем две правосторонние системы координат с общим началом в центре масс аппарата: инерциальную $Ox_1x_2x_3$ и жестко связанную с КА систему координат $Ox_1x_2x_3$. Взаимное расположение двух систем координат определим матрицей направляющих косинусов $A = [a_{ij}] (i, j = \overline{1,3})$.

Здесь ψ, θ, γ — углы Крылова с общепринятыми последовательностями поворотов вокруг осей Ox_3, Ox'_2 и Ox_1 соответственно (рис. 1).

Задачу переориентации сформулируем как перевод аппарата из начального ($t = 0$) углового положения

$$\begin{aligned}\psi(0) &= \psi_0; \theta(0) = \theta_0; \gamma(0) = \gamma_0; \\ \dot{\psi}(0) &= \dot{\theta}(0) = \dot{\gamma}(0) = 0\end{aligned}$$



АЛЕКСЕЕВ
Кир Борисович — профессор Московского государственного индустриального университета, доктор техн. наук



МАЛЯВИН
Александр Анатольевич — ведущий инженер-программист Центра информационных технологий АМО ЗИЛ



ШАДЯН
Армен Владимирович — аспирант Московского государственного индустриального университета

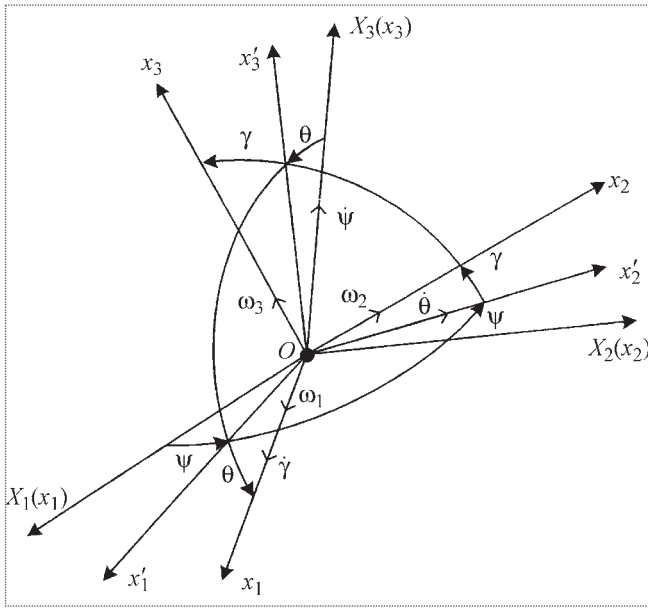


Рис. 1. Углы Крылова

в конечное положение

$$\begin{aligned}\psi(T) &= \psi_T; \theta(T) = \theta_T; \gamma(T) = \gamma_T; \\ \dot{\psi}(T) &= \dot{\theta}(T) = \dot{\gamma}(T) = 0\end{aligned}$$

за время T , сравнимое с минимально возможным, одним плоским разворотом аппарата вокруг мгновенной оси Эйлера с заданной точностью.

Значение угла плоского разворота φ и направление оси разворота $\vec{e}_\varphi$ при переходе от системы координат $Ox_1x_2x_3$ к $OX_1X_2X_3$ вычисляются по формулам

$$\varphi = \arccos\left(\frac{\text{tr} A - 1}{2}\right); \quad (1)$$

$$\vec{e}_\varphi = \sum_{s=1}^3 v_s \vec{i}_s, \quad (2)$$

где $\text{tr} A = \sum_{s=1}^3 a_{ss}$ — след матрицы направляющих косинусов A ; a_{ss} — диагональные элементы матрицы A ; $v_s = (a_{s+1, s+2} - a_{s+2, s+1}) / (2 \sin \varphi)$ — направляющие косинусы вектора плоского разворота $\vec{e}_\varphi$; $\vec{i}_s$ — орты осей Ox_s ($s = 1, 3$).

При таком развороте начальное и конечное угловые положения КА переписутся в виде

$$\begin{aligned}\varphi(0) &= \varphi_0, \quad \dot{\varphi}(0) = 0; \\ \varphi(T) &= \dot{\varphi}(T) = 0.\end{aligned} \quad (3)$$

Разворот КА осуществляется путем приложения моментов M_s ($s = 1, 3$) по осям Ox_s . Моменты создаются газореактивными двигателями с регулируемой тягой по каждой оси и ограничены максимальным значением M_{sm} . В дальнейшем предполагается, что оси связанной системы координат Ox_s являются осями главных моментов инерции J_s ($s = 1, 3$), а влияние внешних и внутренних возмущений на угловые движения аппарата пренебрежимо мало. Для анализа динамики этого процесса воспользуемся уравнением Эйлера, записанным в векторной форме

$$\frac{d\vec{K}}{dt} + \vec{\omega} \times \vec{K} = \vec{M} \quad (4)$$

или в проекциях на связанные оси

$$\begin{aligned}J_1 \dot{\omega}_1 + (J_3 - J_2) \omega_2 \omega_3 &= M_1; \\ J_2 \dot{\omega}_2 + (J_1 - J_3) \omega_1 \omega_3 &= M_2; \\ J_3 \dot{\omega}_3 + (J_2 - J_1) \omega_1 \omega_2 &= M_3,\end{aligned} \quad (5)$$

где $\vec{K} = J\vec{\omega}$ — вектор кинетического момента аппарата; $J = [\text{diag } J_s]$ — тензор моментов инерции; $\vec{\omega} = \sum_{s=1}^3 \omega_s \vec{i}_s$ — вектор угловой скорости аппарата; $\vec{M} = \sum_{s=1}^3 M_s \vec{i}_s$ — вектор управляющего момента.

Компоненты ω_s ($s = 1, 3$) вектора $\vec{\omega}$ измеряются непосредственно в процессе разворота аппарата, а также могут вычисляться из кинематических соотношений

$$\begin{aligned}\omega_1 &= \dot{\gamma} - \dot{\psi} \sin(\theta); \\ \omega_2 &= \dot{\psi} \sin(\gamma) \cos(\theta) + \dot{\theta} \cos(\gamma); \\ \omega_3 &= \dot{\psi} \cos(\gamma) \cos(\theta) - \dot{\theta} \sin(\gamma),\end{aligned} \quad (6)$$

т.е. считаются далее известными.

Вектор скорости можно представить в виде

$$\vec{\omega} = \dot{\varphi} \vec{e}_\varphi + \dot{\vec{\varphi}}_g, \quad (7)$$

где $\dot{\vec{\varphi}}_g$ — вектор скорости "ухода", перпендикулярный оси разворота.

Решение задачи. Перед составлением алгоритма нечеткого управления необходимо установить направления воздействия и характер изменения следующих параметров:

управляющего момента $\vec{M}_k$, обеспечивающего требуемый разворот вокруг мгновенной оси Эйлера;

компенсирующего момента $\vec{M}_{gk}$, устраняющего скорость "ухода" $\dot{\vec{\phi}}_g$ оси разворота под влиянием гироскопического момента и других возмущающих воздействий.

При приложении момента $\vec{M}$ ($t=0$) к аппарату, когда $\dot{\vec{\phi}}(0) = \dot{\vec{\phi}}_g(0) = 0$, уравнение (4) можно записать в виде

$$J_k \ddot{\vec{\phi}}_k = \vec{M}(0), \quad (8)$$

$$\vec{e}_k = \sum_{s=1}^3 (J_s v_s / J_k), \quad (9)$$

где $\vec{e}_k$ — орт вектора кинетического момента аппарата, $J_k = \sqrt{\sum_{s=1}^3 (J_s v_s)^2}$ — момент инерции относительно оси $\vec{e}_k$.

Из уравнения (8) следует, что начальное направление управляющего момента, обеспечивающего вращение КА вокруг мгновенной оси Эйлера, совпадает с вектором кинетического момента.

Скорость вращения КА при $t \geq 0$ и $\dot{\vec{\phi}}(0) \neq 0$; $\dot{\vec{\phi}}_g(0) \neq 0$ содержит две составляющие (7), откуда определим скорость "ухода", подлежащую устранению:

$$\dot{\vec{\phi}}_g = \vec{\omega} - \dot{\vec{\phi}}, \quad (10)$$

$$\dot{\vec{\phi}} = (\vec{\omega} \vec{e}_\varphi) \vec{e}_\varphi. \quad (11)$$

В проекциях на связанные оси Ox_s уравнение (10) имеет вид

$$\dot{\phi}_{gs} = \omega_s - v_s \sum_{i=1}^3 \omega_i v_i. \quad (12)$$

Модули скоростей определим следующим образом:

$$|\vec{\omega}| = \sqrt{\sum_{s=1}^3 \omega_s^2}; \quad (13)$$

$$|\dot{\vec{\phi}}_g| = \sqrt{\sum_{s=1}^3 \dot{\phi}_{gs}^2}. \quad (14)$$

Важно, что при $\vec{\omega} = \dot{\vec{\phi}}_\varphi$ выражение для гироскопического момента $\vec{\omega} \times \vec{K}$ будет определяться как

$$\vec{M}_r = J_r \dot{\vec{\phi}}^2 \vec{e}_r, \quad (15)$$

$$\vec{e}_r = \sum_{s=1}^3 (J_{s+2} - J_{s+1}) v_{s+2} v_{s+1} / J_r, \quad (16)$$

где $\vec{e}_r$ — орт вектора гироскопического момента аппарата; $J_r = \sqrt{\sum_{s=1}^3 (J_{s+2} - J_{s+1})^2 v_{s+2}^2 v_{s+1}^2}$ — момент инерции относительно оси $\vec{e}_r$.

При $\vec{\omega} \neq \dot{\vec{\phi}}_\varphi$ образуется составляющая скорости вращения, перпендикулярная оси плоского разворота, для компенсации которой необходимо приложить компенсирующий момент

$$\vec{M}_{gk} = |\vec{M}_{gk}| \vec{e}_{gk}, \quad (17)$$

$$\vec{e}_{gk} = \sum_{s=1}^3 (J_s \mu_s / J_{gk}), \quad (18)$$

где $\vec{e}_{gk}$ — орт вектора компенсирующего момента; $J_{gk} = \sqrt{\sum_{s=1}^3 (J_s \mu_s)^2}$ — момент инерции относительно оси приложения компенсирующего момента; μ_s — направляющие косинусы вектора $\vec{e}_g$, равного отношению

$$\vec{e}_g = \dot{\vec{\phi}}_g / |\dot{\vec{\phi}}_g|. \quad (19)$$

Таким образом, момент $\vec{M}$, прикладываемый к КА, можно представить в виде

$$\vec{M} = |\vec{M}_k| \vec{e}_k + |\vec{M}_{gk}| \vec{e}_{gk}, \quad (20)$$

где $|\vec{M}_k|$ и $|\vec{M}_{gk}|$ — модули моментов, обеспечивающих требуемый разворот КА и устранение скорости "ухода" $\dot{\vec{\phi}}_g$ оси плоского разворота соответственно. На рис. 2 показано взаимное расположение указанных векторов в осях Ox_s .

В многочисленных публикациях считается, что применение нечеткой логики не требует аналитического описания объекта. Однако это утверждение требует обоснования в каждом конкретном случае. Без знания кинематических и динамических свойств многомерного объекта, которым является КА, построить систему нечеткого управления затруднительно, в том числе при выборе направления действия компенсирующего момента.

В данной статье все алгоритмы нечеткого управления реализованы программно (рис. 3).

Система нечеткого управления ориентацией КА состоит из двух основных контуров: контура управле-

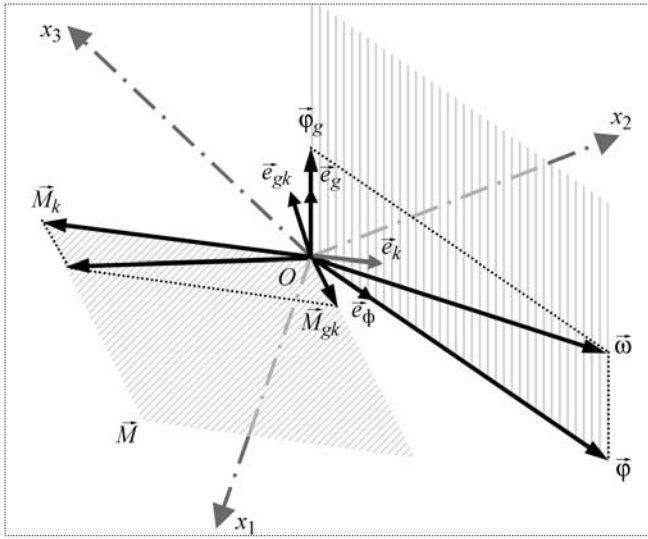


Рис. 2. Расположение управляющего и компенсирующего моментов

ния плоским разворотом и контура компенсации скорости $\dot{\phi}_g$ "ухода" оси разворота.

Значение ускорения $|\ddot{\phi}_g|$ (в данном случае это вторая производная модуля вектора скорости "ухода") определим как конечную разность:

$$|\ddot{\phi}_g|_n = (|\dot{\phi}_g|_n - |\dot{\phi}_g|_{n-1}) / \tau, \quad (21)$$

где $|\dot{\phi}_g|_n, |\dot{\phi}_g|_{n-1}$ — значения модуля скорости $\dot{\phi}_g$ в моменты времени t_n, t_{n-1} ; τ — период дискретизации.

В процессе нечеткого управления ориентацией КА в каждый дискретный момент времени осуществляется измерение углов Крылова $\{\psi, \theta, \gamma\}$ и составляющих вектора угловой скорости вращения $\{\omega_1, \omega_2, \omega_3\}$ КА. На основе этой информации в блоке расчета направляющих векторов (БРНВ) по формулам (2, 9, 18) определяются орты $\bar{e}_\phi, \bar{e}_k$ и $\bar{e}_{gk}$. В свою очередь они используются блоком расчета управляемых координат (БРУК), где по формулам (1, 11, 14, 21) производится расчет угла плоского разворота ϕ , скорости плоского разворота $\dot{\phi}$, а также модулей скорости "ухода" $|\dot{\phi}_g|$ и ускорения $|\ddot{\phi}_g|$. Далее эти значения передаются нечеткому контроллеру угла поворота (НКУП) и нечеткому контроллеру компенсации "ухода" оси вращения (НККУ).

Каждый нечеткий контроллер состоит из четырех элементов: блока фаззификации (БФ), базы правил (БП), блока формирования логического вывода (БФЛВ) и блока дефаззификации (БДФ).

Численные значения управляемых координат $\phi, \dot{\phi}$ и $|\dot{\phi}_g|, |\ddot{\phi}_g|$ преобразуются посредством блока фаззификации в лингвистические переменные $[X_\phi, X_{\dot{\phi}}]$ и $[X_{|\dot{\phi}_g|}, X_{|\ddot{\phi}_g|}]$. На этом этапе происходит определение функций принадлежности каждой управляемой координаты, а результат подается на БФЛВ. Этот блок на основе нечетких управляемых координат (каждая из них описывается несколькими функциями принадлежности) и с использованием табл. 1, 2 производит вычисление нечеткого управляющего воздействия $\{\gamma_k, \gamma_{gk}\}$.

Полученное нечеткое управляющее воздействие посредством блока дефаззификации приводится к численному значению $\{M_k, M_{gk}\}$, которое подается на вход блока расчета управляющих моментов (БРУМ). БРУМ, используя данные о положениях осей $\{\bar{e}_k, \bar{e}_{gk}\}$, к которым прикладываются моменты $\{M_k, M_{gk}\}$ и с учетом ограничений, налагаемых на их сумму, производит расчет управляющих моментов M_s ($s = \bar{1}, 3$), прикладываемых по осям Ox_s .

Для описания лингвистических переменных были выбраны треугольные функции принадлежности (термы), описываемые выражением

$$\mu(u) = \max\left(\min\left(\frac{u-a}{b-a}, \frac{c-u}{c-b}\right), 0\right), \quad (22)$$

где u — значение величины, отображаемой данным термом $u \in \{\phi, \dot{\phi}, M_k, |\dot{\phi}_g|, |\ddot{\phi}_g|, M_{gk}\}$; a, b, c — вершины треугольного терма.

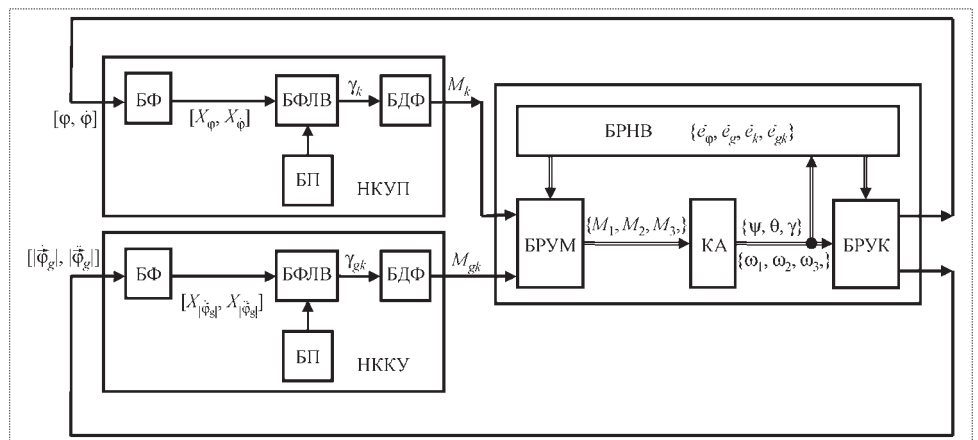
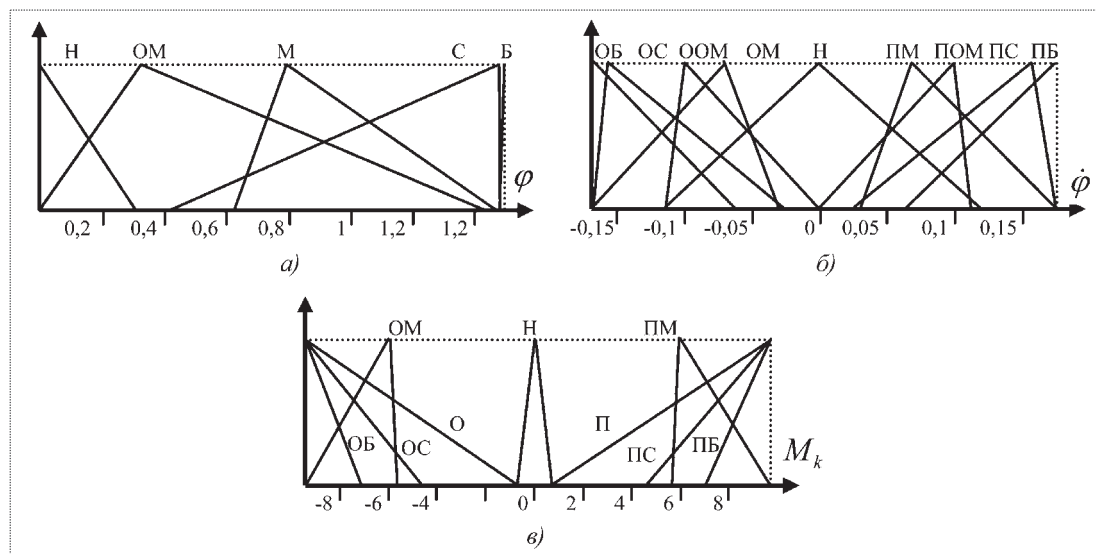


Рис. 3. Функциональная схема системы управления ориентацией КА

Рис. 4. Термы НКУП:

a — угла плоского разворота; b — скорости изменения угла плоского разворота; $в$ — управляющего момента



Таким образом, каждый терм может быть представлен в форме вектора $[a, b, c]$, а настройка нечеткого регулятора будет сводиться к заданию базы правил и выбору компонентов такого вектора для каждой функции принадлежности.

Управляемые координаты $\varphi, \dot{\varphi}$ нечеткого контроллера угла поворота были заданы следующими термами:

φ — нулевым (Н), очень малым (ОМ), малым (М), средним (С), большим (Б) (рис. 4, a);

$\dot{\varphi}$ — отрицательным большим (ОБ), отрицательным средним (ОС), отрицательным очень малым (ООМ), отрицательным малым (ОМ), нулевым (Н), положительным очень малым (ПОМ), положительным малым (ПМ), положительным средним (ПС), положительным большим (ПБ) (рис. 4, $б$).

Для описания момента M_k , необходимого для осуществления требуемого разворота, были выбраны следующие термы:

M_k — отрицательный большой (ОБ), отрицательный средний (ОС), отрицательный (О), отрицательный малый (ОМ), нулевой (Н), положительный малый (ПМ), положительный (П), положительный средний (ПС), положительный большой (ПБ) (рис. 4, $в$).

Для контроллера компенсации были выбраны следующие термы:

$|\dot{\varphi}_g|$ — отрицательный большой (ОБ), отрицательный средний (ОС), нулевой (Н), положительный средний (ПС), положительный большой (ПБ) (рис. 5, a);

Рис. 5. Термы НККУ:

a — скорости "ухода" оси разворота; $б$ — производной скорости "ухода" оси разворота; $в$ — компенсирующего момента

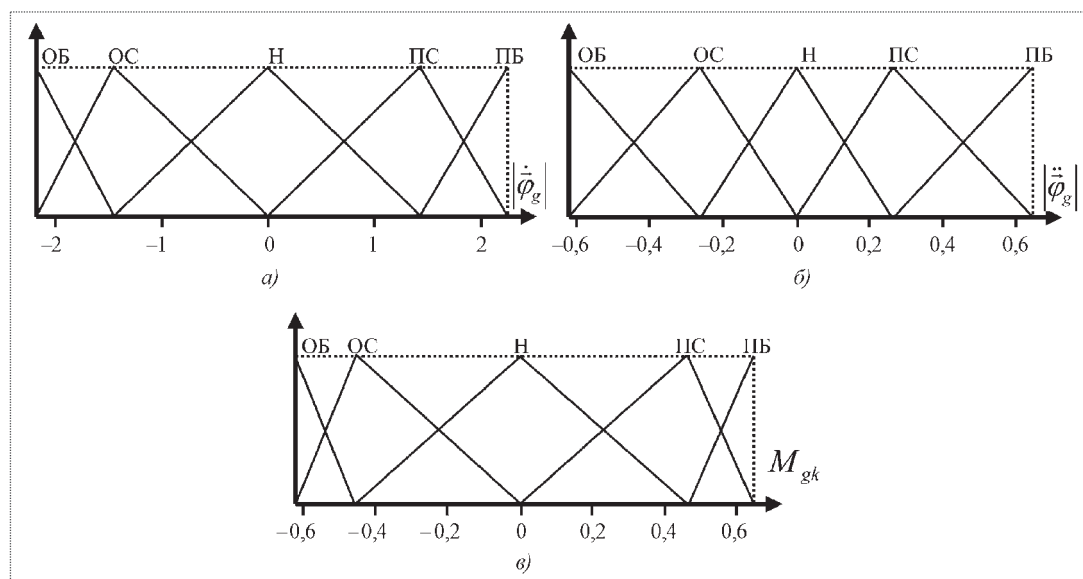


Таблица 1

База правил нечеткого контроллера угла плоского разворота

ϕ \ $\ddot{\phi}$	ОБ	ОС	ОМ	ОММ	Н	ПОМ	ПМ	ПС	ПБ
Б	П	ПБ	ПС	ПМ	Н	ОМ	ОС	ОБ	О
С	П	П	ПБ	Н	ОБ	О	О	О	О
М	ПБ	ПС	Н	ОС	ОБ	О	О	О	О
ОМ	ПС	ОМ	ОС	О	О	О	О	О	О
Н	ПБ	О	О	О	О	О	О	О	О

$|\ddot{\phi}_g|$ – отрицательный большой (ОБ), отрицательный средний (ОС), нулевой (Н), положительный средний (ПС), положительный большой (ПБ) (рис. 5, б);

M_{gk} – отрицательный большой (ОБ), отрицательный средний (ОС), нулевой (Н), положительный сред-

Таблица 2

База правил нечеткого контроллера компенсации возмущений

$ \dot{\phi}_g $ \ $ \ddot{\phi}_g $	ОБ	ОС	Н	ПС	ПБ
ОБ	ПБ	ПБ	ПБ	ПС	Н
ОС	ПБ	ПБ	ПС	Н	ОС
Н	ПБ	ПС	Н	ОС	ОБ
ПС	ПС	Н	ОС	ОБ	ОБ
ПБ	Н	ОС	ОБ	ОБ	ОБ

ний (ПС), положительный большой (ПБ) (рис. 5, в).

В качестве алгоритма нечеткого вывода был использован алгоритм Мамдани.

На рис. 6, 7 приведены временные зависимости угла плоского разворота ϕ и управляющих моментов M_s в проекциях на связанные оси. Графики построены для случая полной компенсации гироскопического

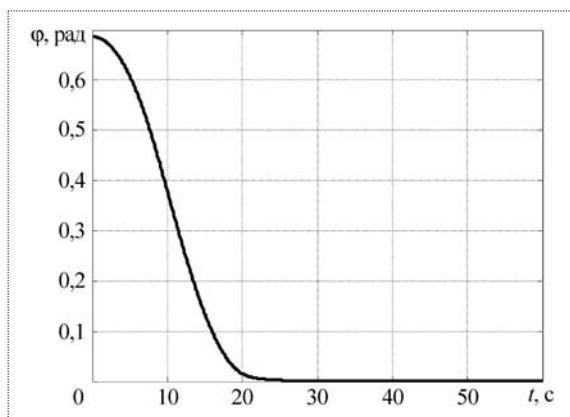


Рис. 6. График угла плоского разворота ϕ

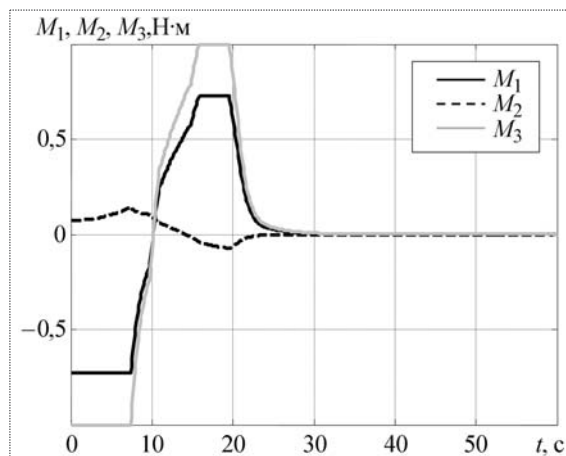


Рис. 7. Графики управляющих моментов M_s в проекциях на связанные оси

момента (компенсация по возмущению) [2] с использованием нечеткой логики для формирования управляющего момента. В итоге были получены следующие результаты: по быстродействию – 25,60 с; по энергетическим затратам – 31,76 Н·м·с.

Отметим, что переориентация КА осуществлялась из положения, заданного углами Крылова $\psi(0) = 34^\circ$; $\theta(0) = -7,5^\circ$; $\gamma(0) = 16,5^\circ$ и угловыми скоростями $\omega_s(0) = 0$ ($s = 1, 3$), в положение $\psi(T) = \theta(T) = \gamma(T) = 0$ и $\omega_s(T) = 0$. Моменты инерции аппарата относительно трех связанных осей равны $J_1 = 250$ кг·м²; $J_2 = 200$ кг·м²; $J_3 = 180$ кг·м². Ограничения на управляющие моменты по каждой оси составляют $|\bar{M}_{sm}| \leq 1$ Н·м.

На рис. 8 приведены зависимости от времени моментов по связанным осям для случая, когда КА по-

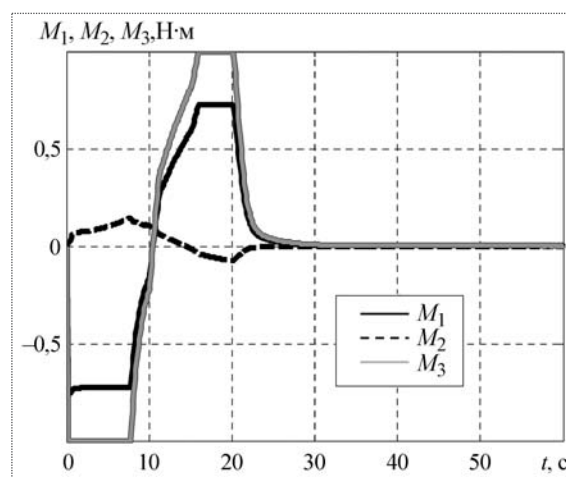


Рис. 8. Графики управляющих моментов M_s в проекциях на связанные оси с ненулевой начальной скоростью ориентации

сле стабилизации имеет скорости по связанным осям $\omega_s(0) = 10^{-2}$ (°/с). Зависимость угла эквивалентного разворота от времени для этого случая аналогична приведенной на рис. 6.

Таким образом, применение нечеткой логики позволяет получить переходный процесс, имеющий вид, характерный для линейного объекта при выборе управляющего момента по закону $M = k_1 \varphi + k_2 \dot{\varphi}$, где k_1 , k_2 — коэффициенты по системе Баттерворта.

В аналитическом решении задачи ориентации [2], которое является оптимальным по быстродействию, управляющий момент принимается максимально возможным в течение всего процесса разворота. В рассматриваемом случае (рис. 8) формирование управляющего момента этому условию не удовлетворяет, поэтому время разворота T будет больше, чем при аналитическом решении.

Для решения поставленной задачи разработано два алгоритма нечеткого управления:

определение прикладываемого к аппарату момента $\bar{M}_k$, осуществляющего разворот КА вокруг мгновенной оси Эйлера с заданной точностью;

определение момента $\bar{M}_{gk}$, необходимого для устранения скорости "ухода" оси разворота КА по окончании процесса переориентации, что позволяет уменьшить влияние гироскопического момента на характер отработки угла.

Приложение обоих моментов к аппарату производится дискретно, причем после каждого периода дискретизации корректируются начальное положение оси разворота и направления действия моментов.

В результате моделирования предлагаемого способа [6] экстенсивного управления ориентацией КА на основе нечеткой логики время регулирования составило 25,58 с, а энергетические затраты на осуществление плоского разворота — 31,78 Н·м·с. Эти результаты свидетельствуют о правильно выбранном направле-

нии приложения компенсирующего момента, необходимого для устранения скорости "ухода" оси Эйлера. Разница между значениями времени T и энергетических затрат Q по сравнению с экстенсивным разворотом, где компенсация гироскопического момента осуществляется в соответствии с принципом управления по возмущению (см. рис. 6, 7), составляет 0,02 с и 0,02 Н·м·с соответственно.

Предложенное программное решение задачи управления нелинейным объектом открывает реальную возможность реализации нечеткого управления [7] аппаратными средствами.

Список литературы

1. Петров Б.Н., Боднер В.А., Алексеев К.Б. Аналитическое решение задачи управления пространственным поворотным маневром // Докл. АН СССР. 1970. Т. 192. № 6. С. 1235–1238.
2. Алексеев К.Б. Экстенсивное управление ориентацией космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение. 1977. 120 с.
3. Алексеев К.Б., Персев И.В., Шалян А.В. Сравнение способов ориентации космического аппарата по критериям быстродействия и расхода топлива // Машиностроение и инженерное образование. 2008. № 1. С. 41–46.
4. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 600 с.
5. Методы робастного, нейро-нечеткого и адаптивного управления: Учеб. / К.А. Пупков, Н.Д. Егупов, А.И. Ильин и др.; под ред. Н.Д. Егупова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. 744 с.
6. Алексеев К.Б., Малявин А.А., Шалян А.В. Экстенсивное управление ориентацией околоземного спутника на основе нечеткой логики // Докл. V юбилейной Всероссийской конференции "Дистанционное зондирование Земли из космоса". М.: Изд. ИКИ РАН, 2007.
7. Алексеев К.Б., Малявин А.А. Управление скоростью вращения коленчатого вала двигателя внутреннего сгорания на базе нечеткой логики // Машиностроение и инженерное образование. 2007. № 1. С. 14–24.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

НА АВИАПРЕДПРИЯТИИ В КУМЕРТАУ НАЧИНАЕТСЯ МОДЕРНИЗАЦИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ТУ-143

Кумертауское авиационное производственное предприятие (КумАПП) приступает к модернизации беспилотных летательных аппаратов (БЛА) Ту-143 разведывательного беспилотного комплекса тактического назначения "Рейс" (ВР-3).

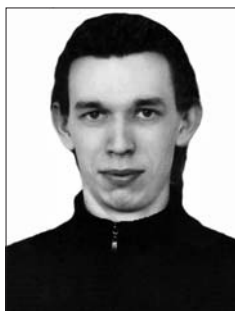
Стартовая масса БЛА Ту-143 составляет 1230 кг, посадочная — 1012 кг. Скорость полета — до 950 км/ч; дальность полета — до 360 км. Время подготовки к пуску — 15 мин, к повторному пуску — 4 ч. Ту-143 может использоваться до 5 раз. Длина Ту-143 составляет 8 м, размах крыла — 2,2 м. БЛА оснащен одним маршевым двигателем тягой 640 кгс. На старте применяется твердотопливный ускоритель типа СПРД-251.

По неофициальным данным, в период с 1976 по 1989 г. было выпущено 950 реактивных аппаратов Ту-143. Подобной серийности не имел ни один беспилотник мира. В СССР на вооружении находились до 25 эскадрилий комплексов "Рейс", в каждой из них было 12 БЛА Ту-143.

Вестник Интерфакс — АВН № 45 (372), 2008 г.



АСЛАНОВ
Владимир Степанович —
заведующий кафедрой
Самарского государствен-
ного аэрокосмического
университета им. акаде-
мика С.П. Королева,
профессор, доктор техн.
наук



ЛЕДКОВ
Александр Сергеевич —
инженер и аспирант Са-
марского государствен-
ного аэрокосмического уни-
верситета им. академика
С.П. Королева



СТРАТИЛАТОВ
Николай Ремирович —
главный конструктор —
начальник отделения
ГНПРКЦ
"ЦСКБ — Прогресс"

Влияние на вращательное движение КА тросовой системы, предназначенной для доставки груза на Землю

В.С. Асланов, А.С. Ледков, Н.Р. Стратилатов

Рассматривается движение вокруг центра масс космического аппарата (КА) с тросовой системой, предназначенной для спуска с круговой орбиты возвращаемой капсулы. Приведены дифференциальные уравнения, описывающие движение тросовой системы с учетом вращения КА относительно его центра масс. Найдены приближенные аналитические решения для амплитуды колебания КА и дополнительного ускорения, возникающего в процессе разворачивания тросовой системы. С их помощью проведен анализ влияния работы тросовой системы на угловое движение КА относительно центра масс и микрогравитационную обстановку на его борту.

V.S. Aslanov, A.S. Ledcov, N.R. Stratilatov. The Influence Of The Cable System Dedicated To Deliver Freights To The Earth On The Rotary Motion Of Spacecraft

The rotary motion about the centre of the mass of the spacecraft equipped with the cable system for downing a regained capsule from a circle orbit is discussed. Differential equations which describe the motion of the cable system are presented having regard to the rotary motion of a spacecraft about the centre of its mass. The approximate analytical solutions for spacecraft oscillation amplitude and for optional acceleration arising during expanding the cable system were obtained. These solutions have provided the analysis of the effect of the cable system on the angle motion about the centre of spacecraft mass and on the onboard micro gravitational situation.

В большинстве работ, посвященных исследованию космических тросовых систем (КТС), объектами исследований являются трос и груз, при этом космический аппарат (КА) рассматривается как материальная точка [1...4]. Такое упрощение вполне оправданно, поскольку масса аппарата существенно больше массы троса и груза, а его линейные размеры значительно меньше длины троса. При таких условиях тросовая система слабо влияет на движение центра масс КА, а движение КА относительно собственного центра масс — на положение груза.

В современной космонавтике часто используются многоцелевые КА. Для успешной реализации проводимых на борту научных и технологических экспериментов в ряде случаев требуется выполнение жестких ограничений на пространственную ориентацию КА и допустимый уровень микроускорений. В связи с этим представляется актуальной задача изучения влияния процесса разворачивания тросовой системы, предназначенной для доставки груза на Землю, на движение вокруг центра масс многоцелевого КА. При разворачивании тросовой системы на КА действует дополнительный момент от силы натяжения троса. Под действием этого момента КА может совершать колебания вокруг своего центра масс с переменными частотой и амплитудой, что в свою очередь может привести к возникновению дополнительных микроускорений и явиться серьезным препятствием для проводимых на борту КА экспериментов.

Целью настоящей статьи является построение математической модели, описывающей движение вокруг центра масс КА с тросовой системой, предназначенной для доставки груза на Землю. Рассматривается случай динамического разворачивания троса [2],

характерными особенностями которого являются большой угол отклонения троса от местной вертикали и наличие возвратного колебательного движения. При этом определяющее влияние на движение системы оказывают гравитационные и кориолисовы силы, которые лежат в плоскости орбиты КА. Движение системы КА–трос принимается плоским.

Существенным является выбор модели троса. Известны три основные модели КТС: трос моделируется как тяжелая гибкая нить с помощью уравнений в частных производных [5]; трос заменяется совокупностью N сосредоточенных точечных масс, соединенных отрезками невесомого вязкоупругого троса [2, 3]; рассматривается невесомый упругий и тонкий трос [1]. В задаче об определении конфигурации троса и положения груза, как правило, используют вторую модель. При относительно небольшом числе точечных масс она дает хорошее согласование с результатами моделирования троса как непрерывной тяжелой нити [2, 3], однако при этом требуется значительный объем вычислений. В данной задаче объектом исследования является КА в его движении относительно центра масс, поэтому воспользуемся простейшей моделью – моделью невесомого тонкого упругого троса.

Математическая модель. Рассмотрим механическую систему, показанную на рис. 1. Система состоит из КА с центром масс в точке C , троса AB и груза B . Запишем уравнение движения центра масс КА в геоцентрической системе координат и уравнение движения груза в связанной с КА системе координат S_{xy} :

$$m_C \vec{W}_C = -\vec{T} + \vec{X}_C + m_C \vec{g}_C, \quad (1)$$

$$m_B \vec{W}_B^r = \vec{T} + \vec{X}_B + m_B \vec{g}_B + \vec{\Phi}_e + \vec{\Phi}_K, \quad (2)$$

где m_C, m_B – массы КА и груза соответственно; $\vec{W}_C$ – ускорение центра масс КА; $\vec{W}_B^r$ – относительное ускорение груза, $\vec{g}_C, \vec{g}_B$ – ускорения свободного падения на высоте КА и на высоте груза соответственно; $\vec{X}_C, \vec{X}_B$ – силы аэродинамического сопротивления, действующие на КА и груз; $\vec{\Phi}_e, \vec{\Phi}_K$ – переносная и кориолисова силы инерции; T – сила натяжения троса.

Силы инерции определяются по формулам [6]

$$\vec{\Phi}_e = -m_B (\vec{W}_C + \dot{\vec{\Omega}} \times \vec{\rho}_B + \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{\rho}_B));$$

$$\vec{\Phi}_K = -2m_B \vec{\Omega} \times \dot{\vec{\rho}}_B,$$

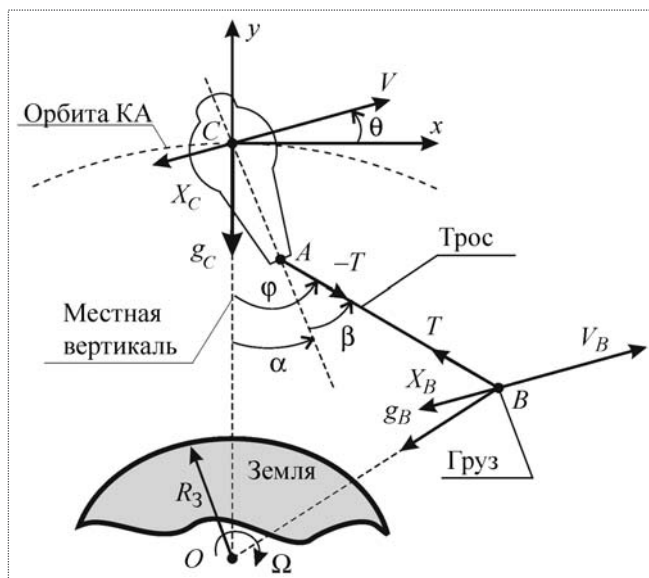


Рис. 1. Связка КА – трос – груз

где Ω – угловая скорость вращения спутника по орбите, $\Omega = V \cos \theta / r_C$; $\vec{r}_C = \vec{OC}$; $\vec{\rho}_B = \vec{CB}$.

Запишем векторное уравнение движения центра масс КА (1) в скалярном виде [7]:

$$\begin{aligned} \dot{V} &= -\frac{X_C}{m_C} - g_C \sin \theta - \frac{T}{m_C} \sin(\theta - \varphi); \\ \dot{\theta} &= \Omega - \frac{1}{V} \left(g_C \cos \theta + \frac{T}{m_C} \cos(\theta - \varphi) \right); \\ \dot{H} &= V \sin \theta; \\ \dot{L} &= \frac{R_3}{R_3 + H} V \cos \theta, \end{aligned} \quad (3)$$

где V – скорость; θ – угол наклона траектории; R_3 – радиус Земли; H, L – высота и дальность полета соответственно.

Для упрощения уравнений относительного движения груза введем ряд допущений. Будем считать, что направление вектора $\vec{g}_B$ совпадает с направлением $\vec{g}_C$, а скорости $\vec{V}, \vec{V}_B$ и силы $\vec{X}_C, \vec{X}_B$ параллельны, поскольку отклонение груза от местной вертикали мало по сравнению с расстоянием от центра масс КА до центра Земли и скорость выпуска троса мала по сравнению со скоростью движения КА. Пусть масса КА существенно превосходит массу груза, тогда $1/m_B + 1/m_C \approx 1/m_B$. Для орбиты КА, близкой к круговой с точностью до величин порядка ρ_B/r_C , можно, сгруппировав гравитационные и центробежные члены, показать, что

$$\vec{g}_B - \vec{g}_C + \vec{\Omega} \times (\vec{\Omega} \times \vec{\rho}_B) \approx \begin{pmatrix} 0 \\ 3\Omega^2 y \end{pmatrix}; \quad \dot{\Omega} \approx \frac{\dot{V} \cos \theta}{R_3} + H.$$

С учетом этих допущений запишем векторное уравнение относительного движения груза (2) в скалярном виде:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= -\frac{T}{m_B} \sin \varphi + \left(\frac{X_C}{m_C} - \frac{X_B}{m_B} \right) \cos \theta - \dot{\Omega} y - 2\Omega \dot{y}; \\ \ddot{y} &= \frac{T}{m_B} \cos \varphi + \left(\frac{X_C}{m_C} - \frac{X_B}{m_B} \right) \sin \theta + \dot{\Omega} x + 3\Omega^2 y + 2\Omega \dot{x}. \end{aligned} \quad (4)$$

В системе (4) перейдем к новым переменным ρ, φ с помощью замены

$$\begin{aligned} x &= \rho \sin \varphi + \Delta \sin \alpha; \\ y &= -\rho \cos \varphi - \Delta \cos \alpha, \end{aligned}$$

где ρ – длина троса, $\rho = AB$; φ – угол отклонения троса от вертикали; $\Delta = CA$ (см. рис. 1). Тогда уравнения, описывающие движение груза с учетом движения КА вокруг центра масс в переменных ρ, φ , примут вид

$$\begin{aligned} \ddot{\rho} &= -2\Omega \rho \dot{\varphi} - \frac{T}{m_B} + \left(\frac{X_C}{m_C} - \frac{X_B}{m_B} \right) \sin(\varphi - \theta) + 3\Omega^2 \rho \cos^2 \varphi + \rho \dot{\varphi}^2 + \\ &+ \Delta((\ddot{\alpha} - \dot{\Omega}) \sin(\alpha - \varphi) + (\dot{\alpha}^2 - 2\dot{\alpha}\Omega) \cos(\alpha - \varphi) + 3\Omega^2 \cos \alpha \cos \varphi); \\ \ddot{\varphi} &= 2\Omega \frac{\dot{\rho}}{\rho} + \dot{\Omega} + \frac{1}{\rho} \left(\frac{X_C}{m_C} - \frac{X_B}{m_B} \right) \cos(\varphi - \theta) - 3\Omega^2 \cos \varphi \sin \varphi - 2\dot{\varphi} \frac{\dot{\rho}}{\rho} + \\ &+ \frac{\Delta}{\rho} ((\dot{\Omega} - \ddot{\alpha}) \cos(\alpha - \varphi) + (\dot{\alpha}^2 - 2\dot{\alpha}\Omega) \sin(\alpha - \varphi) - 3\Omega^2 \cos \alpha \sin \varphi). \end{aligned} \quad (5)$$

Если считать, что линейные размеры КА существенно меньше длины троса ($\Delta/\rho \rightarrow 0$), то уравнения движения (5) можно упростить:

$$\begin{aligned} \ddot{\rho} &= -2\Omega \rho \dot{\varphi} - \frac{T}{m_B} + \left(\frac{X_C}{m_C} - \frac{X_B}{m_B} \right) \sin(\varphi - \theta) + 3\Omega^2 \rho \cos^2 \varphi + \rho \dot{\varphi}^2; \\ \ddot{\varphi} &= 2\Omega \frac{\dot{\rho}}{\rho} + \dot{\Omega} + \frac{1}{\rho} \left(\frac{X_C}{m_C} - \frac{X_B}{m_B} \right) \cos(\varphi - \theta) - 3\Omega^2 \cos \varphi \sin \varphi - 2\dot{\varphi} \frac{\dot{\rho}}{\rho}. \end{aligned} \quad (6)$$

Для вывода уравнения, описывающего движение КА относительно его центра масс, воспользуемся теоремой об изменении кинетического момента [6] в проекции на ось Cz , перпендикулярную к плоскости движения Sxy (см. рис. 1):

$$\dot{K}_z = M_T + M_G, \quad (7)$$

где K_z – кинетический момент КА относительно оси Cz , $K_z = J_z (\dot{\alpha} - \Omega)$; M_T – момент силы натяжения троса; M_G – гравитационный момент [8].

Для орбиты КА, близкой к круговой ($\Omega = \text{const}$), уравнение (7) примет вид

$$J_z \ddot{\alpha} = T \Delta \sin(\varphi - \alpha) + 3n^2 (J_x - J_y) \sin \alpha \cos \alpha. \quad (8)$$

Здесь J_x, J_y, J_z – главные компоненты тензора инерции КА;

$$n = \sqrt{\gamma M / (R_3 + H)^3},$$

где γ – универсальная гравитационная постоянная; M – масса Земли.

Окончательно уравнение движения КА относительно центра масс под действием момента силы натяжения троса и гравитационного момента можно записать следующим образом:

$$\ddot{\alpha} = \omega^2 \sin(\varphi - \alpha) + \kappa \sin 2\alpha, \quad (9)$$

где $\omega^2 = T(t)\Delta/J_z$; $\kappa = \frac{3}{2}n^2 (J_x - J_y)/J_z$.

Уравнения (3), (6) и (9) описывают движение тросовой системы с учетом вращения КА относительно его центра масс.

Приближенное аналитическое решение. Будем рассматривать случай, когда момент силы натяжения троса существенно превышает гравитационный момент, т.е. выполняется условие

$$\omega^2 \gg |\kappa|. \quad (10)$$

Введем вектор $z = \{V, \theta, H, L, \varphi, \rho, \dot{\varphi}, \dot{\rho}\}$, который определяет параметры движения центра масс КА, а также угол отклонения, длину троса и их производные. Пусть компоненты этого вектора меняются медленно:

$$\dot{z} = O(\varepsilon), \quad (11)$$

где ε – малый параметр.

При выполнении условий (10) и (11) система уравнений (3), (6), (9) сводится к возмущенной системе с одной быстроменяющейся переменной

$$\begin{aligned} \ddot{\alpha} + \omega(z)^2 \sin(\alpha - \varphi) &= \varepsilon \Phi_\alpha(z, \alpha); \\ \dot{z} &= \varepsilon \Phi_z(z), \end{aligned} \quad (12)$$

где $\varepsilon \Phi_\alpha(z, \alpha) = \kappa(z) \sin 2\alpha$; $\varepsilon \Phi_z(z)$ – правые части уравнений (3), (6).

Уравнения для медленной переменной z в системе (12) не содержат переменной α и могут интегрироваться отдельно.

Сделаем замену переменных $\beta = \varphi - \alpha$ в возмущенной системе (12):

$$\begin{aligned}\ddot{\beta} + \omega^2(z) \sin \beta &= \varepsilon \Phi_\beta(z, \beta); \\ \dot{z} &= \varepsilon \Phi_z(z),\end{aligned}\quad (13)$$

где

$$\varepsilon \Phi_\beta(z, \beta) = \ddot{\varphi} - \kappa(z) \sin(2\varphi - 2\beta). \quad (14)$$

В первом уравнении системы (13) слагаемое $\omega^2(z) \sin \beta$ представляет собой с точностью до множителя восстанавливающий момент от силы натяжения троса. В уравнении (14) первое слагаемое обусловлено неравномерностью отклонения троса от местной вертикали, а второе слагаемое — гравитационным моментом, действующим на КА.

Угол $\beta = \varphi - \alpha$ представляет собой угол отклонения продольной оси КА от линии действия силы натяжения троса. Будем считать, что на протяжении всего времени движения угол β мал, тогда система (13) примет вид

$$\begin{aligned}\ddot{\beta} + \omega^2(z) \beta &= \varepsilon \Phi_\beta(z, \beta); \\ \dot{z} &= \varepsilon \Phi_z(z).\end{aligned}\quad (15)$$

При $\varepsilon = 0$ возмущенная система (15) сводится к одному уравнению невозмущенного движения

$$\ddot{\beta} + \omega^2 \beta = 0, \quad (16)$$

где $\omega = \text{const.}$

Следуя методу Ван-дер-Поля [9], запишем решение уравнения (16) в виде

$$\beta = \xi \cos \eta \quad (17)$$

и, учитывая, что $\eta = \omega t + \eta_0$, продифференцируем его по времени t :

$$\dot{\beta} = -\xi \omega \sin \eta. \quad (18)$$

С помощью (17) и (18) заменим первое уравнение второго порядка в возмущенной системе (15) на два уравнения первого порядка для переменных амплитуда—фаза (ξ, η):

$$\begin{aligned}\dot{\xi} &= -\frac{1}{\omega(z)} (\varepsilon \Phi_\beta(z, \xi \cos \eta) \sin \eta + \dot{\omega}(z) \xi \sin^2 \eta); \\ \dot{\eta} &= \omega(z) - \frac{1}{\omega(z)} \left(\frac{\varepsilon \Phi_\beta(z, \xi \cos \eta)}{\xi} \cos \eta + \dot{\omega}(z) \sin \eta \cos \eta \right),\end{aligned}\quad (19)$$

$$\text{где } \dot{\omega}(z) = \frac{d\omega}{dt} = \sum_z \frac{\partial \omega}{\partial z} \dot{z} = \varepsilon \sum_z \frac{\partial \omega}{\partial z} \Phi_z(z).$$

Правые части уравнений системы (19) имеют порядок малости $O(\varepsilon)$ и являются 2π -периодическими функциями быстрой переменной — фазы η . Усредняя их по этой переменной, получим укороченные уравнения

$$\begin{aligned}\dot{\xi} &= -\frac{\dot{\omega}(z) \xi}{2\omega(z)}, \\ \dot{\eta} &= \omega - \frac{1}{2\pi \xi \omega(z)} \int_0^{2\pi} \varepsilon \Phi_\beta(z, \xi \cos \eta) \cos \eta d\eta.\end{aligned}\quad (20)$$

Усредненные уравнения (20) не содержат высокочастотных составляющих, поэтому их численное интегрирование может проводиться с большим шагом.

Перейдем к построению приближенного аналитического решения. Для возмущенной системы (15) интеграл действия является адиабатическим инвариантом [9]:

$$I = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \omega \xi^2 \sin^2 \eta d\eta = \frac{\omega(z) \xi^2}{2} = \text{const.} \quad (21)$$

В некоторый момент времени $t = t_0$ значение интеграла (21) будет определяться выражением

$$I_0 = \frac{\omega_0 \xi_0^2}{2}, \quad (22)$$

где $\omega_0 = \sqrt{T_0 \Delta / J_z}$; $T_0 = T(t_0)$; ξ_0 — значение амплитуды угла β в момент $t = t_0$.

Из (21) с учетом (22) имеем в явном виде аналитическое выражение для амплитуды угла отклонения продольной оси КА от линии действия силы натяжения троса:

$$\xi(t) = \sqrt{\frac{2I_0}{\omega(z(t))}} = \left(\frac{4I_0^2 J_z}{T(t) \Delta} \right)^{1/4},$$

или

$$\xi(t) = \xi_0 \left(\frac{T_0}{T(t)} \right)^{1/4}. \quad (23)$$

Перегрузки. В процессе развертывания тросовой системы на борту космического аппарата возникают дополнительные нормальные и касательные ускорения

$$W_n = \dot{\alpha}^2 r; \quad W_\tau = \ddot{\alpha} r,$$

где r — расстояние от центра масс КА до точки, в которой определяются дополнительные ускорения. Переходя к переменной $\beta = \varphi - \alpha$ и учитывая (14) и (15), с точностью до величин $O(\varepsilon)$ получим

$$W_n = (\dot{\varphi} - \dot{\beta})^2 r; \quad W_\tau = (\kappa \sin(2\varphi - 2\beta) + \omega^2 \beta) r.$$

Тогда дополнительное ускорение будет определяться выражением

$$W = \sqrt{W_n^2 + W_\tau^2} = r \sqrt{(\dot{\varphi} - \dot{\beta})^4 + (\kappa \sin(2\varphi - 2\beta) + \omega^2 \beta)^2}.$$

В случае выполнения условий (10) и (11) величины $\dot{\varphi}$ и $\kappa \sin(2\varphi - 2\beta)$ малы по сравнению с $\dot{\beta}$ и $\omega^2 \beta$ соответственно, поэтому можно записать

$$W_n \approx \dot{\beta}^2 r; \quad W_\tau \approx \omega^2 \beta r.$$

Переходя в этих формулах с помощью замены (17) и (18) к переменным амплитуда—фаза, получим следующее выражение для дополнительного ускорения:

$$W = \xi \omega^2 r \sqrt{\xi^2 \sin^4 \eta + \cos^2 \eta}. \quad (24)$$

Ранее предполагалось, что угол отклонения оси КА от линии действия силы натяжения троса β мал, а следовательно, мала и амплитуда ξ . Можно показать, что при $\xi \leq 1$ π -периодическая функция $f(\eta) = \sqrt{\xi^2 \sin^4 \eta + \cos^2 \eta}$ фазы η достигает максимального значения $f_{\max} = 1$, поэтому максимальное значение дополнительной перегрузки

$$W_{\max}(t) = \xi(t) \omega(t)^2 r.$$

Подставим в это выражение приближенное решение для амплитуды (23) и получим аналитическую зависимость для максимальной дополнительной перегрузки, вызванной развертыванием тросовой системы,

$$W_{\max}(t) = \frac{\xi_0 \Delta r}{J_z} \sqrt[4]{T(t)^3 T_0}. \quad (25)$$

При выполнении условий (10) и (11) формула (25) дает оценку максимального дополнительного ускорения. При этом не требуется проведения численного интегрирования исходной (15) или укороченной (20) системы уравнений движения.

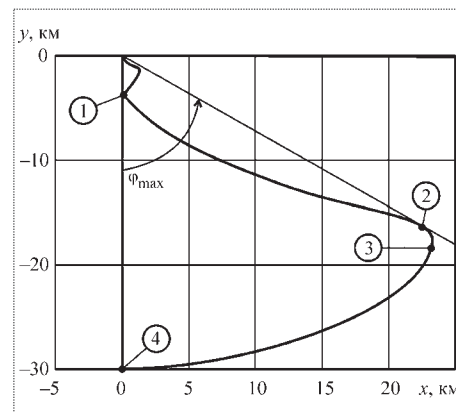
Моделирование движения. Рассмотрим развертывание тросовой системы, имеющей следующие параметры: длина троса $L_T = 3 \cdot 10^4$ м; $J_x = 10^3$ кг·м²; $J_y = J_z = 10^4$ кг·м²; $m_C = 6000$ кг; $m_B = 15$ кг; $\Delta = 2$ м; $V_0 = 7,7 \cdot 10^3$ м/с; $\theta_0 = 0,15^\circ$; $H_0 = 2,8 \cdot 10^5$ м; $x_0 = 0$; $y_0 = 4$ м; $\dot{x}_0 = 0$; $\dot{y}_0 = 2,5$ м/с; $\alpha_0 = 0$; $\dot{\alpha}_0 = 0$. Считаем, что развертывание троса проводится по описанной в работе [2] схеме, которая состоит из трех фаз (см. рис. 2 и 3): медленного развертывания (до точки 1); быстрого развертывания, приводящего к отклонению троса от местной вертикали в направлении полета (до точки 3), и возвратного колебательного движения троса (до точки 4). Точка 2 соответствует максимальному углу отклонения троса от вертикали. На рис. 2 и 3 показаны траектория движения груза в связанной с КА системе координат S_{xy} и угол φ как функция времени.

Описанная схема развертывания обеспечивается силой натяжения троса T , зависимость которой от времени t показана на рис. 4.

Зависимости, приведенные на рис. 2 и 3, могут быть получены путем численного интегрирования системы уравнений (3) и (6) с использованием в качестве закона управления силой натяжения троса зависимости, представленной на рис. 4. Полученные в результате численного интегрирования системы (13) графики для углов $\beta = \beta(t)$ и $\alpha(t) = \varphi(t) - \beta(t)$ показаны на рис. 5 и 6.

На рис. 5 весь процесс развертывания тросовой системы условно разделен на три участка. На участке I сила натяжения, а значит, и частота ω невелики. Значитель-

Рис. 2. Траектория движения груза в системе координат S_{xy}



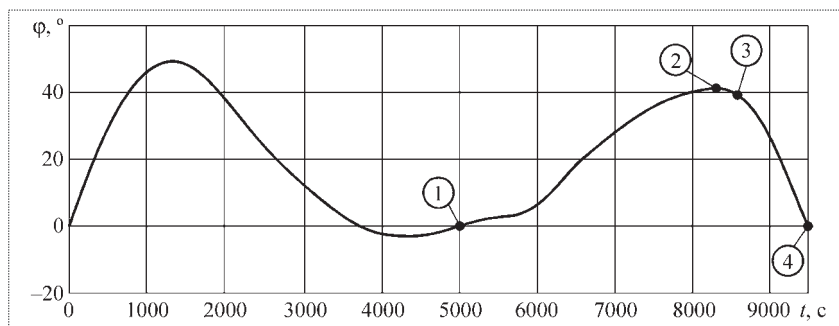
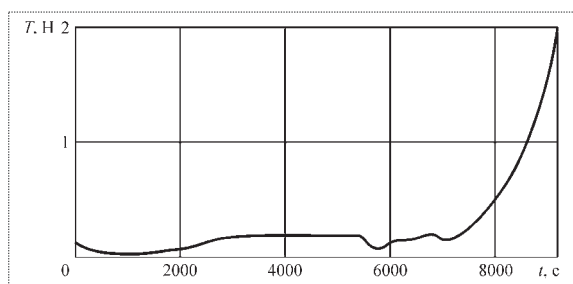
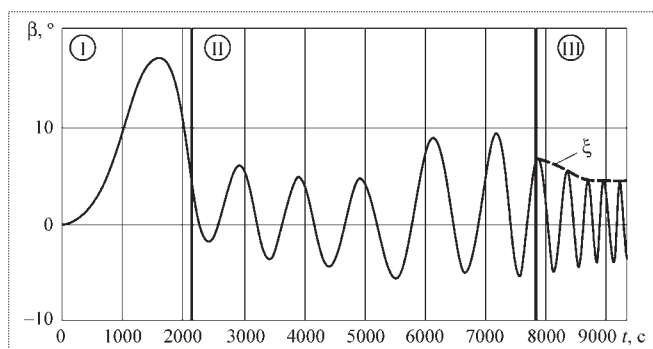
Рис. 3. Зависимость угла отклонения троса φ от времени

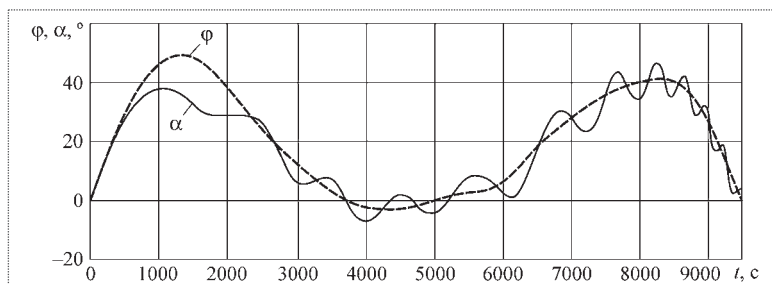
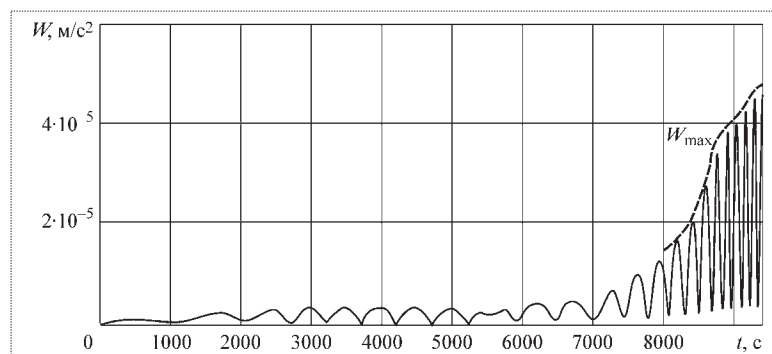
Рис. 4. Закон управления силой натяжения троса

ное влияние на движение КА оказывает гравитационный момент. На участке II влияние гравитационного момента невелико по сравнению с влиянием восстанавливающего момента от силы натяжения троса, однако оно все еще не позволяет применять приближенное аналитическое решение (23), поскольку не выполняется условие (10). На участке III восстанавливающий момент является преобладающим по сравнению с другими факторами, причем настолько, что $\omega^2 \gg |\kappa|, |\ddot{\varphi}|$ и выполняются условия (10) и (11). В этом случае для анализа движения КА можно воспользоваться приближен-

Рис. 5. Зависимость угла β и амплитуды ξ от времени

ными формулами (23) и (25) для оценки амплитуды колебания КА и дополнительного ускорения.

Перейдем к оценке дополнительного ускорения. На рис. 7 показана зависимость ускорения от времени для точки, находящейся на расстоянии $r = 1$ м от центра масс КА. Очевидно, что максимальные дополнительные ускорения наблюдаются на завершающем этапе движения системы, когда сила натяжения троса имеет наибольшее значение.

Рис. 6. Зависимость углов α и φ от времениРис. 7. Дополнительное ускорение W

При этом приближенная формула (23) дает хорошее совпадение с точным результатом.

В проведенных расчетах предполагалось, что КА совершает свободное движение относительно своего центра масс с момента начала разворачивания тросовой системы. Предположим, что на борту космического аппарата установлена система управления движением (СУД), позволяющая ориентировать его по местной вертикали, т.е. обеспечивать $\alpha = 0$. На рис. 8 показано поведение КА при отказе СУД в момент времени, когда груз находится в точке 2 (см. рис. 2). В этом случае дополнительные ускорения на порядок превышают ускорения, возникающие при свободном движении КА (рис. 9). Следовательно, при вероятном

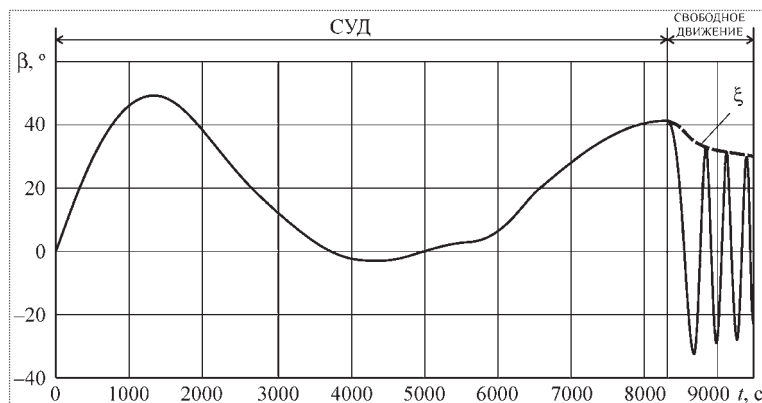


Рис. 8. Зависимость угла β и амплитуды ξ от времени при отказе СУД

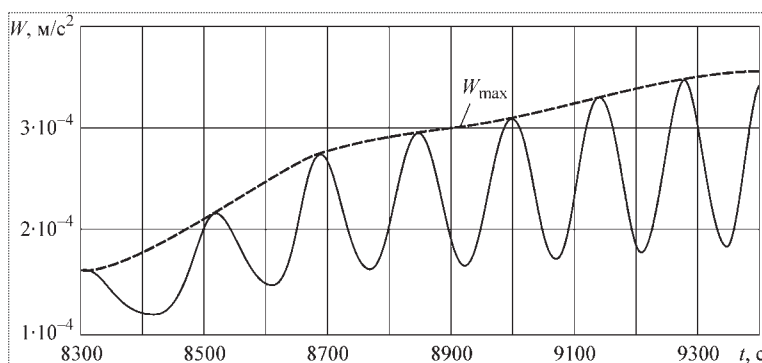


Рис. 9. Дополнительное ускорение W в случае отказа СУД

отказе системы ориентации для обеспечения минимальных дополнительных перегрузок ее лучше не использовать, позволив КА совершать свободные колебания.

Таким образом, получены дифференциальные уравнения (3), (6) и (9), описывающие движение тросо-

вой системы с учетом вращения КА относительно его центра масс. Найдены приближенные аналитические решения для амплитуды колебания КА и дополнительного ускорения, на основе которых проведен анализ влияния работы тросовой системы на угловое движение космического аппарата относительно центра масс и микрогравитационную обстановку на его борту.

Список литературы

1. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990.
2. Zimmermann F., Schöttle U.M., Messerschmid E. Optimization of the tether-assisted return mission of a guided re-entry capsule // *Aerospace Science and Technology*. № 9. 2005.
3. Дигнат Ф., Шилев В. Управление колебаниями орбитальной тросовой системы // *Прикладная математика и механика*. Т. 64. Вып. 5. 2000.
4. Сидоров И.М. Об использовании тросовых систем для создания постоянно действующего транспортного канала в космическом пространстве // *Полет*. 2000. № 8.
5. Меркин Д.Р. Введение в механику гибкой нити. М.: Наука, 1980.
6. Маркеев А.П. Теоретическая механика. Ижевск, НИЦ "Регулярная и хаотическая динамика", 2001.
7. Основы теории полета космических аппаратов / под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972.
8. Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965.
9. Моисеев Н.Н. Асимптотические методы нелинейной механики. М.: Наука, 1969.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (№ 06-01-00355а).

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. Мымрина, Д.Я. Чернис

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

Сдано в набор 27.10.08. Подписано в печать 25.12.08. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,05. Зак. 10. Свободная цена.

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

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