



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Журнал выходит ежемесячно

Выпускается с августа 1998 г.

Г.В. НОВОЖИЛОВ –

Главный редактор (авиация)

А.С. КОРОТЕЕВ –

Главный редактор (ракетная техника и космонавтика)

Л.А. ГИЛЬБЕРГ –

зам. Главного редактора

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

Ответственные секретари журнала

И.Н. МЫМРИНА
Д.Я. ЧЕРНИС

Редактор-организатор
О.С. РОДЗЕВИЧ

Представители журнала:

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

СОДЕРЖАНИЕ

Циблиев В.В. Повышение эффективности деятельности космонавтов и их подготовки к выполнению научных исследований на МКС	3
Карасёв А.Г. Влияние линейных размеров истребителя на его эффективность в ближнем воздушном бою	8
Соколянский В.П., Долгополов А.А., Юдин Е.Г., Захарченко Ю.А., Брагазин В.Ф., Мерзликин Ю.Ю. Выбор проектных параметров шасси на воздушной подушке для самолетов внеаэродромного базирования	13
Назирев Р.Р., Сидоров И.М., Фролов В.А. Тросовые системы для межпланетных перелетов	21
Меньшиков В.А., Букрин В.В., Поляков С.А., Фирсанов А.В. Эксплуатация объектов наземной космической инфраструктуры за пределами назначенных показателей ресурса	27
Куприков М.Ю., Федотов О.А. Проблемы создания программного обеспечения для автоматизации проектирования сборочной оснастки в авиастроении	32
Коротеев Д.А. О воздействии плазменных образований на ударные волны	36
Рождественская К.С., Силюянова М.В. Информационное обеспечение для функционально-стоимостного анализа и управления производством авиационных двигателей	43
Улыбышев Ю.П. Концепция множеств псевдоимпульсов для оптимизации траекторий космических аппаратов	52

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

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

Адрес редакции: 107076, Москва, Стромынский пер., 4

Телефоны: 269-48-96; 268-49-69; 268-33-39

Факс: 269-48-97; 268-33-39

Адрес электронной почты: polet@mashin.ru

Адрес в интернете: <http://www.mashin.ru>



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

The journal is issued monthly

Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

V.V. ALAVERDOV
A.P. ALEKSANDROV
V.G. DMITRIYEV
A.N. ZELIN
B.I. KATORGIN
P.I. KLIMUK
Yu.N. KOPTEV
A.A. LEONOV
V.A. LOPOTA
A.M. MATVEYENKO
S.V. MIKHEYEV
N.F. MOISEEV
F.N. MYASNIKOV
B.V. OBNOSOV
A.N. PERMINOV
M.A. POGOSYAN
G.M. POLISHCHUK
O.N. RUMYANTSEVA
G.I. SEVERIN
M.P. SIMONOV
V.V. TERESHKOVA
I.B. FEDOROV
E.A. FEDOSOV
S.L. CHERNYSHEV

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

O.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

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

CONTENTS

Tsybliev V.V. How To Improve Efficiency Of Cosmonauts' Training And Scientific Research Performance At ISS?	3
Karasev A.G. The Influence Of Liner Sizes Of Fighter On Its Efficiency In Near Dogfight	8
Sokoliansky V.P., Dolgoplov A.A., Yudin E.G., Zakharchenko Yu.A., Bragazin V.F., Merzlikin Yu.Yu. Selection Of Specifications Of Air-Cushion Landing Gear For Off-Aerodrome Aircraft	13
Nazirov R.R., Sidorov I.M., Frolov V.A. Rope Systems In Interplanetary Flights	21
Menshikov V.A., Bukrin V.V., Poliakov S.A., Firsanov A.V. Operation Of Ground-Based Elements Of Space Systems Beyond Guaranteed Service Life	27
Kuprikov M.Yu., Fedotov O.A. Problems Of Software Development For Automated Design Engineering Of Assembly Tooling In Aircraft Building	32
Koroteyev D.A. On Effect Of Plasma Oscillations On Shock Waves	36
Rozhdestvenskaya K.S., Siluyanov M.V. Data Support For Cost-Effectiveness Analysis And Production Management In Air Engine Building	43
Ulybyshev Yu.P. Concept Of Pseudo-impulse Sets For Spacecraft Trajectory Optimization	52

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

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

Representatives of the journal:

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

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

УДК 629.7

Повышение эффективности деятельности космонавтов и их подготовки к выполнению научных исследований на МКС

В.В. Циблиев



ЦИБЛИЕВ
Василий Васильевич —
начальник РГНИИЦПК
им. Ю.А. Гагарина,
генерал-лейтенант,
летчик-космонавт
Российской Федерации,
Герой Российской
Федерации, доцент,
кандидат техн. наук

В статье рассматриваются вопросы, связанные с повышением эффективности деятельности космонавтов при реализации национальной программы научно-прикладных исследований и экспериментов на Международной космической станции (МКС). Приводятся основные направления и объемы этих исследований, факторы, влияющие на их эффективность, и основные проблемы, возникающие при выполнении программы и подготовке космонавтов к деятельности в рамках этой программы.

V.V. Tsybliev. How To Improve Efficiency Of Cosmonauts' Training And Scientific Research Performance At ISS?

The article scrutinizes ways to improve the effectiveness of cosmonauts' operations in the framework of the national program of scientific and practical research and experiments at the International Space Station. It presents main approaches, describes the researches, defines main factors influencing their effectiveness, and points out problems arising during program implementation and training of cosmonauts for this particular application.

В настоящее время повышение эффективности использования результатов космической деятельности включено в число приоритетных направлений развития науки, техники и технологий в Российской Федерации.

Как известно, основной целью создания Российского сегмента Международной космической станции (РС МКС) является выполнение национальной программы научно-прикладных исследований и экспериментов (НПИ) в интересах развития науки, техники и экономики России на базе созданной на околоземной орбите пилотируемой космической лаборатории в составе МКС. Однако анализ распределения полетного времени на РС МКС показывает, что в настоящее время непосредственно на выполнение программы НПИ в среднем затрачивается до 10 % от рабочего времени экипажа (рис. 1). Увеличение этой доли является непре-



Рис. 1. Среднее распределение рабочего времени экипажей МКС



Рис. 2. Распределение количества экспериментов по направлениям исследований в Долгосрочной программе НПИ на РС МКС, %

менным условием как совершенствования процесса эксплуатации МКС, так и создания (развития) функционирующих на околоземной орбите космических лабораторий. Поэтому исключительно важное значение имеют выявление проблем и определение путей повышения эффективности деятельности космонавтов и их подготовки к выполнению программы научных исследований и экспериментов.

В настоящее время проведение научных исследований и экспериментов на РС МКС осуществляется в соответствии с Долгосрочной программой научно-прикладных исследований и экспериментов, планируемых на РС МКС (рис. 2). Программа включает 11 основных направлений. Кроме того, на РС МКС предусматривается выполнение контрактных работ и экспериментов. Представленные данные об объеме программы НПИ свидетельствуют о том, что наибольшее количество исследований и экспериментов запланировано по медико-биологическому направлению, космической биотехнологии, техническим исследованиям и экспериментам и геофизическим исследованиям (около 63 %). Следует отметить, что за период с 2000 г. по настоящее время на РС МКС было развернуто выполнение более 240 экспериментов.

В отличие от начального периода полетов на МКС, когда основное внимание уделялось развертыванию станции и ее сборке, в последнее время все большее внимание уделяется реализации программы НПИ. Анализ распределения экспериментов по экспедициям МКС в целом свидетельствует о положительной тенденции роста количества выполняемых экспериментов по мере возрастания порядкового номера экспедиции (рис. 3). В настоящее время число выполняемых экспедициями экспериментов увеличилось по сравнению с началом полета МКС в среднем в 3 раза. Во время находящейся сейчас на борту МКС экспедиции МКС-16 планируется выполнение 48 экспери-

ментов по российской программе исследований. Вместе с тем, программа НПИ на РС МКС все еще не достигла уровня исследований, проводившихся на орбитальном комплексе "Мир".

На эффективность выполнения НПИ оказывают влияние многие факторы. Основными из них являются:

- качество организационно-методического и нормативно-технического обеспечения, регламентирующего реализацию программы НПИ;

- качество планирования экспериментов, управления полетом и его обеспечения;

- эксплуатационно-технические характеристики служебных бортовых систем и научной аппаратуры (приспособленность аппаратуры и оборудования, рабочего места и т.п.);

- уровень подготовленности экипажей к выполнению программы НПИ.

Как видно, вклад подготовки космонавтов в выполнение программы НПИ не является определяющим, тем не менее такая подготовка должна осуществляться с максимально высоким качеством.

Организация данного вида профессиональной деятельности космонавтов и подготовка к ней определяются следующими нормативными документами:

- Положение о РГНИИЦПК;

- Положение о порядке создания, производства и эксплуатации (применения) космических комплексов (Положение РК 98 КТ);

- ГОСТ Р 52017–2003 "Аппараты космические. Порядок подготовки и проведения космического эксперимента";

- Положение о космонавтах РФ;

- Руководство по подготовке космонавтов в РФ;

- Долгосрочная программа научно-прикладных исследований и экспериментов, планируемых на РС МКС;

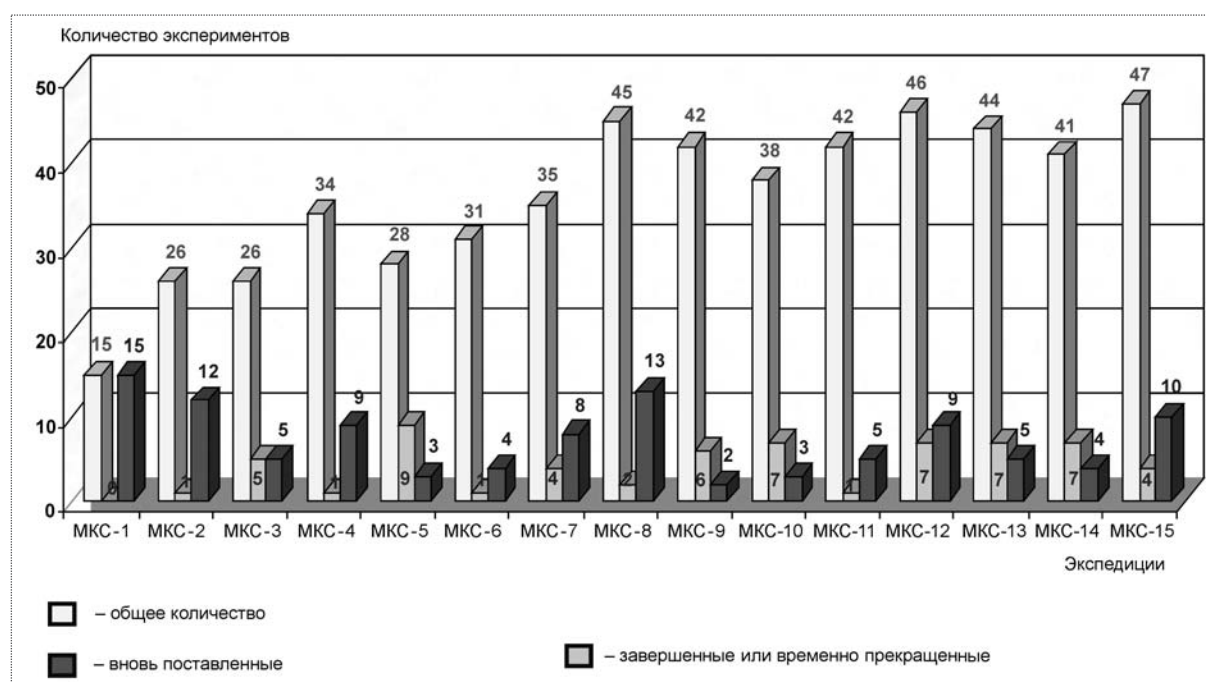


Рис. 3. Количество экспериментов в экспедициях МКС

Программа реализации научно-прикладных исследований, планируемых в период экспедиций МКС;

Исходные данные (ТЗ) на подготовку экипажей МКС;

Программа подготовки космонавтов; методические документы по подготовке (методики, пособия и др.);

международные соглашения и документы.

Анализ этих нормативных документов показывает, что неукоснительное выполнение их требований обуславливает достаточную управляемость деятельностью экипажей и процессом их подготовки по программам НПИ, а цели полета делает вполне достижимыми.

Следует отметить, что подготовка космонавтов по НПИ на РС МКС в целом позволила успешно выполнить российские и международные научные программы в период основных экспедиций МКС-1...МКС-15 и экспедиций посещения ЭП-1...ЭП-13. Вместе с тем, в реализации программы НПИ на борту МКС, в организации процесса подготовки космонавтов, в том числе по вопросам взаимодействия с партнерами, а также в создании средств теоретической и технической подготовки космонавтов по НПИ существует немало проблем.

Так, анализ имевших место нештатных ситуаций, а также недостатков и замечаний, связанных с выполнением программы НПИ на РС МКС, позволяет сделать вывод о их повторяемости как во время полета конкрет-

ной экспедиции, так и в последующих экспедициях МКС. Такая повторяемость может свидетельствовать об отсутствии должного учета участниками космических экспериментов предшествующего опыта и результатов ранее выполненных космических полетов.

Нештатные ситуации, недостатки и замечания, неединичного характера, которые могут иметь место в полетах последующих экспедиций, а также мероприятия по их предотвращению должны тщательно анализироваться. Причем этот анализ должен проводиться систематически с учетом результатов каждого выполненного полета. Представляется целесообразной разработка по данным такого анализа и использование участниками космических экспериментов Требований по НПИ – периодически обновляемого рабочего нормативного документа, системно регламентирующего различные аспекты, связанные с реализацией программы НПИ. Эти требования должны включать 14 групп:

создание научной аппаратуры;

выбор материалов и веществ для использования в научной аппаратуре, порядок допуска их на борт пилотируемого космического аппарата (ПКА);

компоновка научной аппаратуры и ее оснащение;

конструкция научной аппаратуры и конструктивные решения ПКА для проведения работ с научной аппаратурой;

доставка научной аппаратуры на борт МКС;

размещение научной аппаратуры;
планирование работ по выполнению экспериментов и исследований;

подготовка космонавтов к выполнению экспериментов и исследований (с учетом анализа выполнения работ предыдущими экспедициями);

информационное обеспечение экипажа при выполнении экспериментов и исследований;

работа экипажа с научной аппаратурой, выполнение экспериментов и исследований;

взаимодействие экипажа с центром управления полетом (ЦУП) при выполнении экспериментов и исследований;

контроль функционирования научной аппаратуры;
возвращение научной аппаратуры и результатов экспериментов и исследований на Землю;

средства обеспечения безопасности экипажа при проведении работ с научной аппаратурой и при выполнении экспериментов и исследований.

Основные проблемы, с которыми приходится сталкиваться при выполнении программы НПИ на борту МКС и подготовке космонавтов, могут быть сведены в следующие группы.

1. Проблемы управления планированием и проведением НПИ:

недостатки учета ЦУПом реального расположения (нахождения) научной аппаратуры, приборов, инструмента и оборудования на борту станции;

нерегулярное информирование экипажа о результатах выполненных им исследований и экспериментов;

отсутствие методики системного учета требований по обеспечению оптимальных условий выполнения экспериментов на борту станции (в отношении организации рабочего места, выбора мест размещения научной аппаратуры и оборудования);

недостаточность отводимого (планируемого) ЦУПом времени на поиск оборудования, подготовку рабочего места и проведение экспериментов, которые выполняются впервые или с интервалом больше одного месяца.

2. Проблемы организации деятельности экипажа при выполнении программы НПИ:

трудности (невозможность) доступа к используемому в процессе НПИ оборудованию;

загроможденность станции (рабочих зон) грузами и оборудованием, упаковкой и защитными материалами доставленной аппаратуры;

недостатки в организации ведения и использования базы данных системы учета и инвентаризации как экипажем, так и ЦУПом;

несоответствие планируемых ЦУПом и реальных затрат времени экипажа на подготовку и выполнение научных экспериментов на борту МКС.

3. Конструктивные и эргономические недостатки научной аппаратуры и оборудования, их низкие эксплуатационно-технические характеристики:

создание поставляемой на борт уникальной научной аппаратуры и оборудования зачастую как экспериментальных установок (без особой заботы о соблюдении норм технической эстетики);

невысокая надежность функционирования и недостаточная ремонтпригодность научной аппаратуры;

отсутствие в ряде случаев в зоне выполнения работ средств фиксации оборудования, членов экипажа и бортовой документации; трудности считывания и регистрации информации и т.п.

4. Недостатки информационного обеспечения НПИ:

неустранение недостатков и ошибок в поставляемой на МКС бортовой документации, выявленных в процессе полетов предыдущих экспедиций, а также в процессе подготовки экипажей к полету;

отсутствие единой (стандартной) структуры радиogramм по выполнению научных экспериментов;

излишняя детализация сведений в радиogramмах по выполнению научных экспериментов;

дублирование в радиogramмах по выполнению научных экспериментов информации, содержащейся в бортовой документации;

отсылки в радиogramмах по выполнению научных экспериментов к другим источникам информации, находящимся на борту станции;

отсутствие в отдельных радиogramмах акцента на целях и особенностях выполнения конкретного этапа эксперимента;

частые случаи отсутствия в бортовой документации и радиogramмах наглядных описаний процедур сборки научной аппаратуры, ее размещения и прокладки кабелей (схем, рисунков, фотографий);

отсутствие необходимых обозначений, маркировок и т.п.

5. Недостатки организации и обеспечения подготовки космонавтов:

недостаточно высокая дисциплина выполнения положений ГОСТ Р 52017–2003 "Аппараты космические. Порядок подготовки и проведения космического эксперимента" в отношении согласования конструкторской, эксплуатационной и полетной документации и их поставки для использования при организации подготовки космонавтов;

нарушения сроков поставки "Исходных данных на подготовку экипажей..." для конкретной экспедиции МКС по программе НПИ, отсутствие в указанных исходных данных конкретных требований к знаниям, навыкам и умениям членов экипажа по выполняемым экспериментам;

невыполнение постановщиками космических экспериментов и разработчиками научной аппаратуры требований о необходимости создания и поставки тренажерных комплектов научной аппаратуры (выпускаются, как правило, два комплекта — летный и технологический, которые же и используются для подготовки космонавтов).

Значительную роль в решении вопросов повышения эффективности реализации программы НПИ на РС МКС играют анализ и обобщение результатов ее выполнения экспедициями МКС, выявление недостатков, разработка мер по их устранению с указанием сроков и ответственности.

Основные направления повышения эффективности реализации программы НПИ на РС МКС:

совершенствование отбора и профессиональной подготовки космонавтов как исследователей;

высвобождение полетного времени на НПИ за счет сокращения временных ресурсов на эксплуатацию и техническое обслуживание служебных бортовых систем (улучшения их эксплуатационно-технических характеристик);

повышение материальной заинтересованности космонавтов в максимальном использовании всех имеющихся резервов полетного времени на выполнение программы НПИ;

повышение уровня организации управления полетом и деятельностью космонавтов;

повышение качества информационного обеспечения деятельности экипажа.

Целевая отдача от использования МКС, безусловно, возрастет при увеличении численности экипажа основной экспедиции МКС (до 6 человек), а

также при дооснащении станции новыми исследовательскими (лабораторными) и энергетическими модулями. Дооснащение МКС указанными модулями, соответствующее увеличение удельного веса НПИ в циклограмме работ на МКС, а также поставка новых наукоемких космических экспериментов обуславливают повышение роли космонавта как "интегрирующего звена" исследований, активного участника постановки и проведения космических экспериментов, разработки соответствующей бортовой документации, а также обсуждения хода экспериментов и их результатов. В этой связи очевидна необходимость совершенствования профессиональной подготовки космонавтов как исследователей, что обеспечит их участие в эксперименте в качестве многопрофильных специалистов, интегрирующих опыт выполнения космических экспериментов различных направлений.

Анализ проблем в организации выполнения космических экспериментов, проводимых в условиях воздействия множества факторов, позволяет сделать вывод о целесообразности разработки и внедрения методологии многофакторного космического эксперимента.

Следует также отметить, что в настоящее время особого внимания заслуживает разработка механизма предоставления результатов выполнения программы НПИ на рынок космических услуг, доведения указанных результатов до потенциальных пользователей, формирование операторов космических услуг с целью расширения возможностей использования результатов НПИ в социально-экономической сфере и народном хозяйстве.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ПРОИЗВОДСТВО ПРИЕМНИКОВ ГЛОНАСС В РОССИИ ЧЕРЕЗ ПОЛГОДА БУДЕТ ДОВЕДЕНО ДО ПОЛУМИЛЛИОНА В МЕСЯЦ

"К лету в России будет производиться не менее полумиллиона приемников навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС в месяц", — заявил руководитель Роскосмоса А.Н. Перминов. Для приема навигационных сигналов ГЛОНАСС в России разработан приемник "Навигатор", который является двухсистемным и может принимать сигналы как американской, так и российской навигационной систем. По своим техническим характеристикам этот приемник мало чем отличается от зарубежных аналогов. Среди его возможностей — прием сигналов навигационных систем, просмотр видео- и фотоизображений, встроенные игры, записная книжка, а также возможность приема телесигналов. "Навигатор" снабжен процессором с частотой 400 МГц, USB и mini-USB-портами, слотом для карт памяти, видеовходом (AV-вход), семидюймовым экраном с разрешением 480×240 точек производства корейской компании "Самсунг".

Вестник Интерфакс — АВН № 52 (327), 2007 г.



КАРАСЁВ
 Андрей Геннадьевич —
 заместитель генерального
 конструктора — первый
 заместитель директора
 Инженерного центра
 "ОКБ им. А.И. Микояна"
 по координации программ

Влияние линейных размеров истребителя на его эффективность в ближнем воздушном бою

А.Г. Карасёв

Дана оценка влияния линейных размеров истребителя на его эффективность в ближнем воздушном бою (БВБ), полученная методами математического моделирования процесса ведения БВБ. При этом использовалась существующая математическая модель БВБ, доработанная с учетом влияния размеров истребителя на вероятность обнаружения и распознавания, а также на вероятность его поражения.

A.G. Karasev. The Influence Of Liner Sizes Of Fighter On Its Efficiency In Near Dogfight

It sums up the results of estimation of influence of linear sizes of fighter on its efficiency in near dogfight (NDF), got by methods of mathematical modeling of process of conduct NDF. It was used made toward, providing account of influence of sizes of fighter on prabability of its finding and recognitions, as well as on probability of its defeat existing mathematical model NDF.

Ретроспективный анализ показывает, что тактические истребители развивались в направлении перманентного наращивания численных значений основных тактико-технических характеристик, определяющих боевой потенциал истребителя. При этом увеличивались и их маневренные характеристики. В результате наряду с эффективностью (боевым потенциалом) истребителя нового поколения возрастали его масса и линейные размеры по сравнению с прототипом.

К настоящему времени для оценки эффективности истребителей в ближнем воздушном бою (БВБ) разработаны и успешно используются математические модели БВБ. Они позволяют корректно оценивать влияние изменения маневренности истребителя на его эффективность в целях обоснования требований к истребителям и, прежде всего, к их маневренным характеристикам, оборудованию и вооружению. Параллельно с математическим моделированием используются экспериментальные методы, проводятся так называемые НИР в воздухе.

Высокая стоимость проведения таких НИР, требующих большого числа реальных полетов, обусловила ограниченность их проведения для решения научно-исследовательских задач. Чаще всего НИР в воздухе проводились на завершающем этапе опытно-конструкторских работ для получения достоверных сравнительных оценок эффективности вновь разрабатываемого истребителя с его прототипом (если это было задано в ТТЗ заказчика) или при сравнении отечественных истребителей с иностранными (когда удавалось получить иностранные истребители). В отдельных случаях были получены результаты, не нашедшие до настоящего времени корректного объяснения: истребитель нового поколения, обладающий более высокими маневренными характеристиками, проигрывал в ближнем воздушном бою истребителю предыдущего поколения.

Данный факт явился основанием для выдвижения в качестве научной гипотезы утверждения, что парадоксальные, на первый взгляд, результаты эксперимента являются следствием возрастания размерности истребителя нового поколения.

Известно, что увеличение размерности (нормальной взлетной массы) приводит к увеличению линейных размеров истребителя. При постоянном угловом разрешении глаза летчика и используемых им в процессе БВБ оптико-электронных средств такое изменение должно сказаться на дальности обнаружения и распознавания истребителей: тяжелый истребитель нового поколения должен обнаруживаться летчиком более легкого истребителя предыдущего поколения раньше.

Для проверки данной гипотезы была разработана существующая математическая модель БВБ, в которой было учтено влияние размеров истребителя на вероятность его обнаружения и распознавания, а также поражения. Кроме того, были рассчитаны дальности обнаружения или распознавания воздушных целей телевизионным каналом (ТВК) и визуально в зависимости от эквивалентного размера воздушной цели (ВЦ), определяемого по формуле

$$L = \sqrt{xy},$$

где x — размер ВЦ по высоте проекции цели на картинную плоскость; y — размер ВЦ по ширине проекции цели на картинную плоскость, а также дальность обнаружения (без учета реактивной струи двигателя) тепловизионным каналом.

Из рис. 1 видно, что дальность визуального обнаружения или распознавания в воздушном бою противниками друг друга будет в значительной степени зависеть от линейных размеров истребителей, ведущих воздушный бой. При прочих равных условиях это может сказаться на эффективности ведения БВБ.

Количественная оценка эффективности проводилась методами математического моделирования процесса ведения ближнего маневренного боя с использованием модели БВБ. При ее разработке были приняты следующие основные допущения:

- воздушный бой ведется "один на один";
- маневрирование для выхода в область применения оружия начинается только после обнаружения и распознавания цели;
- противники, ведущие бой, после обнаружения цели имеют полную информацию о ее фазовых координатах и энергетических возможностях;
- при выборе закона управления ни одному из противников не отдается предпочтение;
- управление каждым истребителем выбирается таким, чтобы как можно скорее выйти в область приме-

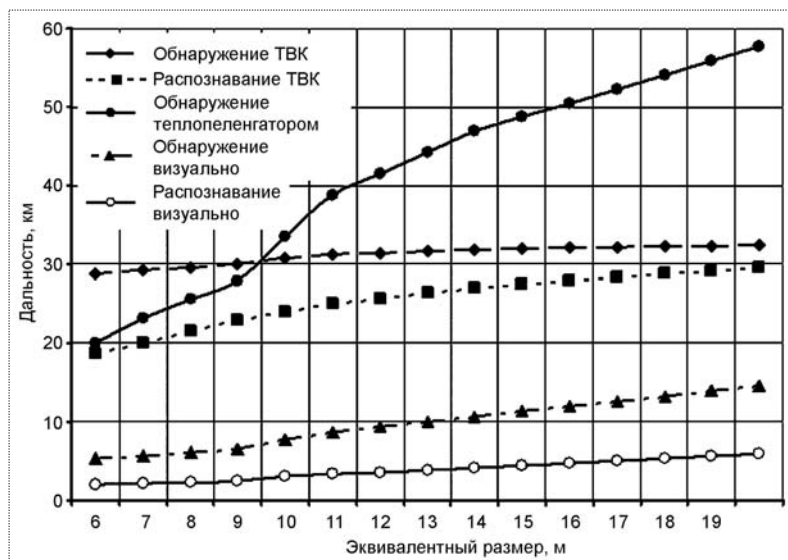


Рис. 1. Влияние эквивалентного размера истребителя на дальность его обнаружения или распознавания

нения оружия при самом неблагоприятном маневрировании противника;

оба летчика при наличии боеприпасов и топлива стремятся завязать ближний воздушный бой. В качестве вооружения используются управляемые ракеты (УР) малой дальности пуска;

летчики в своих действиях не запаздывают и не ошибаются, технические возможности самолета используются полностью;

в тех случаях, когда требуется применить предкрылки, закрылки, тормозные щитки, их выпуск и уборка осуществляются мгновенно;

изменение тяги двигателя, перегрузки, угла крена производится с заданным темпом.

В качестве условий окончания БВБ приняты следующие:

- израсходование боекомплекта каждым истребителем, ведущим бой;
- окончание заданного времени воздушного боя.

Для оценки влияния размеров истребителей на их эффективность в БВБ использовалась вероятность $W_{цн/ji}$ поражения цели истребителем в j -м эпизоде i -й реализации БВБ, определяемая после каждого применения вооружения по формуле

$$W_{цн/ji} = W'_{цн} + (1 - W'_{цн})(1 - W'_{цн})W_j,$$

где $W'_{цн}$, $W'_{цн}$ — соответственно вероятности поражения цели истребителем и истребителя целью до j -го эпизода применения оружия; W_j — вероятность поражения цели при j -м пуске УР.

Основные данные оцениваемых истребителей

Номер варианта	Нормальная взлетная масса, т	Длина фюзеляжа, м	Размах крыла, м	Высота самолета, м
1	13,6	14,2	10,8	2,6
2	15,0	14,9	11,3	2,7
3	16,4	15,4	11,5	2,7
4	18,6	16,3	12,2	2,9
5	21,2	17,2	14,8	4,9
6	21,8	17,3	14,8	4,9
7	22,8	17,5	14,9	4,9
8	24,2	18,0	15,4	5,1
9	27,5	18,7	16,3	5,4
10	28,2	18,8	16,4	5,4

Под эпизодом БВБ понимается маневрирование истребителей до момента выхода одного из них в область разрешенных пусков и выполнения пуска УР малой дальности по противнику. В течение i -й реализации таких эпизодов может быть несколько. При этом очередность выхода противников в область разрешенных пусков не поддается прогнозу.

Аналогично рассчитывается вероятность $W_{ини}$ поражения истребителя целью в i -й реализации БВБ.

Число реализаций соответствует числу вариантов завязки БВБ по дальности, курсовому углу и углу визирования цели. Число вариантов завязки боя определяется заданным шагом при переборе всех возмож-

ных исходных положений при принятом равномерном равновероятностном их распределении. После такого перебора производится определение средней эффективности истребителей в БВБ по формулам

$$W_{ини} = \frac{\sum_{i=1}^n W_{ини}}{n}; W_{ини} = \frac{\sum_{i=1}^n W_{ини}}{n},$$

где n — число реализаций БВБ.

С использованием приведенных выше вероятностей были получены оценки влияния линейных размеров истребителей на их эффективность в БВБ. Основные данные оцениваемых истребителей приведены в таблице.

В целях обеспечения сопоставимости результатов оценки влияния размеров истребителя на его эффективность в БВБ приведенные в таблице значения массогабаритных характеристик получены при условии равенства следующих характеристик истребителя, определяющих его маневренность:

- максимальной эксплуатационной перегрузки;
- взлетной тяговооруженности;
- удельной нагрузки на крыло.

Результаты оценки истребителей, данные по которым приведены в таблице, представлены на рис. 2–4. Они получены методами математического моделирования процесса БВБ и для удобства приведены в относительном виде. Во всех случаях в качестве базового принимался вариант истребителя, обладающий наименьшими размерами (вариант № 1) и оснащенный четырьмя УР малой дальности.

На рис. 2 приведены результаты оценки влияния размерности истребителя на его эффективность в БВБ. Анализ полученных результатов позволяет сделать следующие выводы.

1. В условиях обязательного визуального распознавания противника до начала боевого маневрирования при одинаковых характеристиках оборудования, вооружения и летно-технических характеристиках истребителей, проявляющихся в БВБ, эффективность в ближнем воздушном бою снижается с возрастанием массы истребителя. Это объясняется улучшением условий обнаружения или распознавания базовым истребителем своего более "тяжелого" противника в видимом диапазоне длин волн.

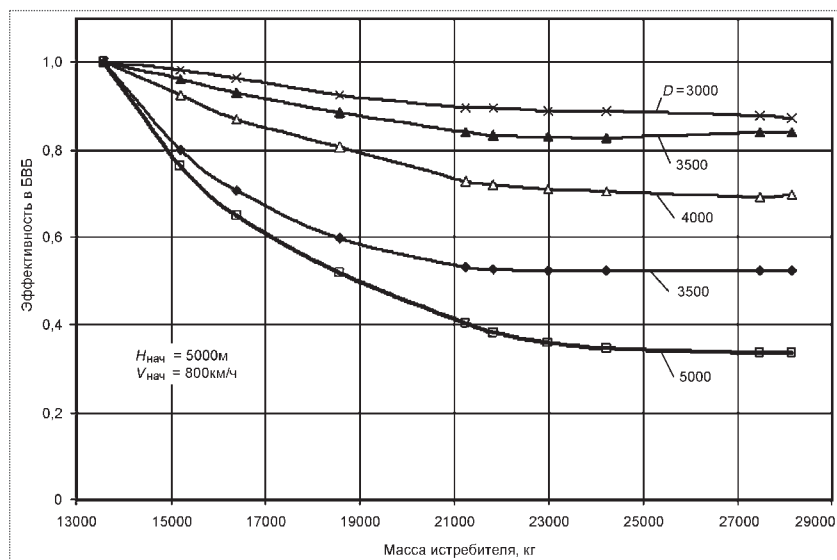


Рис. 2. Зависимость эффективности истребителя в БВБ от нормальной взлетной массы

Более "легкий" истребитель, обладающий меньшими геометрическими размерами (см. рис. 1 и таблицу), будет первым обнаруживать более "тяжелого" противника. В свою очередь, более раннее обнаружение противника обеспечит более "легкому" истребителю преимущество в занятии тактически выгодного относительного положения, а следовательно, и возможность первым применить оружие.

Вероятность поражения, приобретенная в первом пуске, обеспечивает истребителю, первым применившему оружие, подавляющее преимущество в эффективности. Преимущество истребителя, вытекающее из возможности упреждения противника в применении оружия, будем называть в дальнейшем эффектом первого пуска.

2. При уменьшении дальности завязки БВБ с 5000 до 3000 м преимущество в эффективности варианта № 1 по сравнению с остальными вариантами снижается, поскольку с уменьшением дальности начала БВБ условия визуального распознавания противниками друг друга выравниваются, и влияние эффекта первого пуска сказывается в меньшей степени.

Влияние дальности завязки БВБ на эффективность истребителя показано на рис. 3. Такая зависимость эффективности истребителя в БВБ от дальности его завязки, полученная по результатам моделирования, объясняется тем, что при принятой совокупности исходных положений ("вертушка") существуют ситуации, когда применение вооружения происходит только при вторичном сближении истребителя и цели после их пролета, т.е. после неудачной атаки с первой попытки.

Такая ситуация возникает чаще всего на дальностях начала БВБ, равных 3 км и менее, т.е. на дальностях уверенного (одновременного) обнаружения противниками друг друга независимо от размерности истребителей. В этом случае ни один из истребителей не успевает применить оружие с ходу, и они расходятся на удаление, требующее проведения процесса взаимного обнаружения и распознавания.

Например, при развороте каждого из истребителей на цель с перегрузкой 5 и скорости 800 км/ч расстояние между ними к моменту, когда относительное положение обеспечит возможность обнаружения, составит ~ 4 км. В таких условиях истребитель с меньшими размерами получает возможность использовать эффект первого пуска. Таким образом, при дальностях завязки

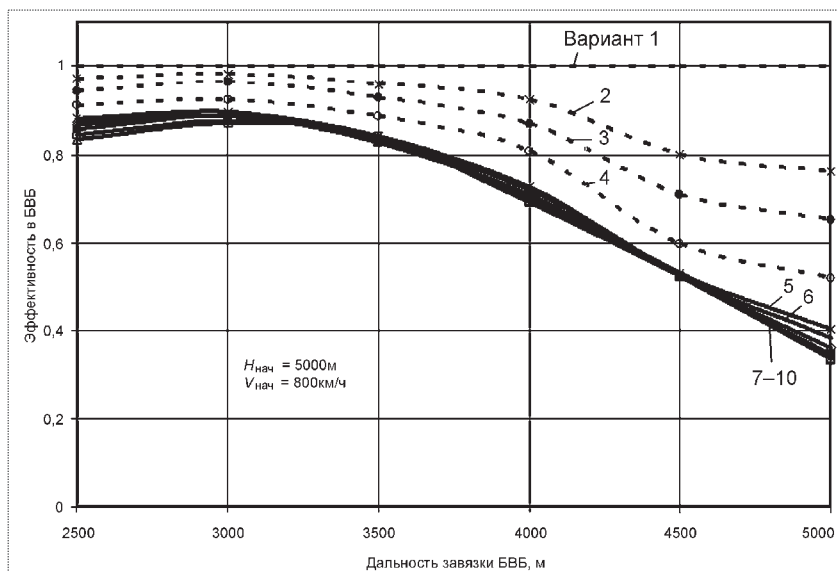


Рис. 3. Зависимость эффективности истребителя в БВБ от дальности завязки воздушного боя

БВБ ≤ 3000 м истребитель с меньшими размерами получает преимущество по эффективности. Зависимость эффективности истребителей в БВБ от дальности его завязки имеет слабо выраженный экстремум.

Правомерен вопрос, есть ли предел влиянию размерности истребителя на его эффективность в БВБ? На рис. 4 проиллюстрирован характер изменения показателя эффективности исследуемых вариантов истребителя, отличающихся размерностью, в зависимости от дальности завязки БВБ (варианты представлены в порядке возрастания их массы и геометрических размеров).

Видно, что при условии обязательного обнаружения и распознавания цели увеличение размерности истребителя будет приводить к снижению его эффективности в БВБ только до размерности ~ 20 т. Дальнейшее увеличение размерности истребителя мало сказывается на его эффективности, что объясняется приближением вероятности поражения эталонным истребителем (вариант № 1) более тяжелого противника к своему пределу.

Результаты оценки эффективности, приведенные выше, получены для случая, когда вероятность поражения противника в одном пуске УР малой дальности составляет 0,5. Следует ожидать, что при более высокой вероятности поражения в одном пуске влияние размерности будет усиливаться.

Для оценки влияния эффективности оружия, используемого в БВБ, было проведено его моделирование при значении вероятности поражения УР малой

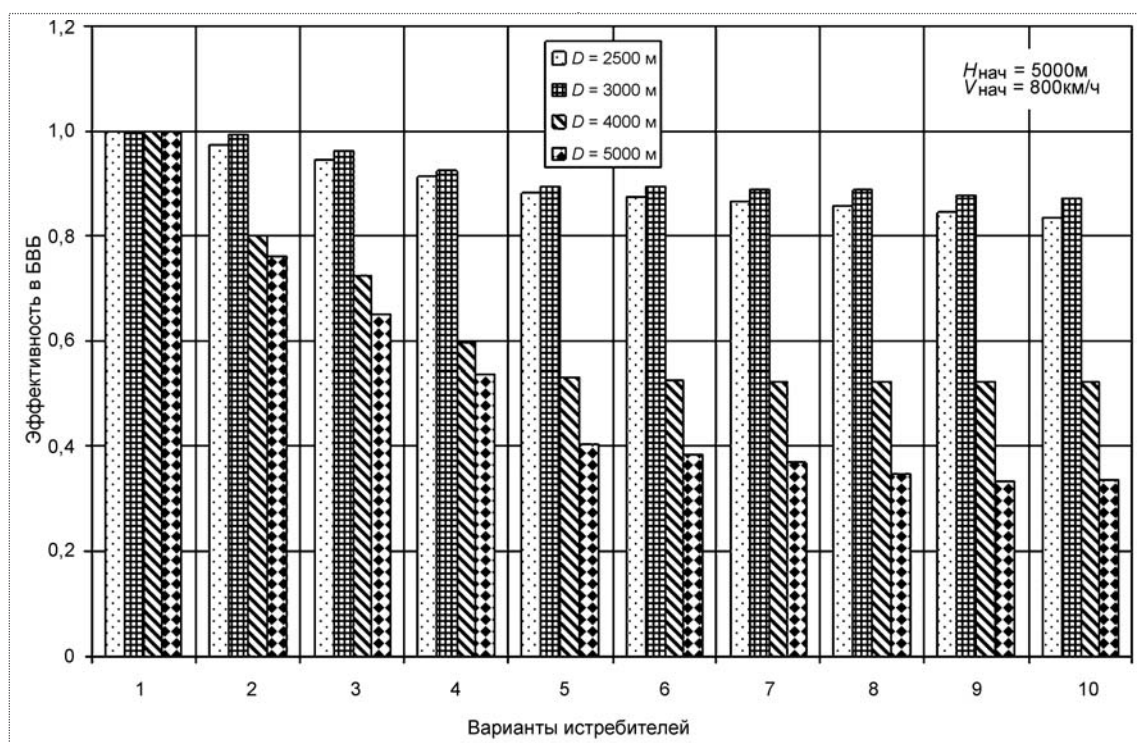


Рис. 4. Сравнительная оценка эффективности истребителей в БВБ

дальности в одном пуске, равном 0,8. Моделирование показало, что с увеличением вероятности поражения таких УР разница в эффективности "легкого" и "тяжелого" истребителей в ближнем воздушном бою еще более возрастает. При повышении вероятности поражения в одном пуске до 0,8 зависимость вероятности поражения от дальности протекает более плавно по сравнению с зависимостью, построенной при условии, когда значение данной вероятности равно 0,5. Это объясняется усилением влияния эффекта первого пуска.

Таким образом, полученные результаты моделирования ближних воздушных боев истребителей с одинаковыми тактико-техническими характери-

ками, определяющими их эффективность в БВБ, но отличающихся размерностью (а следовательно, и геометрическими размерами) свидетельствуют о существенном влиянии размерности на эффективность истребителя в БВБ. Этим можно объяснить полученный в испытаниях парадоксальный результат, когда истребитель предыдущего поколения одерживал верх над истребителем нового поколения.

Полученные результаты целесообразно учитывать при проведении исследований по формированию технической политики, прежде всего, при решении парковой задачи, направленной на оптимизацию типажа истребителей в интересах ВВС РФ с учетом потребностей мирового рынка авиатехники.



Выбор проектных параметров шасси на воздушной подушке для самолетов внеаэродромного базирования

Соколянский Владимир Петрович – заместитель директора ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, начальник филиала ЦАГИ, эксперт-аудитор Авиарегистра МАК, кандидат техн. наук, **Долгополов Александр Андреевич** – старший научный сотрудник ЦАГИ, **Юдин Евгений Григорьевич** – проректор по учебной работе, заведующий кафедрой МГТУ им. Н.Э. Баумана, академик РАЕН, кандидат техн. наук, **Захарченко Юрий Александрович** – инженер филиала ЦАГИ "Московский комплекс ЦАГИ", аспирант МГТУ им. Н.Э. Баумана, **Брагазин Виктор Федорович** – ведущий научный сотрудник ЦАГИ, доцент филиала "Стрела" МАИ, кандидат техн. наук, **Мерзликин Юрий Юрьевич** – заместитель главного инженера НИО-12 ЦАГИ

Показано, что выбор компоновочных схем, конструктивных параметров и режимов работы шасси на воздушной подушке (ШВП) амфибийных транспортных средств (ТС) и летательных аппаратов (ЛА) безаэродромного базирования тесно связан с формированием их аэродинамических компоновок и основывается на компромиссных решениях, принимаемых в основном по результатам расчетных и экспериментальных исследований статических характеристик и динамики движения ТС и ЛА с ШВП.

Накопленный опыт разработки и научно-технический задел позволяют сегодня создавать высокоэффективные шасси на воздушной подушке практически для любых условий эксплуатации. В статье показаны различия в проектировании ТС и ЛА с ШВП, обусловленные особенностями их применения.

V.P. Sokoliansky, A.A. Dolgoplov, E.G. Yudin, Yu.A. Zakharchenko, V.F. Bragazin, Yu.Yu. Merzlikin.
Selection Of Specifications Of Air-Cushion Landing Gear For Off-Aerodrome Aircraft

The article shows that the selection of layout, design specifications and modes of operation of air-cushion landing gear for amphibious vehicles and off-aerodrome aircraft depends largely on their aerodynamic layout and should be based on compromise decisions, made after in-depth calculations and experiments have been performed to understand the static and dynamic features of their motion.

The experience gained in the development of such vehicles, and the scientific and technical backlog in possession of the developers allows them to create high-efficiency air cushion landing gears for almost all kinds of applications. The article describes the peculiar differences of aircraft and vehicle development with account of specific applications.

Принципиальным преимуществом шасси на воздушной подушке (ШВП) является возможность эксплуатации самолетов и транспортных средств с таким шасси практически на любой относительно ровной поверхности: грунтах любой прочности, воде (даже покрытой битым льдом), песке, заболоченных территориях. При этом воздушная подушка (ВП) оказывает минимальное воздействие на подстилающую поверхность, не разрушает растительный покров, не вызывает экологически необратимых последствий.

Летательный аппарат (ЛА) или транспортное средство (ТС) с шасси на воздушной подушке может круглогодично использоваться на всей территории России, включая малонаселенные регионы Сибири, Якутии, Крайнего Севера. Аппараты с ШВП не требуют создания сетей дорогостоящих автомобильных дорог и аэродромов и способны решать транспортные задачи даже в таких условиях, когда применение другой транспортной техники вообще невозможно.

Именно благодаря этим свойствам аппараты на воздушной подушке могут успешно конкурировать с альтернативными транспортными средствами, несмотря на свою относительную сложность и более высокую потребную энерговооруженность.

Воздушная подушка, как аэростатическая, так и динамическая, может выполнять все функции обычного шасси: поддерживать аппарат в рабочем положении, амортизировать и демпфировать колебания, обеспечивать устойчивость движения.

Обычно целями создателей аппаратов на воздушной подушке являются достижение наиболее высоких показателей проходимости, обеспечение приемлемых характеристик устойчивости (остойчивости), управляемости и плавности хода, снижение потребной энерговооруженности, снижение сопротивления движению аппарата на водной и грунтовой поверхностях.

Создание объектов с ШВП связано с решением ряда специфических проблем, обусловленных собст-

венно свойствами ШВП и скоростными режимами движения объектов. Основные из них заключаются в следующем:

при рулении, разбеге и пробеге ЛА, движении ТС с различной скоростью по водной и грунтовой поверхностям в условиях бокового ветра, а также при движении по грунтовым поверхностям с боковым уклоном стоит задача удержания выбранного направления движения (для ЛА — направления вдоль оси взлетно-посадочной полосы (ВПП));

необходимо минимизировать возможность попадания в воздухозаборники двигателей в приводе нагнетателей ВП и движителей пыли и брызг, образующихся при истечении воздуха из ВП;

независимо от компоновки, назначения, грузоподъемности и скорости движения объектов с ВП должна быть обеспечена устойчивость равновесных режимов движения объекта статической и динамической устойчивости и формы гибкого ограждения ВП для предотвращения возникновения автоколебаний и вибрации ограждения во всем возможном диапазоне режимов работы ШВП;

должна быть решена задача обеспечения амортизационных свойств ШВП и малонагруженного колесного шасси (если таковое используется), при которых динамическая нагруженность ЛА и обжатие гибкого ограждения ВП не превышают допустимых уровней при взлете и посадке в многообразных грунтовых условиях равнинной местности с неровностями и в условиях взволнованной водной поверхности. Аналогичная задача стоит и при создании ТС с частичной разгрузкой ВП (ТСВП) механических движителей и опор;

для всех высокоскоростных объектов должна быть обеспечена устойчивость формы гибкого ограждения к проявлениям динамической аэроупругости (дивергенции и флаттера) ограждения. Для ЛА с ШВП наиболее остро стоит вопрос сохранения устойчивости ограждения ВП в режимах выпуска—уборки, а для амфибийных аппаратов с ВП — предотвращения потери устойчивости ограждения в результате подлома и замыыва при взаимодействии с водной или грунтовой поверхностями передвигания;

для самолетов и экранолетов с ШВП должна быть решена задача управления их балансировкой на режимах разбега—пробега при переходе ВП от аэростатической к динамической (соответственно при малой и большой скоростях движения) и наоборот;

в случае комбинированного шасси необходимо выбрать и согласовать характеристики ШВП и подвески опор (колесных, лыжных, баллонных и т.п.) или движителей ТСВП, разгружаемых воздушной подушкой, выбрать и согласовать параметры аэродинамических и механических движителей и их силовых приводов и, наконец, определить рациональные средства и технику управления ТСВП.

Разработанные в Центральном аэрогидродинамическом институте им. проф. Н.Е. Жуковского методы расчета ТСВП, математические модели и методы физического моделирования ЛА с ШВП позволяют осуществлять выбор рациональных параметров и режимов работы систем создания воздушной подушки, подпрессоривания и тяги движителя ТСВП, исследовать процессы динамического нагружения конструкций на режимах взлета и посадки, при посадочном ударе, пробеге и разбеге по неровной поверхности базирувания.

Особенности взлета—посадки ЛА с ШВП

Формирование аэродинамических компоновок ЛА в целом, конструктивных схем, параметров и режимов работы ШВП осуществляется в основном по результатам исследований динамики движения ЛА на этапах взлета и посадки. К основным целям этих исследований относятся оптимизация амортизационных и ходовых качеств ШВП, определение рациональных средств и техники пилотирования ЛА.

Динамика движения ЛА с ШВП на взлетно-посадочных этапах полета имеет ряд принципиальных отличий от динамики такого ЛА на основных режимах полета. Они обусловлены следующими причинами:

наличием аэродинамических сил и моментов от ШВП, определяемых собственными свойствами пневмомеханической нелинейной системы шасси с энергообменными емкостями, с характерными признаками автоколебательных систем;

ограниченными возможностями известных ШВП, в отличие от колесного шасси, компенсировать боковые силы при разбеге, пробеге и маневрировании самолета на ровных и твердых поверхностях в условиях бокового ветра и поперечного наклона ВПП;

проявлением значительных перекрестных связей бокового и продольного движений вследствие силового взаимодействия ШВП с ВПП;

проявлением статической и динамической аэроупругости ШВП и отдельных его элементов при выпуске и уборке;

необходимостью иметь на самолетах с относительно высокими взлетно-посадочными скоростями $V_{взл}$ и малыми избыточными давлениями воздушной подушки $P_{п} (q_{взл} = \rho V_{взл}^2 / 2 > P_{п})$ эффективные рули высоты или другие органы управления, обеспечивающие сохранение продольной балансировки самолета на разбеге и пробеге при переходе от аэростатической воздушной подушки к динамической и наоборот.

Взлет—посадка в условиях бокового ветра. Ограниченность известных конструкций ШВП в противодействии боковым силам проявляется при разбеге, пробеге и маневрировании самолета на ровной ВПП с высокой несущей способностью. Обусловлено это тем, что

реакция взаимодействия ШВП при контакте с такой ВПП (представляющая собой сопротивление движению самолета) направлена практически по вектору путевой скорости.

В целях удержания заданного направления движения ЛА на ровных и достаточно прочных грунтовых ВПП на некоторых экспериментальных самолетах с ШВП (Ан-14ш, "Чирок" и др.), а также в проектах относительно тяжелых ЛА с взлетной массой более 20 т было предусмотрено использование комбинированного шасси, состоящего из ШВП, воспринимающего большую часть массы самолета, и дополнительного малонагруженного колесного шасси.

Однако, как показали испытания экспериментальных ШВП, расчетные исследования при проектировании самолетов с ШВП и практика эксплуатации судов на ВП, маневрирование, разбег и пробег могут выполняться и без применения колесных опор. В этом случае для парирования боковой силы при взлете и посадке ЛА используются проекции вектора тяги его маршевых двигателей и боковой аэродинамической силы планера при управляемом повороте самолета "на ветер" на некоторый угол рыскания. Разворачивающий момент может быть создан с помощью регулируемых сопел, через которые выдувается сжатый воздух от нагнетателя ШВП, рулями направления, несимметричным торможением бортовыми протекторами ШВП (ЛА-4, ХС-8А "Bufallo" с ШВП) или бортовыми тормозными элементами ("лыжами"), а также асимметричной тягой двигателей (Ан-14ш, ХС-8А "Bufallo" с ШВП, Ан-72ш и др.).

Кроме того, несимметричное торможение бортовыми протекторами ШВП может быть реализовано за счет управляемого крена на соответствующий борт путем несимметричного отклонения элеронов и элевонсов (легкий самолет с ШВП "Демонстратор", самолеты с ШВП "Динго" (рис. 1), МиГ-ТА-4, "Поиск", "Чирок", С-919 и др.).

В технике пилотирования (по результатам расчетных исследований и испытаний ЛА с ШВП) предлагается использовать метод компенсации боковой аэродинамической силы путем поворота самолета на соответствующий угол рыскания ψ (рис. 2) за счет несимметричного подтормаживания T_d несимметричной тягой T_d маршевых двигателей и рулем направления δ_n . При этом управление выполняется с вполне определенным приоритетом контроля задаваемых значений бокового сноса z_g и угла рыскания ψ , а также их производных по времени.



Рис. 1. Самолет с ШВП "Динго"

В частности, по результатам расчетов переходных процессов разбега самолета типа Ан-72 с ШВП при сильном боковом ветре ($w = 15$ м/с) по ровной и прочной ВПП без растительного покрова установлено, что даже при ручном управлении отклонение от оси ВПП не превысит 6...8 м. Введение же автоматизации управления движением ЛА в этих условиях существенно (в 1,5–2 раза) уменьшит отклонение от оси ВПП.

Если же для взлета–посадки используются водная поверхность, грунтовые поверхности с пониженной несущей способностью или покрытые растительным покровом (переувлажненные грунтовые ВПП, заболоченные участки местности, пашни, луговины, заснеженные и водные поверхности), то управление самолетом существенно упрощается. Обусловлено это тем, что при контакте ШВП с микронеровностями и растительностью указанных поверхностей возникает значительная боковая реакция, достаточная для парирования боковых сил, действующих на планер ЛА. В этих условиях значение боковой силы может быть

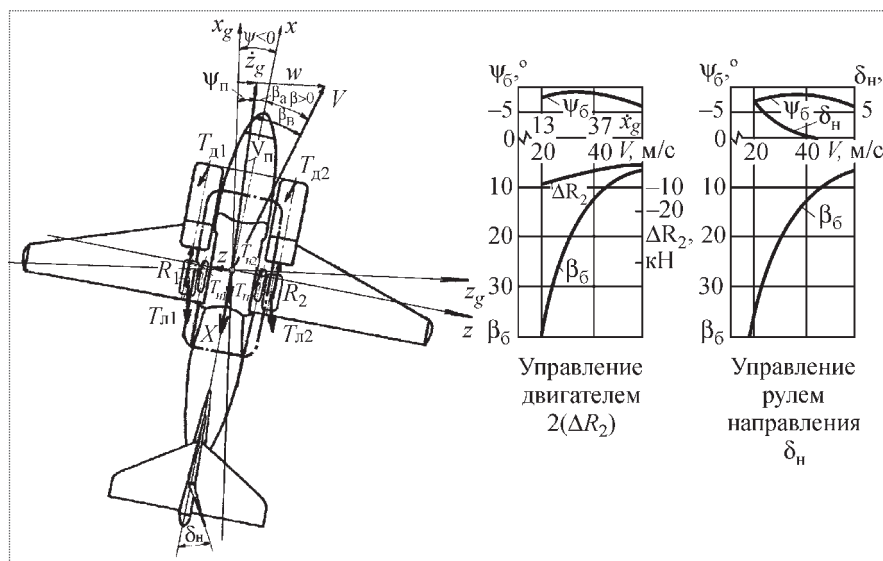


Рис. 2. Зависимость балансирующих углов рыскания ψ_β и скольжения β_β от скорости разбега

существенно увеличено за счет установки на нижней поверхности баллонного ограждения воздушной подушки дополнительных продольных протекторов, "врезающихся", подобно конькам, под действием не-большой вертикальной нагрузки в поверхность ВПП.

Поскольку при посадке самолета с углом рыскания $\psi \neq 0$ бокового удара ШВП (в отличие от колесного шасси) практически не существует, то посадка и взлет самолета с ШВП отличаются существенно более высоким уровнем безопасности. По заключениям отдела надежности ЛИИ им. М. Громова и группы надежности АО НАЗ "Сокол", уровень безопасности полета, взлета и посадки, например, самолета с ШВП "Динго" при возникновении отказов и ошибках летчиков, которые оказывают наибольшее влияние на безопасность полетов, в 7,5–12 раз выше, чем у самолетов аналогичного назначения с одним двигателем и традиционными схемами взлетно-посадочных устройств.

По мнению летчиков-испытателей, управление самолетами с ШВП на взлете–посадке может быть легко освоено летчиками средней квалификации. Они лишь должны преодолеть психологический барьер, связанный с необходимостью движения по ВПП при боковом ветре с углом рыскания $\psi \neq 0$, и осознавать возможность безопасного взлета и посадки самолета с ШВП при этих углах.

Динамическая устойчивость объектов с ШВП и способы ее обеспечения. В динамической системе "ЛА и ТС с ШВП вблизи опорной поверхности" имеют место четыре основных компонента автоколебательной системы (рис. 3):

постоянный (не колебательный) источник энергии – нагнетательная установка ВП;

устройство, которое регулирует поступление энергии в колебательную систему – гибкое ограждение, под нижней кромкой которого воздух истекает из воздушной подушки в атмосферу;

собственно колебательная система, состоящая из объекта и упруго-вязкой подвески шасси, соединенных газовыми емкостями (ресивером, воздушной подушкой и др.);

обратная связь между колебательной системой и регулирующим устройством, которая осуществляет управление и дозировку подачи энергии в колебатель-

ную систему путем изменений формы гибкого ограждения и положения ШВП над опорной поверхностью, сопровождающихся перемещением нижних кромок ограждения относительно опорной поверхности.

Наличие обратной связи в колебательной системе "объект с ШВП вблизи опорной поверхности" приводит к тому, что при определенных сочетаниях параметров и режимов работы ШВП затраты энергии на преодоление сопротивления движению по высоте могут точно компенсироваться работой нагнетательного агрегата. В этом случае возникают вибрация гибкого ограждения и незатухающие вертикальные колебания объекта. При схемах ШВП с несколькими секциями воздушной подушки возможны и угловые колебания.

Параметрические исследования проектных характеристик и режимов работы ШВП, при которых обеспечиваются динамическая устойчивость (устойчивость равновесных состояний движения) и наилучшие амортизационные свойства в ожидаемых условиях эксплуатации, осуществляются на основе численного моделирования с использованием дифференциальных уравнений динамических процессов.

Наибольшее влияние на динамическую устойчивость оказывают характеристики формы гибкого ограждения (характеристики изменений высоты и объемов полостей ограждения и ВП в зависимости от значений давления и перепадов избыточных давлений в них), величины контрольных объемов полостей и сопротивление их проточных частей, массово-инерционные характеристики ограждения, форма (наклон) расходно-напорной характеристики нагнетательной установки ВП, характеристика изменения проходной площади истечения воздуха из ВП между нижней кромкой ограждения и опорной поверхностью в зависимости от высоты расположения корпуса объекта над поверхностью (в области малых зазоров грунт–ограждение и деформаций).

Для приближенного выбора параметров ШВП, при которых объект с ШВП будет сохранять при всех режимах движения динамическую устойчивость, можно воспользоваться линеаризованной системой уравнений движения. При этом по характеристическому уравнению этой системы определяются в области параметров ШВП границы динамической устойчивости объекта "в малом" (с использованием алгебраического критерия Рауса–Гурвица) и собственные колебательные свойства объекта – демпфирование и частота его колебаний (по комплексно-сопряженным корням). Кроме того, линеаризованная система позволяет получить передаточные функции и амплитудно-частотные

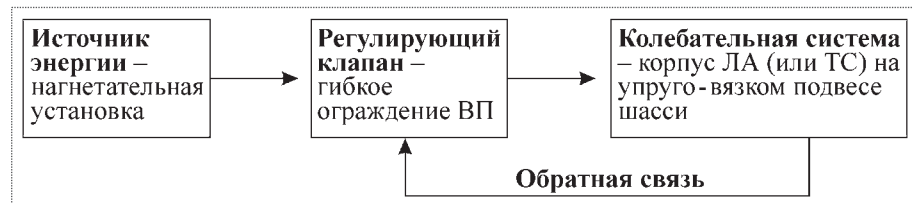


Рис. 3. Структурная схема ШВП

характеристики объекта с ШВП, используемые обычно на начальном этапе проектирования для оценки возмущенного движения вблизи опорной поверхности.

Для оценки динамической устойчивости при конечных отклонениях параметров движения (устойчивость в "большом") используется нелинейная система уравнений. Пример расчета по ней колебаний ТСВП при проезде единичной неровности показан на рис. 4. В частности, эти расчеты свидетельствуют о том, что свойство "слежения" ограждения (свойство гибкого ограждения уменьшать высоту H_r с ростом относительного перепада избыточных давлений в области воздушной подушки P_n и в полости ресивера P_p) способствует снижению опасности возникновения автоколебаний.

По результатам расчетных и экспериментальных исследований динамики самолетов с ШВП, имеющих баллонное ограждение, для обеспечения динамической устойчивости рекомендуется размещение на нижней поверхности баллонов по их периметру специальных протекторов, фиксирующих положение отрыва воздушного потока, вытекающего из ВП, а также дополнительных грузов в определенных местах боковой поверхности баллонов.

Такие протекторы установлены на самолетах Ан-14ш и СС-115. Эффективность протекторов связана со стабилизацией эпюр давления на нижней поверхности баллона, а эффективность установки грузов — с изменением массовой характеристики баллона и изменением частот его собственных колебаний.

Опасность автоколебаний ЛА на ШВП и вибраций ограждения эффективно устраняется путем уменьшения степени изменения эффективного зазора "грунт—ограждение" h_z при вертикальном перемещении $h = \Delta y$ шасси над поверхностью ВПП (рис. 5). В этих целях расстояние от корпуса до нижних кромок ограждения по периметру ВП выполняется переменным: протекторная часть ограждения или нижние кромки навесных элементов имеют волнообразный или прерывистый профиль.

Особенности посадочного удара самолета с ШВП и его движения по неровной ВПП. Особым режимом взаимодействия ШВП с опорной поверхностью является процесс посадочного удара. В целях уменьшения посадочной скорости и, как следствие, сокращения дистанции пробега посадка ЛА с колесным шасси осуществляется обычно с предельно возможными значениями углов атаки α , которые могут быть получены за счет увеличения посадочного угла тангажа ϑ .

Управление углом тангажа при посадке ЛА с ШВП связано с определенными трудностями. Для формирования воздушной подушки при приближении ЛА к

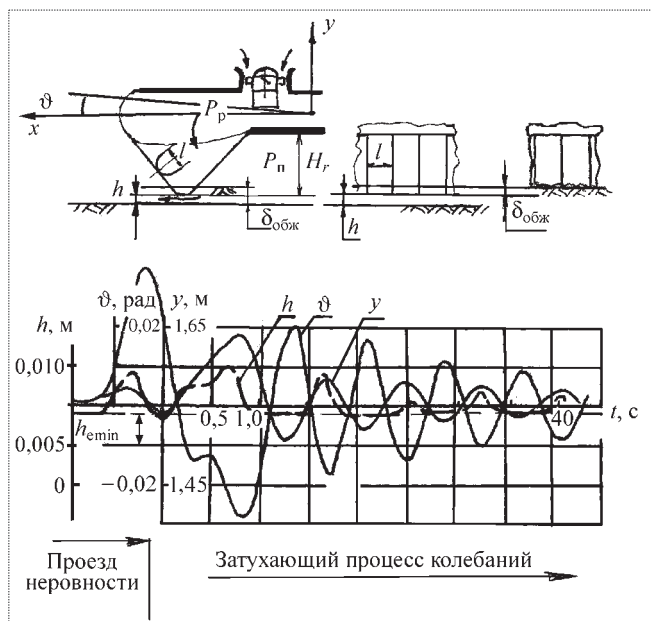


Рис. 4. Оценка колебаний объекта с ВП и колесными опорами при проезде единичной неровности по нелинейной математической модели в случае использования ограждения следающего действия

ВПП необходимо, чтобы зазор между полосой и нижними кромками гибкого ограждения шасси по всему периметру был одинаковым. Таким образом, при изменении угла тангажа здесь потребовалось бы на такой же угол поворачивать основание шасси, что практически осуществить весьма трудно. Поэтому ШВП устанавливается на самолете так, чтобы это условие выполнялось при одном и том же начальном угле тангажа ϑ_0 , соответствующем углу тангажа разбега ЛА. При этом угле тангажа обычно производится и пробег при посадке.

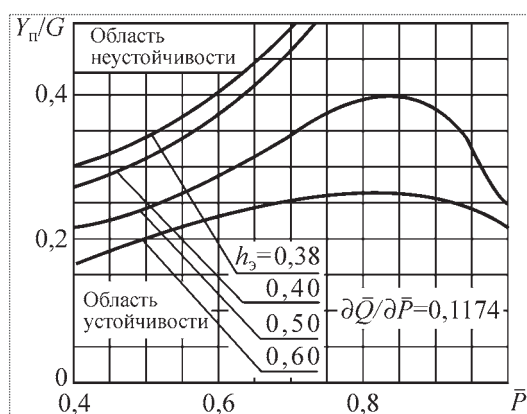


Рис. 5. Влияние на границу устойчивости степени изменения осредненного зазора грунт—ограждение h_z по высоте h в плоскости параметра, характеризующего степень разгрузки Y_n/G механического движителя или опор воздушной подушки, и перепада $P = P_n/P_p$ избыточных давлений в подушке P_n и ресивере P_p (Y_n — подъемная сила воздушной подушки; G — вес аппарата)



Рис. 6. Влияние числа клапанов в пневмобаллонах ШВП на вертикальную перегрузку самолета "Динго"

При ударе гибкие элементы ШВП могут подвергаться значительным деформациям, а воздух в его полостях — существенному сжатию. Для смягчения посадочного удара и устранения чрезмерных перегрузок на ШВП предусматриваются специальные устройства в виде клапанов, стравливающие воздух из надувных элементов ограждения, и поворотных щитков для перепуска воздуха из воздушной подушки во внешнюю атмосферу.

Поскольку при посадочном ударе давление воздуха в подушке и в надувном ограждении ШВП нарастает очень быстро, то указанные выше клапаны и щитки перепуска должны обладать высоким быстродействием. Идеальным считается случай, когда эти элементы мгновенно отслеживают давление в контролируемых полостях.

На рис. 6 на примере ШВП самолета "Динго" показаны расчетные зависимости перегрузок n от числа клапанов, установленных на пневмобаллонах; удар происходит в отсутствие углов крена и тангажа с вертикальной скоростью $V_{y0} = 3$ м/с.

При закрытых клапанах перепуска аварийная посадка ЛА с поджатыми передним и задним щитками ограждения воздушной подушки (т.е. посадка на пневмобаллоны при нулевом избыточном давлении в подушке) сопровождается возникновением достаточно большой перегрузки (до $n = 8$).

При действующей воздушной подушке (щитки ограждения отслеживают опорную поверхность, но не реагируют на давление воздуха) перегрузка снижается до $n = 5,8$. Дальнейшее уменьшение предельной перегрузки достигается, если на пневмобаллонах устанавливаются воздушные клапана перепуска или задний щиток ШВП может вращаться для выпуска воздуха из купола воздушной подушки.

Многочисленные исследования показали, что начальный угол тангажа во время посадочного удара фактически не изменяется. Это подтверждает спра-

ведливость принятого порядка проведения копровых испытаний моделей ШВП по определению его амортизационных характеристик, когда угол тангажа во время эксперимента жестко фиксируют.

Кроме того, установлено, что наибольшая перегрузка в центре масс самолета возникает при посадке с начальными углами тангажа, близкими к нулю (при прочих равных условиях), причем обжатие гибкого ограждения в таких случаях будет наименьшим. После посадочного удара возможно отделение ЛА от опорной поверхности. Скорость горизонтального движения ЛА при подскоке достаточно велика, сила тяжести самолета практически уравнивается аэродинамической подъемной силой, движение ЛА по тангажу полностью определяется аэродинамическим моментом, увеличивающим угол ϑ .

При посадке ЛА на воду характеристики посадочного удара практически такие же, как и в случае посадки на твердую ВПП; вертикальная перегрузка снижается всего на 3...5 %.

Существенное влияние на характеристики посадочного удара оказывает форма ШВП в плане. Анализ расчета переходных процессов при посадочном ударе гипотетического самолета с параметрами, близкими к параметрам самолета Ан-72Ш, имеющего схематизированное баллонное ограждение ВП, давление в полости которого в процессе удара поддерживается постоянным (рис. 7), позволяет сделать следующие выводы:

процесс посадочного удара ЛА с ШВП с углами тангажа $\vartheta > 0$ может характеризоваться существенно большими угловыми скоростями и ускорениями по тангажу, чем у ЛА с колесным шасси;

в процессе посадочного удара вслед за этапом, на котором с помощью ШВП полностью гасится вертикальная составляющая посадочной скорости, следует этап энергичного отскока ЛА от опорной поверхности. Чем больше давление в баллоне гибкого ограждения и меньше посадочный угол тангажа, тем больше отскок. Может произойти и полный отрыв шасси ЛА от поверхности ВПП;

для уменьшения обжатия гибкого ограждения шасси и, следовательно, уменьшения его исходной высоты и массы, необходимо поддерживать большое давление в баллоне ограждения, что, однако, приводит к увеличению угловой скорости и ускорения вращения по тангажу, а также к некоторому увеличению перегрузки в центре масс ЛА;

по максимальной перегрузке в центре масс ЛА с ШВП различной формы в плане практически равны;

по максимальному обжатию гибкого ограждения и угловой скорости вращения по тангажу треугольная

форма ШВП в плане имеет преимущества перед ШВП с прямоугольной и квадратной формами;

существует возможность ограничить отскок и скорость вращения ЛА с ШВП в процессе посадочного удара путем дифференциального изменения давления по длине баллона ограждения, особенно в кормовой части.

Для статистической оценки параметров возмущающих воздействий на ЛА и ТС разработан метод имитационного моделирования движения аппаратов по поверхности, профиль которой представляет собой реализацию случайного процесса. Для заданных условий движения метод обеспечивает прогнозирование максимального обжатия ограждения из условий обеспечения динамической устойчивости ЛА и минимальных затрат мощности на создание ВП.

В результате расчетных исследований различных компоновок ЛА с ШВП было установлено, что при неудачных параметрах ШВП динамическое нагружение конструкции ЛА с ШВП на взлетной полосе с периодическим профилем неровностей может оказаться близким к нагружению при посадочном ударе с нормируемой вертикальной скоростью.

Повышенные перегрузки возникают в результате вертикальных субгармонических колебаний, при которых самолет совершает прыжок с вершины одной волны гармонической неровности и ударяется о склоны последующих. При поступательной скорости $V > (0,4...0,5)V_{взл}$ скорость соударения ШВП по нормали к склону неровности может оказаться несколько больше нормируемой вертикальной скорости V_y посадочного удара на ровную ВПП.

Для обеспечения наименьшей продольной перебалансировки ЛА при работе ШВП на взлетно-посадочных режимах, уменьшения значений угловых колебаний ЛА и нагружения могут быть применены управляемые поперечные ограждения в области ВП.

Особенности проектирования транспортных средств с частичной разгрузкой движителя воздушной подушкой

Подъемно-двигательный комплекс (ПДК) транспортных средств с частичной разгрузкой механического движителя воздушной подушкой в общем случае объединяет две главные конструктивные системы:

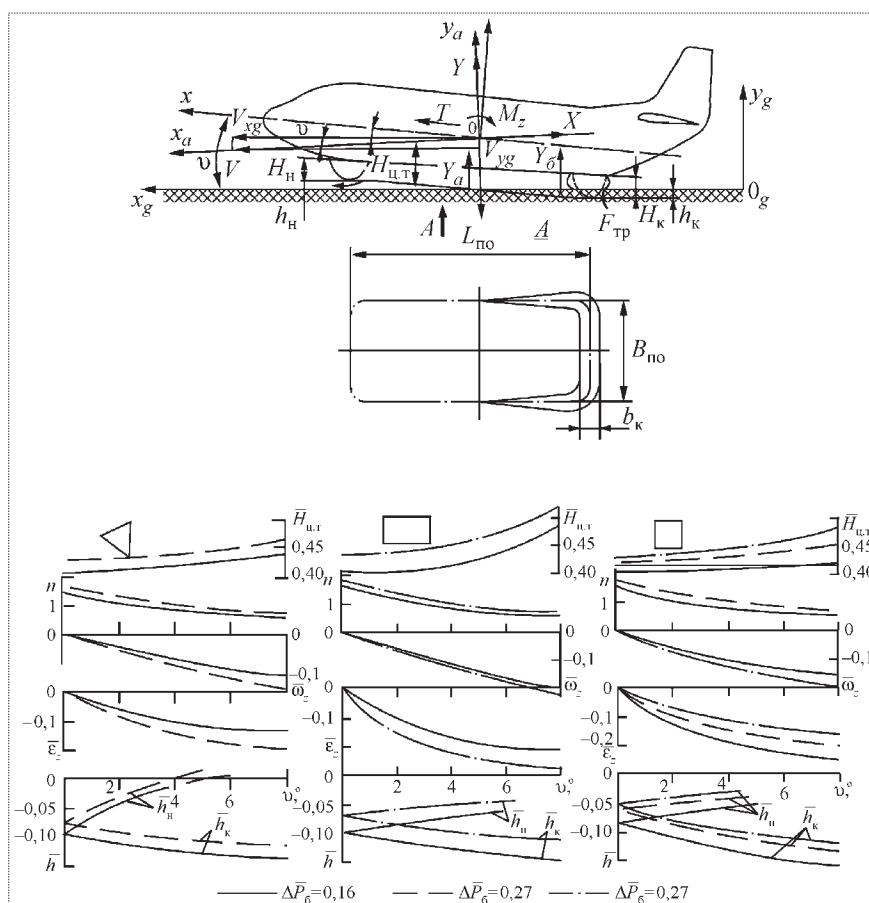


Рис. 7. Анализ влияния на параметры удара формы ШВП в плане на примере посадочного удара самолета типа Ан-72

систему создания ВП (подъемную) и ходовую — для создания тяговых и управляющих усилий. Здесь с помощью ВП обеспечивается регулирование давления движителя на опорную поверхность.

При движении машины с ВП любые изменения дорожно-грунтовых условий сопровождаются изменениями режимов работы подъемной и ходовой систем ПДК. При изменении несущей способности грунта происходит изменение глубины колеи движителя, что, в свою очередь, приводит к изменению зазора "грунт — гибкое ограждение", режима работы вентилятора в системе создания ВП по давлению, расходу воздуха и потребляемой мощности. Это вызывает изменения давления в ВП и контактного давления движителя, тягово-сцепных свойств и энергозатрат подъемной и ходовой систем.

В связи с этим, с одной стороны, характеристики обеих систем должны быть строго согласованы, а с другой — они должны быть снабжены элементами управления, с помощью которых (в зависимости от внешних условий и общего веса машины) могут быть заданы и реализованы наиболее выгодные режимы ра-

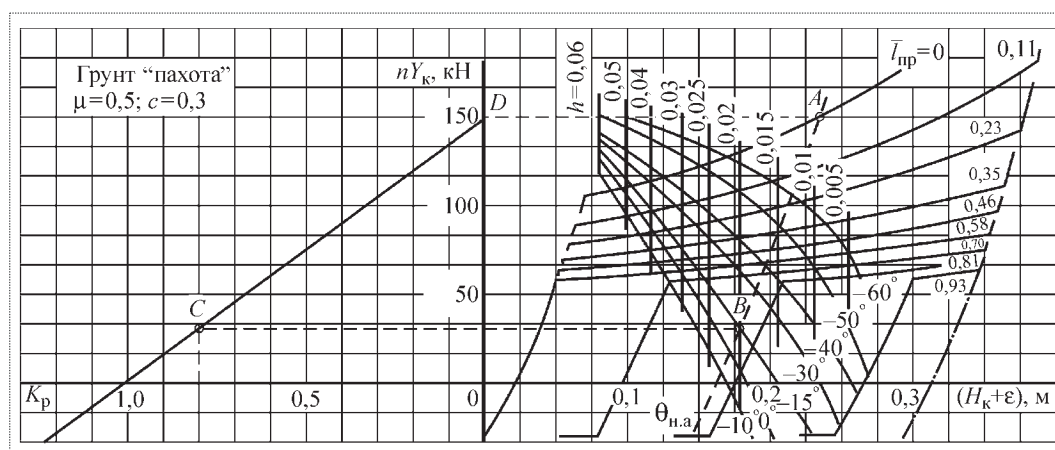


Рис. 8. Согласование характеристик режимов работы регулируемых систем создания ВП (углом $\theta_{н.а}$) и подвески движителя ТСВП положением порционера $\bar{I}_{пр}$ (nY_k – суммарная нагрузка на колеса ТСВП; H_k – ход колеса по высоте; ϵ – глубина колеи колеса)

боты ПДК. Это является необходимым условием получения эффекта от применения ВП в качестве средства улучшения эксплуатационных свойств транспортной техники как по проходимости и затратам мощности на движение, так и по плавности хода (динамической нагруженности ТСВП).

Особенностью конструктивного исполнения ПДК рассматриваемого ТСВП является наличие управляемой гидропневматической подвески движителя $I_{пр}$, позволяющей принудительно изменять клиренс машины, и двух энергетических установок – одна для вращения вентиляторов с регулированием режима их работы путем изменения угла $\theta_{н.а}$ установки с помощью направляющего аппарата, а другая – для создания тяги движителей.

Возможно исполнение ПДК с регулируемой высотой расположения гибкого ограждения ВП на корпусе машины и подвеской движителя в традиционном нерегулируемом виде. Могут быть созданы ТСВП с единой энергетической установкой для создания ВП и тяги движителя.

Возможности управления ТСВП активными элементами управления, в частности направляющим аппаратом ($\theta_{н.а}$) вентиляторов ВП и положением порционера в системе подрессоривания, показаны на рис. 8. Этот случай приведен лишь для одного типа грунта ($\mu = 0,5$; $c = 0,3$), который по своим свойствам занимает среднее положение в совокупности грунтов, на которых предполагается эксплуатация ТСВП. Во всех прочих случаях эти соотношения совместной работы системы подрессоривания и системы создания ВП соблюдаться не будут.

В случае применения автоматизированной системы контроля за сцепными свойствами грунта этих проблем удастся избежать, дозируя нагрузку механического движителя (или величину его разгрузки подушкой), а также подаваемый крутящий момент. Та-

ким образом будут достигнуты максимальные тяговые возможности ТСВП на данном грунте с меньшими затратами мощности на движение.

Применение автоматизированного управления активными элементами в ПДК позволяет осуществлять управление колебаниями ТСВП (в том числе и ЛА) при движении по неровной опорной поверхности. Некоторые из этих элементов могут быть полезны в случае возникновения автоколебаний ТСВП.

Выполненные за последние двадцать лет проектные, расчетные и экспериментальные исследования по разработке ТС и ЛА с ШВП позволили спроектировать и создать амфибийные ТС и ЛА внеаэродромного базирования с ШВП, лишенные недостатков, присущих эксплуатировавшимся ранее аналогичным отечественным и зарубежным объектам.

ШВП нового поколения не вызывают автоколебаний ЛА и ТС, не имеют вибраций ограждения при всех режимах движения, обеспечивают более высокую (в 2–3 раза) статическую устойчивость по крену и тангажу, лучшие амортизационные свойства и меньшую нагруженность конструкции при посадочном ударе и движении по неровным поверхностям, требуют меньших затрат мощности на создание ВП. Гибкое ограждение предложенных конструкций ШВП не только сохраняет устойчивость формы без опасности подлома (замыва) при значительно большей скорости движения объекта, но и позволяет осуществлять выпуск–уборку ШВП, не опасаясь появления негативных воздействий (дивергенции или флаттера). При этом система формирования ВП характеризуется существенно меньшим пылебрызгообразованием.

Созданный в ЦАГИ научный задел и развитая экспериментальная база позволяют проводить работы по дальнейшему совершенствованию летательных и наземных аппаратов, использующих воздушную подушку.

УДК 656.7

Тросовые системы для межпланетных перелетов

Р.Р. Назиров, И.М. Сидоров, В.А. Фролов

Предложены новые способы перемещения грузов в космическом пространстве с помощью группировки тросовых систем. Обсуждается эффективность их использования и перспективы практического применения.

R.R. Nazirov, I.M. Sidorov, V.A. Frolov. Rope Systems In Interplanetary Flights

The article presents new methods of cargo transport in space with the help of a network of rope systems, scrutinizing the efficiency of such systems and the prospects of their application in real life.

В настоящее время разрабатывается ряд проектов межпланетных полетов. В первую очередь речь идет о пилотируемой экспедиции на Марс и создании постоянной базы на Луне. Необходимо признать, что реализация этих проектов столкнется с большими трудностями, поскольку состояние современной ракетной техники близко к пределам своих технических возможностей.

Так, ракета-носитель "Протон" при стартовой массе порядка 650 т выводит на опорную орбиту объект массой около 22 т, а на межпланетную орбиту к Марсу — массой 6,5 т (т.е. 1 % от стартовой массы). Соответствующие оценки полета к Марсу с посадкой на его поверхность показывают, что масса возвращаемого на Землю аппарата составит 0,01 % от стартовой массы ракеты.

По расчетам, масса космического комплекса, который выводится с Земли на орбиту к Марсу, должна быть порядка 600 т. Если использовать ракету "Протон", то потребуется, как минимум, 100 ракет с общей стартовой массой 65 000 т. Осуществление этого проекта потребует радикального увеличения соответствующих производственных мощностей и строительства дополнительных стартовых площадок.

Если выбрать в качестве носителя сверхтяжелую ракету, например "Сатурн-5" или "Энергия", то это качественно не изменит конечный результат. Это связано с тем, что современные ракетные двигатели на химическом топливе имеют характеристики, близкие к теоретическому пределу.

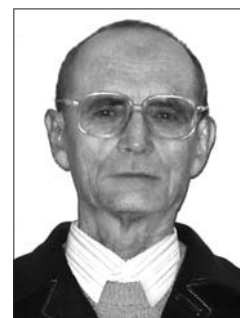
В последнее время большое внимание уделяется разработке электрореактивных двигателей (ЭРД). Их удельная тяга (~1200...4000 с) в 5–10 раз больше, чем у ЖРД. Однако другие технические характеристики таковы, что не следует питать иллюзий, будто применение ЭРД обеспечит прорыв в осуществлении пилотируемых межпланетных полетов.

Как правило, при перечислении преимуществ использования ЭРД часто умалчивается о том, что траектория разгона далека от оптимальной, и в случае применения ЭРД требуемое приращение скорости будет в три раза больше, чем для ЖРД. Таким образом, преимущество ЭРД, состоящее в большой величине удельной тяги, сходится на нет.

Можно привести еще ряд примеров, показывающих, что попытка решения данной задачи с помощью современных реактивных двигателей различного типа не имеет перспектив. Поэтому необходимо искать более эффективные способы перемещения в космическом пространстве.



НАЗИРОВ
Равиль Равильевич —
заместитель директора
ИКИ РАН, доктор техн.
наук



СИДОРОВ
Игорь Михайлович —
ведущий научный сотрудник
ИКИ РАН, доктор
техн. наук



ФРОЛОВ
Валерий Александрович —
главный специалист
ИКИ РАН

В настоящей статье рассматривается возможность применения тросовых систем в космосе. (Под тросовой системой понимается связка двух космических аппаратов, соединенных тросом длиной в десятки или сотни километров.) Это сравнительно новый класс искусственных космических объектов, способных решать целый ряд недоступных для традиционной ракетной техники задач.

Тросовые системы в космосе. Сама идея применения тросовых систем в космосе не нова. К.Э. Циолковский предлагал использовать тросовые системы для создания искусственной тяжести. Ф.А. Цандер выдвинул идею создания "космического лифта" в виде троса, протянутого с поверхности Луны к Земле.

Однако начало практического использования тросовых систем в космосе связано с трудами итальянского ученого Дж. Коломбо, который совместно с коллегами из США разработал в 1960–1970-х гг. множество вариантов применения тросовых систем. С их помощью можно эффективно решать следующие задачи:

осуществление гравитационной стабилизации аппарата;

создание космического лифта;

создание искусственной тяжести;

запуск малых спутников с помощью тросовой системы, вращающейся около центра масс;

получение электроэнергии в токопроводящем тросе.

Проекты, предложенные учеными, получили финансовую поддержку в США, и это позволило выполнить ряд важных летных экспериментов.

В конце 1966 г. были проведены два эксперимента с участием пилотируемых кораблей "Джемини", которые соединялись лентами длиной 30 м со ступенью ракеты "Аджена". В первом эксперименте связка космических объектов вращалась вокруг общего центра масс, а во втором — находилась в устойчивом положении вдоль радиуса-вектора, направленного к центру Земли.

В рамках американо-японской программы в 1980–1985 гг. была осуществлена серия экспериментов "CHARGE" с электропроводящим тросом. Исследовалась электродинамика тросовой системы.

В 1992 г. в рамках эксперимента "TSS-1" предполагалось отвести от корабля "Атлантис" спутник на электропроводящем тросе длиной 20 км и выполнить электродинамические и радиофизические исследования. Эксперимент закончился неудачно и в 1996 г. был повторен. Трос был вытянут на всю длину, но перегорел из-за короткого замыкания. Вместе с тем в экспериментах серии "TSS" была проведена часть запланированных электродинамических исследований.

В 1993–1994 гг. были выполнены эксперименты "SEDS-1" и "SEDS-2". От второй ступени носителя "Дельта-2" отводился груз на тросе длиной 20 км. В первом эксперименте отрабатывалась технология спуска груза с орбиты, а во втором проводились исследования по динамике разворачивания троса вдоль гировертикали.

В 1993 г. также с использованием ракеты "Дельта-2" был проведен эксперимент "PMG" с электропроводящим тросом длиной 500 м, позволивший исследовать некоторые эффекты электродинамики данной системы.

В 1996 г. состоялся запуск двух аппаратов с тросом длиной 4 км. В эксперименте изучалось воздействие на трос микрометеоритов.

Имеется большое количество публикаций, посвященных различным аспектам применения тросовых систем в космосе.

Таким образом, в настоящее время имеются экспериментальная и теоретическая базы, позволяющие предложить еще один проект практического применения тросовых систем. Речь идет о возможности построения транспортной артерии для перемещения объектов в межпланетном пространстве.

Группировка тросовых систем. В работах ИКИ РАН исследуется принципиальная схема построения группировки орбитальных тросовых систем (ОТС), позволяющая обеспечить, например, циклическую доставку полезного груза с Земли на Луну и обратно. Предварительные результаты по выбору различных схем транспортных трасс в космическом пространстве и оценки их эффективности приведены в работах [1, 2].

Для создания группировки, состоящей, например, из двух тросовых систем, расположенных на околоземных орбитах, и одной такой системы на орбите около Луны, необходимо решить ряд принципиальных задач:

развернуть на орбитах тросовые системы и управлять их движением;

обеспечить перелет грузов между отдельными системами;

обеспечить режим многократного использования группировки.

Рассмотрим последовательно принципиальную возможность решения этих задач.

Тросовая система как элемент предлагаемой группировки конструктивно похожа на ту, что уже разрабатывалась в космосе в ходе упомянутых выше летных экспериментов. Она представляет собой два концевых блока *A* и *B*, соединенных тросом (рис. 1). К блокам, в свою очередь, пристыкованы обменные грузы K_A и K_B .

Система может находиться либо во вращательном состоянии около общего центра масс (ЦМ), либо в колебательном состоянии относительно радиуса вектора, направленного от центра масс объек-

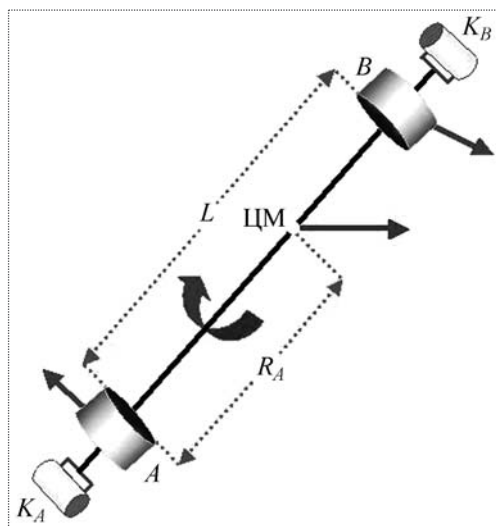


Рис. 1. Схема движения орбитальной тросовой системы

та к центру Земли. При этом ОТС может иметь такие линейные размеры, что между концевыми блоками возникает заметная разность гравитационных потенциалов.

На одном или сразу на двух концевых блоках предполагается установить электродвигатели обратимого действия, работающие по принципу рекуперации, а также аккумуляторы и источники электрического тока. Управляя длиной троса, можно менять режим движения системы — изменять амплитуду ее колебания или угловую скорость вращения. Расчеты показывают, что, несмотря на такое ограниченное управление, можно осуществить развешивание троса и далее управлять его движением в плоскости орбиты, в плоскости рыскания, а также продольными колебаниями системы.

Управление перелетом между тросовыми системами. В группировку кроме орбитальных тросовых систем включены обменные грузы, которые должны осуществлять перелет от одной тросовой системы к другой. В сущности, именно решение задачи перелета грузов связывает отдельные тросовые системы в одно целое, превращая их в транспортную артерию.

Рассмотрим принципиальную схему перелета обменного груза между тросовыми системами, которые занимают разные орбиты. Важно, что этот процесс должен выполняться без применения ракетных двигателей. Только при этом условии после выполнения перелета космические объекты обмениваются не только массами, но и энергией.

На рис. 2 показаны орбиты двух тросовых систем ОТС1 и ОТС2. Орбиты расположены в одной плоскости, а системы находятся в режиме вращения около центра масс.

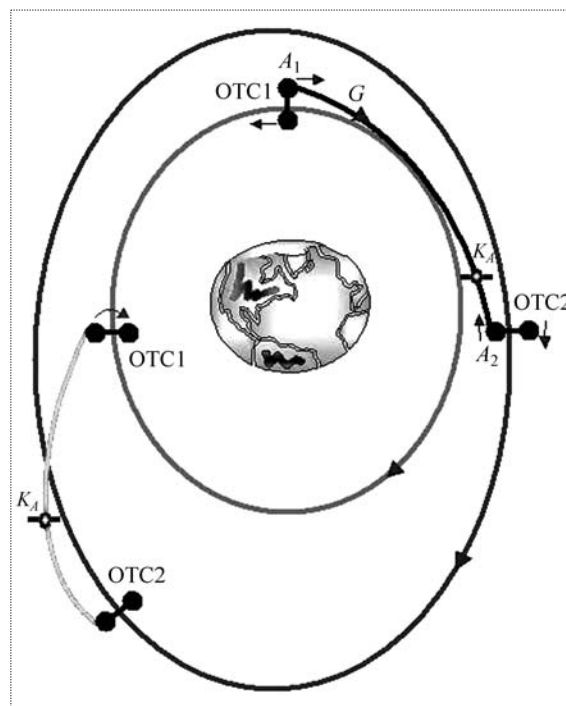


Рис. 2. Схема передачи энергии с тросовой системы ОТС1 на ОТС2 (перелет груза K_A с нижней тросовой системы на верхнюю ОТС2)

Для успешного решения задачи необходимо постоянно уточнять параметры движения тросовых систем. Поэтому используем данные с наземных станций слежения и задействуем спутниковую систему глобального позиционирования.

В данном случае (см. рис. 2) схема выполнения стыковки существенно отличается от применяемого в настоящее время метода как с точки зрения динамики относительного движения объектов, так и по времени, отведенному на процесс сближения. Расчеты показывают, что при соответствующем выборе длины троса, скорости вращения около центра масс и фазы отделения груза можно обеспечить совпадение параметров движения K_A и концевой блока верхней тросовой системы ОТС2 в момент контакта. Никакого зависания в этом случае быть не может, и контакт должен происходить точно в заданный момент времени.

При выполнении перелета из-за неизбежных ошибок измерительных систем и исполнительных органов траектория движения K_A отклоняется от номинальной. Предполагается, что коррекция движения вплоть до момента контакта выполняется ракетными импульсными двигателями, установленными на K_A .

На рис. 3 показана динамика сближения груза K_A и концевой блока ОТС2 в системе координат, связанной с точкой контакта. Концевой блок A_2 движется по циклоиде, и в момент контакта требуется обеспечить касание точкой возврата циклоиды стыковочного узла

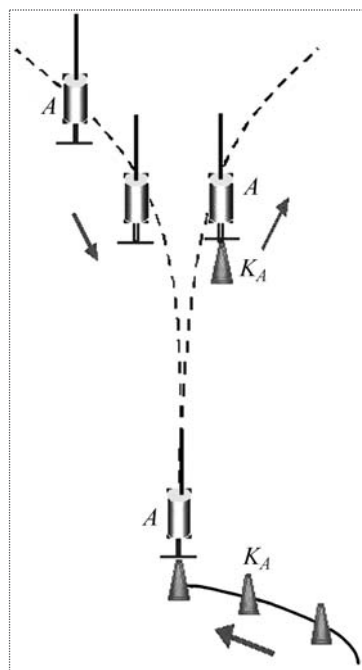


Рис. 3. Динамика стыковки обменного груза K_A с концевым блоком

груза K_A . После срабатывания системы захвата груз будет находиться под действием силы натяжения троса. При этом вектор орбитальной скорости центра масс ОТС2 после захвата груза определяется геометрическим сложением скоростей контактирующих объектов.

Кроме того, решение задачи стыковки позволит осуществить новый метод доставки полезных грузов с

Земли на орбиту, т.е. можно доставлять груз K_A на контакт с концевым блоком тросовой системы в момент времени, когда в процессе вращения этот блок проходит самую нижнюю точку траектории. Схематично этот процесс показан на рис. 4.

Скорость движения концевого блока относительно поверхности Земли в этом случае равна разности орбитальной скорости центра масс тросовой системы и касательной скорости вращения около центра масс. Таким образом, для доставки груза на контакт с тросовой системой требуется значительно меньшая скорость выведения. Это позволит с помощью того же носителя поднимать больший груз. Кроме того, подобные условия вывода могут сделать вполне эффективным использование авиационно-космической системы.

Таким образом, для осуществления поставленной задачи необходимо разработать новую схему управления процессами сближения и стыковки.

Авторы занимались разработкой методов управления движением контактирующих объектов не только в космосе, но и в водной среде, а также движением грузов, подвешенных на тросах. В зоне контакта информация о взаимном положении объектов определяется позиционно-чувствительным оптическим датчиком, закрепленным на активном объекте. Датчик ориентируется в направлении на световые реперы, закрепленные на посадочной плоскости пассивного объекта. При этом в процессе управления оптический датчик фактически выполняет функции дальномера, гироскопической системы и акселерометров.

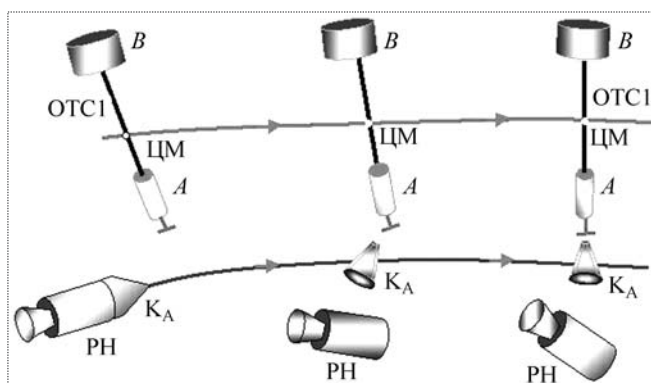


Рис. 4. Схема доставки ракетой-носителем груза K_A на концевой блок ОТС1

В настоящее время изготовлена и прошла испытание действующая модель системы автоматического управления процессом сближения и посадки. Модель представляет собой автономный объект, который функционирует в водной среде и в автоматическом режиме осуществляет высокоточную посадку на произвольно ориентированную в пространстве подводную мишень.

На тех же принципах разработана схема стыковки космических объектов. Моделирование процессов сближения показывает, что при значительных отклонениях от номинала параметров движения объекта на начальном этапе перелета обеспечивается контакт с концевым блоком в заданный момент времени с точностью 1 см по линейным координатам.

Процесс перелета груза между тросовыми системами можно использовать также для преобразования электрической энергии, которая вырабатывается на концевых блоках, в энергию движения центра масс ОТС. Возможно также и обратное преобразование механической энергии вращения тросовой системы в электрическую.

Транспортная система Земля–Луна. При перелете грузов между тросовыми системами выполняется закон сохранения энергии. Однако по сравнению с ракетным двигателем, где продукты сгорания безвозвратно уносятся с собой массу и энергию, в данном случае суммарная энергия группировки не меняется. Вместе с тем в соответствии с тем же законом по мере подъема груза на более высокие орбиты его энергия увеличивается. Адекватно уменьшается энергия тросовых систем, их орбиты "проседают". Многократно использовать такую систему для доставки грузов (например, на поверхность Луны) нельзя. Для восстановления параметров орбит можно воспользоваться преобразованиями электрической энергии в энергию орбитального движения. Однако в полном объеме эту задачу решить достаточно сложно.

Более предпочтительной является транспортная трасса, работающая по принципу фуникулера. Если эквивалентный по массе груз переместить через группировку тросовых систем в обратном направлении и в самой нижней точке орбитального движения этот груз отделить, то все параметры движения объектов группировки вернуться к исходным значениям. Однако на околоземных орбитах нет достаточного материала для осуществления этого процесса. Поэтому ставится вопрос о разработке транспортной трассы до поверхности Луны. Это позволит использовать лунный грунт для обмена на полезный груз, который будет доставляться с Земли.

Предварительные результаты исследований авторов говорят о принципиальной возможности создания транспортной трассы Земля—Луна, с помощью которой может быть решен ряд комплексных транспортных задач, в частности задача доставки на поверхность Луны оборудования для строительства базы.

Как уже было сказано, группировка, которая образует транспортную трассу, включает тросовые системы ОТС1 и ОТС2 на орбитах вблизи Земли и одну систему T_S на орбите около Луны. Орбита ОТС1 — круговая, а орбита ОТС2, более высокая, — эллиптическая. Плоскости орбит выбраны полярными, что позволяет избежать их эволюции из-за несферичности поля тяготения Земли. Кроме того, объект на полярной орбите будет находиться существенно меньше времени в поясах радиации, чем в случае экваториальной орбиты.

Недостаток такого выбора в том, что при выводе груза в точку контакта не используется эффект вращения Земли.

Тросовая система T_S устанавливается на круговую экваториальную орбиту около Луны.

Транспортировка полезного груза по тросовым системам около Земли была изложена выше. Для выполнения перелета с околоземной орбиты на орбиту около Луны необходимо выбрать параметры вращения более высокой тросовой системы (ОТС2), фазу вращения и момент отделения груза от концевого блока с учетом естественного движения Земли и Луны.

Таким образом, задается номинальная пространственная траектория полета, которая начинается после отделения груза в полярной плоскости Земли и заканчивается отрезком гиперболической траектории в экваториальной плоскости Луны. Расстояние пролета объекта у поверхности Луны выбирается так, чтобы произошел контакт груза с концевым блоком лунной тросовой системы. В выполненных расчетах

показано, что существует целое семейство траекторий, обеспечивающих задачу перелета.

В реальном полете необходима коррекция параметров движения ракетными двигателями, установленными на перелетном объекте, для устранения ошибок измерения и неточности работы исполнительных органов.

При подлете к Луне осуществляется контакт груза с концевым блоком лунной тросовой системы T_S . Скорость вращения концевого блока и параметры движения системы выбираются так, чтобы в нижней фазе вращения блок находился на расстоянии около 2...3 км от поверхности Луны и имел относительную скорость 50...100 м/с. При этих условиях груз отделяется от концевого блока и с помощью ракетных двигателей совершает посадку. Предполагается, что доставленное оборудование выгружается, а на его место загружается равновесный балласт, состоящий из лунного грунта. При этом понятно, что для осуществления погрузки балласта необходима минимально достаточная технологическая инфраструктура на поверхности Луны.

Следующим этапом является движение в обратном направлении. Ракетный двигатель выводит обменный груз на контакт с концевым блоком со скоростью 50...100 м/с. Затем выполняется перелет на околоземную тросовую систему ОТС2. Конечный этап полета — это момент отделения доставленного с Луны груза в нижней фазе вращения ближайшей к Земле тросовой системы ОТС1.

В результате параметры транспортной системы возвращаются к параметрам, близким к исходным, исключая расходы на коррекцию движения при перелетах и затраты на посадку и старт обменного блока на поверхности Луны.

Таким образом, транспортная система должна циклически доставлять на поверхность Луны полезный груз. Ракетная техника используется только для подъема груза в точку первого контакта с концевым блоком ближайшей к Земле тросовой системой ОТС1, а далее движение выполняется по принципу фуникулера без существенных затрат ракетного топлива.

В рамках данного предложения рассмотрены также энергетические аспекты работы группировки тросовых систем. Показана возможность наращивания массы транспортной системы, что увеличивает надежность ее работы и упрощает задачи управления. В данном случае любой дополнительный груз, доставленный в транспортную систему, только улучшает ее характеристики.

Возможность доставки дополнительных грузов может быть использована для обеспечения дальних

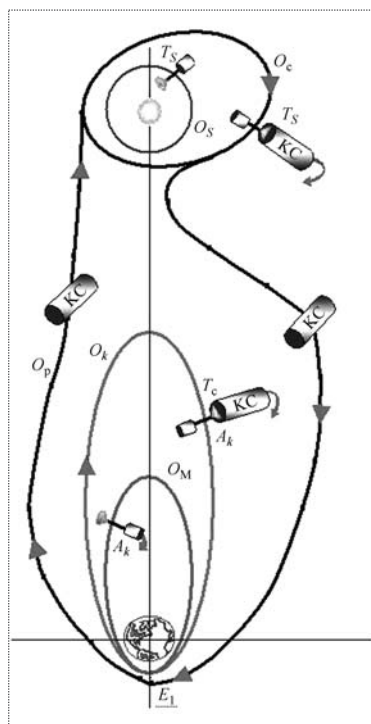


Рис. 5. Схема движения космической станции по трассе Земля–Луна

космических полетов. При длительной работе группировки можно сформировать на эллиптической орбите с большой высотой апогея марсианский космический корабль. Представляется, что с помощью такой системы это можно сделать более экономично, чем при использовании только ракетной техники.

Предлагаемая группировка тросовых систем позволит использовать гравита-

ционный потенциал лунного грунта и энергию движения Луны для выполнения межпланетных космических полетов.

На том же принципе основана работа гидроагрегата, который вырабатывает энергию за счет разности гравитационного потенциала воды в верхнем и нижнем бьефе. Гидроагрегат может работать как насос, перекачивая воду из нижнего бьефа в верхний. Этот же механизм преобразует поступательную энергию воды во вращательную энергию вала. Предлагаемая система — это механизм, преобразующий энергию движения центра масс объекта во вращательное движение привода на концевом блоке. В том и другом случае КПД преобразования энергии близок к 100 %.

Если построить достаточно развитую транспортную трассу на основе тросовых систем, то можно будет ставить вопрос о строительстве космической станции, предназначенной для выполнения циклических перелетов по маршруту от окрестности Земли до окрестности Луны и обратно.

Группировка, в состав которой включена космическая станция, находясь в поле тяготения двух тел, сохраняет неизменным гравитационный потенциал, и поэтому для выполнения полета не требуется применения ракетных двигателей.

На рис. 5 показана схема полета такой станции. Предполагаемая продолжительность полета в одну сторону — около трех суток. Там же схематично показаны проекции траекторий перелета станции на плоскость орбиты Луны. На самом деле перелет происходит по пространственной кривой.

Итак, использование группировки тросовых систем в качестве транспортных артерий позволит в перспективе решить задачу межпланетных полетов. Научно-техническая база для реализации таких проектов имеется.

Полученные к настоящему времени научные и экспериментальные результаты показывают, что наиболее сложная задача, связанная с перелетами обменных грузов между элементами группировки, может быть выполнена.

Если утвердится мнение о том, что тросовая система может стать основой для создания магистральных транспортных трасс в космическом пространстве, то это послужит стимулом для продолжения работ по разворачиванию тросовых систем. В настоящее время такие конструкции широко применяются при строительстве подвесных мостов.

Исследования, проводимые в ИКИ РАН, направлены на то, чтобы показать принципиальную возможность создания тросовых систем, играющих роль постоянно действующих транспортных артерий для межпланетных перелетов. Эксперимент должен подтвердить возможность разворачивания тросовой системы большой длины, универсального управления системой, стыковки космического объекта с концевым блоком. Соответствующее математическое обеспечение для такого эксперимента подготовлено.

Список литературы

1. Сидоров И.М. О возможности реализации полетов в космическом пространстве без использования принципа реактивного движения // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2002. № 9. С. 17–23.
2. Иванов Н.Н., Сидоров И.М. О возможности реализации комплексного эксперимента по разворачиванию тросовой системы на основе использования второй ступени ракеты-носителя "Космос 3М" // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2003. № 11. С. 28–34.
3. Сидоров И.М. Возможность использования тросовых систем // ДАН. 2002. Т. 384. № 4. С. 483–488.
4. Сидоров И.М. Предложения о построении группировки космических объектов, предназначенной для решения транспортных и энергетических задач // Космические исследования. 2004. Т. 42. № 1. С. 63–75.

УДК 629.7

Эксплуатация объектов наземной космической инфраструктуры за пределами назначенных показателей ресурса

В.А. Меньшиков, В.В. Букрин, С.А. Поляков, А.В. Фирсанов

Рассмотрены подходы к продлению срока эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры. Показаны особенности организации эксплуатации этих объектов за пределами назначенных показателей ресурса. Рассмотрена гибкая стратегия эксплуатации, предусматривающая принятие решения о продолжении или прекращении эксплуатации объекта в зависимости от его технического состояния.

V.A. Menshikov, V.V. Bukrin, S.A. Poliakov, A.V. Firsanov. Operation Of Ground-Based Elements Of Space Systems Beyond Guaranteed Service Life

The article casts light on the approaches to service life extension of ground-based infrastructure of space systems. It describes specific steps taken to ensure their operation after their guaranteed service life has expired. The article also reviews the flexible operational concept, which provides for decision-making on whether to extend service life or not based on the technical condition of such systems.

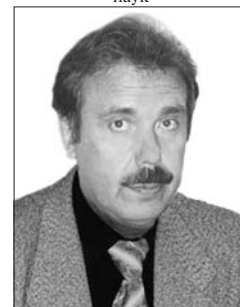
Наземная космическая инфраструктура (НКИ) представляет собой совокупность технических, стартовых и других технологических комплексов по подготовке космических средств, пунктов управления с коммуникациями, каналами связи, системой электротеплоснабжения, обслуживающим персоналом, документацией.

Многие современные проблемы эксплуатации объектов НКИ связаны с тем, что их значительная часть эксплуатируется за пределами назначенного показателя ресурса (срока службы). В основном эти проблемы обусловлены сложившейся практикой создания объектов НКИ и принятой ранее жесткой стратегией их эксплуатации. По-существу, все технические решения, связанные с эксплуатацией объектов НКИ (в том числе и поддержанием их работоспособного состояния), принимались еще на стадии проектирования, в середине XX в. Данные решения должны были неукоснительно реализовываться при эксплуатации: все эксплуатационные процессы выполняться по заданной технологии, планомерно проводиться технические обслуживания и ремонты, поиск и устранение неисправностей, категорирование и т.д. Такая жесткая стратегия являлась оправданной на начальном этапе эксплуатации объектов НКИ, когда был достаточен назначенный показатель ресурса (НПР) и не возникало проблем, связанных с его завершением.

В связи с тем, что доля объектов НКИ за пределами НПР возрастает, вопросы, связанные с их дальнейшей эксплуатацией, становятся все более актуальными. Федеральное космическое агентство выделило проблему обеспечения надежности и безопасности объектов НКИ за пределами НПР в число особо приоритетных. Был выпущен руководящий документ [1], в основном определивший порядок эксплуатации таких объектов с использованием ресурсосберегающих технологий.



МЕНЬШИКОВ
Валерий Александрович — директор НИИ космических систем — филиала ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, профессор, доктор техн. наук



БУКРИН
Валерий Васильевич — заместитель директора НИИ космических систем — филиала ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, профессор, доктор воен. наук



ПОЛЯКОВ
Сергей Александрович — начальник отдела Центра эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры



ФИРСАНОВ
Александр Витальевич — начальник отдела Управления заказов и поставок космических систем средств ракетно-космической обороны

Внедрение ресурсосберегающих технологий связано со стремлением продлить сроки эксплуатации (СрЭ) объектов НКИ при минимальных финансовых затратах на восстановление части оборудования. Продление срока эксплуатации агрегатов, систем, строительных конструкций возможно благодаря наличию остаточного технического ресурса (ОТР) на момент истечения гарантийного или продленного ранее срока службы, который проявляется в виде запаса прочности конструкций, износостойкости механизмов, долговечности и сохранности комплектующих изделий, избыточной мощности приводов и т.п.

ОТР объекта НКИ определяется его наработкой до перехода в предельное состояние, под которым понимается такое состояние, когда дальнейшая эксплуатация объекта невозможна либо нецелесообразна [2]. Невозможность эксплуатации объекта НКИ определяется недопустимым снижением уровня безопасности его функционирования и невозможностью выполнения предусмотренных технологическим графиком операций из-за перехода части основного оборудования в состояние неустранимого отказа. Нецелесообразность эксплуатации объекта НКИ определяется главным образом технико-экономическими причинами (неоправданным возрастанием эксплуатационных затрат).

При оценивании ОТР объекта НКИ основное внимание уделяется факторам, определяющим невозможность его дальнейшей эксплуатации. Для формирования критериев перехода объекта НКИ в предельное состояние используются данные о соотношении затрат на обеспечение дальнейшего функционирования объекта и затрат на его полную замену.

Как отмечается в работе [3], предельность состояния объекта НКИ может различаться по степени необратимости ухудшения его технического состояния.

Если невозможность дальнейшей эксплуатации объекта НКИ устраняется без проведения капитального ремонта, то такое состояние принято называть предельным состоянием первого рода. Переход объекта НКИ в это состояние связан с изменением технического состояния его базовых элементов.

При невозможности устранить неисправность даже при проведении капитального ремонта наступает предельное состояние второго рода (конечное предельное состояние). Наступление этого состояния напрямую обусловлено ухудшением технического состояния базовых элементов объекта НКИ (элементов,

которые в силу своих объективных физических параметров и отводимой им роли в процессе функционирования объекта НКИ не могут быть восстановлены при проведении капитального ремонта).

Основной идеей организации эксплуатации объектов НКИ за пределами НПР является регулярный контроль за их фактическим техническим состоянием с последующим прогнозированием предельного состояния первого рода и определением оптимальных по стоимости объемов и сроков ремонтно-профилактических мероприятий по предупреждению его наступления с одновременным контролем признаков перехода в предельное состояние базовых элементов объектов НКИ.

Предельное состояние объектов НКИ полностью определяется техническим состоянием составляющих элементов и зависит от наступления их предельного состояния. Вид этой зависимости определяется вкладом технологических систем в обеспечение эффективности применения объектов НКИ по назначению.

Признаком предельного состояния является неустранимое снижение уровня запаса безотказности функционирования объекта НКИ на этапе применения по целевому назначению или переход хотя бы одного из его базовых элементов в состояние неустранимого отказа.

Проблема оценивания запасов ОТР является одной из наиболее сложных при организации эксплуатации объектов НКИ за пределами НПР. Основные трудности связаны с отсутствием информации о реальном техническом состоянии, процессах изнашивания и фактических запасах ресурса объектов НКИ, а также с неопределенностью показателей предельных состояний объектов НКИ, определяемых границами полей допуска параметров. Разрешение этих неопределенностей неразрывно связано с оцениванием технического состояния эксплуатируемых объектов НКИ с применением методов неразрушающего контроля (методов дефектоскопии). При этом требуется решение взаимосвязанных задач по выбору параметров контроля технического состояния оборудования, а также выбору методов и средств контроля. Главным критерием, определяющим пригодность применяемых методов контроля, является способность детектировать проявляющиеся физические явления с достаточной степенью достоверности. Важными характеристиками методов являются их чувствительность и возможность применения.

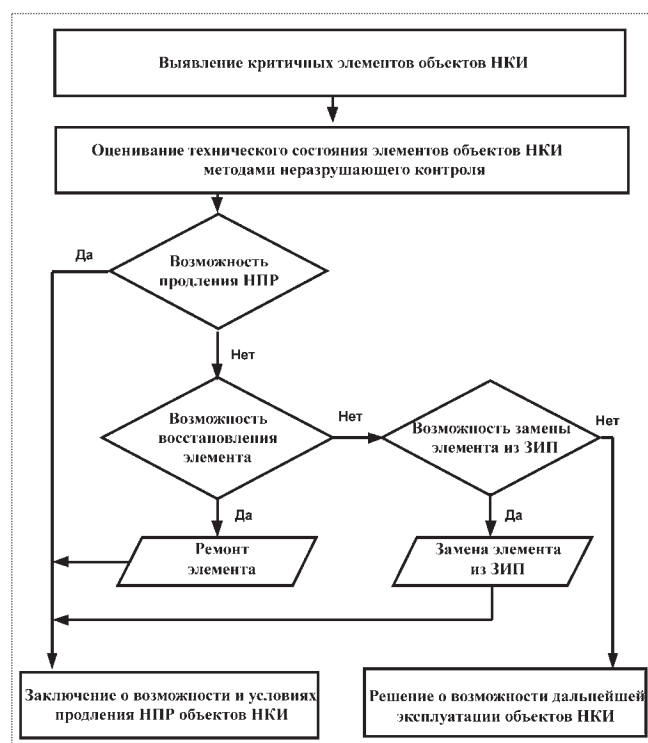
Проблема продления сроков эксплуатации связана также с решением целого ряда конструктор-

ских, научно-исследовательских, материаловедческих, технологических, эксплуатационных задач, определяющих стабильность, долговечность, надежность конструкций объектов НКИ и их свойства. Решение этой проблемы требует всестороннего анализа поведения агрегатов и систем при длительной эксплуатации, накопления статистических данных по их техническому состоянию, экспериментальной отработки комплектующих, научного прогнозирования остаточного ресурса с учетом всего многообразия воздействующих факторов и определения необходимого объема и периодичности ремонтно-восстановительных работ.

С точки зрения теории систем НКИ является большой (по числу элементов), сложной (по физическим процессам) и иерархической (по построению) технической системой, содержащей основные функциональные элементы (агрегаты, системы, устройства, узлы, детали и т.д.), расположенные по уровням в порядке их подчинения с отражением связей между ними. Главным аспектом проблемы продления СрЭ такой системы является анализ режимов ее работы на всех этапах эксплуатации с выявлением тех признаков (критериев), от которых зависит обеспечение целевой задачи применения объектов НКИ в любой заданный момент времени в условиях возможного изменения свойств и возникновения отказов отдельных элементов оборудования в результате эксплуатации за пределами гарантийных сроков службы.

Исходя из особенности эксплуатации объектов НКИ, заключающейся в невозможности проверки их работоспособности путем включения на функционирование, решение задачи продления СрЭ сводится к выполнению следующих видов работ [2]:

1. Контроль технического состояния агрегатов и систем на объектах эксплуатации средствами диагностического контроля.
2. Периодические проверки функционирования объектов НКИ при их применении по целевому назначению и использование результатов проверки для оценивания возможности дальнейшего продления СрЭ объектов НКИ.
3. Проведение экспериментальных исследований отдельных элементов агрегатов и систем, а также комплектующих объектов НКИ силами специализированных организаций с целью установления остаточного ресурса и выдачи заключения о возможности их дальнейшей эксплуатации.
4. Расчетно-теоретическое прогнозирование остаточного ресурса и надежности функционирования аг-



Алгоритм выполнения работ по продлению НПП объектов НКИ

регатов и систем объектов НКИ с учетом выполненных работ по первым двум пунктам.

Основная роль при контроле технического состояния объектов НКИ средствами диагностического контроля должна принадлежать неразрушающим методам контроля, так как они дают прямой результат, позволяющий повысить достоверность принимаемых решений.

Как показала практика [4], для объектов НКИ за пределами назначенного показателя ресурса наиболее целесообразной является гибкая стратегия эксплуатации, предусматривающая оценивание технического состояния объектов НКИ и последующую выработку решения по дальнейшей их эксплуатации в зависимости от результатов этого оценивания. При этом основной целью управления техническим состоянием подобных объектов НКИ является недопущение их ресурсных отказов (перехода в предельное состояние).

При реализации гибкой стратегии на первый план выходят задачи, связанные с оцениванием фактического технического состояния агрегатов технологического оборудования и определением необходимого объема эксплуатационных работ для поддержания остаточного технического ресурса объектов НКИ на требуемом уровне.

Для получения оценок технического состояния проводится комплексное обследование систем и агрегатов объектов НКИ и работы по продлению их НПР, алгоритм выполнения которых определен [1] и представлен на рисунке.

На первом этапе работ проводится выявление критичных элементов. К ним относятся элементы, полное или частичное нарушение работоспособности которых приводит к гибели эксплуатационного персонала, невыполнению поставленных задач в установленное время или нарушению экологической обстановки в районе расположения объекта НКИ. Затем проводится обязательное обследование и оценивание технического состояния критичных элементов и их составных частей специализированными организациями по специально разработанным методикам.

Решение о продлении НПР может быть принято только тогда, когда показатели надежности и безопасности агрегатов технологического оборудования объектов НКИ, определенные методами инструментального контроля, находятся в допустимых пределах. Если же это условие не выполняется, то принимается решение о проведении необходимых работ по восстановлению требуемого технического состояния

(ремонт) либо по замене некондиционного элемента объекта НКИ.

В качестве показателей предельного состояния объектов НКИ обычно используют [3] уровень запаса безотказности функционирования объектов НКИ на этапе их применения по целевому назначению и гамма-процентный остаточный ресурс объектов НКИ.

В качестве оценки гамма-процентного остаточного ресурса объекта НКИ в целом выбирают минимальную оценку по системам и агрегатам, входящим в его.

Для оценивания систем и агрегатов объектов НКИ по уровню их критичности в документе [3] предложено использовать пять показателей, представленных в таблице. После того как для каждого элемента объекта НКИ определены эти показатели, производятся оценивание и сравнение этих элементов по уровню критичности и самые критичные элементы включаются в заявку на пополнение ЗИП.

Совершенство организации процесса эксплуатации объектов НКИ за пределами НПР принято оценивать по эффективности функционирования системы эксплуатации, под которой понимается степень ее соответствия решаемым задачам. Для оценивания эффективности функционирования системы обычно исполь-

Показатели для оценивания уровня критичности систем и агрегатов объектов НКИ

Наименование показателя	Значение показателя	Градация шкалы оценки показателя
Уровень тяжести последствий отказа элемента объекта НКИ	1,0	Отказ элемента приводит к аварии на объекте НКИ
	0,8	Отказ элемента приводит к отмене применения объекта НКИ по целевому назначению
	0,5	Отказ элемента приводит к задержке применения объекта НКИ по целевому назначению
	0,0	Отказ элемента не влияет на возможность аварии, отмены или задержки применения объекта НКИ по целевому назначению
Уровень надежности элемента объекта НКИ	1,0	Надежность элемента низкая (много отказов, резерв исчерпан)
	0,5	Надежность элемента средняя (отказы есть, частично сохранен резерв)
	0,0	Надежность элемента высокая (отказов нет, резерв полный)
Уровень израсходования технического ресурса элемента объекта НКИ	1,0	Назначенный ресурс израсходован полностью
	0,5	Назначенный ресурс израсходован частично
	0,0	Назначенный ресурс не израсходован
Уровень обеспеченности запасными частями элемента объекта НКИ	1,0	Запасные части израсходованы полностью, и нет возможности их пополнить
	0,5	Запасные части израсходованы частично, но есть возможность их пополнить
	0,0	Запасные части не израсходованы
Затраты времени и (или) средств на восстановление работоспособности элемента объекта НКИ	1,0	Затраты значительные
	0,5	Затраты средние
	0,0	Затраты незначительные

зуются показатели функциональной и экономической эффективности, выбор и обоснование которых представляют отдельную задачу. Для системы эксплуатации объектов НКИ за пределами НПП авторами работы [5] предложено использовать в качестве показателя функциональной эффективности вероятность безотказного функционирования $P_{б.ф}$ объектов НКИ, а в качестве показателя экономической эффективности — полную стоимость затрат $C_{п.з}$ на эксплуатацию объектов НКИ. При этом принимается, что система эксплуатации функционирует эффективно, если в каждом цикле эксплуатации объектов НКИ выполняется условие

$$P_{б.ф} \geq P_{тр} \text{ при } C_{п.з} = C_{\min},$$

где $P_{тр}$ — требуемая вероятность по характеристикам, заданным в техническом задании.

Выполнение приведенного условия может быть достигнуто только за счет рациональной организации процесса эксплуатации, которая обеспечивается рациональным планированием эксплуатационных мероприятий, оптимизацией состава ЗИП, высокой обученностью обслуживающего персонала и автоматиза-

цией процесса управления всеми эксплуатационными процессами. Это основные направления совершенствования давно сложившейся системы эксплуатации объектов НКИ, способные обеспечить поддержание показателей эффективности на требуемом уровне.

Список литературы

1. **Организация** проведения работ по продлению назначенных показателей ресурса (срока службы) объектов наземной космической инфраструктуры космодрома Байконур. Методические указания Росавиакосмоса (АК-21М).
2. **Основы** эксплуатации объектов космической инфраструктуры: в 5 т. С.-П., Минобороны России, 2003.
3. **Научная** концепция эксплуатации стартовых комплексов космического назначения за пределами назначенных показателей ресурса и срока службы. С.-П., Минобороны России, 1998.
4. **Меньшиков В.А.** Сравнительная оценка различных систем технического обслуживания / Материалы VI Научно-практической конференции. Ленинск, Минобороны России, 1982.
5. **Методические** основы оценивания эффективности функционирования системы эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры за пределами назначенного показателя ресурса / С.А. Поляков, С.А. Кириллов, В.В. Букрин и др. М., ЦЭНКИ, 2006.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

Первый российский космический турист осенью начнет подготовку к полету на МКС

Депутат Госдумы Владимир Груздев, который должен стать первым российским космическим туристом, начнет подготовку к полету на Международную космическую станцию (МКС) вместе с экипажем корабля "Союз" в Центре подготовки космонавтов в четвертом квартале 2008 г. О подписании контракта между Роскосмосом и депутатом о его полете на МКС сообщил заместитель руководителя Российского космического агентства, начальник пилотируемых программ Алексей Краснов.

Полет В. Груздева запланирован на осень 2009 г. Перед ним весной 2008 г. на российском космическом корабле "Союз" на МКС отправится первый южнокорейский космонавт, вслед за которым осенью 2008 г. в рамках контракта с компанией "Спейс Эдвенчерс" на МКС побывает американец Ричард Гарриот, а весной 2009 г. — другой космический турист, имя которого пока не называется.

Всего в космос уже слетали пять космических туристов. В апреле 2007 г. на МКС побывал американец венгерского происхождения Чарльз Симони. До него в космосе в качестве туристов были граждане США Деннис Тито (2001 г.) и Грегори Олсен (2005 г.), а также южноафриканец Марк Шаттлуорт (2002 г.). В 2006 г. в космосе побывала первая женщина — космический турист, американка иранского происхождения Ануше Ансари. Каждый из них заплатил за полет около 20 млн дол. В июле 2007 г. стоимость космического тура выросла до 30–40 млн дол.

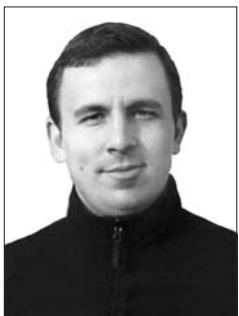
Российские и европейские ученые планируют искать жизнь на спутнике Юпитера

Экспедицию из нескольких космических аппаратов планируют направить к Юпитеру и его естественному спутнику Европе российские и европейские ученые, сообщил директор Института космических исследований РАН член-корреспондент РАН Л.М. Зеленый. "Институт участвует в новом интересном проекте, о котором пока не сообщалось. Это — проект исследования Юпитера. Проектом, который получил название "Лаплас", предусматривается сложная многоспутниковая экспедиция к Юпитеру, но главной задачей станет исследование его спутника Европы, на котором под толстым слоем льда обнаружен океан жидкой воды", — сказал Л.М. Зеленый. По его словам, проект в ближайшее время будет включен в программу Европейского космического агентства на период с 2015 по 2025 г. В нем приглашены участвовать российские ученые из Института космических исследований, Научно-производственного объединения им. С.А. Лавочкина и других российских организаций космической тематики.

Вестник Интерфакс — АВН № 1 (328), 2008 г.



КУПРИКОВ
Михаил Юрьевич —
проректор по учебной ра-
боте Московского авиаци-
онного института (государ-
ственного технического
университета), профессор,
доктор техн. наук



ФЕДОТОВ
Олег Анатольевич —
аспирант Московского
авиационного института
(государственного техни-
ческого университета)

Проблемы создания программного обеспечения для автоматизации проектирования сборочной оснастки в авиастроении

М.Ю. Куприков, О.А. Федотов

Рассмотрены основные проблемы, возникающие при создании сложных изделий в авиастроении, и предложены способы их решения. Описана методика создания автоматизированной системы для проектирования сборочной оснастки на базе существующих систем автоматизации проектирования, даны рекомендации по ее применению.

M.Yu. Kuprikov, O.A. Fedotov. Problems Of Software Development For Automated Design Engineering Of Assembly Tooling In Aircraft Building

The article reviews main challenges, aircraft builders face, developing complex aviation systems, and presents methods to overcome them. It also describes a method to develop an automated system to design assembly fitting and tooling, which is based on existing computer-assisted design systems, and gives recommendations as to its application.

В современном мире одним из самых ценных ресурсов является время. Недостаточно просто разработать хороший продукт, не менее важно вовремя вывести его на рынок и организовать правильное управление жизненным циклом. Прежде всего, это характерно для авиастроения. Перечислим некоторые основные задачи, решаемые при создании нового изделия и в скобках укажем возможные пути их решения:

создание инновационных изделий (реализация новых идей, эффективное использование новых технологий);

своевременный выход на рынок (сокращение сроков проектирования и производства, повышение эффективности процессов);

поддержка на всем протяжении жизненного цикла (взаимодействие с заказчиками, управление процессами);

возможность повторного использования разработок (управление информацией, повышение качества проектирования).

Если традиционно рассматривать процесс производства самолета как набор последовательных действий, следующих одно за другим, то мы теряем наш самый ценный ресурс — время. Классический подход предусматривает разработку конструкции самолета, на основе которой разрабатывается технология его производства. В этом случае типичный жизненный цикл изделия (ЖЦИ) представлен на рис. 1.

Одним из наиболее производительных способов сокращения сроков производства сейчас является процесс параллельного проектирования (рис. 2). Этот метод доказал свою эффективность во многих сферах деятельности, в том числе при разработке сложного программного обеспечения в авиастроении.

Для успешного применения методики параллельного проектирования, прежде всего, необходимо наличие средств автоматизации, позволяющих эффективно и в короткие сроки решать поставленные задачи.

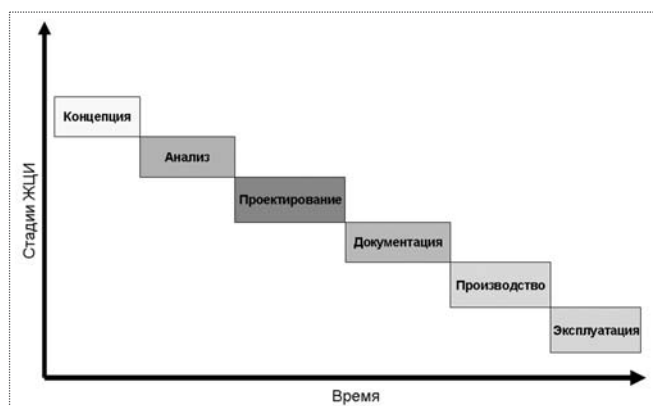


Рис. 1. Последовательный процесс ЖЦИ

Рассмотрим возможность автоматизации одного из наиболее технически сложных и ответственных процессов — процесса сборки конструкций, формирующих внешние обводы самолета. Для выполнения этой работы разрабатывается специальная стапельная оснастка, передающая задуманные конструктором формы. Время проектирования и создания полного набора технологических приспособлений может быть сравнимо со временем проектирования самого самолета. Следовательно, надо искать подходы, которые позволят сократить сроки реализации поставленной задачи.

Известно, что затраты на этапе концептуального проектирования сложного изделия, каким, безусловно, является сборочное приспособление, составляют 2...4 % от общей стоимости проекта. При этом именно на первом этапе принимается до 70 % решений, определяющих дальнейшую судьбу проекта. Очевидно, что для повышения качества создаваемого изделия необходимо улучшить качество результатов, получаемых на начальном этапе проектирования.

Проектирование представляет собой итеративный процесс, состоящий из множества фаз. На каждом этапе можно выделить две основные фазы: выбор первоначального варианта и его оптимизация. Чем больше итераций будет выполнено в процессе оптимизации, тем ближе будет проект к оптимальному варианту. Обеспечить подобный процесс с минимальными затратами времени и средств можно только путем автоматизации поиска проектных решений.

Анализ рынка. Исторически сложилось так, что системы, реализующие технологии автоматизированного проектирования изделия (CAD), и системы, реализующие технологии автоматизированной подготовки производства, развиваются независимо. В настоящее время степень интеграции между ними недостаточно высока.

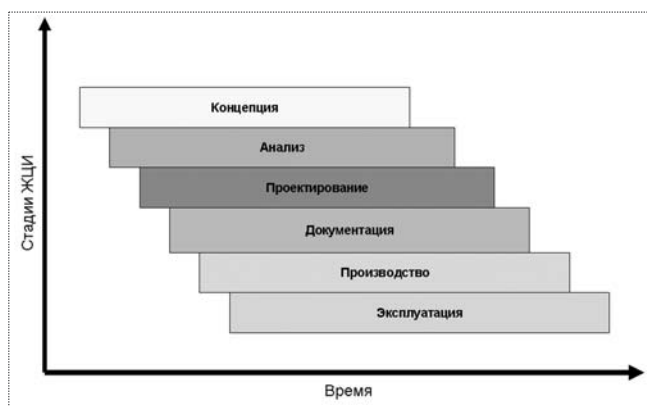


Рис. 2. Параллельный процесс ЖЦИ

На рынке систем автоматизации проектирования представлен широкий спектр программных продуктов разного уровня от различных производителей. Развитие их функциональных возможностей идет непрерывно и влечет за собой усложнение систем. С каждой новой версией появляются дополнительные функции, с одной стороны, облегчающие работу и дающие большие возможности, а с другой стороны, утяжеляющие систему в целом.

Большинство САПР обладает высокой степенью параметризации, что заставляет задействовать большие вычислительные мощности. Производители САПР, работающие в условиях жесткой конкуренции, как правило, не раскрывают внутренних особенностей функционирования систем, поставляя готовые закрытые решения под требуемые задачи.

Интересы разработчика далеко не всегда совпадают с интересами потребителя. И зачастую многие, возможно, превосходно работающие в лабораторных условиях системы оказываются неприменимыми в реальном производстве. Одной из главных проблем является отсутствие открытых методик, описывающих процесс проектирования. Отдельные вопросы освещены в документации, поставляемой вместе с системами, но, как правило, в виде отдельных примеров, т.е. отсутствует системность описания и нет четкого обоснования протекающих процессов.

Крупные производители во многих развитых странах работают напрямую с разработчиками САПР и имеют доступ к рабочей документации, что позволяет им оценивать применимость существующих функций. Кроме того, создаются внутренние инструкции и стандарты на проектирование деталей.

В нашей стране подобный опыт отсутствует. Контакты с разработчиками осуществляются через представительства (которые зачастую не могут обеспечить должный уровень технической поддержки), отсутст-

вует культура разработки цифровых моделей, знания по многим отраслям существуют только в виде личного опыта. Доступная литература по современным САПР фрагментарна и не охватывает даже перечня систем, представленных на российском рынке программного обеспечения.

Единственный доступный источник информации — это документация, поставляемая вместе с системой. Там описан инструментарий, понятный пользователю, но отсутствует информация о его применении в работе, а предлагаемые примеры использования излишне упрощены.

Факторы, оказывающие влияние на проектирование в среде современных САПР, можно разделить по следующим направлениям:

технические — связаны с функционированием систем в рамках существующих технических средств;

конструкторские — характеризуют проблемы при создании цифровой модели изделия;

математические — характеризуют особенности математического описания геометрии изделия в САПР;

экономические — задают ограничения по срокам и средствам, выделенным на проектирование.

В процессе работы все эти факторы конструктору приходится учитывать самостоятельно, что влечет за собой потери времени и возможное ухудшение качества проектирования. Для изменения подобной ситуации в лучшую сторону необходимо внести изменения в технологию проектирования.

Описание технологии. Начинать проектирование сборочной оснастки можно сразу после завершения этапа концептуального проектирования, когда становится известна базовая геометрия изделия. На этом этапе описание проектируемого изделия уже существует в виде математической модели, созданной в среде САПР. Наличие такого описания позволяет запустить процесс проектирования элементов сборочной оснастки, связанных с внешними обводами изделия.

Работу над созданием системы автоматизированного проектирования сборочной оснастки можно разделить на следующие этапы:

- анализ принципов и подход к проектированию обводообразующей оснастки;
- оценка и реализация методов геометрических преобразований при формировании облика обводообразующих элементов в среде CAD системы;
- разработка процесса проектирования оснастки в среде CAD;
- реализация полученной методики в рамках программного комплекса автоматизированного проектирования.

На первом этапе проводится сбор информации по традиционным методам проектирования сборочной оснастки. Полученные результаты систематизируются и анализируются, затем формулируется методика проектирования сборочных приспособлений, характерная для разрабатываемой конструкции.

Следующей задачей, решаемой при разработке системы, является выбор методов геометрических преобразований, с помощью которых в среде CAD будут создаваться поверхности, несущие информацию о внешних обводах самолета. Наиболее очевидным является вариант построения оснастки по заранее известным геометрическим параметрам конструкции. Однако этот способ нельзя считать оптимальным по ряду критериев.

Одним из основных отрицательных факторов является то, что сложная геометрия, построенная по одним и тем же числовым значениям, но другими методами или с использованием другого графического ядра, будет отличаться от геометрии уже существующей модели. Таким образом, лучше всего использовать "слепок" с поверхности агрегата, для которого производится проектирование сборочного приспособления. В случае работы с твердотельной геометрией наиболее простым и хорошо формализуемым способом получения необходимой геометрии является использование булевских операций.

На третьем этапе проектирования разрабатывается алгоритм работы системы в среде CAD. Прежде всего необходимо определить набор операций и преобразований, существующих в рассматриваемой CAD-системе, использование которых позволяет получить необходимый результат с минимальными затратами вычислительных ресурсов. По результатам анализа известных подходов к проектированию выбирается методика, позволяющая добиться необходимого результата. В процессе проектирования алгоритма необходимо учитывать возможность адаптации разрабатываемой системы для работы в среде других CAD и возможность воспроизведения той или иной операции при работе на другой платформе.

Для программной реализации основной части системы, отвечающей непосредственно за работу алгоритма проектирования, наиболее целесообразно использовать программные интерфейсы и встроенные скриптовые языки, существующие практически в любой современной CAD-системе.

Любой программный комплекс способен обмениваться данными с другими системами. Существуют две технологии, осуществляющие такой обмен:

прямая трансляция: создается специальная программа-транслятор, переводящая данные из формата

исходной системы в формат той системы, в которую передаются данные. Такая же процедура выполняется и для обратного преобразования;

передача через нейтральный формат. Данные транслируются в стандартный формат, воспринимаемый различными САПР.

Прямая трансляция требует больших технических и экономических затрат и не всегда возможна в связи с необходимостью иметь доступ к внутреннему формату системы стороннего производителя. Для второго способа основная задача — выбор формата данных для обмена. Существуют несколько общепринятых форматов подобного типа.

Не углубляясь в детали, можно сказать, что для передачи данных, относящихся к жизненному циклу продукта, лучше всего использовать формат STEP (STandard for Exchange of Product model data). Это промышленный стандарт, принятый ISO — Международной организацией по стандартизации. STEP состоит из множества частей, описывающих различные характеристики изделия. Для передачи данных о пространственной геометрии изделия следует использовать два протокола — STEP: AP203 и AP214.

В итоге работу создаваемого программного комплекса можно разделить на шесть этапов:

получение геометрической модели;
анализ полученной модели и при необходимости трансляция в формат, доступный для используемой CAD-системы;

анализ геометрии изделия в среде используемой CAD-системы;

построение базовой геометрии обводообразующей оснастки на основе полученной геометрии;

построение реальной геометрии оснастки на основе требований пользователя;

сохранение результатов работы и трансляция в выбранный формат.

При работе над проектом главной целью должно быть создание методов и средств, позволяющих пользователю системы эффективно действовать в условиях современного рынка. Критерием оценки эффективности работы методики служит время, затрачиваемое на проектирование изделия с заданными характеристиками и параметрами качества. Следует учитывать, что системы автоматизации проектирования, уже используемые на предприятии, могут работать в закрытом режиме, не раскрывая внутренних особенностей функционирования, создавая готовые решения под требуемые задачи. Также необходимо помнить о том, что основной задачей разрабатываемой системы является удовлетворение потребностей пользователя в условиях реального производства.

Предложенная методика используется в Московском авиационном институте при создании единого программного комплекса, реализующего концепцию параллельного проектирования в рамках современных технологий управления жизненным циклом изделия.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

На Новосибирском заводе компании "Сухой" организована поточная сборка самолетов

На Новосибирском авиационном производственном объединении (НАПО) им. В.П. Чкалова впервые в России организована поточная сборка самолетов, сообщает пресс-служба компании "Сухой". Производственная площадь цеха окончательной сборки, где установлено новейшее оборудование, разбита на зоны, по которым самолет перемещается в процессе проведения работ. Процесс стал максимально автоматизированным. Отмечается, что теперь в цехе одновременно можно собирать до 20 машин. Ремонт самолетов будет проходить в два раза быстрее, чем прежде.

Реконструкция цеха проводилась в течение 2007 г. Здесь в рамках выполнения холдингом "Сухой" гособоронзаказа производится ремонт и модернизация фронтовых бомбардировщиков Су-24М, сборка новейших истребителей-бомбардировщиков Су-34.

Сейчас на НАПО реализуется масштабная программа технического перевооружения. Так, в 2008—2009 гг. планируется закупить 43 высокопроизводительных обрабатывающих центра на общую сумму около 50 млн евро, что позволит предприятию выйти на качественно новый уровень создания современной авиатехники.

Завод был основан в 1931 г. и является одним из крупнейших в России производителей авиатехники. Входит в состав Авиационной холдинговой компании "Сухой". За время существования предприятием выпущено около 29 тыс. самолетов различных типов. Наряду с выпуском машин Су-34 и ремонтом и модернизацией Су-24М НАПО принимает участие в производстве российских региональных самолетов "Сухой Суперджет-100", а также в программе холдинга "Сухой" по созданию истребителей пятого поколения.

Вестник Интерфакс — АВН № 1 (328), 2008 г.



КОРОТЕЕВ
Дмитрий Анатольевич —
аспирант МГУ
им. М.В. Ломоносова

О воздействии плазменных образований на ударные волны

Д.А. Коротеев

Представлен анализ работ, посвященных изучению влияния плазменных образований на ударные волны в газе. Рассмотрена возможность применения газоразрядных технологий для улучшения аэродинамических характеристик высокоскоростных летательных аппаратов.

D.A. Koroteyev. On Effect Of Plasma Oscillations On Shock Waves

The article presents an overview of research papers, devoted to the studies of influence, plasma oscillations exert on shock waves in gases. It analyzes possibilities of applying gas discharge technologies to improve aerodynamic parameters of high-speed aircraft.

Возможность применения электрических разрядов для уменьшения лобового сопротивления летательных аппаратов стимулировала фундаментальные исследования взаимодействия высокоскоростных потоков газа с плазменными образованиями. Впоследствии к проблеме уменьшения сопротивления добавились вопросы о возможном применении газоразрядной плазмы для снижения теплового воздействия набегающего потока на обшивку летательного аппарата, управления потоками газа в соплах и других аэродинамических установках, управления процессами горения и детонации. Это обусловило проведение ряда экспериментальных и теоретических работ, тематика которых лежала в междисциплинарной области, охватывающей физику плазмы и аэродинамику.

Возможность полетов с гиперзвуковыми скоростями при использовании воздушного-реактивных двигателей была показана еще в 1950-е гг. [1]. Конкретная реализация этой возможности потребовала решения вопросов, связанных с резким увеличением с ростом скорости лобового сопротивления (пропорционально ρM^2 , где M — число Маха, ρ — плотность воздуха) и температуры газа у поверхности обтекаемого аппарата, а также обеспечения устойчивого сгорания топлива в атмосферном кислороде при разумных размерах камеры сгорания, что затруднено на больших высотах при низкой плотности набегающего потока.

Сверхзвуковой полет сопровождается возникновением газодинамических скачков (ударных волн и поверхностей контактного разрыва), характеризующихся ступенчатым изменением плотности, давления, температуры и скорости газа. За головной ударной волной, формирующейся перед летательным аппаратом, плотность газа может в несколько раз превышать плотность невозмущенного потока, давление и температура — повышаться в десятки раз. Таким образом, обшивка летательного аппарата взаимодействует с гораздо более плотным и горячим газом, чем окружающий невозмущенный газ.

Геометрия и интенсивность головной ударной волны являются определяющими параметрами с точки зрения аэродинамики сверхзвукового полета. Изменяя структуру ударной волны, можно влиять на такие характеристики, как лобовое сопротивление летательного аппарата и тепловое воздействие набегающего потока. Этот факт лег в основу многочисленных фундаментальных работ по изучению возможности ослабления градиентов термогазодинамических параметров на фронте ударной волны. Помимо магнитогидродинамических технологий, использования горячих газовых

струй, выпускаемых навстречу потоку и множества других "тепловых" механизмов как один из наиболее перспективных механизмов воздействия на картину обтекания летательного аппарата рассматривается применение электрических разрядов.

Ударные волны в области плазменного столба

Большинство исследователей считают, что основным аспектом воздействия плазмы на ударные волны является тепловыделение в разрядной области.

Впервые характерное свечение ударного фронта на фоне общего свечения плазмы разряда было отмечено в работе [2]. Авторы этой статьи можно считать пионерами в создании экспериментальных стендов по исследованию плазмы импульсно-периодического электрического разряда в области потока газа с ударной волной. Первые количественные экспериментальные данные опубликованы в [3]. В экспериментах использовался канал длиной 1 м с поперечным сечением площадью 100 см^2 , в который были помещены кольцевые электроды. Длина плазменного столба варьировалась от 30 до 160 мм. На одном конце канала был организован пульсирующий разряд для создания ударных волн. На противоположном конце располагался быстро реагирующий пьезоэлектрический преобразователь для измерения давления и времени прихода ударной волны. Теневые снимки и запись движения фронта ударной волны получались с использованием высокоскоростной камеры. Температура нейтрального газа измерялась с помощью интерферометра. Скорость ударной волны в нейтральном газе составляла 740 м/с. Через 1...3 мс после входа в плазму с плотностью тока 3 А/см^2 при давлении 30 торр волна достигала скорости 1200...1300 м/с. Было отмечено, что скорость волны в плазме является функцией плотности тока (в экспериментах плотность тока варьировалась от 1 до 30 А/см^2). При входе в плазму фронт ударной волны расширялся в 4...5 раз. Скорость ударной волны в плазме, вычисленная с учетом влияния температурного градиента на границе плазмы, составляла только 900 м/с. Авторы предположили, что возможной причиной несоответствия измеренной и расчетной скоростей является высвобождение запасенной колебательной энергии молекул газа. Они также отметили, что для адекватного объяснения наблюдаемого эффекта следует учитывать тушение возбужденных молекул и появление двойного электрического слоя на фронте ударной волны.

На подобной экспериментальной установке [3] были измерены также скорость и амплитуда ударной

волны как функции времени, прошедшего после прекращения горения разряда, параметры которого были такими же, как в предыдущем эксперименте. Через 1 мс после выключения разряда параметры ударной волны начинали релаксировать к значениям, характерным для нейтрального газа.

В работе [4] описываются эксперименты по изучению движения ударной волны в кварцевой разрядной трубе диаметром 30 мм с кольцевыми электродами. Для определения концентрации электронов авторы использовали микроволновые интерферометры. Амплитуда и скорость ударной волны измерялись с помощью подвижного датчика давления и шлирен-системы. Временная зависимость концентрации электронов разряда длительностью 50 мс (6 кВ, 300 А, 6 торр) в невозмущенном газе представляла собой линию, близкую к кривой, описывающей уменьшение концентрации электронов со временем вследствие диссоциативной рекомбинации. При прохождении ударной волной области разряда наблюдалось резкое увеличение концентрации электронов еще до того момента, когда фронт проходил область интерферометров. Явление увеличения концентрации электронов перед ударной волной, распространяющейся в плазме электрического разряда, получило название предвестника. Стоит отметить, что после прохождения фронтом области лучей интерферометра наблюдалось существенно более резкое падение электронной плотности, чем в стационарном случае.

В Советском Союзе первые аналитические выражения для профилей плотности и скорости заряженных частиц слабоионизованной плазмы в окрестности фронта ударной волны были опубликованы в работе [5]. Авторы рассматривали случай, когда нейтральная компонента за счет силы трения увлекает заряженные частицы. Отмечалось, что, так как скорость ионно-звуковых волн в плазме намного превосходит тепловую скорость ионов и скорость звука в нейтральной компоненте, ударная волна может являться источником опережающих ее ионно-звуковых волн, которые возмущают заряженную компоненту плазмы перед фронтом ударной волны. Авторы описывали движение заряженной компоненты слабоионизованной неизотермической плазмы исходя из одномерных уравнений одножидкостной гидродинамики. Движение ударной волны по нейтральной компоненте считалось заданным. Вычисленный профиль концентрации заряженной компоненты приведен на рис. 1. Перед фронтом наблюдается экспоненциальное уменьшение концентрации по мере удаления от ударной волны. Характерная толщина области предвестника выражается величиной

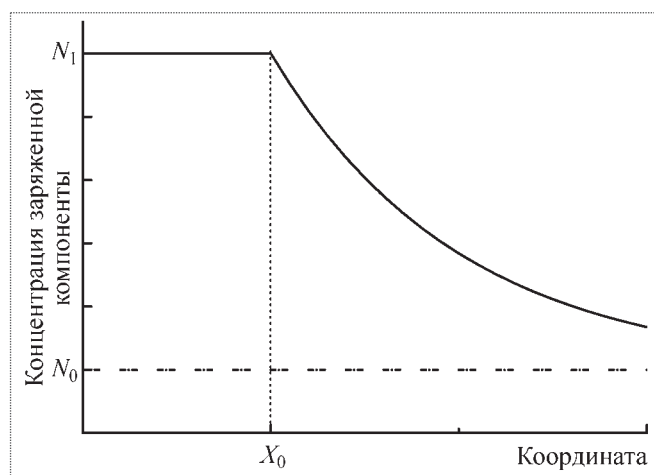


Рис. 1. Профиль концентрации заряженной компоненты:
 X_0 — положение фронта ударной волны; N_0 — концентрация заряженной компоненты в невозмущенной плазме; N_1 — концентрация за фронтом ударной волны

$$\frac{v_s^2}{c v_{in}} \ln \left(\frac{\rho_{n1}}{\rho_{n0}} - 1 \right),$$

где $v_s^2 = z(T_e/m)$ — скорость ионного звука; T_e — температура электронов; z — заряд иона, выраженный в единицах заряда электрона; m — масса иона; c — скорость звука в нейтральной компоненте; v_{in} — частота ион-нейтральных столкновений; ρ_{n0} и ρ_{n1} — плотности нейтрального газа перед и за фронтом ударной волны соответственно. Время формирования области возмущения концентрации заряженной компоненты перед фронтом оценивается авторами как $\sim 1/v_{in}$.

В работах [6, 7] приведены численные и аналитические расчеты профилей концентраций заряженных частиц и напряженности электрического поля при движении ударной волны в плазме продольного разряда. Показано, что структура возмущения (предвестника) перед фронтом зависит от полярности электродов. Для слабых ударных волн ($M^2 - 1 \ll 1$) получена формула для вычисления толщины предвестника. В частности, показано, что толщина предвестника $\Delta \sim \frac{2V}{\sqrt{v_a n_e \beta_i}}$, где V — скорость ударной волны; v_a — час-

тота прилипания; n_e — концентрация электронов; β_i — коэффициент ион-ионной рекомбинации.

В работе [8] описана серия экспериментов в цилиндрической ударной трубе с разрядной секцией. Их результаты сравнивались с результатами расчетов влияния на поток осевых и радиальных градиентов температур. Температура газа определялась с помощью анализа спектра свечения и термопар. В случае,

когда не учитывался радиальный градиент температур (одномерный случай), наблюдалось значительное расхождение расчетных данных с экспериментальными. При рассмотрении двумерной задачи (с учетом радиальных градиентов) авторы получили хорошее согласие экспериментальных и расчетных данных. На базе этого в работе сделан вывод о том, что ускорение ударной волны полностью объясняется неоднородностью температурного поля.

Аэродинамические особенности при наличии на баллистической трассе плазменной области

В Физико-техническом институте им. А.Ф. Иоффе была проведена серия экспериментов по исследованию аэродинамики снарядов сферической, конусообразной и цилиндрической формы, движущихся по области газового разряда со сверхзвуковыми скоростями [9, 10] при давлениях газа 40...50 торр и плотностях тока разряда 20...50 мА/см². Степень ионизации составляла 10^{-5} ... 10^{-6} , концентрация электронов — 10^{11} ... 10^{12} см⁻³, их температура 1...4 эВ. Температура газа в разряде измерялась с помощью термопары, а также методами радиационной пирометрии и эмиссионной спектроскопии. При скоростях снаряда 1200...2400 м/с в плазме наблюдалось увеличение расстояния от отошедшей ударной волны до обтекаемого тела (ударного слоя) в 1,6...2,2 раза по сравнению с величиной отхода ударной волны в воздухе.

Подобные результаты описаны в работе [11]. Авторы наблюдали утолщение ударного слоя при движении снаряда по баллистической трассе в области с колоколообразной температурной неоднородностью. Отмечается, что при выходе снаряда из этой области толщина ударного слоя уменьшалась до исходного значения.

В работах [9, 12] описаны эксперименты по определению сопротивления сферы диаметром 15 мм, пролетающей область газоразрядной плазмы. Скорость движения сферы варьировалась от 200 до 1350 м/с. Давление воздуха составляло 15 торр, степень ионизации газа — 10^{-6} . Длина разрядной секции составляла 3 м, разряд функционировал в частотном (440 кГц) режиме. Температура газа в разряде составляла примерно 1140 К, а электронная температура оценивалась в 2...4 эВ. Точность измерения коэффициента сопротивления составляла в воздухе 1 %, в плазме 3 %. Результаты экспериментов приведены на рис. 2. Как видно из графика, существенное уменьшение сопротивления в ионизованном газе наблюдалось при до- и околосвуковых скоростях. При скорости, превышающей скорость звука более чем на 25 %, сопротивление в плазме становилось больше сопро-

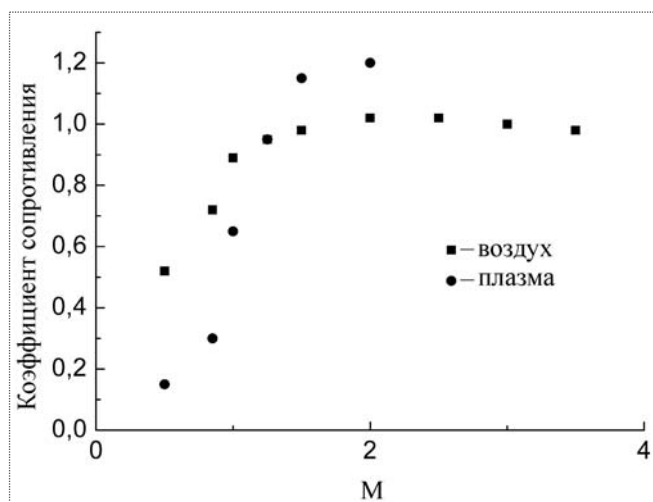


Рис. 2. Зависимость коэффициента сопротивления от числа Маха

тивления в неионизованном газе. Это, по видимому, связано с особенностями картины обтекания тела сильнонеравновесным газом.

В работе [13] рассмотрены эксперименты по определению теплопередачи на поверхности дюралюминиевой сферы, покрытой хлоридом натрия, при движении в плазме газового разряда со скоростями до 2,5 км/с. Газовый разряд генерировался с помощью многоэлектродной системы постоянного тока. Параметры разряда были следующие: плотность тока 40 мА/см², концентрация электронов 10^{12} см⁻³, их температура 2 эВ. Температура нейтральных частиц составляла 1400 К. Полученные характеристики излучения в турбулентном следе сферы использовались для измерения плотности атомов натрия, выступавших в качестве индикаторов интенсивности теплопередачи на сфере. Так как ударное возбуждение молекулы NaCl в разряде добавляет к фоновому излучению характеристики, присущие атомам натрия, измерения проводились на стадии послесвечения (примерно через 1,7 мс после затухания разряда). При пролете через плазму количество атомов натрия в турбулентном слое за сферой уменьшалось в четыре раза по сравнению со случаем пролета через воздух. Авторы заключили, что аномальное расширение ударного слоя, наблюдавшееся ранее, сопровождалось понижением интенсивности теплопередачи на поверхности обтекаемого тела.

Подобные эксперименты были проведены группой американских ученых [14]. Результаты измерения толщины ударного слоя в пространственно неоднородной плазме сопоставимы с данными, приведенными в работах [9, 10]. Кроме того, при проведении аналогич-

ных экспериментов в аргоновой плазме авторы пришли к выводу о необходимости учета релаксации колебательной энергии при аналитическом описании картины обтекания.

Анализ влияния процессов колебательно-вращательной релаксации на обтекание сферы сверхзвуковым потоком газа приведен в работе [15]. Результаты моделирования для плазмы воздуха показали незначительное влияние колебательной релаксации молекул азота и существенное влияние релаксации кислорода, колебательные уровни которого близки по энергетике к температуре нейтральных частиц. Результаты расчета толщины ударного слоя при входе обтекаемого тела в область ионизованного газа находятся в хорошем соответствии с приведенными выше экспериментальными данными.

Влияние полярности разрядных электродов на фронт ударной волны

Известно большое число публикаций, например [16...18], в которых аналитически и численно рассматриваются различные эффекты, возникающие на фронте ударной волны при ее распространении по плазменной области. В качестве основного результата этих работ можно выделить выявление эффекта пространственного разделения зарядов и появления скачка электрического потенциала на фронте ударной волны. Величины градиента объемного заряда и скачка потенциала зависят в первую очередь от температуры электронов, числа Маха ударной волны и величины дебаевского радиуса невозмущенной плазмы. Скачок потенциала ограничен величиной $2kT_e$, где k — постоянная Больцмана, что соответствует скачку потенциала на двойном электрическом слое. В разрядной плазме (с электрическим током) скачок потенциала зависит от полярности электродов, что вызвано требованием непрерывности тока в разряде со скачкообразным изменением электронной температуры [19...22].

Существование сильного двойного слоя в тлеющем неравновесном разряде ($T_e > T_i$, где T_i — температура ионов) приводит к локальному нагреву электронов [19, 20], возбуждению, ионизации и локальному нагреву газа. Помимо общего повышения температуры в плазменной области вклад в расширение фронта ударной волны и изменение ее скорости вносит эффект локального нагрева газа.

В работе [23] приводится описание эксперимента по определению зависимости изменения скорости ударной волны в плазме от полярности электродов. Измерения проводились при помощи специальной оптической системы, позволяющей фиксировать из-

менение скорости и дисперсию ударного фронта на различных этапах его движения по плазменной области. Эксперименты проводились в трубах диаметром 3 и 5 см, изготовленных из специального термостойкого стекла. Ударная волна генерировалась разрядником на одном из концов трубы, а продольный слой релаксирующей плазмы создавался между двумя цилиндрическими электродами, расположенными на расстоянии 20 см друг от друга. Давление газа изменялось от 15 до 30 торр. Расширение фронта ударной волны и изменение ее скорости фиксировалось при помощи датчиков давления и посредством фотографирования отраженных сигналов двух пар лазерных лучей. Лучи каждой из пар были разнесены на 26 мм. Первая пара лучей фиксировала отрезок пути ударной волны на расстоянии 5,3 см от катода, вторая — на расстоянии 15,8 см. Разность во времени прихода ударной волны использовалась для определения средней локальной скорости. Электрическая схема обеспечивала возможность изменения полярности электродов. Результаты экспериментов свидетельствуют о том, что локальная скорость ударной волны при распространении против тока (487 м/с) меньше, чем при распространении в направлении тока (515 м/с). Подтверждены данные других экспериментов по расширению фронта при прохождении плазменной области (в описанном эксперименте толщина фронта увеличилась в 7 раз). Особенно интересен тот факт, что разность скоростей ударной волны при распространении в направлении тока и в противоположном растет с увеличением силы тока.

В работе [24] описываются подробности эксперимента по определению наличия двойного электрического слоя на фронте слабой ударной волны ($M < 2$), распространяющейся по области положительного столба тлеющего разряда в азоте при давлении 3...5 торр и плотности тока 2...5 мА/см². Возмущения электрического поля определялись системой зондов, которые фиксировали разность потенциалов в потоке. При помощи фотоумножителя со спектральным фильтром измерялось изменение интенсивности возбуждения полосы излучения на длине волны 775,4 нм. Электронная плотность определялась с использованием рентгеновского микроволнового интерферометра. Приход ударной волны в наблюдаемую область контролировался также при помощи специальной оптической системы, описанной в работе [25].

При распространении ударной волны ($M = 1,76$) в направлении от катода к аноду (при начальном давлении 3 торр и силе тока 25 мА) в течение приблизительно 100 мкс наблюдались падение напряжения разряда и рост тока. В конце этого временного промежутка

сила тока выросла на 10 %. При распространении волны в обратном направлении увеличение напряжения и уменьшение силы тока были практически мгновенными. Кроме того, когда ударная волна входила в разрядную область в направлении от катода к аноду, фотоумножитель фиксировал локальное увеличение интенсивности свечения, в то время как при обратном направлении распространения волны наблюдалось ее локальное уменьшение. Авторы объясняют эти эффекты "совокупным откликом электрической цепи на возмущения разряда ударной волной".

Отчетливый пик эмиссии на длине волны 775,4 нм наблюдался при прохождении ударной волной области наблюдения в обоих направлениях. Время увеличения эмиссии составляло 2 мкс, уменьшения — 40 мкс. Большое время спада объясняется наличием частиц в метастабильных колебательно-возбужденных состояниях с относительно большим временем жизни, которые при столкновениях и обмене энергией поддерживают излучение. Авторы считают, что в действительности скачок интенсивности излучения происходит даже быстрее чем за 2 мкс. Неточность измерений связывается с ограниченной разрешающей способностью измерительной аппаратуры. По той же причине, считают авторы, амплитуда пика намного меньше реальной. Резкий скачок интенсивности свечения на длине волны 775,4 нм объясняется значительным ростом скорости колебательного возбуждения, вызванным сильным локальным увеличением величины E/N ударной волной (E — напряженность электрического поля, N — концентрация нейтральных частиц). Авторы отмечают, что в терминах стационарного распределения электронов по энергиям измеренный рост интенсивности (на 20 % за 2 мкс) соответствует увеличению E/N с $4,5 \cdot 10^{-16}$ В·м² (для невозмущенного плазменного столба) до $2,4 \cdot 10^{-15}$ В·м². Фактически, отмечают авторы, изменение потенциала мгновенно меняет распределение электронов по энергиям, смещая максимум в область более высоких энергий. Отмечается, что при прохождении ударной волной системы зондов падение напряжения составляло 25 В при распространении волны от катода к аноду и 9,5 В при ее движении в обратном направлении. В энергетических единицах скачок напряжения составил $20kT_e$, где kT_e — энергия электронов в невозмущенной плазме. Возникновение такого скачка согласно уравнению Пуассона может быть следствием образования сильного двойного электрического слоя на фронте ударной волны. По мнению авторов, сильные электрические поля в локализованной области, размер которой определяется дебаевским радиусом, приводят к локальной интенсификации процессов возбуждения молекул и, в частности, к увели-

чению числа ионизованных частиц. Это подтверждается измерениями плотности электронов при помощи микроволнового интерферометра, согласно которым при распространении ударной волны от катода к аноду наблюдается увеличение электронной плотности в полтора раза.

Импульсное воздействие на ударную волну

В работах [26...28] представлены результаты экспериментального и теоретического изучения процесса взаимодействия ударной волны с поперечным импульсным объемным разрядом. Эксперименты проводились в ударной трубе прямоугольного сечения со встроенной разрядной камерой, верхняя и нижняя стенки которой представляли собой плазменные электроды, а боковые — были выполнены из кварцевых стекол. В камере реализовался сильнооточный импульсный объемный разряд с предыонизацией ультрафиолетовым свечением плазменных электродов. Разряд такого типа имеет длительность ~ 100 нс, что существенно меньше характерных газодинамических времен, соответствующих масштабам канала течения. Эксперименты, во время проведения которых фиксировались поле свечения плазмы разряда и ее спектральные характеристики, показали, что разряд самолокализуется перед фронтом ударной волны (рис. 3). Кинетический расчет параметров разряда, газодинамическое моделирование течения после разрядного воздействия и теневые изображения характерных структур возмущенного течения показали, что за время свечения разряда температура и давление газа в области перед ударной волной увеличиваются на сотни процентов. Помимо фундаментальных физических эффектов авторами отмечается тот факт, что интенсивность ударной волны на ограниченном отрезке ее следования уменьшается в несколько раз, а скорость при этом возрастает до полутора-двух раз, что наиболее интересно с прикладной точки зрения. На рис. 4 представлена зависимость интенсивности ударной волны (отношения давлений за и перед фронтом) от времени. Нулевой момент времени соответствует времени инициирования разряда. Шестикратное падение интенсивности соответствует плотности подведенной энергии $0,1$ мДж/мм³. Время существования волны с пониженной интенсивностью растет с увеличением объема области энерговложения.

Таким образом, лабораторные исследования показали, что при взаимодействии ударных волн с электрическими разрядами различного типа наблюдается ряд газодинамических эффектов. Наиболее значимыми из них являются многократное расширение фронта ударной волны, регулируемое изменение ее

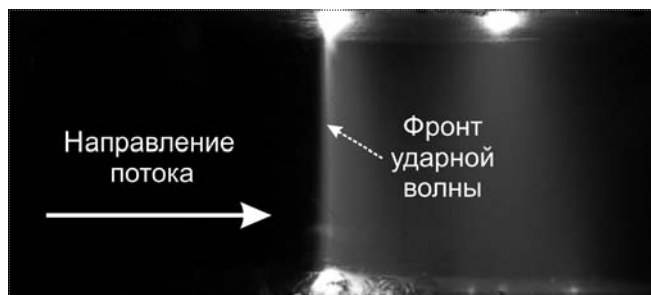


Рис. 3. Самолокализация наносекундного объемного разряда перед фронтом ударной волны

скорости, зависимость скорости от направления тока разряда и многократное уменьшение интенсивности волны при импульсном воздействии. Эти данные, а также тот факт, что головная ударная волна является определяющей аэродинамической структурой при сверхзвуковом обтекании летательного аппарата, подтверждают возможность улучшения аэродинамических характеристик летательных аппаратов при использовании в конструкции генераторов электрических разрядов различных типов. Вместе с тем остается вопрос о коэффициенте полезного действия таких установок. Результаты большинства экспериментов показывают, что основным механизмом воздействия разрядов на поток газа является нагревание разрядной области. На сегодняшний день энергозатраты на создание существенного теплового возмущения в масштабах реального летательного аппарата значительны. Поэтому для решения конкретных прикладных задач, связанных с необходимостью уменьшения теплового воздействия набегающего потока на обшивку летательного аппарата, наиболее перспективным представляется использование поверхностных разрядов различного типа.

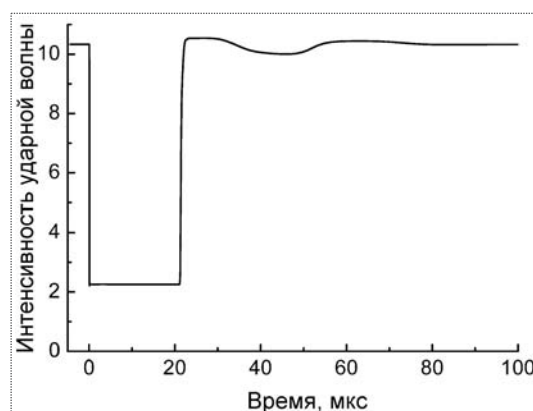


Рис. 4. Зависимость интенсивности ударной волны от времени после импульсной ионизации области перед ударной волной

Список литературы

1. Bletzinger P., Ganguly B.N., Van Wie D., and Garscadden A. // Journal of Physics D: Applied Physics. 2005. Vol. 38. Iss. 4. P. R33–R57.
2. A.C. Kolb // Physical Review. 1957. Vol. 107. P. 345–350.
3. Климов А.И., Коблов А.Н., Мишин Г.И. и др. // Письма в ЖТФ. 1982. Т. 8. С. 439–443.
4. Горшков В.А., Климов А.И., Коблов А.Н., Мишин Г.И., Федотов К.В., Явор И.П. // ЖТФ. 1987. Т. 57. Вып. 10. С. 1893.
5. Авраменко Р.Ф., Рухадзе А.А., Теселкин С.Ф. // Письма в ЖТФ. 1981. Т. 34. Вып. 9. С. 485–488.
6. Алфёров В.И., Дмитриев Л.М. // ТВТ. 1985. Т. 23. № 4. С. 677–682.
7. Найдис Г.В. // ТВТ Т. 1991. Т. 29. № 1. С. 15–20.
8. Климов А.И., Мишин Г.И., Федотов А.Б., Шаховатов В.А. // Письма в ЖТФ. 1989. Т. 5. № 20. С. 31.
9. Мишин Г.И., Серов Ю.Л., Явор И.П. // Письма в ЖТФ. 1991. Т. 17. Вып. 11. С. 65–71.
10. Mishin G.I. // AIAA-1997-2298.
11. Головизин В.П., Мишин Г.И., Серов Ю.Л., Явор И.П. // ЖТФ. 1987. Т. 57. Вып. 7. С. 1433–1435.
12. Бедин А.П., Мишин Г.И. // Письма в ЖТФ. 1995. Т. 25. Вып. 1. С. 14–19.
13. Серов Ю.Л., Явор И.П. // ЖТФ. 1995. Т. 65. Вып. 3. С. 38–45.
14. Lowry H., Smith M., Sherrouse P., Felderman J., Drake J., Bauer M., Pruitt D., Keefer D. // AIAA-1999-4822.
15. Candler G.V., Kelley J.D., Macheret S.O., Shneider M.N., Adamovich I. // AIAA Journal. 2002. Vol. 40. № 9. 1803–1810.
16. Greenberg O.W., Sen H.K., Treve Y.M. // Physics of Fluids. 1960. Vol. 3. P. 379.
17. Великович А.Л., Либерман М.А. // Физика ударных волн в газах и плазме. М.: Наука, 1987. 320 с.
18. Kolesnikov A.F. // AIAA-2002-2871.
19. Hershkowitz N. // Space Science Reviews. 1985. Vol. 41. P. 351–391.
20. Raadu M.A. // Physics Reports. 1989. Vol. 178. Iss. 2. P. 25–97.
21. Maciel H.S., Allen J.E. // Journal of Plasma Physics. 1989. Vol. 42. P. 321.
22. Williamson J.M., Ganguly B.N. // Physical Review E. 2001. Vol. 64. P. 036403.
23. Bletzinger P., Ganguly B.N. // Physics Letters A. 1999. Vol. 258. P. 342.
24. Bletzinger P., Ganguly B.N., Garscadden A. // Physical Review E. 2003. Vol. 67. P. 047401.
25. Bletzinger P., Ganguly B.N., Garscadden A. // Physics of Plasmas. 2000. Vol. 7. Iss. 10. P. 4341–4346.
26. Знаменская И.А., Коротеев Д.А., Попов Н.А. // ТВТ. 2005. Т. 43. № 6. С. 820–827.
27. Znamenskaya I.A., Koroteev D.A., Orlov D.M., Lutsky A.E., and Ivanov I.E. Proc. 26th International Symposium on Shock Waves 2007, CD-Rom.
28. Znamenskaya I.A., Koroteev D.A., Lutsky A.E. Proc. 13th International Conference on Methods Of Aerophysical Research, 2007, Pt. 5. P. 239–243.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

Ученые из России и Европы займутся прогнозами космической погоды

Российские ученые предлагают вывести на орбиту Земли больше десятка спутников для определения влияния космической погоды на здоровье людей, сообщил директор Института космических исследований РАН член-корреспондент РАН Л.М. Зеленый. "Совместно с Европейским космическим агентством мы готовим проект по созданию в ключевых областях магнитного поля Земли сети малых космических аппаратов", — сказал он. По словам ученого, всего в сеть должно войти 16 спутников массой до 100 кг, из которых 3–4 будут российскими. Их предполагается разместить на трех орбитах высотой около 100 тыс. км над поверхностью Земли, в точках, где происходит самое сильное взаимодействие магнитных полей Солнца и Земли. Магнитные бури, зарождающиеся в этих областях, оказывают негативное воздействие на сердечно-сосудистую систему человека, влияют на ориентацию в пространстве животных и птиц, сказываются на работе электронного оборудования. М.Л. Зеленый добавил, что точность современных прогнозов космической погоды можно сравнить с точностью прогнозирования атмосферной погоды в начале прошлого века. Спутниковые технологии и математические расчеты позволили увеличить точность прогнозирования атмосферной погоды. Лет через 20–30 планируется добиться такого же уровня и для космической погоды, построить модель того, как она, начинаясь на Солнце, заканчивается на Земле.

Вестник Интерфакс — АВН № 1 (328), 2008 г.

Таганрогские авиаконструкторы разрабатывают новый легкий гидросамолет из композиционных материалов

В Таганрогском авиационном научно-техническом комплексе (ТАНТК) им. Г.М. Бериева разрабатывается новый легкий четырехместный гидросамолет Бе-101, сообщил начальник ОКБ ТАНТК им. Г.М. Бериева Иван Гаврилов. Это аналог самолета Ил-103 в варианте самолета-амфибии. Он будет оснащаться одним импортным поршневым двигателем мощностью 320 л.с.

По словам начальника ОКБ, главная особенность Бе-101 — широкое использование композиционных материалов. Самолет может появиться уже к концу 2008 г. Не исключено, что новая машина может быть показана на очередном гидроавиасалоне в Геленджике в 2008 г.

Вестник Интерфакс — АВН № 51 (326), 2007 г.

Информационное обеспечение для функционально-стоимостного анализа и управления производством авиационных двигателей

К.С. Рождественская, М.В. Силуянова



РОЖДЕСТВЕНСКАЯ
Каринэ Самвеловна —
директор по финансам
ФГУП "ММПП "Салют"



СИЛУЯНОВА
Марина Владимировна —
доцент МАТИ,
кандидат техн. наук

В статье рассмотрены подходы и методы формирования информационного обеспечения для автоматизированных систем функционально-стоимостного анализа и управления производством газотурбинных двигателей. Представлены материалы по динамике изменения основных статей затрат и их влиянии на себестоимость.

K.S. Rozhdestvenskaya, M.V. Siluyanov. Data Support For Cost-Effectiveness Analysis And Production Management In Air Engine Building

The article reviews methods and approaches to data support of automated systems for analysis of gas-turbine cost-effectiveness and production management. It contains data concerning the dynamics of expenditures and their influence on the prime costs of the end product.

В настоящее время для сохранения позиций российских промышленных предприятий на мировом рынке необходимо разрабатывать и исследовать нетрадиционные методы и подходы для обеспечения конкурентоспособности сложных наукоемких технических систем, характеризующихся широким спектром функциональных, конструктивных, технологических и стоимостных показателей, а также большой продолжительностью жизненного цикла.

В сложившейся ранее системе создания авиационной техники и в нашей стране, и за рубежом существовала дифференциация и организационная независимость проектно-конструкторских и производственно-технологических структур и работающих в них специалистов. Проектировщики и конструкторы отвечали в основном за функциональные тактико-технические характеристики (мощность, масса, габаритные размеры, расчетная стоимость, удельный расход топлива, удельная тяга, степень двухконтурности двигателя), а технологи и производственники — за конструктивно-технологические и технико-экономические показатели (ресурс, технологичность, затраты на производство, технологическая себестоимость). При этом задачи совместного поиска рационального сочетания тактико-технических, конструктивно-технологических и технико-экономических показателей не ставились и практически не решались.

В современных условиях проблема разработки и исследования методологии повышения конкурентоспособности газотурбинных двигателей на основе функционально-стоимостного анализа производственных стадий жизненного цикла изделий и современных методов управления производством является весьма актуальной.

Предметная область исследований включает в себя:

конструктивно-технологические решения, показатели качества и технико-экономические показатели газотурбинных двигателей, производственной системы, технологических процессов и технологической подготовки производства;

автоматизированные системы проектирования, технологической подготовки производства, планирования ресурсов предприятия и управления потоками работ, а также методы и средства их интеграции.

Экономика нашей страны в отличие от высокоразвитых и эффективных экономик стран Европы и США пока не обладает большим числом современных производственных фондов, и перед ней стоит проблема модернизации этих фондов и производства в целом. Это, безусловно, подрывает конкурентоспособность российской продукции.

Конкурентоспособность продукции связана с выходом на рынки (внутренние и внешние), с возможностями быстрой модернизации продукции и производства, с увеличением объема производства, который является знаменателем в формулах себестоимости при определении доли затрат на оснащение производства, переносимой на себестоимость продукции.

Современная рыночная экономика предъявляет принципиально иные требования к качеству выпускаемой продукции. Это связано с тем, что выживание и развитие любого предприятия, его устойчивое положение на рынке товаров и услуг определяются уровнем конкурентоспособности. В свою очередь, конкурентоспособность связана с двумя комплексными показателями — уровнем цены и уровнем качества продукции. Причем именно качество постепенно выходит на первое место.

Сегодня вся деятельность предприятия, функционирующего в условиях рыночной экономики, направлена на получение максимального дохода, который образуется от продаж произведенной продукции. Производителю важно, чтобы продукция была реализована, что является показателем ее конкурентоспособности. При этом коэффициент использования материала (КИМ) или трудоемкость производства продукции является важным, однако внутренним резервом производителя. Он может применять оптимизацию КИМ или трудоемкости, но при условии, что это не повлияет на главное — на продажу продукции.

Оптимизация проектно-производственных процессов должна приводить к снижению затрат производителя или же к улучшению полезных функциональных свойств изделия и повышению конкурентоспособности продукции соответственно, но желательно без увеличения затрат на производство.

Применение методов имитационного моделирования возможно при создании так называемых электронных макетов изделия и соответствующем уровне компьютеризации предприятия.

Рассмотрим три ступени компьютеризации промышленного предприятия.

Первая ступень компьютеризации позволяет автоматизировать конструкторскую подготовку производства и представлять в электронной форме чертежи и состав изделия.

Вторая ступень распространяет компьютеризацию на основные этапы технологической подготовки производства и изготовления изделий с применением так называемых цифровых технологий.

Третья, самая важная, ступень компьютеризации предприятия связана с управлением бизнес-процессами. Для этого используются системы класса ERP (планирование ресурсов предприятия), обеспечивающие решение следующих задач: кадровый учет, управление финансами, планирование и управление производством, управление размещением и распределением запасов, реализацией и маркетингом, снабжением, проектами, сервисным обслуживанием.

Для эффективного управления предприятием необходима система, наиболее полно автоматизирующая все области его деятельности, легко поддающаяся расширению, открытая для подключения программного обеспечения другого назначения и способная работать на различных аппаратных платформах под управлением различных операционных систем.

Системы управления бизнес-процессами построены по модульному принципу и состоят из ряда взаимонезависимых прикладных программных модулей, каждый из которых предназначен для выполнения конкретной совокупности функций определения и оценки технико-экономических показателей принимаемых организационно-технических решений.

Методология оценочной деятельности включает в себя три подхода: затратный, доходный (бизнес-план) и рыночный (сравнительный) [1].

Затратный подход основывается на том, что в качестве стоимости оцениваемого объекта принимаются затраты на его изготовление. Поскольку сложные технические системы — объекты серийного или мелкосерийного производства, то затратный подход в большинстве случаев их оценки неприемлем. Это связано с тем, что при изготовлении одного изделия удельные затраты в несколько раз выше, чем при серийном производстве. Затратный подход может быть использован при оценке экспериментальных изделий, переоборудованных самолетов и двигателей, изготовленных в порядке индивидуального творчества, при восстановлении раритетных моделей. Этот подход также может быть использован при определении проектной стоимости, так как объектом оценки в данном случае является единичный экземпляр изделия новой модификации, собранный в экспериментальном производстве. Он является основным при оценке стоимости ремонта (восстановления) изделий и реализуется с использованием калькуляций на ремонтные работы. В этом случае затратный подход предъявляет особые требования

к информационному обеспечению оценочных работ — информации о стоимости запасных частей объектов, трудоемкости и стоимости работ по ремонту, налогам и других обязательных платежах, косвенных затратах и т.д.

Доходный подход (бизнес-план) основывается на определении текущей стоимости объекта, оценки всей совокупности будущих доходов от его использования. Поскольку доходы дает только конкретное производство, то доходный подход не применяется при оценке отдельных видов сложных технических систем, являющихся элементом производства, а используется в основном для оценки предприятий, производственных комплексов и других объектов бизнеса. При этом подходе для разработки бизнес-планов применяют метод дисконтированных денежных потоков и метод капитализации дохода.

Следует подчеркнуть, что методы оценки бизнеса и имущественного комплекса промышленного предприятия авиационной и ракетно-космической отрасли имеют свои сложности и специфику.

Рыночный (сравнительный) подход основывается на анализе цен покупки и продажи технических систем, сложившихся в данный момент на первичном и вторичном рынках. Самолеты, двигатели и их агрегаты — продукция массового потребления, число сделок купли-продажи достаточно велико и ценовая информация обычно доступна. Если же информация о сложившейся рыночной цене конкретной марки изделия отсутствует, то возможно с помощью рыночного (сравнительного) подхода оценить данное изделие на основе анализа рыночных цен на объекты, имеющие аналогичные функциональные и конструктивные характеристики. В данном случае используется метод прямого сравнения. Кроме того, при рыночном подходе могут быть использованы: метод удельных ценовых показателей, метод корреляционных моделей и метод экспертных оценок. Указанные три метода пока не нашли широкого применения при оценке сложных технических систем, так как требуют дальнейших исследований и научного обоснования, а также соответствующего информационного обеспечения.

На Западе в настоящее время рыночный (сравнительный) подход является основным при оценке сложных технических систем. Исходной информацией при использовании этого подхода являются многочисленные справочники с ценами на новые и подержанные изделия отечественного и импортного производства; прайс-листы (ценники) заводов-изготовителей, торговых организаций и дилеров; специализированные печатные издания.

В ближайшей перспективе возможно создание систем искусственного интеллекта в форме специализиро-

ванных экспертных программ, в которых за специалистами будут оставаться функции обучения и настройки в период создания и адаптации, а также определения целей и составления планов их достижения в период эксплуатации для принятия решений. Уже в настоящее время ограничивающими факторами для создания таких экспертных систем являются не вычислительные ресурсы, а методы и техника искусственного интеллекта, банки данных и базы знаний, а также сложности их реализации для динамично меняющихся условий.

Предлагаемая в статье методология реализуется на основе иерархической информационной модели конструктивно-технологических решений в форме объектно-ориентированных баз знаний и банков данных, опытная эксплуатация которых для функционально-стоимостного анализа агрегатов и узлов авиационных двигателей подтверждает возможность управления процессом выбора проектных решений со сбалансированными функциональными и стоимостными показателями.

Автоматизированная подсистема функционально-стоимостного анализа должна быть реализована как организационно-технический комплекс, состоящий из взаимосвязанных и взаимодействующих компонентов для автоматизированного технологического проектирования объектов и их составных частей, на основе применения математических моделей, автоматизированных проектных процедур и средств вычислительной техники.

Практическое решение задач функционально-стоимостного анализа и оптимизации сложных технических систем — важный этап автоматизированного проектирования и подготовки производства. Современные технические системы анализируются и оцениваются по многим показателям: работоспособности и производительности, надежности и долговечности, себестоимости и материалоемкости, экономичности, уровню шума и др. Большинство требований, предъявляемых к данным системам, являются сложноформализуемыми, взаимосвязанными и противоречивыми.

Рассмотрим особенности создания нормативной базы и информационного обеспечения для оценки конкурентоспособности газотурбинных двигателей по предлагаемой методике.

В отличие от технико-экономического обоснования, которое проводится для усовершенствуемых процессов, обеспечивающих то же качество, что и заменяемый процесс, функционально-стоимостной анализ предполагает существенное повышение качества изделий, повышение уровня реализуемых функций, т.е. технологические методы повышения конкурентоспособности за счет повышения уровня основных

функциональных свойств и показателей качества, главным образом касающихся работоспособности [2].

Основная задача усовершенствований в авиационном двигателестроении в настоящее время — это увеличение ресурса, обеспечивающее переход к эксплуатации изделий по техническому состоянию. Этому в процессе изготовления, прежде всего, способствуют технологические методы повышения качества поверхностного слоя деталей, улучшения структуры материалов и т.п.

Перечисленные выше направления возможно реализовать не эволюционными, а только революционными изменениями технологических процессов производства и эксплуатации за счет наукоемких инновационных процессов исследований и разработок.

При технико-экономическом обосновании внедрения нового технологического процесса за основу принимается окупаемость, которая направлена на сокращение затрат в производстве без изменения свойств и характеристик изделий. При данных расчетах не учитываются другие группы стадий жизненного цикла изделий, такие как проектирование и эксплуатация. Улучшения распространяются главным образом на сокращение трудоемкости, технологической себестоимости, материалоемкости и не учитывают существенного эффекта от повышения качества изделия, например повышения ресурса, определяющего срок службы (хотя повышение ресурса может быть равнозначно сокращению количества выпускаемых изделий).

Одним из перспективных направлений функционально-стоимостного анализа является создание современных нормативно-справочных материалов, ориентированных на обеспечение качества изделий с минимальными затратами.

При этом необходимо учесть, что раньше качество изделий зависело в большей мере от квалификации рабочего-универсала, а с переходом на автоматизированное оборудование, настраиваемые станки требуются принципиально другие нормативные данные, связывающие основные конструктивно-технологические свойства и параметры объектов и процессов в производственной системе. Нужны иные методы и технологии подготовки производства, а также методы управления производством.

Основная проблема функционально-стоимостного анализа на производственных стадиях жизненного цикла изделий — это обеспечение качества при переходе к новым условиям производства. Необходимы нормативные данные, связывающие качество (а это не только показатели точности, но и ресурсные показатели, например надежность) с исходным состоянием материалов и заготовок, с характеристиками технологи-

ческого оснащения, с режимами выполнения технологических процессов.

В справочниках конструкторов и технологов нет этих данных, да и сами справочники составлены для узких областей, в них не указаны способы и направления модификации рекомендуемых решений под конкретные условия производства.

Особого внимания заслуживают формы представления нормативно-справочных данных, которые должны быть увязаны с формами представления промежуточных проектных описаний, а также с типовыми проектными процедурами (поиска, идентификации, согласования, представления, модификации, сохранения и др.).

Отсутствие достоверных нормативно-справочных данных приводит к необходимости экспериментальной отработки технологических процессов, в частности программ ЧПУ, что удлинняет и удорожает технологическую подготовку производства. Большая часть применяемых при этом имитационных программ позволяет отрабатывать только траектории перемещений инструмента. Другие параметры технологических процессов отслеживаются уже в ходе производства и подбираются в основном методом "проб и ошибок". Все это существенно снижает гибкость и эффективность использования дорогостоящего оборудования. Следует отметить, что в настоящее время в промышленности нет типовых тестов для технологического оборудования, позволяющих установить сравнительными методами их характеристики и возможности, в том числе и в информационных технологиях.

Нормативная база трудовых затрат — это система классифицированных норм и нормативов, охватывающая все этапы жизненного цикла изделий и предназначенная для их планирования и управления ими, т.е. для определения сроков и трудоемкости выполнения различных видов работ, производительности труда, фондов заработной платы исполнителей и других технико-экономических показателей.

Нормативы трудовых затрат — это оптимальные регламентированные величины затрат времени, численности сотрудников, зон обслуживания, коэффициентов централизации (децентрализации) и соотношений, необходимых и достаточных для выполнения комплекса работ в запроектированных организационно-технических условиях и предназначенных для установления норм затрат труда. Эти нормы рассчитываются также на основании данных хронометража, фотографии рабочего дня, технологических режимов и т.п.

В двигателестроении все применяемые в настоящее время нормативные материалы подразделяются на следующие группы (рис. 1):

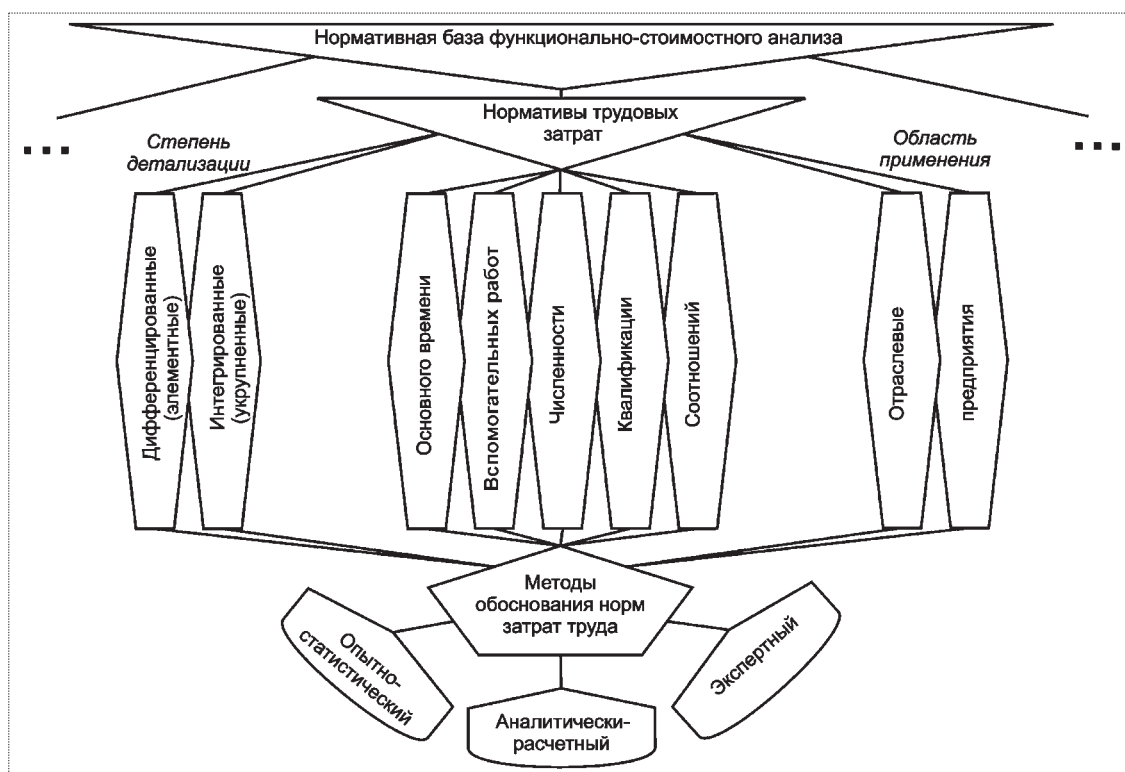


Рис. 1. Структура нормативной базы функционально-стоимостного анализа трудовых затрат

времени (продолжительности основных работ); обслуживания (вспомогательных работ); численности; квалификации; соотношений.

Нормативы трудовых затрат подразделяются на дифференцированные (элементные) и интегрированные (укрупненные).

Основные преимущества дифференцированных нормативов трудовых затрат заключаются, во-первых, в возможности расчета научно обоснованных норм времени, например, для изготовления одинаковых по назначению изделий при существенных различиях технологических процессов, во-вторых, в повышенной точности получаемых норм времени. Однако их создание требует довольно длительной и часто скрупулезной научно-исследовательской работы.

Под укрупненными понимаются нормативы, например на узел, агрегат, блок, подэтап, этап опытно-конструкторских работ ОКР и др.

По методу обоснования нормы трудозатрат подразделяются на опытно-статистические, аналитически-расчетные и экспертные. Основа первых — имеющиеся статистические сведения по завершенным работам создания изделий-аналогов. Эти нормы не требуют много времени для расчета трудоемкости, однако из-за

отсутствия точных методов расчета коэффициентов сложности и новизны проектов авиационной техники они не могут быть рекомендованы для широкого использования.

В основе аналитически-расчетных норм лежит группирование базовых конструктивно-технологических решений по признакам, определяющим сложность технологического процесса, следовательно и его трудоемкость, себестоимость или продолжительность. Определение аналитически-расчетной нормы требует предварительного сбора сведений о фактических трудозатратах и сравнительной аналитической оценки трудозатрат на изготовление базового и нормируемого решения.

Экспертными называются нормы, определенные на основе эмпирических и эвристических данных.

Одним из важнейших критериев оценки применения нормативной базы трудовых затрат является степень охвата задач планирования опытно-конструкторских и производственных работ и управления ими, для решения которых эта база создается. Для лучшего уяснения предлагаемого системного подхода к применению норм и нормативов целесообразно рассмотреть дерево классификации основных задач планирования работ и управления ими (рис. 2), которые должны решаться с помощью нормативной базы. Дерево классификации

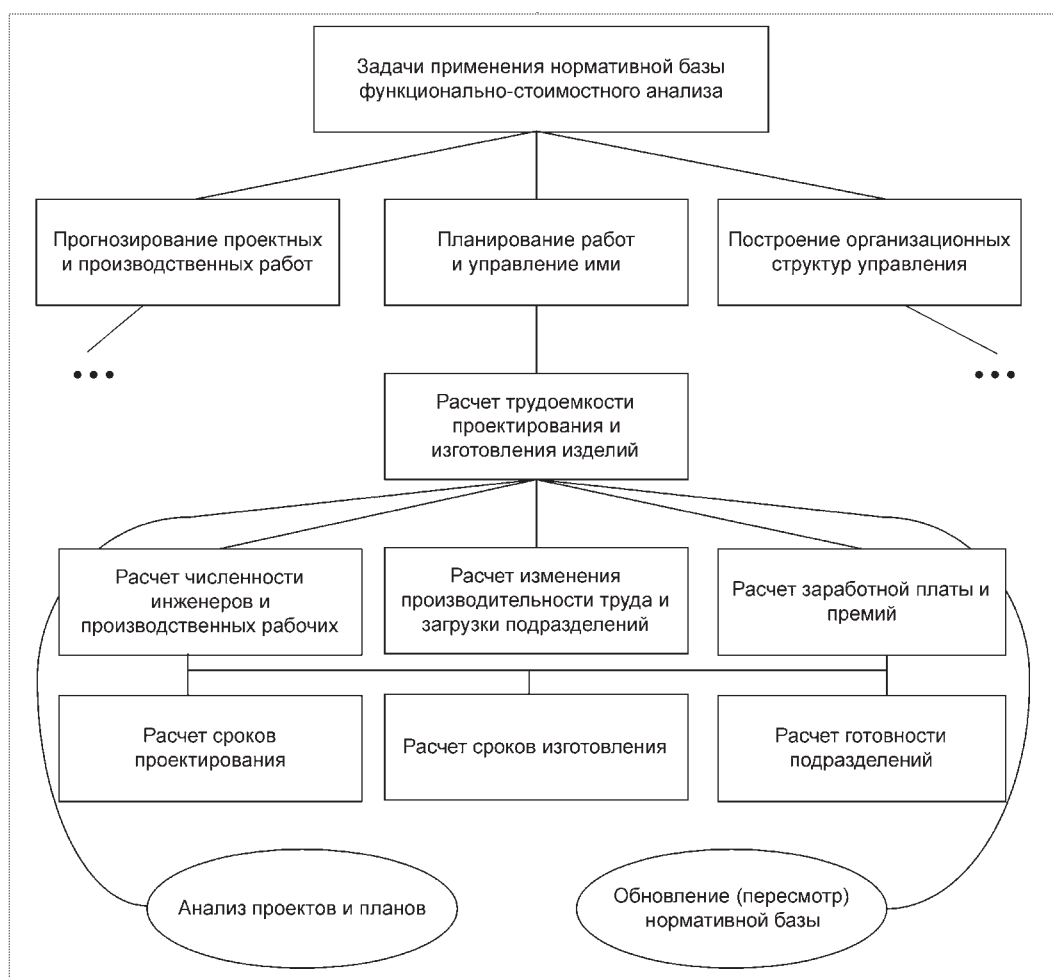


Рис. 2. Дерево классификации основных задач планирования проектных и производственных работ и управления производством

имеет три ветви: прогнозирования, планирования работ и управления ими, построения организационных структур управления работами. В практике опытно-конструкторских организаций в основном решаются задачи, относящиеся ко второй ветви, причем результат решения задачи расчета трудоемкости проектирования и производства опытных образцов обуславливает решение всех восьми задач (см. рис. 2). В настоящее время значение этой ветви возрастает. Она объединяет группу задач, решение которых позволяет рассчитывать необходимые затраты труда на выполнение работ, в том числе инициативных, а также определять критерий оценки трудоемкости опытных образцов, снижать трудоемкость серийных образцов и достаточно достоверно рассчитывать показатель нормативно-чистой продукции.

Алгоритм общего применения нормативной базы позволяет произвести расчет планируемых трудовых затрат на создание нового изделия в целом, на отдельные этапы и виды работ, а также расчет планируемо-

го цикла производства опытного образца, планируемой среднесписочной численности работников подразделений, коэффициентов загрузки отдельного подразделения.

Для достижения оптимальных характеристик производства методами функционально-стоимостного анализа требуется проводить анализ статистических данных по всем статьям расходов, составляющим себестоимость продукции, включая цены на энергоресурсы и материалы и даже курсы валют. Помимо графиков изменения статей затрат в себестоимости объекта производства (рис. 3) можно строить графики темпа изменения каждого из стоимостных показателей во времени (рис. 4). Для авиадвигателестроительного предприятия особенно значимыми являются показатели изменения курсов доллара США и евро, цены электроэнергии, средней цены на никель и кобальт, средней цены на титановый пруток и титановый лист, на жаропрочный пруток и жаропрочный лист,

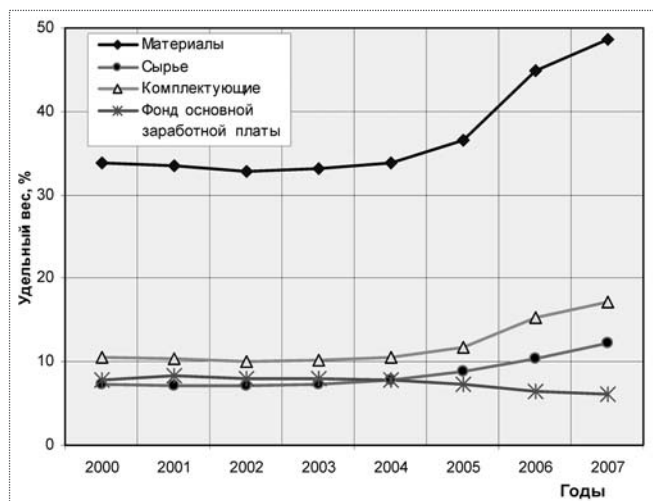


Рис. 3. Динамика изменения удельного веса статей затрат в себестоимости двигателя АЛ-31Ф

цены одного мотокомплекта заготовок современного газотурбинного двигателя, удельного веса статей затрат в себестоимости этого двигателя, его экспортной цены и себестоимости. Эти показатели позволяют анализировать прибыль предприятия в зависимости от изменения себестоимости и условий реализации современного газотурбинного двигателя.

Данная информация в процессе моделирования анализируется комплексно, так как эти конструктивно-технологические и технико-экономические показатели находятся между собой в определенных зависимостях. Начинать анализ предпочтительно с основополагающих цен: на металл, металлопрокат, энергоресурсы, а также курсов доллара США и евро по отношению к рублю. При этом следует обращать внимание на то, с какой денежной единицей работает предприятие. Рассмотрим данные по двигателестроительному предприятию, цена продукции которого установлена в долларах США. График изменения курсов валют (рис. 5) показывает изменение и европейской валюты, что может быть полезно для планирования ценовой политики предприятия. На рис. 5 виден значительный скачок курса доллара в 1998 г. и его быстрая стабилизация в 1999 г., когда появилась евровалюта. Дальнейшие изменения курсов показывают, что в 2002 г. началось медленное снижение цены доллара и в том же году рублевые цены доллара и евро уравнились. Потом курс евро вырос, а доллар продолжал равномерно обесцениваться. Сами по себе приведенные данные не представляют практического интереса. Однако если наложить эту информацию на другие статистические данные, то будет прослеживаться влияние валютных колебаний на рублевые цены энергоресурсов (рис. 6), комплектующих

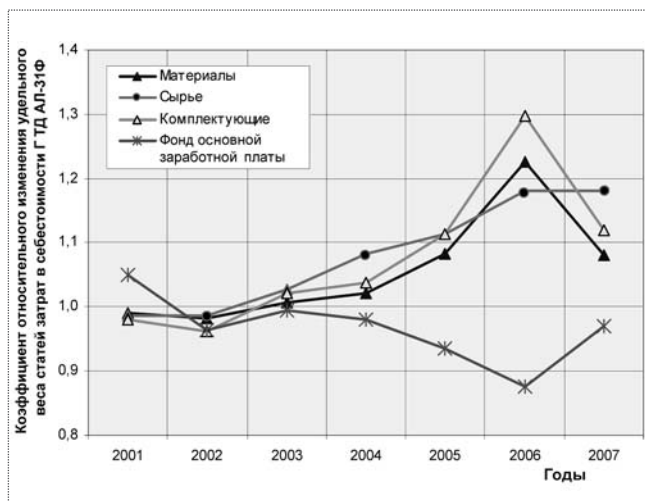


Рис. 4. Относительное изменение удельного веса статей затрат в себестоимости двигателя АЛ-31Ф

материалов и полуфабрикатов, а также на себестоимость продукции, выручку и чистую прибыль.

Следует обратить внимание, что графики рис. 3, 4 и рис. 7, 8 парные: графики, приведенные на рис. 3 и 7, показывают изменение показателя, а графики темпа изменения данного показателя, который описывает особенности ценовых колебаний, представлены на рис. 4 и 8 в форме относительных коэффициентов. Если коэффициент больше единицы, значит в рассмотренный период времени наблюдался рост показателя, меньше единицы — происходило его снижение. Если значение коэффициента стремится к единице, то величина за рассмотренный период практически не изменилась.

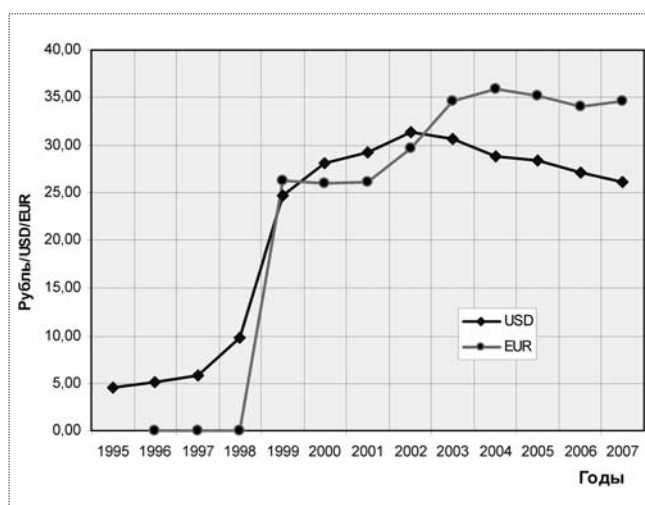


Рис. 5. Динамика изменения курсов рубль/доллар и рубль/евро

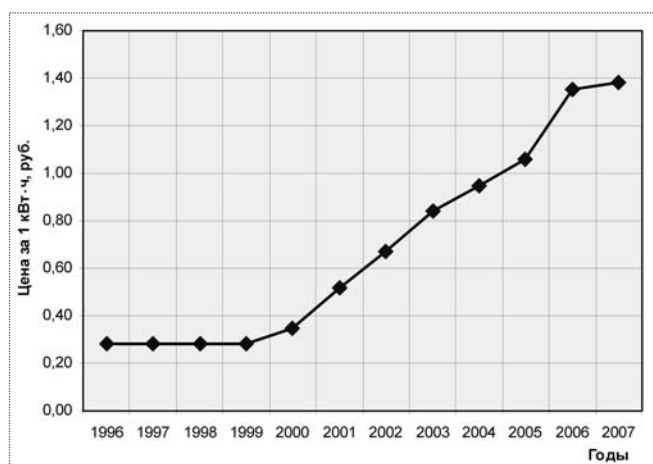


Рис. 6. Динамика изменения цены электроэнергии

Общей тенденцией, характерной не только для предприятий авиадвигателестроения, является увеличение стоимости ресурсов. С 2001 по 2006 г. выросли цены на металл: на никель в 6,8 раза, на кобальт в 3,7 раза, на рений в 3,5 раза, в целом на жаропрочные сплавы в 2,3 раза. Выросли цены и на металлопрокат (титановый и жаропрочный): на пруток в 2 раза, на лист в 2,5...3,5 раза. Соответственно выросли цены на заготовки: из жаропрочных сплавов в 2 раза, из титановых сплавов в 3,5 раза. То же произошло и с ценами на энергоресурсы: авиационное топливо подорожало в 3 раза (следом за ростом цены на нефть), электроэнергия — в 2,6 раза, теплоэнергия — в 3,6 раза, газ — в 3 раза, кислород — в 9 раз.

Любопытны изменения, происходящие в структуре себестоимости двигателя. Рис. 3 показывает изменение соотношения статей затрат в себестоимости. На фоне описанного выше подорожания ресурсов наблюдается

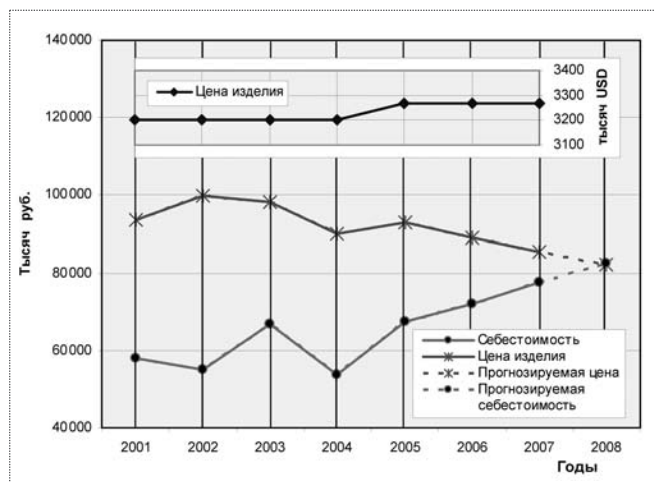


Рис. 7. Динамика изменения экспортной цены и себестоимости двигателя АЛ-31Ф

повышение себестоимости — с 2001 по 2006 г. средняя себестоимость увеличилась на 256 %. В то же время фонд заработной платы снижается — с 2001 по 2006 г. уменьшился на 22 %. Это объясняется тем, что цена на ресурсы, потребляемые предприятием, устанавливается независимо от технико-экономической стратегии и тактики предприятия. Для поддержания уровня чистой прибыли с 2001 по 2006 г. были уменьшены те статьи расходов, которыми управляет предприятие, например фонд заработной платы (см. рис. 3). Усилия предприятия снизить себестоимость двигателя в рублях показаны на рис. 11, где представлены кривые изменения себестоимости и рыночной цены, зависящей от курса доллара. Поскольку отпускная цена в долларах США изменяется незначительно, отпускная цена в рублях будет уменьшаться в соответствии с падением курса доллара (см. рис. 7, 8). Предприятие не может допустить пересечения кривой цены в рублях и кривой себестоимости (см. рис. 7), поэтому старается урезать те статьи себестоимости, которыми оно может управлять. В подобных ситуациях отсутствие у предприятия хорошей финансовой стратегии и методики функционально-стоимостного анализа не позволит использовать все резервы и достичь уровня конкурентоспособности, достаточного для успешной борьбы на рынке.

Информационное обеспечение подсистемы построено на основе методики моделирования процессов производства и включает в себя нормативную базу следующих задач функционально-стоимостного анализа: определения аналогов и поиска прототипов, выбора рациональных или оптимальных вариантов конструктивно-технологических решений, определения критических ситуаций и направлений совершенствования изделия и процессов производства, мониторинга процес-

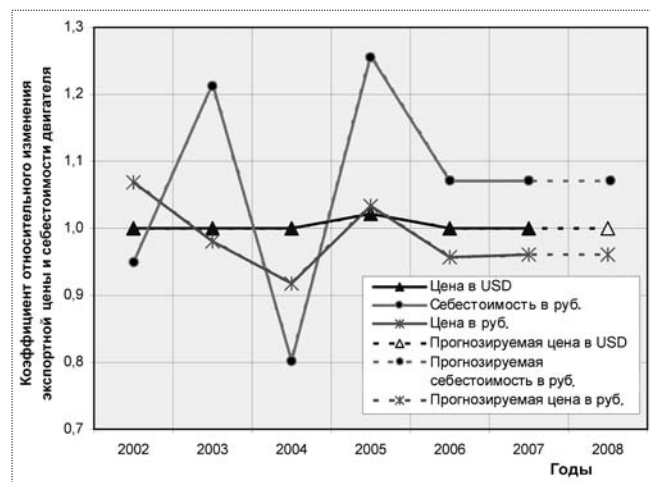


Рис. 8. Относительное изменение экспортной цены и себестоимости двигателя АФ-31Ф

сов создания сложных технических систем. Оно позволяет выполнять автоматизированное решение и подготовку данных для планирования и управления процессами проектирования и производства.

Основной критерий оценки эффективности применения нормативной базы функционально-стоимостного анализа — возможность получения решений, которые являются лучшими, чем решения, полученные традиционным методом нормирования. Лучшим признается то решение, которое в максимальной степени обеспечивает повышение конкурентоспособности сложной технической системы.

Поскольку изделия авиационной техники отличаются многообразием конструктивно-технологических характеристик, значительный интерес наряду с проектированием возможных вариантов реализации продукции представляет процесс определения условий и ограничений, который позволяет выделить область рациональных решений, включающих и оптимальное.

При ограниченном объеме информации на ранних этапах создания изделия большинство рациональных или оптимальных по заданным критериям решений принимается на основании интуиции и опыта. Формирование достаточного объема информационного обеспечения, включающего данные об изделии, производственной системе и процессах производства, позволяет все большее число решений находить методами математического моделирования с помощью определенных алгоритмов методики функционально-стоимостного анализа.

Список литературы

1. Силуянова М.В. Комплексная оценка проектных решений для сложных технических систем // Полет. 2007. № 5.
2. Елисеев Ю.С., Силуянова М.В., Скибин В.А., Соколов В.П. Функционально-стоимостной анализ авиационных двигателей на производственных стадиях жизненного цикла // Полет. 2002. № 3.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

КОМПАНИЯ "СУХОЙ" ПРИСТУПИЛА К НАЗЕМНЫМ ИСПЫТАНИЯМ ИСТРЕБИТЕЛЯ Су-35

Авиационная холдинговая компания "Сухой" начала наземные испытания многофункционального истребителя Су-35, в ходе которых будет отработана самолетная система, двигатели, навигационный комплекс и система управления, сообщает пресс-служба холдинга. К летным испытаниям нового истребителя планируется приступить в конце первого квартала 2008 г.

Су-35 представляет собой глубоко модернизированный сверхманевренный многофункциональный истребитель. В нем использованы технологии пятого поколения, обеспечивающие характеристики, дающие превосходство над истребителями аналогичного класса. Отличительными особенностями самолета являются сниженная радиолокационная заметность, новый комплекс авионики, в основе которой — информационно-управляющая система, интегрирующая системы бортового оборудования, новая РЛС с фазированной антенной решеткой с увеличенным числом одновременно сопровождаемых и обстреливаемых целей при большой дальности их обнаружения, новые двигатели с повышенной тягой и поворотным вектором тяги.

Серийное производство Су-35 компания "Сухой" планирует начать в конце 2010 г.

Вестник Интерфакс — АВН № 51 (326), 2007 г.

ОБЪЕМ РАБОТ ПО МОДЕРНИЗАЦИИ САМОЛЕТОВ СТРАТЕГИЧЕСКОЙ АВИАЦИИ ГОД ОТ ГОДА БУДЕТ УВЕЛИЧИВАТЬСЯ

В 2008 г. существенно увеличено финансирование НИОКР (научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ) по модернизации авиационных комплексов дальней авиации. Министерство обороны планирует проводить модернизацию всех трех типов самолетов дальней авиации — Ту-160, Ту-95МС и Ту-22М3. Объем финансирования работ по этим авиакомплексам год от года будет расти. В ближайшие годы планируется достройка нескольких самолетов Ту-160 из производственного запаса Казанского авиазавода. Рассматривается также возможность возобновления серийного производства самолета Ту-160. Но это потребует очень больших финансовых затрат. Кроме того, чтобы возобновить производство Ту-160, нужно решить также проблемы технического и технологического характера. Многие технологии, которые применялись при производстве Ту-160, в настоящее время утеряны.

Вестник Интерфакс — АВН № 1 (328), 2008 г.

НАЧАЛАСЬ МОДЕРНИЗАЦИЯ ПЕРВОГО СТРОЕВОГО ПРОТИВОЛОДОЧНОГО САМОЛЕТА Ил-38

В Центр поддержания летной годности Авиационного комплекса им. С.В. Ильюшина на серийную модернизацию поступил первый строевой противолодочный самолет Ил-38. "Модернизация этой машины в вариант Ил-38Н займет около одного года", — сообщил генеральный директор АК им. С.В. Ильюшина Виктор Ливанов. По его словам, в ближайшей перспективе планируется модернизировать по одному Ил-38 в год. В 2007 г. по результатам второго этапа государственных летных испытаний было получено предварительное заключение о соответствии модернизированного Ил-38Н требованиям заказчика, что позволило начать серийную модернизацию самолетов данного типа. Одновременно с модернизацией проводится ремонт самолета и продление его ресурса. Прошедшие модернизацию Ил-38Н будут эксплуатироваться еще минимум 15 лет.

Вестник Интерфакс — АВН № 1 (328), 2008 г.



УЛЫБЫШЕВ
Юрий Петрович —
заместитель начальника
отделения, начальник
отдела космической
баллистики РКК "Энергия"
им. С.П. Королева, доктор
техн. наук

Концепция множеств псевдоимпульсов для оптимизации траекторий космических аппаратов

Ю.П. Улыбышев

Приводится краткий обзор новых методов оптимизации траекторий с ограничениями для различных типов космических аппаратов. В основе методов лежит дискретизация траекторий на малые сегменты. При этом для каждого сегмента вводятся дискретные множества псевдоимпульсов, представляющие собой пространство возможных направлений вектора тяги. Это позволяет сформулировать проблему оптимизации в форме задачи линейного программирования высокой размерности, для которой разработаны эффективные алгоритмы внутренней точки. Рассмотрен пример оптимизации пространственной траектории взлета с поверхности Луны с выходом на окололунную орбиту при наличии ограничений.

Yu.P. Ulybyshev. Concept Of Pseudo-impulse Sets For Spacecraft Trajectory Optimization

A short review of new methods for constrained trajectory optimization of various spacecrafts is presented. The basis of the methods is a discretization of the trajectory on small segments and use of discrete pseudo-impulse sets for each segment. The sets are representations of space for the possible thrust directions. It is permitted to transform the problem into a large-scale linear programming form for which there are effective interior-point algorithms. An example of three-dimensional launch trajectory from the Moon surface to a circumlunar orbit with constraints is considered.

Начиная с запуска первого искусственного спутника Земли, были разработаны разнообразные методы оптимизации траекторий полета космических аппаратов (КА). Большинство методов можно условно разделить на две большие группы.

Первая группа — так называемые не прямые методы, основанные на использовании принципа максимума Л.С. Понтрягина [1]. В этом случае проблема оптимизации сводится к двухточечной краевой задаче для системы дифференциальных уравнений, включающей фазовые и сопряженные переменные. Основные трудности использования не прямых методов связаны с поиском начальных приближений по сопряженным переменным, при которых обеспечивается сходимость в решении краевых задач.

Вторую группу образуют прямые методы, использующие, как правило, алгоритмы нелинейного программирования [1]. Они позволяют привести задачу к оптимизации функции многих переменных.

Классические алгоритмы линейного программирования на базе симплекс-метода рассматривались для задач коррекции орбит и межорбитальных перелетов КА [2]. В некотором смысле к ним примыкает созданная М.Л. Лидовым теория линейной выпуклой коррекции с использованием модифицированного симплекс-метода [3], которая получила дальнейшее развитие и широко используется для расчетов траекторий сближения и межорбитальных маневров на околокруговых орбитах [4]. Автором статьи совместно с А.В. Соколовым был разработан метод расчета оптимальных многовитковых межорбитальных перелетов с малой тягой на околокруговых орбитах с использованием

трансверсальных маневров ограниченной продолжительности [5]. Метод использует постановку в форме классического линейного программирования, в основе математического представления для этой формы лежит расширение пространства управляемых переменных за счет введения трансверсальных псевдоимпульсов противоположных направлений. Число переменных при этом достигало несколько сотен.

Наиболее известным методом решения задач линейного программирования является симплекс-метод, однако он не обладает полиномиальной сходимостью и его использование для задач высокой размерности, включающих десятки-сотни тысяч переменных, затруднено.

Ситуация изменилась коренным образом в 1980–1990 гг. с появлением работ Л.Г. Хачияна [6] и Н. Кармаркара [7], которые послужили основой разработки эффективных алгоритмов внутренней точки [8]. В отличие от симплекс-метода, перебирающего угловые точки многогранника допустимых решений, вычислительный процесс в алгоритмах внутренней точки происходит внутри допустимого множества решений. Эти алгоритмы имеют полиномиальную сходимость и, что очень важно для практических задач, защищены от вырожденности [9].

Современные вычислительные методы линейного программирования эффективно оперируют с разреженными матрицами и решают задачи высокой размерности. Это позволяет использовать дискретизацию траектории на малые сегменты.

Введение для каждого сегмента дискретных множеств псевдоимпульсов с ограничением на сумму их модулей позволяет привести оптимизацию траектории КА к форме задачи линейного программирования высокой размерности. Кроме того, в подобной форме могут быть учтены разнообразные ограничения, характерные для современных космических аппаратов, — операционные ограничения, дополнительные краевые условия во внутренних точках траектории, режимы работы двигательной установки (ДУ), требования к ориентации и т.п. Статья содержит обзор работ автора [10...12] по новым методам оптимизации траекторий КА и демонстрирует использование концепции псевдоимпульсов для оптимизации пространственной траектории выведения лунного модуля на окололунную орбиту после старта с поверхности Луны.

Дискретизация траектории по времени. Движение КА представляется в виде движения точечной массы

m , имеющей ограниченную тягу, направленную по единичному вектору e . Уравнения движения КА:

$$\frac{dY}{dt} = f[Y, P(t), m(t), e(t), t], \quad (1)$$

где $Y^T(t) = [r^T(t), V^T(t)]$; $r(t)$, $V(t)$ — радиус-вектор и вектор скорости соответственно; t — время; P — тяга.

Краевые условия для траектории могут быть представлены в виде

$$F[Y(t_{f1}), Y(t_{f2}), \dots, Y(t_f)] = P_f, \quad (2)$$

где F — некоторая векторная функция, определяющая условия во внутренних точках и/или в конечной точке траектории при заданном времени перелета t_f ; P_f — вектор целевых значений размерностью s .

Предположим, что интервал времени перелета КА $[0, t_f]$ разбит на n малых, в общем случае неодинаковых сегментов $\Delta t_i = t_{i+1} - t_i$ и известны приближенные значения функции $F(t_i)$ в опорные моменты времени t_i . Считаем, что на каждом сегменте тяга $P(t_i)$ и ее ориентация $e(t_i)$ постоянны, тогда для краевых условий (2) можно записать приближенное соотношение

$$\begin{aligned} P_f(t_f) &= P_f^*(t_f) + \sum_{i=1}^n \frac{\partial F(t_i)}{\partial a} \frac{P(t_i)e(t_i)\Delta t_i}{m_i} = \\ &= P_f^*(t_f) + \sum_{i=1}^n \frac{\partial F(t_i)}{\partial a} a(t_i)\Delta t_i, \end{aligned} \quad (3)$$

где $P_f^*(t_f)$ — значение краевых условий на невозмущенной (т.е. пассивной) траектории КА в момент t_f ; $\partial F/\partial a$ — матрица частных производных — функции влияния; a — вектор реактивного ускорения. Уравнение (3) представляет простейшую реализацию классического метода Энке, в котором уравнения возмущенного движения интегрируются относительно опорной невозмущенной траектории.

Отметим, что интервал времени перелета КА и соответственно длины сегментов могут быть заданы в неявном виде, т.е. могут быть заданы определенное число витков или момент достижения определенных значений функций от орбитальных элементов.

Преобразование к форме линейного программирования. Простейшим случаем является траектория КА с ориентацией вектора тяги в некоторой плоскости, например плоскости местного горизонта или орбиты. На любом сегменте i вектор тяги может быть ориенти-

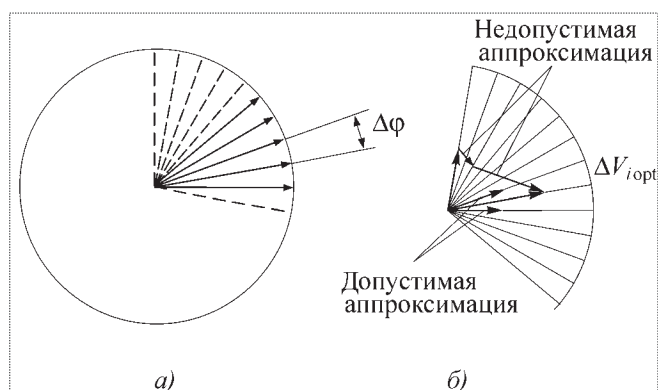


Рис. 1. Псевдоимпульсы в плоскости:
а – разбиение псевдоимпульсов; б – векторное представление псевдоимпульсов

рован в этой плоскости произвольным образом. При этом время работы двигателя на этом сегменте не должно превышать $\Delta t_{i \max}$, а приобретаемый импульс скорости должен быть не более $\Delta V_{i \max} = a_{p \max} \Delta t_{i \max}$. Возможные направления вектора тяги представим в виде дискретного набора ориентаций, образованного делением диапазона $[0, 2\pi]$ на малые углы $\Delta\varphi = 2\pi/k$ (рис. 1, а). Предположим, что на сегменте возможно выполнение не более k псевдоимпульсов, однако их сумма по модулю не должна превышать $\Delta V_{i \max}$. Оптимальное в смысле затрат характеристической скорости решение не должно содержать более двух смежных псевдоимпульсов, поскольку сумму двух, трех или более несмежных векторов псевдоимпульсов всегда можно заменить двумя смежными псевдоимпульсами, имеющими наименьшую сумму.

Пусть $\Delta V_{i \text{opt}}$ – оптимальное решение для i -го сегмента (рис. 1, б). Из элементарных геометрических соображений следует, что наилучшим приближением к оптимальному решению из имеющегося набора псевдоимпульсов с дискретными ориентациями в общем случае будет решение для двух смежных псевдоимпульсов, между которыми располагается оптимальный импульс $\Delta V_{i \text{opt}}$. В частном случае это может быть один псевдоимпульс, ближайший по направлению к $\Delta V_{i \text{opt}}$. Таким образом, оптимальное решение заменяется его приближенным значением. Погрешность такой аппроксимации зависит от шага дискретизации ориентации $\Delta\varphi$. Анализ показывает, что величина погрешности очень мала и для $\Delta\varphi = 2^\circ$ не превысит $0,5 \cdot 10^{-3}$ [10].

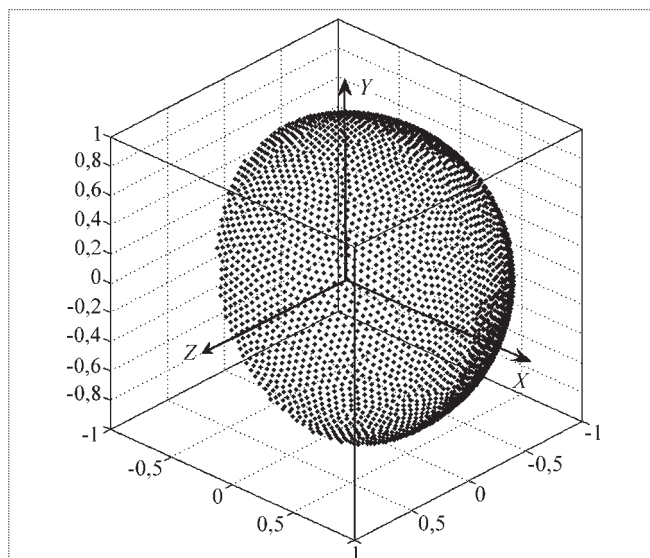


Рис. 2. Пространственное распределение псевдоимпульсов в полушаре

В общем случае для пространственной ориентации вектора тяги множество псевдоимпульсов можно представить в виде близкого к равномерному распределения точек на сфере или какой-то ее части (рис. 2). Подобно плоскому варианту в пространственном случае для оптимального вектора импульса на сегменте наилучшей аппроксимацией всегда будет использование ближайших к этому вектору псевдоимпульсов (анализ показывает, что их будет не более трех). Как и в плоском случае, точность такого представления при использовании большого числа псевдоимпульсов будет достаточно высокой. Например, для 1000 псевдоимпульсов с близким к равномерному распределению на сфере угловое расстояние между ближайшими псевдоимпульсами будет не более 3° .

Введем вектор неизвестных переменных X , включающий все псевдоимпульсы на всех сегментах размерностью $(n \times k)$:

$$X^T = [\Delta V_1^{(1)}, \Delta V_1^{(2)}, \dots, \Delta V_1^{(k)}, \Delta V_2^{(1)}, \Delta V_2^{(2)}, \dots, \Delta V_2^{(k)}, \dots, \Delta V_n^{(k)}]. \quad (4)$$

Отметим, что компоненты этого вектора могут быть только неотрицательными. Тогда для этого вектора можно записать линейное неравенство

$$AX \leq b, \quad (5)$$

где A – матрица размерностью $n \times (n \times k)$, имеющая следующую структуру (показаны только ненулевые элементы):

$$A = \begin{bmatrix} \overbrace{111\dots 1}^k & & & \\ & 111\dots 1 & & \\ & & 111\dots 1 & \\ & & & 111\dots 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

вектор $b^T = [\Delta V_{1\max}, \Delta V_{2\max}, \dots, \Delta V_{n\max}]$ имеет размерность, равную числу сегментов.

Дополнительными ограничениями могут служить краевые условия во внутренних точках траектории. На практике может возникнуть необходимость ограничения суммарной длительности ДУ на каких-либо участках траектории, например на витке. Подобные ограничения могут быть вызваны необходимостью соблюдения электрического энергобаланса на борту КА или какими-то операционными ограничениями по выполнению маневров. В указанных случаях необходимо соответствующее расширение матрицы A_e (для ограничений равенств) и/или A (для ограничений неравенств). Методы учета дополнительных ограничений и способы представления расширенных матриц приведены в [10...12]. Ограничения по ориентации вектора тяги и/или угловой скорости ее изменения могут быть учтены при построении множеств псевдоимпульсов для соответствующих сегментов.

Для вектора X краевые условия (3) можно представить в следующем виде:

$$\Delta P_f = P_f - P_f^* = A_e X, \quad (7)$$

где A_e – матрица размерностью $s \times (n \times k)$:

$$A_e = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial V_1^{(j)}} & \frac{\partial F_1}{\partial V_1^{(2)}} & \dots & \frac{\partial F_1}{\partial V_2^{(j)}} & \frac{\partial F_1}{\partial V_2^{(2)}} & \dots & \frac{\partial F_1}{\partial V_n^{(k)}} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial F_s}{\partial V_1^{(j)}} & \frac{\partial F_s}{\partial V_1^{(2)}} & \dots & \frac{\partial F_s}{\partial V_2^{(j)}} & \frac{\partial F_s}{\partial V_2^{(2)}} & \dots & \frac{\partial F_s}{\partial V_n^{(k)}} \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Определим вектор коэффициентов $q^T = [1 \ 1 \ \dots \ 1 \ 1]$ из $(n \times k)$ элементов для равномерных сегментов. В случае неравномерных по времени сегментов этот вектор представим в виде $q^T = [\Delta t_{1\max} \dots \Delta t_{n\max}]$. Элементы этого вектора также могут служить весовыми коэффициен-

тами в приоритетности использования различных режимов тяги, времени проведения маневров и т.п.

В итоге проблему оптимизации траектории перелета можно сформулировать как задачу классического линейного программирования: найти вектор X , минимизирующий линейный функционал

$$J = \min(q^T X) \quad (9)$$

при линейных ограничениях в виде равенства (7), неравенства (5) и неотрицательных значениях всех элементов вектора X :

$$0 \leq \Delta V_i^{(j)} \leq \Delta V_{i\max}. \quad (10)$$

Следует отметить, что в подобной формулировке задача имеет весьма высокую размерность. Например, для межорбитального перелета с малой тягой на интервале в 10 витков с 72 сегментами на каждом витке и 144 псевдоимпульсами на каждом сегменте число неизвестных переменных равно $\dim(X) = 10 \times 72 \times 144 = 103,680$. Размерность матрицы A равна $720 \times 103\,680$. Однако по своей структуре матрица является разреженной и содержит только ~1,4 % ненулевых элементов. Современное программное обеспечение, например MATLAB, имеет эффективные алгоритмы вычислений с разреженными матрицами очень высокой размерности, в том числе при решении задач линейного программирования.

Обработка решений и их качественные особенности.

Формально при решении задач в изложенной постановке с дискретизацией траектории по времени каждый сегмент рассматривается независимо от других как в отношении времени работы двигателя, так и в отношении ориентации вектора тяги. Поэтому полученное решение требует специальной обработки. Критерием включения в обработку является наличие ненулевых компонент вектора X (превышающих некоторую малую положительную погрешность $\varepsilon \sim 10^{-4} \dots 10^{-9}$). При этом для выбранных компонент вектора X , относящихся к одному сегменту, уточняется ориентация вектора тяги и ее суммарный уровень. Далее в непрерывные маневры объединяются все последовательности смежных сегментов с ненулевым уровнем тяги. В таких последовательностях все внутренние сегменты, кроме первого и последнего, как правило, должны иметь максимальную продолжительность, а первый и последний сегменты при не-

полной продолжительности сдвигаются соответственно вправо и влево. Таким образом может быть получен конечный набор непрерывных маневров. Число маневров при этом не фиксируется и не ограничивается, а получается автоматически в результате обработки решения задачи линейного программирования. Наличие внутри маневров сегментов с не максимальной тягой может свидетельствовать об особых решениях, характерных для задач с ограничениями во внутренних точках траектории.

В соответствии с выводами теории оптимального управления траекториями космических аппаратов оптимальное направление вектора тяги является непрерывной функцией и определяется из сопряженной системы уравнений так называемым базис-вектором Д. Лоудена [13]. В гравитационном поле с притяжением обратно пропорционально квадрату расстояния до центра тяготения базис-вектор имеет вековые и периодические составляющие. Причем последние не имеют членов с периодами, существенно меньшими орбитального периода, т.е. членов с высо-

кочастотными составляющими. Дискретный набор ориентаций на сегментах, образующих сплошной маневр, должен представлять собой непрерывную функцию с ограниченной угловой скоростью изменения ориентации вектора тяги, соизмеримой с угловой скоростью орбитального движения. Функция переключения величины тяги определяется модулем базис-вектора [13]. Она разделяет оптимальную траекторию на чередующиеся участки максимальной и нулевой тяги, при этом число переключений является конечным. В общей постановке для непрерывной тяги оценки максимального числа переключений (т.е. маневров) в настоящее время отсутствуют. Мы полагаем, что для задач межорбитального маневрирования и сближения на орбите их число должно быть не более 4...6 на витке. Таким образом, в обработанном решении при использовании малых по времени сегментов $\Delta t_{i \max} \ll T$ (T – орбитальный период) не должно присутствовать большое число маневров с малыми перерывами, по времени соизмеримыми с $\Delta t_{i \max}$.

Таблица

Тип траектории	Интервал траектории	Тип решения	Сегмент	Множество псевдоимпульсов, число псевдоимпульсов	Число				Ограничения		
					сегментов	переменных	ненулевых переменных	маневров	Ориентация	Длительность	Крайние условия во внутренних точках
Поддержание высокоэллиптической орбиты с малой тягой	Многовитковые маневры, 30 сут	Линейный	10° по истинной аномалии	В плоскости, 36	1080	38,880	~900	~60	—	+	—
Межорбитальный перелет с малой тягой с геопереходной на геостационарную орбиту	Многовитковый перелет, 29 сут	Нелинейный, итеративное решение	Один маневр	В плоскости, 360	80	28,280	46	46	—	—	—
Некомпланарный перелет между эллиптическими орбитами с конечной тягой	Одновитковый перелет, 8,6 ч	Нелинейный, итеративное решение	10° по аргументу широты	Пространственное, 1000	72	72,000	1713	3	—	—	—
Многоимпульсная траектория сближения на околокруговых орбитах	30 витков, интервалы маневрирования	Линейный	75 с	Пространственное в коническом сегменте, 733	144	105,552	10	4	—	—	—

Продолжение табл.

Тип траектории	Интервал траектории	Тип решения	Сегмент	Множество псевдоимпульсов, число псевдоимпульсов	Число				Ограничения		
					сегментов	переменных	ненулевых переменных	маневров	Ориентация	Длительность	Крайние условия во внутренних точках
Траектория сближения с использованием двухрежимной ДУ (большой и малой тяги)	30 витков, интервалы маневрирования	Линейный	220 с	Пространственное в коническом сегменте, 292 и 449	130	74,916	23	5	—	—	—
Траектории сближения с малой тягой со сплошными маневрами и ограничениями по теневым участкам	30 витков	Линейный	220 с	Пространственное в сфере, 600	130	72,000	60...70	10	—	+	—
Траектории сближения с малой тягой и облетом перед стыковкой	30 витков	Линейный	150 с	В плоскости, 61	1080	65,880	515	60	—	—	+
Траектории посадки на Луну с окололунной орбиты и ограничениями по заключительному этапу и безопасным профилем снижения	400 с	Линейный, итеративное решение по уточнению расхода массы	2,5 с	В вертикальной плоскости, 361	160	57,600	~50...80	3	+	—	+

Перечисленные свойства обработанных решений задачи линейного программирования могут служить своего рода неявным качественным критерием проверки оптимальности решения. Строгое математическое доказательство этих положений затруднительно, поэтому они представляют собой, скорее, интуитивные правила, соответствующие теории оптимального управления. Противоречия этим положениям могут указывать на вырожденность решений. Многочисленные расчеты оптимальных траекторий КА на основе концепции множеств псевдоимпульсов и их сравнение с известными решениями показали, что результаты хорошо согласуются с теоретическими выводами.

Примеры оптимизации траекторий КА. Рассмотренные методы позволяют решать разнообразные задачи оптимизации траекторий различных типов КА. Обзор примеров задач оптимизации из работ

[10...12], а также качественные и количественные особенности их решения кратко описаны в таблице. Они включают траектории с различными видами представления маневров — от импульсных до сплошных многовитковых орбитальных перелетов с очень малой тягой ДУ. Для нелинейных задач функции влияния (8) заранее неизвестны, так как они зависят от параметров переходной траектории. В этом случае использовался итеративный процесс, включающий последовательность задач линейного программирования. На каждом шаге этого процесса рассчитывалась переходная траектория, по которой уточнялись функции влияния. Отметим, что в отличие от методов на базе принципа максимума Понтрягина, где выбор начальных значений сопряженных переменных затруднен и они могут изменяться по траектории на несколько порядков, в предлагаемых методах начальное приближение может быть определено исходя

из физических соображений. Для многих практических задач динамики полета КА известны диапазоны изменения параметров траектории, и зачастую их изменение носит монотонный характер, что существенно облегчает выбор начального приближения.

Оптимальное выведение КА с поверхности Луны на окололунную орбиту. Предполагается, что угловая дальность полета по траектории мала и движение происходит в плоскопараллельном гравитационном поле. Уравнения движения одноступенчатого КА переменной массы с постоянной тягой можно представить в виде

$$\begin{aligned} \frac{dx}{dt} &= V_x; \\ \frac{dy}{dt} &= V_y; \\ \frac{dz}{dt} &= V_z; \\ \frac{dV_x}{dt} &= f_T \frac{a_0}{m} \cos \vartheta \cos \beta; \\ \frac{dV_y}{dt} &= f_T \frac{a_0}{m} \sin \vartheta - g_L; \\ \frac{dV_z}{dt} &= f_T \frac{a_0}{m} \cos \vartheta \sin \beta; \\ \frac{dm}{dt} &= -f_T \dot{m}, \end{aligned} \quad (11)$$

где x, y, z, V_x, V_y, V_z — координаты и компоненты вектора скорости КА в топоцентрической системе координат; $a_0 = P/m_0$ — реактивное ускорение в начальный момент; m — безразмерная масса; $\dot{m}$ — безразмерный массовый расход; $g_L = 1,623 \text{ м/с}^2$ — гравитационное ускорение на поверхности Луны; f_T — безразмерный уровень тяги; ϑ, β — углы тангажа и скольжения для вектора тяги. Управляемыми переменными являются f_T и углы ϑ, β .

Рассматривается пространственная траектория выведения на круговую орбиту высотой 100 км, трасса которой смещена относительно точки старта на селеноцентрический угол $\sim 2^\circ$. Характеристики КА: $a_0 = 3 \text{ м/с}^2$; $\dot{m} = 0,0035$ (соответствует удельной тяге ДУ 350 с); время выведения $t_f = 560 \text{ с}$; $\Delta t = 4 \text{ с}$. Терминальные краевые условия:

$$\begin{aligned} P_f(t_f) &= [y_f, z_f, V_{xf}, V_{yf}, V_{zf}] = \\ &= [100 \text{ км}, 60 \text{ км}, V_{кр}, 0, 0], \end{aligned} \quad (12)$$

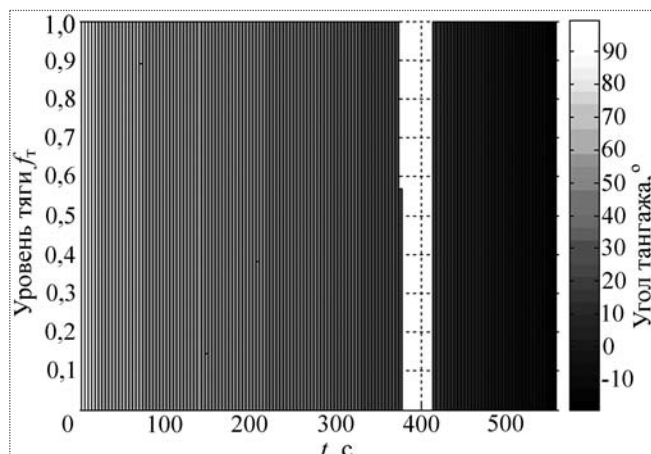


Рис. 3. Профиль тяги по времени (интенсивность закрашки всех сегментов соответствует значениям угла тангажа)

где $V_{кр} = \sqrt{\mu_L / (r_L + y_f)} = 1,633 \text{ км/с}$ — круговая скорость на окололунной орбите; $\mu_L = 4903,2 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационный параметр Луны; $r_L = 1738 \text{ км}$ — сред-

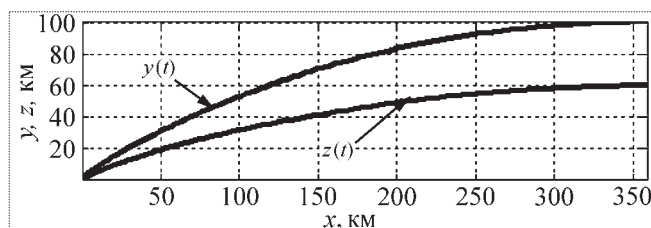


Рис. 4. Вертикальный и горизонтальный профили траектории

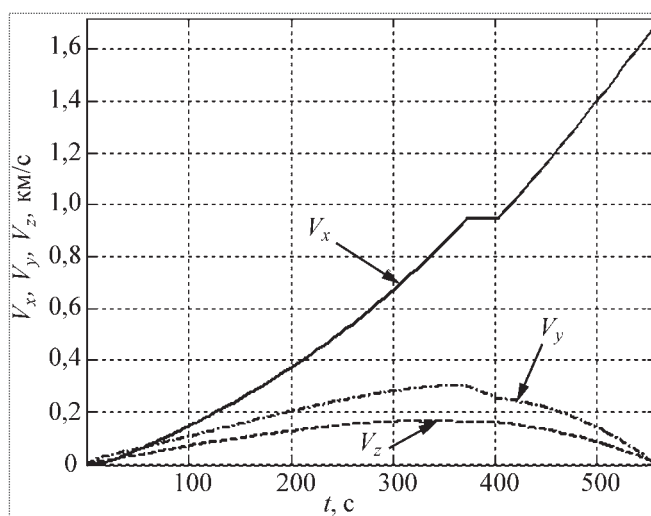


Рис. 5. Изменение компонент вектора скорости

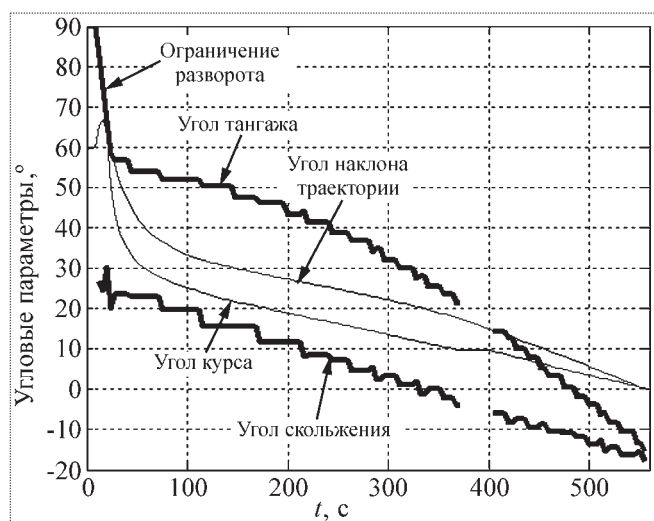


Рис. 6. Угловые параметры траектории

ний радиус Луны. Элементы матрицы частных производных A_e (8) можно представить в виде

$$\begin{aligned} \frac{\partial P_1(t_f)}{\partial V_i^{(j)}} &= \frac{\partial y_f}{\partial V_i^{(j)}} = f_{\pi} \frac{a_0(t_f - t_i)}{m_i} e_y^{(j)} \Delta t_i; \\ \frac{\partial P_2(t_f)}{\partial V_i^{(j)}} &= \frac{\partial z_f}{\partial V_i^{(j)}} = f_{\pi} \frac{a_0(t_f - t_i)}{m_i} e_z^{(j)} \Delta t_i; \\ \frac{\partial P_3(t_f)}{\partial V_i^{(j)}} &= \frac{\partial V_{xf}}{\partial V_i^{(j)}} = f_{\pi} \frac{a_0}{m_i} e_x^{(j)} \Delta t_i; \\ \frac{\partial P_4(t_f)}{\partial V_i^{(j)}} &= \frac{\partial V_{yf}}{\partial V_i^{(j)}} = f_{\pi} \frac{a_0}{m_i} e_y^{(j)} \Delta t_i; \\ \frac{\partial P_5(t_f)}{\partial V_i^{(j)}} &= \frac{\partial V_{zf}}{\partial V_i^{(j)}} = f_{\pi} \frac{a_0}{m_i} e_z^{(j)} \Delta t_i, \end{aligned} \quad (13)$$

где $e_x^{(j)}$, $e_y^{(j)}$, $e_z^{(j)}$ — компоненты единичных векторов псевдоимпульсов; i, j — номера сегментов и псевдоимпульсов соответственно. Использовались множества с $k = 2799$ псевдоимпульсов, распределенных приблизительно равномерно по полусфере (см. рис. 2). Размерность вектора неизвестных переменных составляла $n \times k = 391,860$. На траекторию накладывались ограничения: начальный вертикальный участок длительностью 12 с и после него — переходный участок с ограничением суммарной угловой скорости поворота вектора тяги по каналам тангажа и скольжения до $2^\circ/\text{с}$.

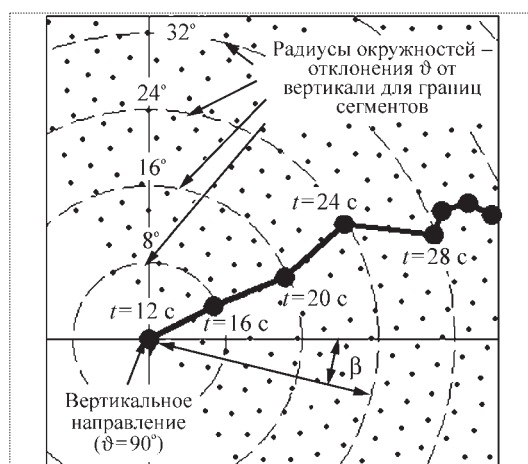


Рис. 7. Ориентация вектора тяги на начальном этапе в полярной системе относительно вертикального направления (изменение ориентации — сплошная линия с маркерами на границах сегментов, точками показаны ориентации псевдоимпульсов)

Основные характеристики траектории выведения представлены на рис. 3...7. Она имеет два активных участка с максимальной тягой. Суммарное значение характеристической скорости при наличии ограничений $\Delta V_x = 2,096 \text{ км/с}$ (на траектории без ограничений $\Delta V_x = 2,072 \text{ км/с}$, а при наличии только вертикального участка $\Delta V_x = 2,081 \text{ км/с}$). Ограничение по угловой скорости разворота вектора тяги является активным вплоть до $t = 28 \text{ с}$ траектории выведения (см. рис. 7).

В статье представлены новые методы оптимизации траекторий различных типов КА, использующие алгоритмы линейного программирования высокой размерности. Основной идеей, позволяющей преобразовать задачи к форме линейного программирования, является дискретизация траектории на малые сегменты и введение для каждого из них множества псевдоимпульсов с ограничивающими условиями.

Предложенные методы позволяют достаточно гибко учитывать требования, связанные с особенностями двигательных установок КА, ориентацией вектора тяги, операционными ограничениями на выполнение маневров и дополнительными краевыми условиями во внутренних точках траектории. Число маневров на траектории не ограничивается и не фиксируется, а определяется автоматически в результате обработки решения задачи линейного программирования. Методы могут использоваться также для проектного анализа и

оценок влияния различных ограничений на характеристики КА.

Подход, основанный на сегментации траектории объекта управления по времени и введении дискретных множеств для области допустимого управления в сочетании с линейным программированием высокой размерности, может использоваться при оптимизации управления в других областях.

Список литературы

1. Моисеев Н.Н. Элементы теории оптимальных систем. М.: Наука, 1975.
2. Бахшиян Б.Ц., Назиров Р.Р., Эльясберг П.Е. Определение и коррекция движения. М.: Наука, 1980.
3. Лидов М.Л. Математическая аналогия между некоторыми оптимальными задачами коррекции траекторий и выбора состава измерений и алгоритмы их решения // Космические исследования. 1971. Т. 8. № 5.
4. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса "Салют-6"—"Союз"—"Прогресс" / под ред. Б.Н. Петрова, И.К. Бажинова. М.: Наука, 1985.
5. Улыбышев Ю.П., Соколов А.В. Многовитковые маневры с малой тягой в окрестности геостационарной орбиты // Изв. АН. Теория и системы управления. 1999. Т. 18. № 2.
6. Хачиян Л.Г. Полиномиальный алгоритм в линейном программировании // Докл. АН СССР. 1979. Т. 244.
7. Karmarkar N. A new polynomial-time algorithm for linear programming // Combinatorica. 1984. № 4.
8. Схрейвер А. Теория линейного и целочисленного программирования. Т. 1. М.: Мир, 1991.
9. Rao S.S., Mulkay E.L. Engineering design optimization using interior-point algorithms // AIAA Journal. 2000. V. 38. № 1.
10. Ulybyshev Y. Continuous thrust orbit transfer optimization using large-scale linear programming // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2007. V. 30. № 2.
11. Улыбышев Ю.П. Оптимизация многорежимных траекторий сближения с ограничениями // Космические исследования. 2008. Т. 46. № 2.
12. Ulybyshev Y. Trajectory optimization for lunar landing // Aerospace Science and Technology. 2007. V. 11.
13. Лоуден Д.Ф. Оптимальные траектории для космической навигации. М.: Мир, 1966.



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

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

Сдано в набор 07.12.07. Подписано в печать 30.01.08. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 8,45. Зак. 69. Свободная цена.

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

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