



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Журнал выходит ежемесячно

Выпускается с августа 1998 г.

Г.В. НОВОЖИЛОВ –

Главный редактор (авиация)

А.С. КОРОТЕЕВ –

Главный редактор (ракетная техника и космонавтика)

Л.А. ГИЛЬБЕРГ –

зам. Главного редактора

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

Ответственные секретари журнала

И.Н. МЫМРИНА
Д.Я. ЧЕРНИСРедактор-организатор
О.С. РОДЗЕВИЧ

Представители журнала:

г. Казань: Р.И. АДГАМОВ, тел. (843) 238-46-23
 Роскосмос: А.А. ВОРОБЬЕВ, тел. (495) 975-45-86
 Минобороны РФ: А.В. ДРОБЫШЕВСКИЙ, тел. (495) 696-44-38
 г. Уфа: О.Б. СЕВЕРИНОВА, тел. (3472) 73-07-23
 Франция, Париж: Е.Л. ЧЕХОВ, тел. (10331) 47-49-28-05

© ОАО "Издательство "Машиностроение", 2009

© ООО "Машиностроение – Полет", 2009

СОДЕРЖАНИЕ

Нестеров В.Е., Кузин А.И., Бахвалов Ю.О. Перспективы создания тяжелых и сверхтяжелых ракет-носителей	3
Кобзев В.А., Соколянский В.П. Эволюция летательных аппаратов гидроавиации в XXI веке	9
Зеленый Л.М., Кузнецов В.Д., Зайцев Ю.И. От "Коперника-500" до международной космической станции	14
Бармин И.В., Неустроев В.Н. Основоположник советской "наземки"	21
Константинов С.В., Редько П.Г., Квасов Г.В., Каннер М.Г., Косарев В.А., Смородин И.В., Кузнецов А.В. Применение новых подходов для разработки рулевых приводов перспективных маневренных самолетов	28
Ионов Дм.А., Мельникова Н.С. Влияние ухудшения характеристик узлов двигателя на величину T_r^* и α_Σ	38
Битюков Ю.И. Создание математической модели многослойной выкладки	44
Штырлин А.Ф., Белоусов А.П. Лунный многоразовый транспортный аппарат с коллоидными электроракетными двигателями	49
Хамидуллина Н.М., Кузнецов Н.В. Исследование одиночных сбоев в бортовой радиоэлектронной аппаратуре КА "Спектр-Р"	55

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

Мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей.

За содержание рекламных материалов ответственность несет рекламодатель.

Плата с аспирантов за публикацию статей не взимается.

Аннотации статей журнала и требования к оформлению представляемых авторами рукописей приведены на сайте издательства "Машиностроение"

<http://www.mashin.ru>

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

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

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

Адрес электронной почты: polet@mashin.ru

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



AVIATION ♦ ROCKET TECHNOLOGY ♦ COSMONAUTICS

The journal is issued monthly

Published since August 1998

G.V. NOVOZHILOV –

Editor-in-Chief (Aviation)

A.S. KOROTEYEV –

Editor-in-Chief (Rocket Technology and Cosmonautics)

L.A. GILBERG –

Deputy Editor-in-Chief

Editorial

Board Members

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

**Executive secretaries
of the journal**

I.N. MYMRINA
D.Ya. TCHERNIS

Editor Organizer

O.S. RODZEVICH

Editorial

Committee

A.M. MATVEYENKO,
Chairman
O.M. ALIFANOV
N.A. ANFIMOV
V.I. BARKOVSKY
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYZYCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
A.N. GERASHCHENKO
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. 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
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
N.A. PIROGOV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
P.R. POPOVICH
V.A. POPOVKIN
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOV'EV
A.I. TATUEV
V.V. TSYBLIEV
B.E. TCHERTOK
V.V. SHALAY
V.A. SHATALOV
I.S. SHEVCHUK

Representatives of the journal:

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

CONTENTS

Nesterov V.E., Kuzin A.I., Bakhvalov Yu.O. The Outlook For Building Heavy And Super Heavy Launch Vehicles	3
Kobzev V.A., Sokolyanskiy V.P. Prospect Of Hydroaviation Aircraft Evolution In The 21 st Century	9
Zeleny L.M., Kuznetsov V.D., Zaitsev Yu.I. From "Copernik-500" To The International Space Station	14
Barmin I.V., Neustroev V.N. The Founder Of Soviet "Ground-Based Infrastructure"	21
Constantinov S.V., Redko P.G., Kvasov G.V., Kanner M.G., Kosarev V.A., Smorodin I.V., Kuznetsov A.V. Application Of New Approaches For Development Of Flight Control Surface Actuators Of Future Maneuverable Aircraft . .	28
Ionov Dm.A., Melnikova N.S. Deterioration Of Engines Main Units Characteristics Influence On T_g^* And α_Σ	38
Bitjukov Yu.I. Developing Laminate Facing Mathematical Model	44
Shtyrilin A.F., Belousov A.P. The Lunar Non-Expendable Transport Spacecraft Equipped With Colloid Electrical Rocket Engines	49
Khamidullina N.M., Kuznetsov N.V. The Analysis Of Single Event Upsets In Onboard Radio-Electronic Equipment Of "Spectr-R" SC	55

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

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

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

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

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

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

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

E-mail address: polet@mashin.ru

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

УДК 656.7

Перспективы создания тяжелых и сверхтяжелых ракет-носителей

В.Е. Нестеров, А.И. Кузин, Ю.О. Бахвалов

Представлены результаты проектных проработок по техническим обликам и основным характеристикам перспективных (до 2040 г.) ракет-носителей (РН) тяжелого и сверхтяжелого классов. Приведены прогнозные программы целевого использования РН, основные принципы их создания и применения, в том числе принципы рациональной унификации, многоразовости, технико-экономической эффективности.

V.E. Nesterov, A.I. Kuzin, Yu.O. Bakhvalov. The Outlook For Building Heavy And Super Heavy Launch Vehicles

Results of design studies for technical aspects and main characteristics of future (to 2040) heavy and super heavy launch vehicles were presented. Look-ahead schedules for the end usage of launch vehicles were depicted. Also the basic principles of building and using of such launch vehicles including principles of rational unification, non-expendable usage, technical and economical efficiency were displayed.

Вопросы развития космической деятельности в среднесрочной и долгосрочной перспективах, включая развитие орбитальных группировок космических комплексов и систем различного назначения на околоземных орбитах, исследование и освоение Луны, изучение планет Солнечной системы и дальнего космоса, широко обсуждаются российской и зарубежной общественностью.

В этой связи облик и основные технические характеристики средств выведения тяжелого и сверхтяжелого классов будут определяться совокупностью тех задач, решение которых на них возлагается.

Эти задачи диктуются общими концептуальными положениями и программными документами, определяющими развитие отечественной космонавтики на различные периоды. К ним относятся следующие:

- Закон Российской Федерации "О космической деятельности" от 20 августа 1993 г.;
- "Основы политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2020 года и дальнейшую перспективу";
- Федеральная космическая программа России на 2006–2015 годы, утвержденная постановлением Правительства Российской Федерации от 22 октября 2005 г. (ФКП);
- Федеральная целевая программа "Развитие российских космодромов на 2006–2015 годы" (ФЦП), утвержденная распоряжением Правительства Российской Федерации от 28 ноября 2005 г.;
- Указ Президента Российской Федерации от 06.01.1995 г. "О создании космического ракетного комплекса "Ангара";
- Указ Президента Российской Федерации от 06.11.2007 г. "О космодроме Восточный";
- "Система взглядов на осуществление Россией независимой космической деятельности (концепция развития) ... до 2040 года".



НЕСТЕРОВ
Владимир Евгеньевич —
генеральный директор
ФГУП "ГКНПЦ им.
М.В. Хруничева"



КУЗИН
Анатолий Иванович —
заместитель генерального
директора ФГУП "ГКНПЦ
им. М.В. Хруничева" по
стратегическим исследова-
ниям и планированию
развития РКТ, профессор,
доктор техн. наук



БАХВАЛОВ
Юрий Олегович —
заместитель генерального
конструктора ФГУП
"ГКНПЦ им. М.В. Хруни-
чева" — начальник КБ "Са-
лют", доктор техн. наук

С учетом положений перечисленных документов процесс развития отечественной космонавтики условно может быть разделен на три этапа:

ближнесрочная перспектива — до 2015 г. (реализация намеченных направлений ФКП, ФЦП);

среднесрочная перспектива — 2016–2025 гг. (наращивание усилий и расширение присутствия в околоземном космическом пространстве, начало освоения ближайшей планеты — Луны);

дальнесрочная перспектива на период 2026–2040 гг. (расширение планетных исследований, формирование условий постоянного присутствия человека на Луне, создание необходимого задела и практическая реализация пилотируемой марсианской экспедиции).

Трудно переоценить роль носителей тяжелого и сверхтяжелого классов в такого рода проектах. Такие носители должны обеспечивать выведение полезных нагрузок на все основные типы орбит: от низкой околоземной орбиты (НОО), характерной для пилотируемых комплексов и космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, до высокоэнергетических орбит, включая высококруговую (навигация), высокоэллиптическую (связь), геопереходную (ГПО), геостационарную (ГСО) (фиксированная связь, ретрансляция) орбиты и отлетные траектории.

При разработке предложений по перспективным РН тяжелого и сверхтяжелого классов специалисты ГКНПЦ им. М.В. Хруничева руководствовались следующими основными принципами.

Целевое использование:

возможность осуществления запусков всей номенклатуры перспективных полезных нагрузок во всем диапазоне высот и наклонений целевых орбит;

адаптивность к возможным изменениям целевых задач по запускам КА за счет быстрого создания и ввода в требуемые сроки оптимальных по комплектации и характеристикам ракет-носителей (РН) модульной конструкции;

возможность целевого использования тяжелых и сверхтяжелых РН начиная с первого пуска, что обеспечивается их высокой начальной полетной надежностью за счет летной отработки универсальных ракетных блоков в составе более легких РН.

Повышение экономической эффективности разработки, изготовления и целевого использования:

максимальное использование научно-технического, проектно-конструкторского и производственного потенциалов отрасли;

оптимизация производственно-экспериментальной базы отрасли для создания и серийного производства РН;

модульное построение РН, высокая степень внутрипроектной и межпроектной унификации;

внедрение новых технологий и материалов, техническое перевооружение производства, снижение себестоимости серийного изготовления РН;

внедрение многоразовых составных частей РН.

Повышение надежности и безопасности эксплуатации:

минимизация числа ступеней РН (двухступенчатая пакетная схема);

использование универсальных ракетных блоков одного типа с большим объемом летной отработки в составе РН одного семейства и высоким уровнем серийности их производства;

запуск всех маршевых двигателей на старте (а не в полете);

оснащение РН системами безопасности носителя, реализующими аварийные циклограммы работы РН при отказе одного двигателя (в целях спасения космонавтов и обеспечения сохранности стартового комплекса);

снижение технического риска создания тяжелых и сверхтяжелых РН за счет отработки универсальных ракетных блоков в рамках опережающих пусков более простых и дешевых РН семейства.

Анализ современного уровня технологий, прогноз развития в области материаловедения, специальной химии, приборостроения, микроэлектроники и нанотехнологий не позволяют получить достаточно точные оценки массогабаритных и других характеристик перспективных космических комплексов и систем. Вместе с тем с определенной степенью достоверности в настоящее время могут быть сформулированы требования к энергетическим характеристикам ракет-носителей тяжелого и сверхтяжелого классов, которые позволят обеспечить решение этих масштабных задач.

В частности, до 2015 г. потребности по выведению полезных грузов не противоречат требованиям к энергетическим характеристикам РН тяжелого класса "Ангара-А5" (на НОО — до 24,5 т, на ГПО — до 8 т, ГСО — до 4,5 т).

Ближнесрочная перспектива связана с выполнением работ по созданию на космодроме Восточный РН среднего класса повышенной грузоподъемности (не менее 20 т на НОО), которую по устоявшейся классификации можно отнести к РН тяжелого класса.

В среднесрочной перспективе требования по энергетическим возможностям РН тяжелого класса возрастают до 50 т на НОО. Это связано с началом работ по лунной программе, обеспечение которой потребует доставку на НОО и отлетную траекторию тяжелого полезного груза.

В дальнесрочной перспективе (2026–2040 гг.) потребуются сверхтяжелые носители размерностью более 100 т для обеспечения, главным образом, выведения элементов марсианского экспедиционного комплекса (их оптимальная размерность с технико-экономической точки зрения может достигать 100...120 т).

Безусловно, возрастают требования к энергетическим характеристикам средств выведения для запусков традиционных полезных нагрузок, но скорее всего лунные и марсианские задачи в области РН сверхтяжелого класса будут определяющими.

Специалистами ГКНПЦ им. М.В. Хруничева проведены проектные проработки РН тяжелого и сверхтяжелого классов.

В ближнесрочной перспективе планируется завершить опытно-конструкторские работы (ОКР) и начать эксплуатацию космического ракетного комплекса (КРК) "Ангара" с РН легкого, среднего и тяжелого классов. Начало летных испытаний КРК "Ангара" планируется на 2010 г., первые пуски РН легкого и тяжелого классов предусматриваются в 2011 г. с космодрома Плесецк. Возможности КРК "Ангара" достаточны для решения всех задач этого временного интервала.

Основные характеристики РН "Ангара-3,-5"

	A3	A5
Стартовая масса, т	480	759
Масса полезной нагрузки (ПН), т:		
на орбите $H_{кр} = 200$ км; $i = 63,1^\circ$	14,6	24,5
на ГСО (с КВРБ)	1,6	4,5

Одновременно ведутся работы по созданию КРК "Байтерек" в рамках российско-казахстанского проекта, предусматривающего использование РН "Ангара-A5" с космодрома Байконур. Начало летных испытаний КРК "Байтерек" планируется после завершения летных испытаний КРК "Ангара" на космодроме Плесецк.

Предложения ГКНПЦ им. М.В. Хруничева по созданию космодрома Восточный и его узловых элементов — КРК с носителем среднего класса повышенной грузоподъемности (СКПГ), предназначенного для обеспечения запусков автоматических КА и пилотируемых космических кораблей (ПКК), — основаны на максимальном использовании научно-технического,

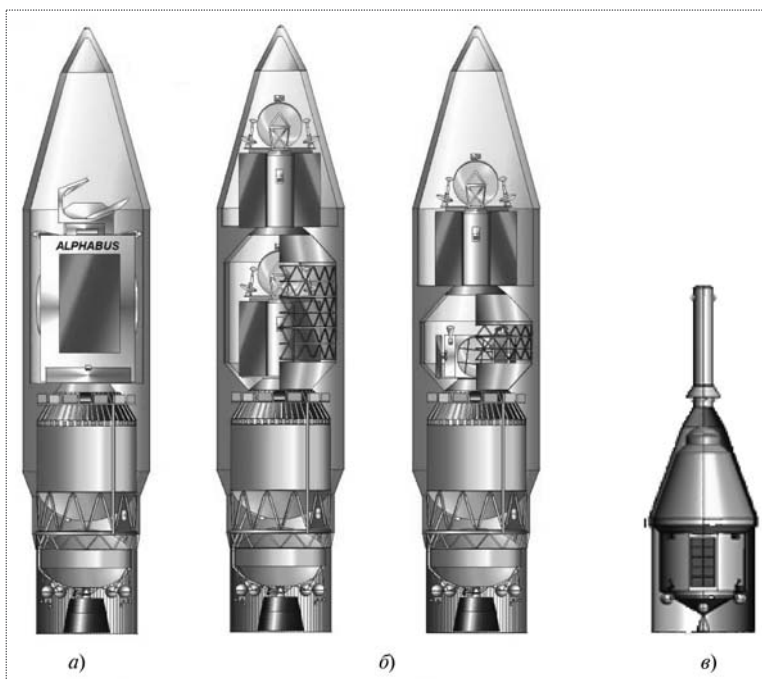


Рис. 1. Варианты космической головной части РН "Ангара-A5П" с КВРБ: а — с моноблочной полезной нагрузкой (ПН) ($V = 150 \text{ м}^3$); б — для парного выведения ПН ($V = 90 \text{ м}^3 + 50 \text{ м}^3$); в — с ПКК

конструкторского и производственного заделов по КРК "Ангара".

Основные характеристики РН СКПГ

Масса ПН, т:	
на орбите $H_{кр} = 200$ км; $i = 51,7^\circ$	20
ГСО	5,1
ГПО	9,2
к Луне	9,7
Стартовая масса, т	714
Стартовая тяговооруженность	1,37
Масса САС (головного обтекателя), т	4,0 (3,7)
Рабочий запас топлива, т:	
1-й ступени	510,6
2-й ступени	127,5

Основное отличие РН "Ангара-A5П" от РН "Ангара-A5" состоит в исключении из состава РН третьей ступени, введении сдвижных сопловых насадков в конструкцию основных маршевых ЖРД РД-191, облегчении конструкции РН за счет ее оптимизации и применения новых конструкционных материалов. Кроме того, РН оснащена рядом новых систем, обеспечивающих повышение безопасности ее эксплуатации.

Такой подход позволяет резко снизить затраты на ОКР по РН и наземному комплексу (фактически речь будет идти о тиражировании значительной доли основных агрегатов и систем), а также минимизировать временной и технической риски создания РН. Варианты

космической головной части для РН "Ангара-А5П" представлены на рис. 1.

Преимуществом предложенного проекта КРК является возможность эксплуатации всего семейства РН "Ангара" с одного наземного комплекса, включая модификации более тяжелой грузоподъемности (до 40...50 т на НОО).

Размерность перспективного носителя обусловлена, в первую очередь, необходимостью реализации лунной программы, а также необходимостью группового выведения тяжелых КА на высокоэнергетические орбиты.

РН тяжелого класса в размерности 40...50 т на НОО может быть эффективно использована для реализации лунной программы по так называемым однопусковой и двухпусковой схемам. В первом случае реализуется "прямое" выведение на отлетную траекторию к Луне полезной нагрузки до 20 т. Во втором случае, если масса ПН превышает 20 т, на НОО выводятся первым пуском разгонная ступень массой более 40...45 т и вторым пуском — "тяжелая" целевая нагрузка (взлетно-посадочный корабль, модули лунной орбитальной станции, модули лунной базы) с их последующей стыковкой и доставкой на окололунную орбиту.

Общий вид потенциальных "тяжелых" нагрузок для лунной миссии представлен на рис. 2.

Ниже приведены основные характеристики возможных вариантов РН тяжелого класса, базирующихся на имеющемся научно-техническом заделе.

Основные характеристики РН "Ангара-А7"

Масса ПН на орбите $H_{кр} = 200$ км, $i = 51,8^\circ$, т	40,5
Стартовая масса, т	1154
Стартовая тяговооруженность	1,19
Масса головного обтекателя, т	3,5
Компоненты топлива 1-й и 2-й ступеней	O_2 +керосин
Маршевые двигатели (тяга, кН):	
1-й ступени	6×РД-191 (11 760 у Земли)
2-й ступени	РД-191 (2160 в пустоте)
3-й ступени	2×РД-0146 (200 в пустоте)
Рабочие запасы топлива, т:	
1-й ступени	765,9
2-й ступени	240
3-й ступени	19,6

Основные характеристики РН "Ангара-А7П"

Масса ПН на орбите $H_{кр} = 200$ км; $i = 51,8^\circ$, т	36
Стартовая масса, т	1125
Стартовая тяговооруженность	1,22
Масса головного обтекателя (САС), т	3,5 (4,0)
Компоненты топлива 1-й и 2-й ступеней	O_2 +керосин
Маршевые двигатели (тяга, кН):	
1-й ступени	6×РД-191 (11 760 у Земли)
2-й ступени	РД-191 (2160 в пустоте)
Рабочие запасы топлива, т:	
1-й ступени	765,9
2-й ступени	240

Основные характеристики РН "Ангара-А7В"

Масса ПН, т:	
на орбите $H_{кр} = 200$ км; $i = 51,7^\circ$	50
ГСО	11,4
к Луне	20,7
Стартовая масса, т	1107
Стартовая тяговооруженность	1,20
Масса головного обтекателя, т	5,8
Рабочий запас топлива, т:	
1-й ступени	765,9
2-й ступени	200

Для КРК, создаваемого на космодроме Восточный, можно будет использовать один стартовый комплекс, оборудованный сдвижными платформами, для пусков любой из предлагаемых РН (рис. 3).

В дальнесрочной перспективе определяющей целевой задачей для РН сверхтяжелого класса после 2026 г. может стать задача пилотируемой экспедиции на Марс. В настоящее время существует множество вариантов по схеме организации подобной экспедиции.

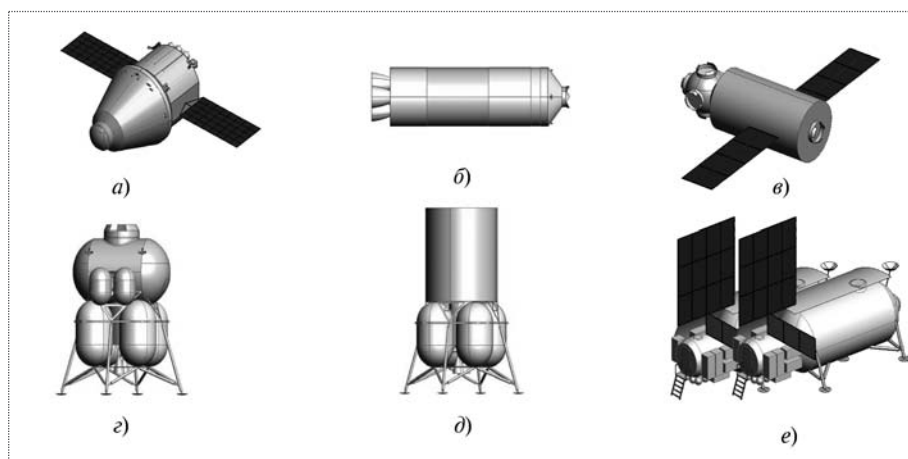
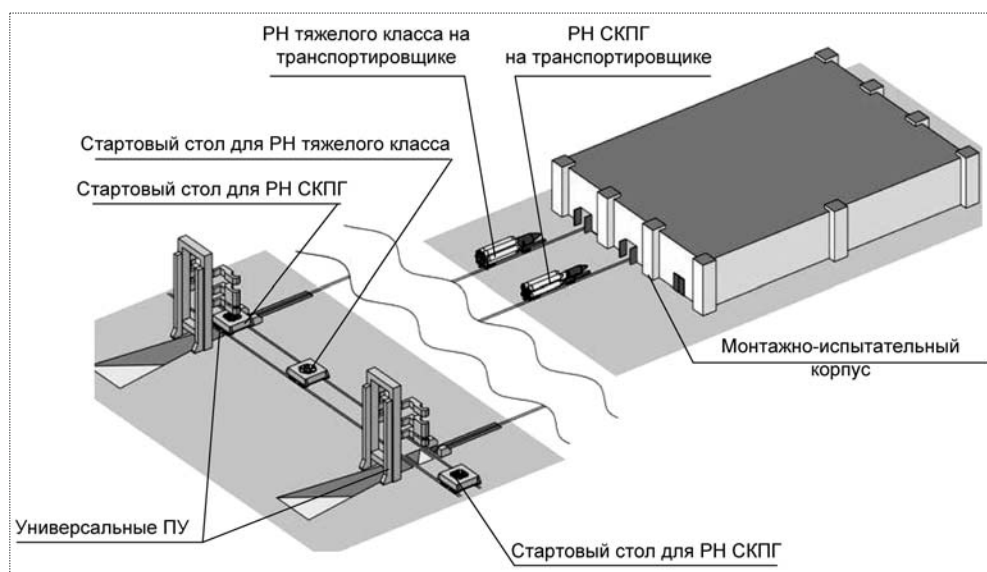


Рис. 2. Потенциальные тяжелые нагрузки для лунной миссии:

а — ПКС для полетов на лунную орбиту и посадки на Землю; б — орбитальный ракетный блок; в — модуль лунной орбитальной станции; г — пилотируемый посадочно-взлетный лунный корабль; д — грузовой посадочный лунный корабль; е — модули лунной базы

Рис. 3. Схема наземного комплекса РКК среднего и тяжелого классов



ГКНПЦ им. М.В. Хруничева в рамках НИР проведен анализ этих вариантов. С учетом прогноза развития космической техники и технологий был выбран вариант марсианского экспедиционного комплекса (МЭК) с энергодвигательной установкой на основе бимодального ядерного ракетного двигателя (ЯРД). В качестве рабочего тела ЯРД предполагается использовать жидкий водород. Ниже приведены характеристики МЭК с ЯРД.

Основные характеристики МЭК с ЯРД

Масса ПН, т.	150
Стартовая масса комплекса, т.	770
Время полета, сут.	460
Мощность реактора, кВт:	
1-й режим	200
2-й режим	$2 \cdot 10^5$
Удельный импульс, с	940
Топливо	H_2
Общая масса ЯРД (4 модуля бимодального ЯРД), т.	36,1
Число членов экипажа, чел.	4 (6)

Для реализации пилотируемой экспедиции на Марс, по оценкам наших специалистов, представляется необходимым превентивный запуск беспилотного комплекса для проведения испытаний и доставки на поверхность планеты резервного корабля взлета и посадки с последующим полетом пилотируемого комплекса.

Исходя из суммарной массы МЭК на уровне 700...750 т, можно сказать, что потребуются многоступенчатые схемы доставки его элементов в размерности ~120 т с последующей их стыковкой и сборкой на орбите. В связи с этим предлагается рассмотреть два типа РН сверхтяжелого класса — "Амур-5" и "Енисей-5". Их основные характеристики представлены ниже.

Основные характеристики РН "Амур-5"

Масса ПН, т:	
на орбите $H_{кр} = 200$ км; $i = 51,8^\circ$	125
ГСО	30
к Луне (одноступенчатая/полуступенчатая схемы)	49/65
Стартовая масса, т.	2583
Стартовая тяговооруженность	1,43
Масса головного обтекателя, т.	7
Рабочий запас топлива, т:	
1-й ступени	1620
2-й ступени	420
3-й ступени	160

Основные характеристики РН "Енисей-5"

Масса ПН, т:	
на орбите $H_{кр} = 200$ км; $i = 51,8^\circ$	125
ГСО	30
к Луне (одноступенчатая / полуступенчатая схемы)	49/65
Стартовая масса, т.	2397
Стартовая тяговооруженность	1,42
Масса головного обтекателя, т.	7
Рабочий запас топлива, т:	
1-й ступени	1520
2-й ступени	548

Очевидно, что после реализации начального этапа создания и развертывания околоземной и околопланетной инфраструктуры, на определенном этапе возникнет необходимость рутинной эксплуатации, характеризующейся массовой доставкой полезных грузов на целевые орбиты. В этом случае во главу угла будут поставлены экономическая и экологическая компоненты средств доступа в космос, поэтому вопрос создания экологически чистых, экономичных средств выведения встанет со всей остротой.

На наш взгляд, этот вопрос может быть в значительной степени решен за счет использования много-

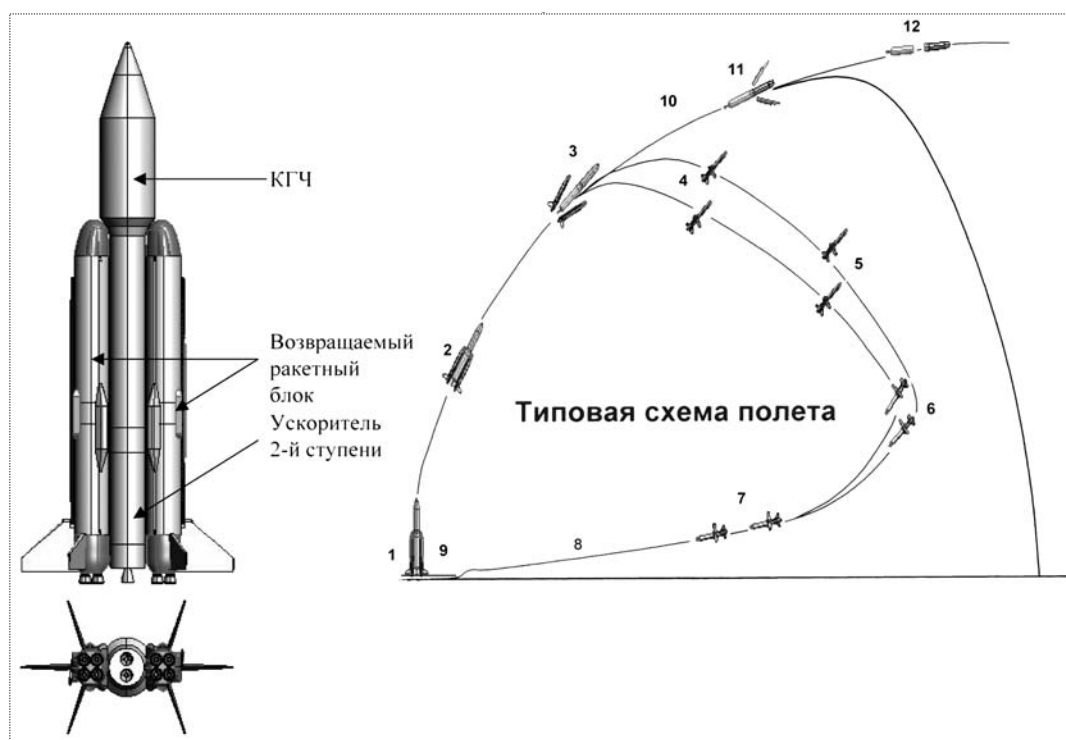


Рис. 4. Общий вид и типовая схема полета многоразовой ракетно-космической системы

разовых средств выведения. Работы по созданию такого рода систем ведутся в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева на протяжении ряда лет.

К настоящему времени на уровне аванпроекта проработаны облик и основные характеристики многоразовой ракетно-космической системы (МРКС), представляющей на первом этапе частично многоразовую ракету-носитель с возвращаемыми блоками первой ступени (рис. 4).

Основу многоразовой ракеты составляет возвращаемый ракетный блок, оснащенный поворотным крылом, обеспечивающим вместе с турбореактивным двигателем и другими авиационными элементами возврат блока к точке старта в автоматическом режиме.

Маршевый двигатель возвращаемого блока представляет из себя ЖРД многократного использования на компонентах топлива O_2 + керосин или $O_2 + CH_4$. Предполагаемая кратность применения такого двига-

теля должна быть не менее 20 при кратности использования планера, равной 100.

Важнейшие преимущества МРКС:

экономическая эффективность (снижение удельной стоимости выведения ПН);

отсутствие континентальных полей падения отдельных частей;

эффективность выполнения космических программ при интенсивном использовании средств выведения (высокий темп пусков).

Предложения по созданию такого ЖРД в рамках выпущенного аванпроекта представлены ведущими отечественными КБ – НПО Энергомаш и КБХА.

На базе такой концепции могут быть в перспективе созданы многоразовые системы с массой выводимой полезной нагрузки 21...60 т на НОО, что, в принципе, на определенном этапе дает возможность в целевых задачах использовать многоразовые средства выведения.

УДК 629.7

Эволюция летательных аппаратов гидроавиации в XXI веке

В.А. Кобзев, В.П. Соколянский

Рассматриваются возможные пути эволюции летательных аппаратов гидроавиации в условиях климатических изменений на планете и расширяющегося освоения Мирового океана. Подчеркивается целесообразность международного сотрудничества в развитии гидроавиации.

V.A. Kobzev, V.P. Sokolyanskiy. Prospect Of Hydroaviation Aircraft Evolution In The 21st Century

The article is devoted to the possible ways of the evolution in the hydroaviation aircraft technology due to changes of the global climate and increasing mastering of the World Ocean. There is emphasizing the expediency of the international cooperation in the development of the hydroaviation technology.

На фоне неуклонного уменьшения минерального, энергетического и биологического потенциалов суши, роста численности населения планеты, а также глобального потепления климата необходим поворот хозяйственных механизмов всех стран к поискам путей повышения эффективности и экологичности существующих экономик, в том числе за счет широкомасштабного использования запасов сырья, продуктов и энергии в Мировом океане.

Решение этой жизненно важной задачи представляется значительно более сложным и дорогостоящим, чем, скажем, освоение околоземного космического пространства. Огромные давления в морских глубинах, высокая коррозионная активность среды во много раз усложняют задачу создания необходимой для освоения океанских ресурсов техники. Технологии подводной разведки и добычи полезных ископаемых, использования и воспроизводства океанских биологических ресурсов, жизнеобеспечения будущих акванавтов на подводных месторождениях и фермах во всем мире еще только начинают развиваться.

С нашей точки зрения, уже сегодня пора приступить к созданию научно обоснованной международной программы освоения Мирового океана, чтобы избежать грядущих кризисов в развитии человеческой цивилизации.

На океанских просторах с характерными расстояниями в сотни и тысячи километров гидроавиация является незаменимым транспортным средством (обеспечение замены экипажей вахтовых поселений в океане, оказание срочной технической или медицинской помощи, патрулирование районов судоходных маршрутов и производств, разведка погоды, срочная доставка оборудования, тушение пожаров на промыслах, нейтрализация выбросов вредных веществ при техногенных катастрофах и т.п.).

Можно представить себе аварийную ситуацию где-то в районе полюса среди подтаявших и раскрошенных льдов или уступчатых торосов. Казалось бы, положение безнадежное: гидросамолет или экраноплан не сможет выполнить посадку, а для вертолета — слишком далеко. У гидроавиации есть соответствующее ситуации средство — самолеты с шасси на воздушной подушке. Самолет с таким шасси может выполнить посадку на битый лед, торосы умеренной высоты, открытую воду.

Принимая во внимание глобальное повышение температуры атмосферы и океанов Земли, а также, как следствие, вероятную угрозу глобального похолодания в Северном полушарии, попытаемся дать прогноз эволюции гидроавиации в XXI веке.



КОБЗЕВ
Виктор Анатольевич —
генеральный директор —
генеральный конструктор
ТАНТК им. Г.М. Бериева,
кандидат техн. наук



СОКОЛЯНСКИЙ
Владимир Петрович —
заместитель директора
ЦАГИ, начальник филиа-
ла ФГУП ЦАГИ "Москов-
ский комплекс ЦАГИ",
кандидат техн. наук

Итак, что может измениться в условиях работы гидроавиации на море при глобальных изменениях климата Земли в недалеком будущем?

- Повышение температуры на планете вызовет таяние полярных и приполярных льдов. Это превратит ледяные пространства в поля ледяных обломков с водными разводьями, на которых невозможны посадка и взлет летательных аппаратов с традиционным типом шасси, включая гидросамолеты и экранопланы. Повышение уровня воды в океане приведет к затоплению многих низменных районов, что может потребовать эвакуации большого количества людей.

- Глобальный разогрев атмосферы планеты приведет к усилению ветров и, как следствие, к увеличению высот волн на поверхности морей и океанов до 6...12 м и более. Штормовые эксцессы 2007–2008 гг. происходили буквально во всех районах земного шара, включая традиционно безопасный для судоходства Керченский пролив.

- Усиление волнения в сочетании с тенденцией повсеместного роста количества отходов вызовет усиленное засорение поверхности океанов плавающими предметами. Это может создать дополнительную проблему для перспективных гидросамолетов и экранопланов. Еще в 1952 г. француз А. Бомбар, первым переплывший Атлантику на гребной лодке, констатировал засоренность поверхности океана бочками, бревнами и т.п. А после гигантского цунами в Индийском океане в начале XXI в. морские суда долгое время не имели возможности совершать спасательные операции из-за засоренности прибрежных акваторий.

- Повышение температуры воздуха приведет к снижению тяговых характеристик реактивных двигателей. Например, аномальная жара 1983 г. с дневной температурой +39...40 °С в июне привела к необходимости снизить вдвое количество пассажиров, перевозимых на самолетах Ту-134 (аэропорт Ростова-на-Дону).

- Некоторые отечественные и зарубежные ученые предполагают, что с повышением температуры возможно всплытие к поверхности Атлантического океана кольцевого течения Гумбольдта, которое ответственно за формирование Гольфстрима, несущего тепло на север. Предсказывается его снижение ко дну океана с изменением направления течения. В результате на части Северного полушария уже через 20–30 лет температуры могут понизиться, несмотря на общее потепление климата.

Итак, можно ожидать, что условия эксплуатации летательных аппаратов (ЛА) гидроавиации на поверхности морей и океанов вскоре существенно усложнятся. Какими же свойствами должны обладать эти аппараты, чтобы отвечать требованиям освоения Мирового океана и по эффективности, и по безопасности?

Будем считать, что в ближайшие годы не появится принципиально новых ЛА гидроавиации, и ее основу будут составлять самолеты-амфибии, экранопланы и вертолеты. Для эксплуатации над обширными водными поверхностями могут использоваться обычные вертолеты сухопутного базирования, снабженные аварийными системами приводнения, вертолеты на поплавковых шасси и вертолеты с водоизмещающими корпусами. В силу высокой стоимости эксплуатации и ограничений по грузоподъемности и скорости полета вертолеты будут применяться в прибрежных зонах для решения несложных транспортных и специальных задач. Радиус их действия вряд ли превысит 500...800 км, а грузоподъемность — несколько тонн. В целом роль вертолетов в будущем гидроавиации можно оценить как весьма умеренную.

Прежде чем обсуждать возможный облик и характеристики перспективных самолетов-амфибий и экранопланов, целесообразно определить круг задач, которые им предстоит решать в предполагаемых условиях эксплуатации. В табл. 1 приводятся возможные функции ЛА гидроавиации, а также соответствующие потребные параметры ЛА (грузоподъемность m_g , скорость V , дальность полета L) и ожидаемая высота ветрового волнения h , при которой необходимо обеспечить исполнение данных функций.

Используя данные табл. 1, можно выбрать основные проектные параметры будущих летательных аппаратов. Для экранопланов это сделать затруднительно, поскольку спроектировано их было немного, соответствующие технологии проектирования во многом уникальны, статистика по аэродинамическому и весовому совершенству не полная.

Гораздо больше возможностей дать прогноз по самолетам-амфибиям, выполненным по схеме классической "летающей лодки". Приведенная в [1] полуэмпирическая формула, основанная на достаточно обширных статистических материалах, позволяет связать взлетную массу самолета и его взлетно-посадочные скорости с ожидаемым уровнем мореходности. При среднестатистической весовой отдаче самолетов-амфибий, равной 0,4, и отношении коэффициентов подъемной силы на взлетно-посадочных и крейсерских режимах около 3,3 (это соответствует возможностям современной механизации крыла самолетов-амфибий) по методологии, разработанной в ТАНТК им. Г.М. Бериева [2], были определены примерные значения взлетных масс m_0 , перегоночные дальности полета L_m и расчетные значения мореходности ЛА (табл. 2). Если расчетная величина мореходности недостаточна для выполнения заданной функции ЛА, то приходится увеличивать его взлетную массу и, следовательно, размеры (в табл. 2 обозначены символом*).

Таблица 1

Основные функции	Средние значения параметров			
	m_g , т	L , тыс. км	V , км/ч	h , м
Перевозка грузов и пассажиров:				
в океанах	100...200	До 5	700	3,3...6,0
на островах и у побережий	6...25	До 3	500	2...3,5
на внутренних водоемах	До 2	До 1	300	До 1,0
Мониторинг поверхности океана и борьба с загрязнениями	До 20	До 5	600	2,0...3,5
Поисково-спасательные операции в океане	20...100	До 4	700	2,0...6,0
Борьба с пожарами:				
в прибрежной зоне	40	До 3	До 500	2,0...3,5
на континенте	6...40	До 2	До 400	До 1,5
Разгрузка островных аэропортов	6...20	До 2	400	До 2,0
Патрулирование и досмотры в пограничной зоне	10...20	До 5	До 500	До 3,5
Рыбная разведка	До 20	До 2	400	До 3,5
Военные функции	200...2000	До 5	700	3,5...6,0

Анализ табл. 1, 2 позволяет утверждать, что если мы готовы ограничиться умеренными крейсерскими скоростями (400...500 км/ч), чтобы добиться высокой мореходности, то обслуживание большинства возможных потребителей на поверхности океана может быть обеспечено самолетами-амфибиями традиционной схемы, имеющими взлетную массу свыше 150 т. Примером может служить проект турбовинтового патрульного гидросамолета ТАНТК [3] (взлетная масса около 150 т, крейсерская скорость 500 км/ч, грузоподъемность до 20 т, дальность полета с грузом до 5...6 тыс. км). Реальным прототипом такого самолета мог бы послужить гидросамолет "Принцесса" SR/45, созданный английской фирмой "Саундес-Ро" в 1952 г. [4] (рис. 1). Даже в наше время такие самолеты могли бы эффективно решать специальные задачи на поверхности океанов.

Особенностью перспективных амфибийных самолетов должна стать более эффективная система погрузки и выгрузки, в том числе на режимах плавания. Один из возможных вариантов — использование ло-



Рис. 1. Гидросамолет SR/45 "Принцесса"

док с широкой кормой, оснащенной опускаемой рампой. Полнопросветный люк существенно облегчит проведение погрузочно-разгрузочных операций и будет способствовать улучшению эксплуатационных характеристик самолетов. Гидродинамическая схема с широкой кормой лодки использована ТАНТК им. Г.М. Бериева в проектах самолетов-ам-

Таблица 2

Основные функции	Средние значения параметров			
	m_0 , т	L_m , тыс. км	Требуемая высота волны h , м	Расчетная высота волны h , м
Перевозка грузов и пассажиров:				
в океанах	445...797	11,4...13,4	3,3...6,0	5,7...8,3
на островах и у побережий	62...102*	4...8	2,0...3,5	3,0...3,9
на внутренних водоемах	8,9	2,3	До 1,0	2,3
Мониторинг поверхности океана и борьба с загрязнениями	129...136*	8,2...7,9	2,0...3,5	3,4...3,5
Поисково-спасательные операции в океане	116...487*	7,0...16,5	2,0...6,0	2,3...6,0
Борьба с пожарами:				
в прибрежной зоне	150	9,2	2,0...3,5	5,3
на континенте	28...127	4,0...9,6	До 1,5	2,7...7,8
Разгрузка островных аэропортов	28...67	4,3...7,9	До 2	2,8...4,9
Патрулирование и досмотры в пограничной зоне	79...117*	7,3...8,8	До 3,5	3,5...4,5
Рыбная разведка	67	7,9	До 3,5	4,9
Военные функции	580...6480	14...22	3,5...6,0	6...30

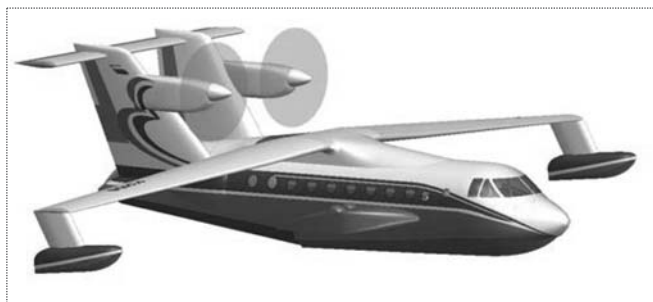


Рис. 2. Модель самолета-амфибии Бе-112

фибий Бе-112, -114 (рис. 2) и после буксировочных испытаний моделей в гидроканале получила одобрение гидродинамиков ЦАГИ.

С точки зрения повышения мореходности перспективных ЛА гидроавиации и уменьшения риска повреждения при встрече с плавающими предметами необходимо стремиться к снижению взлетно-посадочных скоростей [5]. И высота преодолеваемой на взлетах и посадках волны, и степень возможного нарушения целостности конструкции при ударе о плавающее препятствие обратно пропорциональны квадрату скорости движения. Поэтому при разработке перспективных ЛА традиционных компоновок большое внимание должно уделяться повышению эффективности взлетно-посадочной механизации и рациональному выбору нагрузки на крыло, соответствующей функциональному назначению аппарата.

Вклад в повышение мореходности вносят также активные средства демпфирования колебаний и перегрузок — аэродинамические и гидродинамические. Уже сегодня аэродинамический демпфер в канале тангажа самолетов-амфибий А-40 и Бе-200 примерно на 20 % повышает их мореходность. Управляемые гидродинамические интерцепторы снижают килевую качку скоростных глиссирующих судов в 1,5–2 раза, а бортовую качку — в 6–8 раз. В авиации такие интерцепторы пока не применялись.

Особого внимания заслуживает возможность применения на амфибийных ЛА шасси на воздушной подушке (статической и динамической). До настоящего времени статическая воздушная подушка применялась только как опытное изделие на отечественных (УТ-2, Ан-14) и зарубежных (Lake La-4, "Буффало") серийных самолетах.

Для перспективных ЛА шасси на воздушной подушке (ШВП) необходимо интегрировать в конструкцию самолета уже на стадии проектирования. Только в этом случае удастся минимизировать увеличение массы конструкции и прирост аэродинамиче-



Рис. 3. Катер на динамической воздушной подушке "Волга-2"

ского сопротивления. С учетом современных технологий проектирования статической воздушной подушки и при использовании новейших материалов можно ожидать, что масса шасси составит 3...5 % от взлетной массы аппарата. Такое шасси обеспечит возможность эксплуатации аппарата на любом типе подстилающей поверхности: на грунте, включая песчаный и каменистый, на воде, включая болота и мелководье, на заснеженных поверхностях, на подтаявшем и раскрошенном льду и т.д. Не создают помех взлету и посадке аппарата с ШВП канавы шириной 0,25...0,30 от длины воздушной подушки и выступы высотой 0,5...0,7 от высоты гибкого ограждения. Не страшны ему и плавающие на поверхности воды предметы. Кроме того, ШВП обеспечивает возможность выхода ЛА на пологие относительно ровные берега без всякой предварительной подготовки.

Динамическая воздушная подушка, создаваемая за счет поддува двигателями под центроплан крыла, была применена сначала как средство повышения мореходности на отечественных тяжелых экранопланах ("Лунь", "Орленок"), а затем — как средство поддержания на крейсерских режимах и способ обеспечения амфибийности (легкий пассажирский экраноплан "Волга-2").

Гидродинамическая компоновка "Волги-2" (рис. 3) с пневмобаллонами на скегах центроплана крыла, разработанная под руководством Р.Е. Алексева, представляется перспективной для амфибийных аппаратов будущего, причем как на динамической, так и на статической воздушной подушке.

Впервые гидродинамическую схему с парой надувных баллонов применил на вертикально взлетающей амфибии ВВА-14 выдающийся отечественный авиаконструктор Р.Л. Бартини [6]. Он понимал, что радикальный прорыв в повышении мореходности морских ЛА можно обеспечить только при резком

(лучше до нуля) снижении взлетно-посадочных скоростей.

В 1960–1970 гг. отечественная авиационная промышленность не смогла создать необходимые для ВВА-14 двигатели вертикального взлета, поэтому летные испытания этого ЛА проводились только при взлете с аэродрома на обычном шасси. Тем не менее, опыт, приобретенный в процессе разработки и испытаний ВВА-14, а также его последующей модификации 14М1П, на которой вместо двигателей вертикального взлета были установлены двигатели поддува под центроплан, вполне может быть использован при проектировании тяжелых ЛА океанского базирования.

Создание высокоэффективных конкурентоспособных ЛА амфибийной авиации практически невозможно без развития международной кооперации в этой сфере. Россия имеет наибольший в мире опыт по разработке, строительству и испытаниям амфибийных самолетов и экранопланов. Целый ряд новых научно-технических решений и технологий, использованных при создании отечественных амфибийных ЛА, не имеет адекватных аналогов за рубежом. Среди них особое место занимают научно-технические решения ТАНТК им. Г.М. Бериева, ВИАМ и НИИАТ по использованию материалов и технологий, обеспечивающих противокоррозионную устойчивость конструкции в условиях долгосрочного воздействия морской среды.

Имеющийся в стране научно-технический задел позволяет отечественным разработчикам в процессе совместной деятельности занять доминирующие позиции, по крайней мере, в разработке аэрогидродинамических компоновок, проектировании и научном сопровождении разработки и создания аппарата. В свою очередь, отечественные разработчики заинтересованы в применении некоторых зарубежных технологий, авионики, некоторых материалов и двигателей.

Создание крупных летательных аппаратов океанского базирования потребует консолидирования материальных, финансовых и технических ресурсов нескольких государств. Например, для реализации программы создания ЛА с взлетной массой свыше 1000 т (рис. 4) может потребоваться от 5 до 7 млрд дол. Несмотря на высокий уровень затрат, такая программа может оказаться экономически целесообразной.

Крупный морской ЛА сможет эффективно решать следующие задачи:

скоростные транспортные трансокеанские перевозки;

ликвидация последствий тяжелых стихийных и техногенных катастроф на морях и океанах;

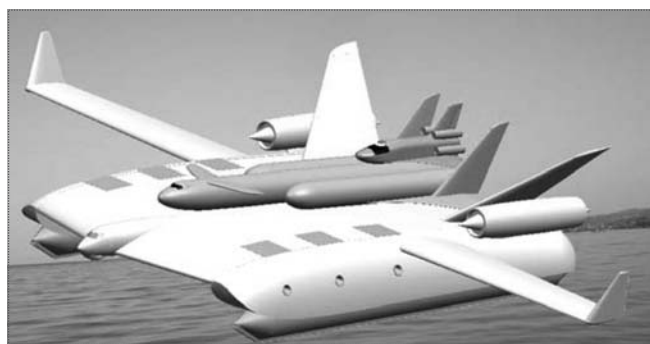


Рис. 4. Океанский ЛА взлетной массой 2500 т для обеспечения воздушного старта (разработка ТАНТК им. Г.М. Бериева)

оперативная переброска интернациональных антитеррористических сил;

обеспечение воздушного старта космических кораблей в наиболее выгодных для запуска приэкваториальных областях Земли.

В реализации международной программы создания тяжелого океанского ЛА могли бы принять участие не только отдельные фирмы, но и правительства некоторых государств. В такой ситуации российские разработчики аппаратов водного базирования, обладающие уникальным опытом, должны стать естественным системным интегратором проекта. Россия могла бы даже выступить инициатором такого проекта, проведя предварительно разработку необходимого технико-экономического обоснования и технического предложения (конечно, при условии соответствующих политических решений на высоком уровне, поскольку эти аппараты могут решать как народно-хозяйственные, так и военные задачи).

Список литературы

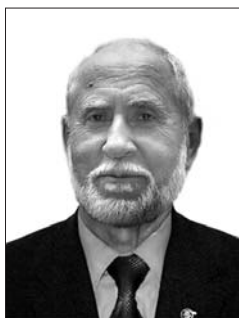
1. **Фортинов Л.Г.** Синтез облика летательных аппаратов гидроавиации и методология их комплексной оценки на начальных этапах проектирования. Таганрог: Изд. ТАНТК им. Г.М. Бериева, 2002.
2. **Фортинов Л.Г., Явкин А.В., Кобышев Г.П., Забалуев И.М., Белиба В.А.** Методология оценки возможностей аэродинамической механизации крыла в гидроавиации // Сб. докл. V науч. конференции по гидроавиации "Гидроавиасалон-2004". ЦАГИ, 2004.
3. **Кобзев В.А.** Системное возрождение гидроавиации для защиты и освоения Мирового океана — жизненная необходимость для человечества // Докл. на IV Междунар. конференции "Авиация и космонавтика-2005". М.: Изд-во МАИ, 2005.
4. **Бериев Г.М., Богатырев А.Г.** Океанские летающие лодки // Наука и жизнь. 1963. № 6.
5. **Фортинов Л.Г., Дробязко П.М.** Оценка весовой целесообразности использования подъемных двигателей для повышения мореходности летательных аппаратов гидроавиации // Сб. докл. IV науч. конференции по гидроавиации "Гидроавиасалон-2002". М.: Изд. ЦАГИ, 2002.
6. **Удалов К.Г., Панатов Г.С., Фортинов Л.Г.** Самолет ВВА-14. М.: Авико-Пресс, 1994.



ЗЕЛЕНЬ
Лев Матвеевич —
директор Института косми-
ческих исследований РАН,
академик РАН



КУЗНЕЦОВ
Владимир Дмитриевич —
директор Института земного
магнетизма, ионосферы и
распространения радиоволн
РАН, действительный член
Международной академии
астронавтики,
доктор физ.-мат. наук



ЗАЙЦЕВ
Юрий Иванович —
заведующий отделом Инсти-
тута космических исследова-
ний РАН

От "Коперника-500" до международной космической станции

А.М. Зеленый, В.Д. Кузнецов, Ю.И. Зайцев

Рассказано о российско-польском сотрудничестве в фундаментальных космических исследованиях. Представлены основные результаты, полученные в ходе реализации программы "Интеркосмос" и других совместных проектов, а также перспективы исследований.

L.M. Zeleny, V.D. Kuznetsov, Yu.I. Zaitsev. From "Copernik-500" To The International Space Station

Russia-Poland cooperation in fundamental space researches has been recounted. Main results, obtained as part of «Interkosmos» Program and other mutual projects, further research future were also presented.

Исследования космоса в рамках сотрудничества Российской и Польской академий наук имеют давнюю историю. В 1966 г. Советский Союз предложил странам Восточной Европы, Кубе и Вьетнаму программу сотрудничества в космических исследованиях, получившую в дальнейшем название "Интеркосмос".

Программа стала примером благотворного влияния совместных космических исследований на политические и культурные связи между странами и людьми. Сотрудничество с самого начала строилось на полном равноправии, взаимопонимании и взаимопомощи. И хотя вклад Советского Союза в подготовку и реализацию экспериментов был наиболее значительным, полученные результаты становились достоянием всех стран-участниц исследований на равной основе.

Польша стала одним из активных участников программы. С ее стороны ответственным за деятельность "Интеркосмоса" был профессор астрономии Стефан Пиотровски, со стороны СССР — академик Борис Петров.

Участие в программе "Интеркосмос" позволило польским ученым выполнить ряд исследований по физике околоземного космического пространства и Солнца, а также контролируемые эксперименты в области физики плазмы и технологии материалов. Все эти эксперименты готовились разными научными группами из институтов Польской академии наук (ПАН), а также из польских университетов при активном участии советских ученых.

19 апреля 1973 г. на околоземную орбиту был выведен "Интеркосмос-Коперник-500" — девятый по счету спутник серии "Интеркосмос". Запуск спутника стал одним из мероприятий, связанных с празднованием 500-й годовщины со дня рождения великого польского ученого Николая Коперника. В состав научной аппаратуры этого космического аппарата входили радиоспектрограф, разработанный и изготовленный в Польше, а также низкочастотный и высокочастотный зонды, созданные в Советском Союзе.

С помощью радиоспектрографа исследовалось спорадическое радиоизлучение Солнца. Высокочастотный зонд исследовал ионосферу, ее неоднородности и изменения параметров под влиянием солнечных вспышек. Низкочастотный зонд давал возможность определять "возмущения", которые вызывал сам спутник в окружающей среде.

Одновременно со спутниковыми измерениями гео- и геофизические обсерватории на территории Польши, Советского Союза и других стран—участниц программы "Интеркосмос" проводили наземные наблюдения Солнца и ионосферы в широком диапазоне частот.

Установленное на спутнике оборудование безотказно работало до момента входа в плотные слои атмосферы. Научные данные были зарегистрированы на 540 витках вокруг Земли. Одним из интересных результатов стало открытие значительной поляризации всплесков радиоизлучения Солнца в диапазоне 2...4 МГц. Были зарегистрированы и неполяризованные всплески.

В процессе измерений на спутнике "Интеркосмос-Коперник-500" был открыт новый (третий) тип естественных ради шумов в земной ионосфере, которые самопроизвольно возникают в высокотемпературной магнитной плазме. Ранее волны такого типа наблюдались при проведении активных спутниковых экспериментов, но не было известно, что они могут возникать в естественных условиях, без искусственного возбуждения.

Эксперименты на спутнике "Интеркосмос-Коперник-500" стали первыми в серии советско-польских исследований волновых явлений в диапазоне низких частот. Для спутника "Интеркосмос-19" (эксперимент "Ионозонд") Центром космических исследований Польши был изготовлен модифицированный радиоспектрограф, предназначенный для изучения как пассивных, так и искусственно возбуждаемых плазменных резонансов в ионосфере.

Полеты спутников "Интеркосмос-Коперник-500" и "Интеркосмос-19" позволили выполнить непрерывные измерения электромагнитного излучения в околоземном пространстве в широком диапазоне частот в течение длительного времени и в различных геофизических условиях. Была получена, в частности, обширная информация по физике резонансов в ионосферной плазме, представляющих собой усиление электромагнитного излучения в определенных диапазонах. Это позволило полнее изучить механизм возникновения резонансов и создать карту электромагнитных шумов, имеющих важное значение для прогноза коротковолновой радиосвязи.

В эксперименте "Ионозонд" имелась возможность не только измерять естественное электромагнитное излучение, но и изучать искусственно генерированные волны в ионосферной плазме. Генератором был бортовой передатчик, созданный советскими специалистами. Он излучал волны, которые возбуждали окружающую спутник плазму, а генерируемые плазмен-

ные волны регистрировались польским прибором. Это был типичный контролируемый плазменный эксперимент, позволяющий в естественной плазменной лаборатории (без ограничивающих плазму стенок, как это обычно бывает в земных лабораториях) изучать условия генерации волн, нелинейные эффекты их взаимодействия и т.п. Поскольку вдоль орбиты спутника параметры плазмы изменялись, менялись и условия взаимодействия волн и плазмы, что создавало хорошие возможности для анализа.

Эксперименты на спутниках "Интеркосмос" были первыми шагами Польши в космос, успешные результаты которых стали основой для более сложных исследований, в частности для будущей работы польского космонавта Мирослава Гермашевского на борту орбитальной станции "Салют-6".

М. Гермашевский в полете выполнил серию экспериментов под общим названием "Сирена" с полупроводниковыми материалами в целях накопления знаний о специфике протекания технологических процессов и поведении вещества в условиях орбитального полета, а также отработки конструкций технологического оборудования.

Другим направлением исследований польских специалистов на "Салюте-6" стало изучение влияния на организм таких факторов космического полета, как ускорения, гипоксия, невесомость, в сочетании с длительным воздействием космической радиации.

Польские специалисты принимали также непосредственное участие в подготовке и проведении исследований на биоспутниках "Космос-936, -782 и -1192".

В рамках программы "Интеркосмос" в Польше проводилось синхронное дистанционное зондирование земной поверхности, заключающееся в сборе информации с трех уровней. Во время своего полета М. Гермашевский выполнял фотосъемку нескольких районов Польши. Одновременно проводилась аэрофотосъемка этих районов с борта советской летающей лаборатории Ан-30, а группа польских специалистов осуществляла синхронные наземные подспутниковые измерения. Сравнительный анализ полученных материалов позволил сделать вывод о целесообразности использования дистанционного зондирования из космоса в различных областях хозяйственной деятельности в Польше.

Новый этап сотрудничества — уже в дальнем космосе — начался с первого совместного волнового эксперимента на "Прогнозе-8" (1980—1981 гг.). При этом удалось занять низкочастотную нишу (включая окрестности протонно-циклотронной частоты), которая была недоступна в экспериментах на западных кос-

мических аппаратах, хотя основная энергетика процессов переноса через магнитосферные границы связана именно с этим диапазоном. У российско-польского коллектива ученых не было бортовых компьютеров для обработки и сжатия исключительно емкой волновой информации. Но польские специалисты предложили уникальный, позже запатентованный метод обработки записанных в бортовой аналоговой памяти сигналов путем их воспроизведения с большой скоростью и анализа стандартными перестраиваемыми фильтрами на более высоких частотах.

Затем последовала серия экспериментов на космических аппаратах "Прогноз-10", "Вега-1, -2", "Фобос-1, -2". Так, на "Прогнозе-10" в рамках эксперимента "Интершок" была получена уникальная информация о структуре ударной волны на границах магнитосферы.

Никакие политические потрясения не смогли поколебать сложившееся космическое содружество даже в середине 1980-х гг. Готовилась встреча с кометой Галлея. Несмотря на военное положение в Польше, разрыв многих контактов, прекращение поставок, совместный труд дал возможность подготовить и реализовать на борту межпланетной станции "Вега" польско-советско-чехословацкий эксперимент АПВ-Н (анализатор плазменных волн низкочастотный). Созданная аппаратура не только выдержала "удар" кометной пыли, но и проработала дольше, чем ее западный аналог — высокочастотный АПВ-В. С ее помощью были получены уникальные научные результаты.

Важность измерений плазменных волн в крайне низкочастотном диапазоне была обусловлена прежде всего тем, что во взаимодействии солнечного ветра с кометой основную роль играет взаимодействие между ионами солнечного ветра и ионизованными атомами и молекулами кометной атмосферы, которые движутся относительно друг друга со скоростями, много большими тепловых скоростей ионов. В этом случае возбуждается целый спектр плазменных волн с частотами от ионно-циклотронной до ионно-плазменной, которые попадали как раз в диапазон измерений АПВ-Н.

Приборы АПВ-Н и АПВ-В дополняли друг друга и в исследовании необычной ударной волны, и в открытии принципиально новой границы взаимодействия — кометопазы. Вместе с тем польский блок электроники выполнил две дополнительные задачи: обработал и подготовил к передаче по телеметрическим каналам данные плазменного прибора БД-3, задачей которого было разделение потоков кометных и солнечных ионов, а также данные прибора-счетчика пыли СП-1,

созданного в ИКИ. При обработке информация по "тяжелой" пыли с СП-1 была сопоставлена с данными от пылевых плазменных импульсов с АПВ-Н. В результате получили непрерывное по массе распределение пыли вокруг кометы, причем далеко за пределами чувствительности счетчиков пыли.

Даже в самые неудачные времена, когда "Фобос-1" из-за "самоубийственной" бортовой системы управления был потерян, а на "Фобосе-2" польско-советская часть АПВ-Ф погибла при торможении у Марса (наверное, его все-таки нужно было выключить, как предлагали некоторые из участников эксперимента), польский блок электроники обеспечил передачу с борта станции на Землю первой волновой информации из окрестности Марса и Фобоса, полученной европейской частью волнового комплекса, установленного на "Фобосе-2".

Российско-польское сотрудничество в космосе не прекращалось и в трудные для российской науки 1990-е гг., и в первые годы начала нового века. Польские ученые приняли участие в проектах КОРОНАС и "Интербол", при осуществлении которых были получены новые данные об окружающем Землю космическом пространстве, сведения из области солнечно-земной физики, о короне Солнца, солнечном ветре, его генерации и взаимодействии с плазменной оболочкой Земли. Все эти объекты логически связаны иерархией физических процессов, описывающих передачу электромагнитной и кинетической энергии солнечного ветра от Солнца к Земле.

Особенностью этих исследований является комплексный междисциплинарный характер, затрагивающий фундаментальные проблемы астрофизики, физики плазмы и магнитной гидродинамики. Такой подход позволяет получать качественно новые знания о физических механизмах на протяжении всей логической цепочки передачи массы и энергии от Солнца к Земле посредством солнечного ветра, а также об отклике различных физических составляющих околоземного пространства на состояние межпланетной среды.

На середину 1990-х гг. пришелся пик активности мировых космических агентств в спутниковых исследованиях проблем солнечно-земной физики. С 1995 г. уникальная международная "космическая флотилия", включая российские спутники КОРОНАС-И и КОРОНАС-Ф, предназначенные для изучения Солнца, проводила планомерные и детальные исследования процессов на самом светиле, в солнечном ветре, магнитосфере и ионосфере Земли.

В рамках сотрудничества по проекту КОРОНАС-Ф польскими учеными были созданы для установки на борту спутника рентгеновские спектрофотометр ДИАГЕНЕСС и спектрометр РЕСИК. Рентгеновские спектры солнечного излучения, полученные с их помощью, по спектральному и временному разрешению соответствовали самым лучшим наблюдениям, выполненным до этого. Российскими специалистами разработаны система сбора научной информации для этих приборов, обслуживающая также и весь остальной научный комплекс космического аппарата, а также программы управления приборами.

ДИАГЕНЕСС позволял получать спектры вспышек, имевших балл выше M2, тогда как при больших потоках рентгеновского излучения детекторы приборов других спутников насыщались и не позволяли измерять излучение от таких мощных вспышек. За время работы спутника российско-польским научным комплексом была осуществлена достаточно полная диагностика вспышечной плазмы. В солнечном спектре обнаружено несколько новых спектральных линий. Впервые выявлены эффекты, связанные с электронными переходами в ионах аргона и серы. Диагностированы неравновесные плазменные процессы во время солнечных вспышек: процессы столкновительного возбуждения атомов, возбуждения внутренних оболочек атомов и рекомбинации, эффекты изменения ширины спектральных линий за счет наличия заметной плазменной турбулентности, прослежены временные изменения физических характеристик горячей солнечной плазмы — температуры, меры эмиссии и т.д. Впервые по рентгеновским наблюдениям определено абсолютное содержание калия в плазме солнечных вспышек, абсолютное и относительное содержание аргона и серы.

Польские ученые вместе с представителями еще 19 стран принимали непосредственное участие в научных исследованиях многоспутникового проекта "Интербол". Целью этого проекта было исследование физических процессов в магнитосфере Земли во время суббурь, диссипации энергии, запасенной в хвосте магнитосферы, в зонах полярных сияний, ионосфере и кольцевом токе. Система из двух основных аппаратов и двух субспутников позволила детально исследовать процессы одновременно в различных областях магнитосферы и разделить пространственные и временные вариации измеряемых параметров.

Эксперимент ПОЛЬРАД, проведенный на борту спутника "Интербол-2" ("авроральный зонд"), был одним из наиболее удачных экспериментов проекта. Оригинальный спектрополяриметр ПОЛЬРАД позволил получить не только амплитудно-частотные

характеристики аврорального километрового радиоизлучения (АКР), но и определить поляризацию этого излучения. По результатам измерений были определены свойства и местоположение источника АКР, сезонная зависимость интенсивности АКР, а также его связь с восходящими потоками ионосферной плазмы. Впервые были найдены, зарегистрированы и проанализированы широкополосные всплески АКР с быстрым изменением частоты и сверхтонкая структура этих всплесков. Мощность излучения этих структур превышает среднюю интенсивность излучения на два порядка.

Исследования аврорального километрового излучения российскими и польскими учеными планировалось продолжить в эксперименте "Излучение" в рамках проекта "Резонанс". Основная цель этого проекта — изучение взаимодействия электромагнитного излучения с заряженными частицами во внутренней магнитосфере Земли, проведение активных экспериментов с использованием наземных средств, а также контроль техногенных воздействий на земную магнитосферу и геофизические процессы. Полученные при этом результаты могут быть использованы для количественной оценки поведения заряженных частиц в радиационных поясах Земли и прогноза их состояния, а также динамики магнитных возмущений, ощутимо влияющих на жизнедеятельность людей.

Наблюдения солнечного ветра и солнечной короны помимо научного интереса имеют большое практическое значение, поскольку плазма солнечного ветра служит основным агентом, посредством которого активные процессы на Солнце оказывают влияние на состояние околоземного космического пространства и магнитосферы Земли.

Лучшее понимание природы причинно-следственных связей процессов в ближнем и дальнем космосе помогает в разработке основ "космической погоды" — пространственных и временных вариаций параметров космической среды в зависимости от солнечной активности. Прогнозы "космической погоды" нужны, в частности, для обеспечения радиационной безопасности космических полетов, в том числе на орбитальных станциях (ОС). В свою очередь ОС благодаря длительности эксплуатации представляют собой очень удобное место для изучения "космической погоды".

Российско-польский эксперимент СПРУТ-IV, проведенный на орбитальном комплексе "Мир", показал, что с применением современной с широкими динамическими диапазонами и высокой чувствительностью плазменно-волновой аппаратуры уверенно регистрируются эффекты, связанные с развитием геомаг-

нитных возмущений. В настоящее время ученые ИКИ РАН и ЦКИ ПАН завершают создание комплекса научной аппаратуры для выполнения на борту российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС) эксперимента "Плазменно-волновая обстановка вокруг МКС" ("Обстановка, 1-й этап"), одна из целей которого — длительные исследования плазменно-волновых процессов в земной ионосфере.

Наблюдения плазмы будут выполняться локальными зондовыми методами при помощи 10 различных датчиков, конструктивно объединенных в один блок: модифицированные зонды Ленгмюра, ионные ловушки-анализаторы с тормозящим потенциалом, дрейфметр. Они будут измерять потенциал корпуса станции, концентрацию и температуру электронов и ионов, скорость и направление дрейфа плазмы относительно станции, массовый состав ионов. Прибор состоит из блока электроники и блока датчиков. Прототип прибора успешно использовался для измерения тепловой плазмы на спутниках "Активный" и в проекте АПЭКС ("Интеркосмос-24" и "Интеркосмос-25").

В рамках совместного проекта "Диагностика" российскими учеными из ИЗМИРАН и польскими из ЦКИ ПАН разработан радиочастотный анализатор (РЧА), предназначенный для регистрации электрической составляющей излучений естественного и искусственного происхождения. Анализатор был установлен на российских малых космических аппаратах (МКА) "Компас" и "Вулкан—Компас-2" для экспериментальной отработки методик, использующих данные измерений ионосферных параметров и направленных на выявление возможных предвестников сильных землетрясений. Включение прибора РЧА на МКА "Вулкан—Компас-2" производилось на освещенной части орбиты спутника над сейсмоактивными регионами Земли, такими как Дальний Восток, Япония, Юго-Восточная Азия (Филиппины, Малайзия, Индонезия и др.). Прибор РЧА показал свою летную работоспособность; с его помощью возможна регистрация проявлений в ионосфере предвестников природных и техногенных катастроф.

Полученный в рамках проекта "Вулкан—Компас-2" опыт будет использован в подготавливаемых новых космических экспериментах по изучению проявления в ионосфере процессов "подготовки" землетрясений, природных и техногенных катастроф ("Метеор-3М", РС МКС и др.).

В российско-польском проекте "Турбулентность" (ИЗМИРАН и ЦКИ ПАН) применительно к условиям ионосферной и магнитосферной плазмы теоретически изучаются режимы маломодовой плазменной

турбулентности, связанной с развитием стохастичности при взаимодействии малого конечного числа волн в активной среде. В условиях, когда число волн, эффективно представляющих турбулентное состояние, остается конечным, предлагаемые методы теоретического исследования позволяют избежать трудностей трехмерного моделирования и осуществить полное исследование нелинейных режимов стабилизации различных плазменных неустойчивостей. Теоретическое исследование этих процессов способствует пониманию фундаментальной проблемы становления турбулентности в плазме, а также служит основой для разработки новых математических методов анализа наблюдений волновых процессов в плазме.

В рамках модели маломодовой турбулентности в проекте также предполагается изучить эффекты, вызванные комплексным составом плазмы в присутствии относительно небольшого содержания ионизованной пыли. Присутствие компоненты частично ионизированных частиц пыли даже при их малой концентрации может существенно влиять на свойства низкочастотных плазменных возмущений, приводя к изменению порогов и инкрементов неустойчивостей и, тем самым, к модификации уровней и спектров плазменных неоднородностей.

Совместный проект ученых ИЗМИРАН и Польши — "GPS-диагностика". Он направлен на исследование динамики пространственно-временной структуры ионосферы, связанной с геомагнитной и солнечной активностью. Полученные результаты, особенно по данным арктических и антарктических GPS-измерений, предполагается использовать для изучения проявлений флуктуаций полного электронного содержания в полярной ионосфере и их влияния на GPS-позиционирование. Кроме того, анализ данных измерений спутников GPS и DEMETER может быть использован для изучения статистических характеристик ионосферных эффектов, связанных с землетрясениями.

Совместный проект ИЗМИРАН и ЦКИ ПАН "Асимптотика" посвящен развитию аналитических и вычислительных методов теории дифракции и распространения волн, основанных на параболическом уравнении Леонтовича—Фока и теории псевдодифференциальных операторов. Проект нацелен на решение практических задач распространения электромагнитных волн в реальных неоднородных средах. Основные результаты, полученные в ходе выполнения проекта, таковы: концепция фазового синхронизма в общей теории дифракции; численные алгоритмы расчета распространения радиоимпульсов

вдоль земной поверхности; численное моделирование динамики многосолитонных волновых пучков; теория диффузии волн в пылевой плазме; обратная задача радиозондирования слоистой подповерхностной среды; модельная задача импульсного зондирования ионосферы.

Основная цель совместного проекта "Ионосфера" — предоставление в реальном времени ионосферных параметров, характеризующих "космическую погоду" в ионосфере. ЦКИ ПАН выполняет роль Центра рассылки ионосферных данных в Европе (ЦРИД). Интернет-страница ИЗМИРАН предоставляет данные 30 ионозондов и индексы магнитных бурь. Каталог возмущений в ионосфере зеркально отображается на обоих сайтах.

Цель совместного проекта "Инжекция" — изучение пучковоплазменной неустойчивости, вызванной инжекцией заряженных частиц или напуском нейтрального газа. Основное внимание уделяется инжекции в невозмущенную плазму немодулированных и модулированных электронных и ионных пучков различных энергий и анализу лабораторных и натурных исследований для разработки предложений по эксперименту на российском сегменте МКС. Результаты исследований по проекту важны для диагностики физических процессов, протекающих в ионосферной плазме в естественных условиях выпадения энергичных частиц в периоды магнитных бурь.

Перспективные совместные разработки ИЗМИРАН и ЦКИ ПАН включают прибор СНЕМ-Х (брэгговский анализатор химического состава корональной плазмы), который создается для российского проекта "Интергелиозонд". Этот проект осуществляется в целях исследований Солнца с близких расстояний и решения проблем нагрева солнечной короны, изучения ускорения солнечного ветра, происхождения солнечных вспышек и корональных выбросов плазмы.

Прибор СНЕМ-Х будет иметь уникальную конструкцию. Появится возможность проводить динамическое и оперативное управление спектральным разрешением в диапазоне мягкого рентгеновского излучения, который содержит многочисленные спектральные линии, наблюдаемые в эмиссии на верхней части континуума. Регистрация рентгеновских спектров с высоким спектральным разрешением позволит осуществить дистанционную диагностику физических условий в солнечной короне и изучить различные физические механизмы ее нагрева.

Российско-польский проект "Структура" (ИКИ РАН и ЦКИ ПАН) направлен на исследование структуры плазменно-волновых процессов на магнито-



В.В. Путин поздравляет директора Центра космических исследований Польской академии наук Збигнева Клоса с высокой российской правительственной наградой — орденом Дружбы

сферных границах, связанных с проявлением солнечно-магнитосферно-земных связей. В основе проекта лежат данные, ранее полученные в ходе исследований на высокоапогейных спутниках, в том числе выполненных на "Прогнозах-8, -10" и паре "Интербол-1" — "Магион-4". Основным достижением стало обнаружение на внешних магнитосферных границах плазменных струй и магнитных барьеров, в которых концентрируется кинетическая и магнитная энергия. В свою очередь это обеспечивает локальное и существенно нелинейное взаимодействие плазмы солнечного ветра с геомагнитным препятствием.

Совместный проект ученых ИКИ РАН и Польши "Нейтрал" посвящен исследованию границы гелиосферы — области, где солнечный ветер сталкивается с локальной межзвездной средой, — и определению параметров этой среды, в том числе свойств плазмы на границе гелиосферы.

Предполагается, что прибор "Нейтрал" будет установлен на одном из перспективных российских космических аппаратов, создаваемых в рамках программы "Малые космические аппараты для проведения фундаментальных космических исследований" (МКА-ФКИ). Пока планируются пять запусков МКА. Они обеспечат получение результатов в рамках программы исследований солнечно-земных связей, наблюдений малых тел Солнечной системы и экспериментов в области астрофизики.

Польские ученые принимают участие и в планетных исследованиях, реализуемых по российской кос-

мической программе. В настоящее время в приоритетном порядке создается космический комплекс "Фобос—Грунт". Его основная цель — доставка на Землю образцов грунта марсианского спутника Фобоса. Вместе с тем будут проводиться многочисленные эксперименты в ходе межпланетного перелета и после контакта с поверхностью Фобоса.

В их числе "Термофоб" (ИПМ; ГЕОХИ РАН; ЦКИ ПАН) — выяснение теплофизических свойств грунта марсианского спутника методом активной термометрии. Теплофизические характеристики грунта будут определяться с использованием электрических нагревателей малой мощности по динамике изменения тем-

пературы в пограничной области грунта в местах расположения опор посадочного аппарата. Этот эксперимент имеет важное значение, поскольку даст сведения о физических свойствах поверхности Фобоса путем решения обратных задач теплопроводности на основе данных измерений.

Результаты многолетнего российско-польского сотрудничества в области фундаментальных космических исследований высоко оценены на государственном уровне. Полученные научные результаты и сложившиеся коллективы исследователей являются серьезной основой успехов в новых совместных проектах.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

РОССИЯ В БЛИЖАЙШЕМ БУДУЩЕМ МОЖЕТ СТАТЬ ЛИДЕРОМ В ИЗУЧЕНИИ "ТЕМНОЙ ЭНЕРГИИ" И ОТКРЫТЬ ПЯТОЕ ИЗМЕРЕНИЕ

Российские ученые в 2012 г. планируют запустить на орбиту телескоп для изучения так называемой "темной энергии", влияющей на расширение Вселенной. "У России есть уникальная возможность стать лидером в изучении "темной энергии". Мы работаем над созданием рентгеновской орбитальной обсерватории "Спектр-РГ", которая позволит открыть и измерить параметры всех существующих во Вселенной скоплений галактик", — сообщил ведущий научный сотрудник Института космических исследований РАН Алексей Вихлинин. Он напомнил, что 10 лет назад американские ученые установили, что Вселенная не просто расширяется, но расширяется с ускорением, за которое отвечает "темная энергия". Она практически никак не взаимодействует с обычным веществом и проявляет себя только там, где физического вещества практически нет, а гравитационное притяжение слабое.

Мы смогли обнаружить ее влияние только тогда, когда получили возможность вести наблюдения в размерах Вселенной", — рассказал А. Вихлинин. По его мнению, выяснение природы "темной энергии" революционно изменит видение мира, вплоть до того, что может быть доказано существование пятого измерения. Сейчас принято считать, что существуют четыре измерения (три пространственных и одно временное). "Выяснить, что пространство обладает дополнительными измерениями это не только очень интересно, но и важно для фундаментальной науки", — отметил ученый.

Над изучением "темной энергии" во всем мире работают 12 человек, двое из них — ученые Института космических исследований. Для поиска "темной энергии" и измерения ее характеристик отечественные специалисты используют российско-турецкий телескоп в Анталии, а также самый большой российский телескоп в Карачаево-Черкесии. С помощью этих телескопов уже открыто несколько сотен скоплений галактик. Орбитальный телескоп "Спектр-РГ" не просто дополнит новыми данными работу наземной аппаратуры, но возьмет на себя главную роль в изучении "темной энергии", считает А. Вихлинин.

Создание космической обсерватории "Спектр-РГ" включено в Федеральную космическую программу России на 2006—2015 гг. На орбиту обсерваторию планируется запустить в 2012 г. Разработкой обсерватории занимается НПО им. С.А. Лавочкина, а рентгеновский телескоп для нее будет создан Федеральным ядерным центром в Сарове. "Ресурс использования спутника неограничен, так как у него нет расходных частей. После запуска на орбиту "Спектр-РГ" может работать до тех пор, пока в нем что-либо не сломается. Мы рассчитываем, по крайней мере, на пять лет работы", — отметил А. Вихлинин. Он уточнил, что за пять лет "Спектр-РГ" будет способен осмотреть все видимое с Земли небо. Кроме обнаружения "темной энергии" и открытия новых галактик "Спектр-РГ" займется поиском сверхмассивных черных дыр, нейтронных и сверхновых звезд.

РОССИЙСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ "ФОБОС-ГРУНТ" ПОМОЖЕТ ВЫЯСНИТЬ ПРОИСХОЖДЕНИЕ ПЛАНЕТ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Запланированный на 2009 г. полет российского космического аппарата "Фобос-Грунт" к спутнику Марса Фобосу позволит ученым вплотную приблизиться к ответу на вопрос о зарождении планет Солнечной системы, в том числе Земли, считает ученый секретарь Института космических исследований (ИКИ) РАН Александр Захаров. По его словам, происхождение естественных спутников Марса — Фобоса и Деймоса — до сих пор открытый для науки вопрос. В частности, это могут быть отколовшиеся куски во время столкновения Марса с каким-нибудь большим телом. Предстоящие исследования Фобоса и Деймоса, с одной стороны, могут стать ключом к изучению первородного вещества, из которого создавались все планеты Солнечной системы, а с другой — позволят ответить на вопрос о происхождении спутников Марса.

А. Захаров пояснил, что согласно современным представлениям о происхождении Солнечной системы все планеты были образованы из протопланетного облака. Вначале это был газ, который потом аккумулировался. В результате образовались так называемые планетезимали — мелкие твердые частички. Их дальнейшее взаимодействие и привело к образованию планет. Однако часть этих частичек сохранилась, из них, как предполагается, состоит целый пояс астероидов за орбитой Марса, есть они также и на околоземных орбитах.

Ученый напомнил, что двадцать лет назад уже была попытка полета к Фобосу, но она была неудачной. Основная задача той экспедиции — посадка спускаемого аппарата на поверхность Фобоса — не была выполнена. Тем не менее, это была межпланетная экспедиция, аппарат долетел до Марса и провел очень важные исследования Красной планеты, ее спутника и околомарсианского пространства. Полученные результаты многое дали ученым для изучения Фобоса, но основное значение этих исследований было связано с анализом взаимодействия "солнечного ветра" и плазменного окружения Марса.

Вестник Интерфакс — АВН № 1 (379), 2009 г.

УДК 629.7

Основоположник советской "наземки"

К 100-летию генерального конструктора ракетно-космических стартовых комплексов академика В.П. Бармина

И.В. Бармин, В.Н. Неустроев

Статья посвящена 100-летию со дня рождения генерального конструктора ракетно-космических стартовых комплексов академика Владимира Павловича Бармина.

I.V. Barmin, V.N. Neustroev. The Founder Of Soviet "Ground-Based Infrastructure"

The article is dedicated to the century of birthday of academician Vladimir Pavlovich Barmin - Chief Designer of rocket and spacecraft launch complexes.

Владимир Павлович Бармин родился 17 марта 1909 г. в Москве в семье служащего. В 1930 г. окончил Московский механико-машиностроительный институт (в дальнейшем МВТУ им. Н.Э. Баумана) по специальности "холодильные машины и аппараты" и был направлен на работу на московский завод "Котлоаппарат", в дальнейшем переименованный в "Компрессор".

В период индустриализации страны перед заводом "Котлоаппарат" — единственным предприятием в СССР по выпуску холодильного оборудования — была поставлена задача резко увеличить производство компрессоров и холодильных машин и перейти к выпуску новых вертикальных быстроходных компрессоров. В.П. Бармин был подключен к работе конструкторского бюро завода. В короткий срок при его участии было выполнено проектирование нового компрессора ВП-230, и Владимир Павлович был назначен руководителем компрессорной группы КБ завода. Под его руководством были разработаны ряд мощных воздушных компрессоров серии "ВГ" для угольной промышленности, первый отечественный тормозной компрессор ТВ-130 для электровозов, первый отечественный вертикальный углекислотный компрессор УВ-70/2 для морских судов, углекислотный компрессор УГ-160 для холодильной установки Мавзолея В.И. Ленина, передвижной компрессор высокого давления АК-50/150 для авиации. За 10 лет работы на заводе В.П. Бармин прошел путь от инженера-конструктора до главного конструктора завода.

С началом Великой Отечественной войны завод "Компрессор" перешел на серийное производство самоходной пусковой установки БМ-13, разработанной в НИИ-3, и создание новых пусковых установок залповой стрельбы для пороховых реактивных снарядов разных типа и калибра ("Катюш"). При заводе было создано специальное конструкторское бюро (СКБ), начальником которого был назначен В.П. Бармин, а через месяц он стал одновременно и его главным конструктором. Всего СКБ было разработано 78 установок реактивной артиллерии на различных транспортных средствах, 36 из них были приняты на вооружение Советской Армии и Военно-Морского Флота.

После принятия в 1946 г. постановления правительства об организации работ по созданию реактивного вооружения СКБ при заводе "Компрессор" было преобразовано в самостоятельное конструкторское бюро по созданию стартовых и технических комплексов, отдельных агрегатов и систем для подготовки к пуску и пуска жид-



БАРМИН
Игорь Владимирович —
генеральный директор —
генеральный конструктор
ФГУП "КБОМ
им. В.П. Бармина",
член-корреспондент РАН



НЕУСТРОЕВ
Валерий Николаевич —
заместитель генерального
конструктора "КБОМ
им. В.П. Бармина",
канд. техн. наук

костных баллистических ракет дальнего действия и ракет космического назначения — ГСКБ Спецмаш (позднее КБОМ). Начальником и главным конструктором ГСКБ Спецмаш был назначен В.П. Бармин, ставший основоположником работ по большинству направлений данной тематики и ее общепризнанным идеологом и лидером.

В число задач, поставленных правительством на начальном этапе работ, входило создание отечественных аналогов немецкой баллистической ракеты "Фау-2", зенитных ракет "Вассерфель", "Шметерлинг" и наземного оборудования для их пуска. В 1945 г. для изучения немецкой ракетной техники в Германию была направлена группа советских специалистов. В ее составе был В.П. Бармин. Найденная в Германии техническая документация нуждалась в серьезной корректировке, доработке и приведении в соответствие с отечественными стандартами и ведомственными нормами. Ряд узлов и агрегатов требовал коренной переработки и разработки новой технической документации.

В первые годы развития ракетной техники в нашей стране КБ В.П. Бармина создало передвижные стартовые комплексы для первых отечественных баллистических ракет Р-1, Р-2, Р-5М главного конструктора С.П. Королева, принятые на вооружение Советской Армии, причем ракетный комплекс Р-5М впервые решал стратегические задачи. Кроме того, в 1951–1952 гг. был разработан наземный комплекс первой отечественной зенитной ракетной системы С-25 главного конструктора А.А. Расплетина для отечественных зенитных ракет В-300 класса "земля — воздух" генерального конструктора С.А. Лавочкина. Эта система была развернута для защиты Москвы от нападения авиации противника.

В.П. Бармин как главный конструктор ставил перед своим КБ задачу системной оптимизации принципиальной схемы и параметров наземного комплекса во взаимной увязке с параметрами ракеты, что позволяло получить более высокие характеристики ракетного комплекса в целом. Поиску оптимальных компромиссных решений по взаимосвязям наземного оборудования с ракетой способствовала также работа В.П. Бармина в Совете главных конструкторов, соз-

данном в 1947 г., в который также входили С.П. Королев, В.П. Глушко, Н.А. Пилюгин, М.С. Рязанский, В.И. Кузнецов.

Уже в эти годы наряду с разработкой отдельных агрегатов и систем стартовых и технических комплексов ГСКБ Спецмаш выполняло функции головной организации по техническому руководству смежными НИИ, КБ и заводами, осуществляющими разработки, изготовление и испытания агрегатов и систем наземных комплексов. Это послужило основой для формирования подотрасли наземного оборудования ракетной техники.

Роль КБ В.П. Бармина как головного комплексного конструкторского бюро повышалась по мере усложнения наземных комплексов и увеличения числа входящих в их состав агрегатов и систем. Это было обусловлено повышением требований со стороны разработчика ракеты и заказчика ракетного комплекса, а также увеличением числа предприятий, участвующих в разработке и создании комплексов.

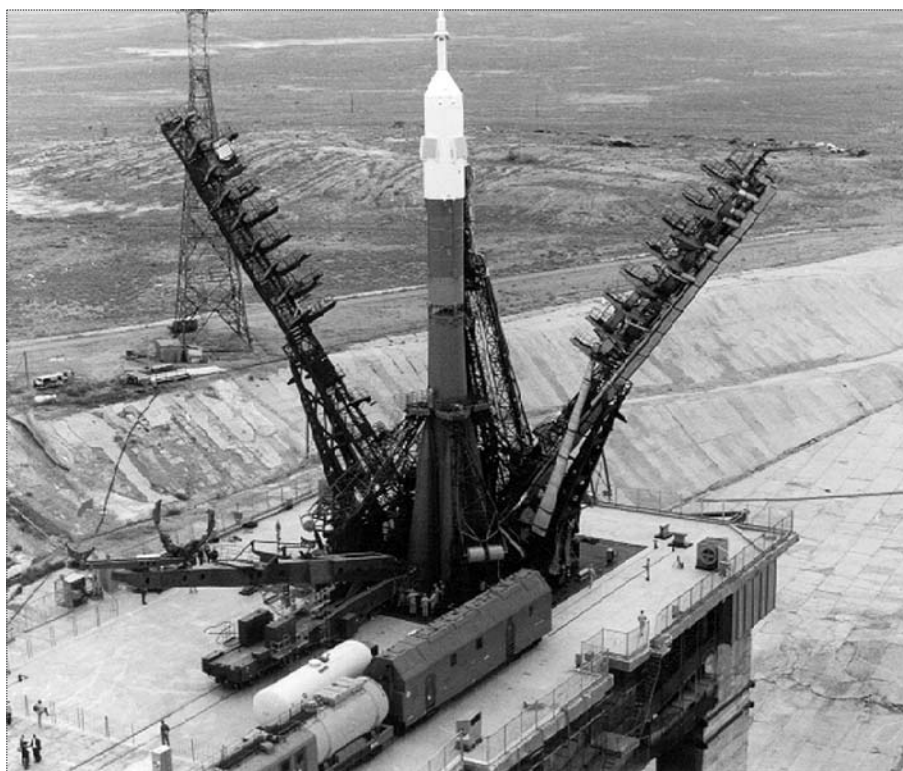
Качественным скачком в развитии новой области ракетной техники, связанной с разработкой сложного специального наземного оборудования для подготовки и пуска ракет, явилось создание в 1954–1957 гг. под руководством В.П. Бармина стартового и технического комплексов для первой в мире межконтинентальной баллистической ракеты Р-7 главного конструктора С.П. Королева.

Сложные физические процессы, возникающие на старте при подготовке ракеты к пуску и при ее пуске (механические, газодинамические, тепловые, гидравлические и др.), привели к необходимости взаимной оптимальной увязки конструктивных решений по ракете, оборудованию и сооружениям стартового комплекса. Потребовалось создание не отдельных агрегатов наземного оборудования, взаимодействующих с ракетой, а многофункционального стартового комплекса, обеспечивающего выполнение единой целевой задачи. Впервые проблема создания стартового комплекса (СК) стала соизмеримой с проблемой создания ракеты.

При проектировании данного СК впервые в практике ракетостроения вместо установки ракеты торцовой частью на опоры стартовой системы была примене-



Владимир Павлович Бармин



Комплекс "Восток" — "Союз"

на схема подвески ракеты за опорные части, расположенные около ее центра тяжести. Это позволило разгрузить хвостовую часть ракеты и снять проблемы, связанные с необходимостью ее упрочнения. Такая схема стартовой системы потребовала создания принципиально новой конструкции транспортно-установочного агрегата. Для безопасного отвода газовой струи от работающих двигателей при пуске ракеты впервые на стартовом комплексе была применена заглубленная газодинамическая схема эжекционного типа. Принципиально новыми были технические решения по заправочным средствам, с помощью которых была обеспечена скоростная заправка ракеты компонентами топлива и газами при дистанционно-автоматическом управлении данным процессом.

В 1957 г. этот наземный комплекс обеспечил запуск ракеты с первым в мире искусственным спутником Земли. В 1958–1959 гг. он был дооборудован под модифицированную ракету Р-7А, на базе которой был создан целый ряд ракет-носителей: "Восток" и "Молния", а позднее "Союз", в трех- и четырехступенчатом варианте для обеспечения пусков ракет с космическими аппаратами. Началась эра интенсивного освоения ближнего и дальнего космического пространства.

В 1953–1960 гг. под руководством В.П. Бармина были созданы передвижные комплексы наземного

оборудования для баллистических ракет Р-12, Р-14 главного конструктора М.К. Янгеля. Работы по этим комплексам позволили наряду с разработкой более совершенных агрегатов и систем впервые решить технически сложную задачу создания наземного оборудования, работающего с высококипящими агрессивными и экологически опасными компонентами топлива ракеты — гептилом и амилом. Были разработаны стойкие к этим компонентам заправочное оборудование и арматура, решены проблемы безопасности личного состава, взрыво- и пожаробезопасности комплексов.

Под руководством В.П. Бармина в 1960-х гг. впервые в нашей стране были созданы автоматизированные наземные стартовые комплексы, а также защищенные комплексы шахтного типа.

Так, в начале 1960-х гг. был создан полностью автоматизированный наземный незащищенный стартовый комплекс для межконтинентальной баллистической ракеты Р-9А главного конструктора С.П. Королева. Комплекс состоял из двух стартовых площадок, имеющих общий командный пункт управления. На каждой стартовой площадке имелись пусковое устройство, хранилище для четырех ракет и сооружения с размещенным в них наземным оборудованием. Весь технологический цикл осуществлялся в режиме дистанционного управления при визуальном контро-



Комплекс "Протон"

ле через перископы, установленные в командном пункте, при отсутствии людей на старте. Он включал в себя: вывоз незаправленной ракеты в горизонтальном положении из пристартового хранилища; ее подъем в вертикальное положение и установку на пусковой стол; стыковку заправочных и электрических коммуникаций с ракетой; скоростную заправку ракеты жидким кислородом, керосином и газами; предстартовую подготовку и пуск.

В 1960–1963 гг. в КБ В.П. Бармина были созданы первые групповые шахтные комплексы "Десна", "Двина" и "Чусовая" для ракет Р-9А, Р-12У и Р-14У, в которых наряду с решением проблем боеготовности и обеспечения защищенности от поражающих факторов взрыва, впервые в мире был реализован пуск ракет непосредственно из шахт на собственных двигателях с использованием эжекционной газодинамической схемы старта. В аналогичных зарубежных шахтных ком-

плексах этого же времени ("Атлас", "Титан-1") пусковое устройство с установленной на нем ракетой механически поднималось из шахты на поверхность земли, после чего производился пуск ракеты.

В 1963–1966 гг. впервые в нашей стране были созданы одиночные шахтные комплексы для ампулизированной жидкостной ракеты УР-100 главного конструктора В.Н. Челомея. Особенности этих комплексов: обеспечение длительного содержания ракет в шахтах — в течение нескольких лет в полной боевой готовности; высокая надежность при подготовке и проведении пуска ракет дистанционно из командного пункта в минимально короткое время; проведение регламентных работ на пусковых установках не чаще одного раза в год; индустриальное строительство стартов. Массовое строительство этих стартов имело первостепенное значение для создания в нашей стране оборонного потенциала сдерживания.

Параллельно с созданием шахтных комплексов в КБ В.П. Бармина с начала 1960-х гг. велись работы по стартовым комплексам для новых значительно более мощных ракет Н1 и "Протон", а в последующие годы — многоразовой космической системы "Энергия"—"Буран", позволяющих выводить в космическое пространство объекты научного, народно-хозяйственного и оборонного назначения с многотонными полезными грузами. Эти работы потребовали принципиально новых подходов к созданию стартов для пуска ракет.

Стартовый комплекс ракеты "Протон" был разработан в 1962–1965 гг. Целевое назначение этого комплекса и повышенная экологическая опасность компонентов топлива ракеты предопределили уникальность стоявшей перед проектировщиками задачи. СК, его агрегаты и системы должны были обладать высокой надежностью, быть безопасными, максимально компактными и, кроме того, обеспечивать простоту и высокую автоматизацию технологических процессов.

В этом проекте впервые стартовый комплекс был создан по схеме, при которой на двух одинаковых пусковых установках (ПУ), удаленных друг от друга на расстояние 600 м, рационально размещено большое количество агрегатов и систем для проведения подготовки к пуску и пуска ракеты. В группе сооружений, находящихся между ними, размещены технологические и технические системы, обеспечивающие выполнение работ на обеих ПУ.

В данном СК процесс заправки ракеты агрессивными компонентами топлива осуществляется по замкнутому циклу. Образующиеся пары компонентов топлива отводятся по трубопроводам к специальной системе термического разложения паров, позволяющей довести их концентрацию перед выбросом в атмо-



Комплекс Н1

сферу до безопасных для окружающей среды уровней. Кроме того, безопасность работ на СК поддерживается с помощью непрерывно функционирующих систем газового анализа и контроля.

Все основные процессы подготовки ракеты к пуску, в том числе заправка компонентами топлива, газоснабжение, термостатирование, газовый контроль, слив компонентов топлива в случае несостоявшегося пуска, выполняются на стартовом комплексе в автоматическом режиме или дистанционно из командного пункта, без непосредственного участия людей на старте.

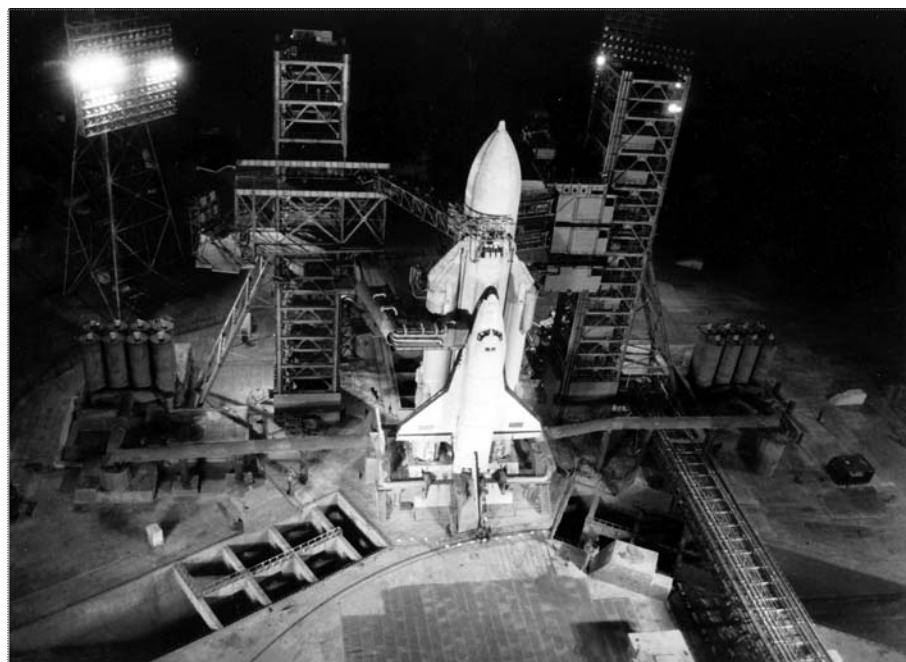
Кроме работ по стартовому комплексу КБ В.П. Бармина разрабатывало также транспортное и монтажно-стыковочное оборудование технической позиции ракеты "Протон". В 1967 г. работы по технологическому оборудованию технической позиции были переданы филиалу ЦКБМ (ныне ОКБ "Вымпел").

Стартовый комплекс для ракеты Н1 разрабатывался КБ В.П. Бармина с 1960 г. При его разработке потребо-

валось найти принципиально новые технические решения, учитывающие уникальность размеров ракеты и ее стартовой массы (длина около 100 м, масса около 3000 т), большое количество заправляемых в ракету компонентов топлива, множество связей ракеты с наземным оборудованием.

С середины 1970-х гг. в КБ В.П. Бармина велись работы по созданию стартового комплекса и универсального комплекса стэнд-старт (УКСС) ракетно-космической транспортной системы "Энергия"—"Буран" генерального конструктора В.П. Глушко. УКСС впервые в мире позволял проводить не только все виды испытаний ракеты "Энергия", но также ее пуск. По своим масштабам, научным и техническим достижениям и новшествам эти комплексы значительно

превзошли все другие созданные в нашей стране старты для космических ракет-носителей. В этих комплексах впервые в мировой практике были решены задачи заправки ракеты охлажденным ниже точки своего кипения жидким водородом, а кораб-



Комплекс "Энергия" — "Буран"

ля "Буран" — жидким кислородом, охлажденным до 58...62 К. Были созданы многофункциональные системы термостатирования, газоснабжения и заправки ракеты горючим РГ-1, обеспечившие выполнение более высоких требований к рабочим продуктам и параметрам работы систем. Все основные процессы при подготовке к пуску (заправка компонентами топлива и сжатыми газами, термостатирование, газовый контроль, слив компонентов в случае несостоявшегося пуска) проходили без непосредственного присутствия личного состава на старте. Были решены задачи экстренной эвакуации космонавтов из орбитального корабля в безопасное помещение в случае угрозы аварии на старте.

Параллельно с работами по стартовому комплексу и УКСС КБ В.П. Бармина решало задачи по созданию целой группы комплексов технологического оборудования для предполетных и послеполетных работ с кораблем "Буран".

Высокая надежность работы наземных комплексов системы "Энергия"—"Буран" была подтверждена пусками ракет, осуществленными в 1987 и 1988 гг.

Производственная деятельность В.П. Бармина в области ракетной техники не ограничивалась стартовой тематикой. Она охватывала также:

- работы по проблемам создания долгодействующей базы на Луне;

- разработку различных автоматов для исследования поверхностного слоя грунта Луны и Венеры (грунтозаборное устройство (ГЗУ) ЛБ-09, работавшее в составе станции "Луна-24" в 1974 г.; ГЗУ ВБ-02, работавшее в составе станций "Венера-13" и "Венера-14" в 1982 г. и в составе станции "Вега" в 1985 г.);

- разработку специальных комплексов технологического оборудования ("Сплав", "Зона", "Константа") для проведения экспериментов в космосе по получению в условиях невесомости высококачественных кристаллов полупроводников, уникальных сплавов, стекол, особо чистых биоматериалов и лекарственных препаратов.

В рамках конверсии под руководством В.П. Бармина было проведено комплексное исследование по использованию сжиженного природного газа в народном хозяйстве (проект "Селена").

Параллельно с работой в КБ В.П. Бармин вел большую преподавательскую деятельность в МВТУ им. Н.Э. Баумана на кафедре "Ракетостроение". В 1959 г. он создал и возглавил новую кафедру, специализирующуюся на вопросах разработки наземного оборудования для подготовки к пуску и пуска ракет.

Обобщая деятельность В.П. Бармина в области ракетной техники и космонавтики, можно отметить следующее.

Под научно-техническим руководством В.П. Бармина было разработано и сдано в эксплуатацию более двадцати стартовых комплексов принципиально новых типов для различных ракет главных (генеральных) конструкторов С.П. Королева, М.К. Янгеля, В.Н. Челомея, В.П. Глушко. Каждый из указанных стартовых комплексов на момент его создания являлся крупным научно-техническим достижением. Данные работы обеспечили приоритет нашей страны в развитии ракетной техники и космонавтики, внесли весомый вклад в создание стратегического ракетного щита страны, обеспечили запуски ракет-носителей с космическими объектами, ставшие вехами всемирно-исторического значения в развитии отечественной космонавтики. Это запуски первого в мире (1957 г.) и многих других искусственных спутников Земли; космического корабля с первым космонавтом Земли Ю.А. Гагариным (1961 г.); космических кораблей с отечественными и иностранными космонавтами; запуски космических аппаратов на Луну, Марс и Венеру, долговременных орбитальных станций "Салют" и "Мир", спутников телерадиовещания, связи, дистанционного зондирования Земли, метеонаблюдения, навигации и др.

Отдельные основополагающие принципы и оригинальные технические решения, впервые реализованные и отработанные в стартовых комплексах В.П. Бармина, были с успехом применены в последующие годы и получили свое дальнейшее развитие в комплексах других головных предприятий.

В.П. Бармин является основоположником ведущей в мире научной школы комплексного системного проектирования наземных комплексов боевой ракетной и ракетно-космической техники. При научно-техническом руководстве В.П. Бармина в нашей стране была создана подотрасль наземного оборудования ракетной техники, представляющая собой систему предприятий по разработке и производству оборудования стартовых и технических комплексов, организационно построенную и методически работающую совместно с головным КБ как единое целое на основе научной методологии системного подхода. Причем в первый 10-летний период развития ракетной техники КБ В.П. Бармина являлось единственным в стране головным комплексным КБ подобного типа.

Успешному решению рассмотренных выше задач в большой степени способствовал талант В.П. Бармина как блестящего организатора, выдающегося конструктора и крупного ученого, су-

мевшего охватить широкий комплекс сложных многоплановых научных и инженерно-технических проблем. Его характеризовали высокая ответственность за порученное дело, осмысленная смелость при принятии принципиальных решений.

В.П. Бармин был действительным членом Академии наук СССР и России, почетным президентом Академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, действительным членом Международной академии астронавтики, почетным президентом международной Ассоциации ученых, инженеров и изобретателей им. Томаса Эдисона, членом многих научных советов. Труд В.П. Бармина отмечен высокими государственными наградами. Он — Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской, Сталинской, трех Государственных премий, награжден шестью орденами Ленина и многими другими орденами и медалями. За разработку научных основ проектирования и создания уникальных комплексов специального назначения ему была присуждена золотая медаль им. В.Г. Шухова.

Владимир Павлович Бармин был всесторонне развитым человеком, увлекался спортом (футбол, хоккей, теннис, шахматы), искусством (театр, живопись). Он отличался житейской мудростью, его мнение было авторитетным для сотрудников КБ. Обладая твердым характером при решении производственных вопросов, он одновременно был доброжелательным и доступным для общения с людьми. Нередко сотрудники КБ делились друг с другом информацией, начиная словами: "Наш мудрый В.П. сказал..."

Созданный за многолетний период развития ракетной техники в стране эффективный научно-технический задел и накопленный опыт позволяют КБОМ им.

В.П. Бармина и в настоящее время решать сложные задачи по разработке стартовых комплексов и их совершенствованию. В частности:

- в последние 10 лет на стартовых комплексах "Союз" и "Протон" были впервые реализованы технологии ресурсосберегающей эксплуатации по текущему техническому состоянию, что позволило обеспечить высокую надежность и безопасность этих комплексов при длительной эксплуатации без капитального ремонта. Кроме того, была проведена глубокая модернизация этих стартов под ракеты космического назначения (РКН) "Союз-2" и "Протон-М". Сейчас эти комплексы являются важнейшей составляющей космического потенциала страны и обеспечивают ежегодно в среднем 70...75 % всех пусков РКН России. За годы эксплуатации с СК "Союз" было осуществлено свыше 1700 пусков ракет, а с СК "Протон" — свыше 340. В непосредственной эксплуатации КБОМ им. В.П. Бармина находятся 6 пусковых установок этих СК из 9 существующих;

- в настоящее время научная школа по разработке и созданию стартовых ракетно-космических комплексов как сложных систем успешно развивается в работах КБ при создании новых и модернизации существующих комплексов;

- КБ активно участвует в работах по созданию стартового комплекса ракеты "Союз-СТ" в Гвианском космическом центре (космодром Куру), стартового комплекса "Байтерек" на космодроме Байконур (российско-казахстанский проект), а также по созданию наземной инфраструктуры нового российского космодрома Восточный.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

РОСКОСМОС НАМЕРЕН ОБЪЯВИТЬ КОНКУРС НА СОЗДАНИЕ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Конкурс на разработку космического корабля и ракеты-носителя для стартов с создаваемого в Амурской области космодрома Восточный может быть объявлен в 2009 г., сообщил руководитель пилотируемых программ Роскосмоса Алексей Краснов. При этом он отметил, что многое зависит от того, как будут развиваться события в экономической сфере. "Мы стараемся создать условия для того, чтобы провести конкурс и экспертное проектирование в текущем году и закончить в следующем", — сказал А. Краснов. Он сообщил, что это будет корабль под ракетно-космический комплекс нового поколения. В него будет входить ракета-носитель, способная вывести на орбиту полезную нагрузку массой около 20 т. Сам корабль будет больше, чем существующие "Союзы" и "Прогрессы". "Мы предполагаем, что он должен доставлять на низкую орбиту до шести человек либо четыре человека плюс до 500 кг груза. Корабль также должен быть способен доставлять на окололунную орбиту и возвращать на Землю экипаж из четырех человек. Соответственно, должна быть предусмотрена термозащита корабля для безопасного возвращения на Землю со второй космической скоростью. Это тоже будет влиять на параметры этого экспедиционного комплекса", — сказал представитель Роскосмоса.

Вестник Интерфакс — АВН № 3 (381), 2009 г.

Применение новых подходов для разработки рулевых приводов перспективных маневренных самолетов

Константинов Сергей Валентинович – заместитель главного конструктора ОАО "ОКБ Сухого", профессор, доктор техн. наук; **Редько Павел Григорьевич** – генеральный директор ОАО "ПМЗ "Восход", доктор техн. наук; **Квасов Геннадий Васильевич** – заместитель главного конструктора ОАО "ПМЗ "Восход"; **Каннер Михаил Геннадьевич** – начальник лаборатории ФГУП "НИИ "Субмикрон"; **Косарев Вадим Андреевич** – ведущий инженер ФГУП "НИИ "Субмикрон"; **Сморodin Иннокентий Валерьевич** – начальник лаборатории ФГУП "НИИ "Субмикрон"; **Кузнецов Алексей Владимирович** – преподаватель Санкт-Петербургского государственного электротехнического университета

Рассматриваются основные проблемы, возникающие при разработке рулевых приводов нового поколения для систем управления полетом перспективных маневренных самолетов с аэродинамически неустойчивой компоновкой. На примере проекта перспективного рулевого привода с цифровым управлением показана эффективность применения новых схемотехнических и конструктивных подходов для обеспечения требований по отказобезопасности управления самолетом как одного из основных факторов повышения безопасности полетов.

S.V. Constantinov, P.G. Redko, G.V. Kvasov, M.G. Kanner, V.A. Kosarev, I.V. Smorodin, A.V. Kuznetsov. Application Of New Approaches For Development Of Flight Control Surface Actuators Of Future Maneuverable Aircraft

Main problems arising in development of new generation of flight control surface actuators for flight control systems of future maneuverable aircraft with aerodynamic unstable arrangement are considered. The efficiency of application of new circuit and structural approaches aimed to maintain requirements for fault safety of aircraft control as a principal factor of gaining flight safety has been demonstrated with the project of promising digital controlled flight control surface actuator.

Характерной чертой развития современных и разработки перспективных маневренных самолетов является использование неустойчивых аэродинамических компоновок с управляемым вектором тяги в целях реализации высокоманевренных характеристик на всех режимах полета самолета, включая и околонулевые скорости полета (режим сверхманевренности). В этих экстремальных условиях система управления полетом должна обеспечивать чрезвычайно высокий уровень надежности управления самолетом, чтобы сохранить управление и возможность выполнения им целевой задачи даже при наличии отказов и нарушений в работе различных элементов систем управления полетом (СУП).

Одними из основных элементов СУП, определяющих надежность и безопасность управления самолетом, являются следящие электрогидравлические рулевые приводы (ЭГРП) (рис. 1). К ним предъявляются особые требования по безотказности функции управления и отработке малых входных сигналов, соответствующих перемещениям выходного звена до 0,1 % от максимального хода.

В связи с этим появилась необходимость пересмотреть основные принципы формирования структуры и

конструктивной схемы рулевого привода в направлении повышения надежности его конструкции и расширения диапазона эффективного управления.

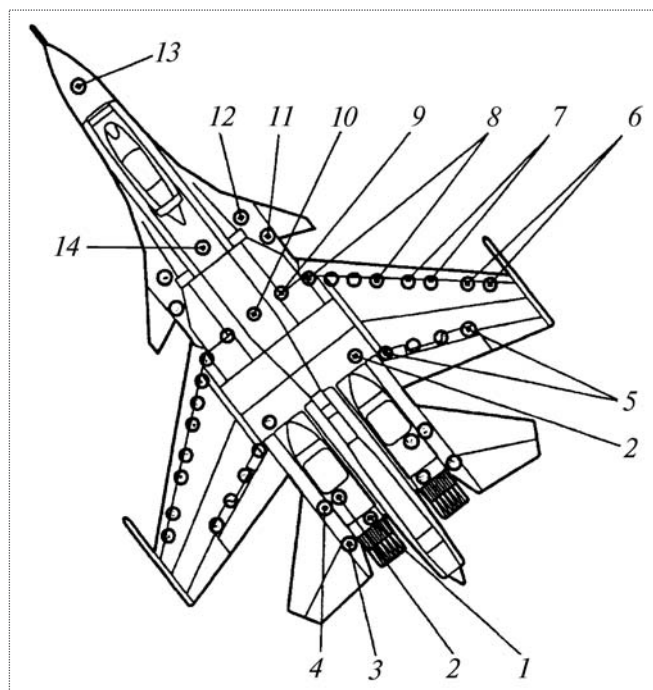
В настоящее время специалисты ПМЗ "Восход", ОКБ Сухого, МНПК "Авионика", НИИ "Субмикрон" и ЦАГИ выполнили большой объем научно-исследовательских, опытно-конструкторских и экспериментальных работ, который позволил обосновать подход к оптимальному решению задачи по созданию высокоэффективного ЭГРП для перспективного маневренного самолета с минимальным техническим риском, ориентированным на возможности и научно-технический задел отечественной авиационной промышленности.

Для рассматриваемого типа маневренных самолетов остро стоит проблема обеспечения требуемых динамических характеристик в области малых входных сигналов для рулевых приводов продольного канала управления СУП – переднего горизонтального оперения (ПГО) и горизонтального оперения.

При формировании функциональной схемы ЭГРП указанных аэродинамических поверхностей необходимо обеспечить выполнение следующих основных условий:

Рис. 1. Применение электрогидравлических приводов на маневренном самолете:

1 — двухканальный гидравлический распределитель электрогидравлического привода управления соплами двигателей самолета; 2 — двухканальный гидравлический распределитель рулевого привода руля направления и флаперонов; 3 — четырехканальный ЭГРП горизонтального оперения; 4 — блок гидроцилиндров рулевого привода руля направления; 5 — гидравлический цилиндр привода флаперона; 6, 7, 8 — гидравлические цилиндры приводов отклонения носков крыла; 9 — распределительный механизм привода носков крыла; 10 — рулевая машина электрогидравлического привода носков крыла; 11 — силовой гидравлический цилиндр привода ПГО; 12 — распределительный механизм электрогидравлического привода ПГО; 13 — многостепенный электрогидравлический привод антенны радиолокатора; 14 — многоканальная электрогидравлическая рулевая машина управления ПГО



отсутствие зазоров в механических передачах от выходных звеньев регулирующих элементов привода, таких как сервопривод золотника основного гидрораспределителя, датчики перемещений подвижных элементов привода и т.п.;

устойчивость собственно привода в области малых сигналов, в которой существенно проявление нелинейных эффектов;

выполнение весьма жестких требований к линейности регулировочных характеристик сервопривода золотника основного гидрораспределителя исполнительного механизма силового привода в области малых сигналов.

Поскольку в указанных рулевых приводах потребные расходы рабочей жидкости, необходимые для создания требуемой скорости перемещения рулевых поверхностей, велики, то для эффективного управления потоком жидкости применяются трехкаскадные электрогидравлические агрегаты.

Такие агрегаты состоят из электрогидравлических сервоприводов, управляющих положением золотника основного гидрораспределителя и силового исполнительного механизма, состоящего, в свою очередь, из основного (силового) гидрораспределителя и гидроцилиндра. Компоновочной схемой привода, обеспечивающей выполнение первого из условий и способствующей выполнению второго условия, является схема интегрированной компоновки. В соответствии с этой схемой исполнительный механизм сервопривода

и основной гидрораспределитель объединены в один конструктивно законченный элемент (рис. 2).

Такое построение привода обеспечивает отсутствие зазора в механическом соединении золотника основного гидрораспределителя и поршня сервопривода. Схема рулевого привода (см. рис. 2) содержит двухканальный исполнительный механизм силового привода, получающий гидравлическое питание от двух независимых гидросистем, и многоканальный электрогидравлический сервопривод золотника основного сдвоенного гидрораспределителя. Выходное звено сервопривода жестко соединено с золотником основного гидрораспределителя. При этом рулевая машина сервопривода и основной золотниковый распределитель выполняются в виде единого конструктивно законченного элемента.

При такой компоновке рулевого привода силовой гидроцилиндр связан с гидрораспределителем только гидравлическими магистралями. Многоканальные электрические обратные связи по положению поршня сервопривода и выходного звена силового гидроцилиндра образуют внутренний позиционный контур (контур сервопривода) и внешний позиционный контур — позиционный контур рулевого привода.

Разброс электрических сигналов в цепях управления приводом и отклонения от номинальных значений параметров элементов сервопривода приводят к дополнительному силовому взаимодействию его каналов, что, в свою очередь, искажает характеристики привода. Это обстоятельство делает необходимым

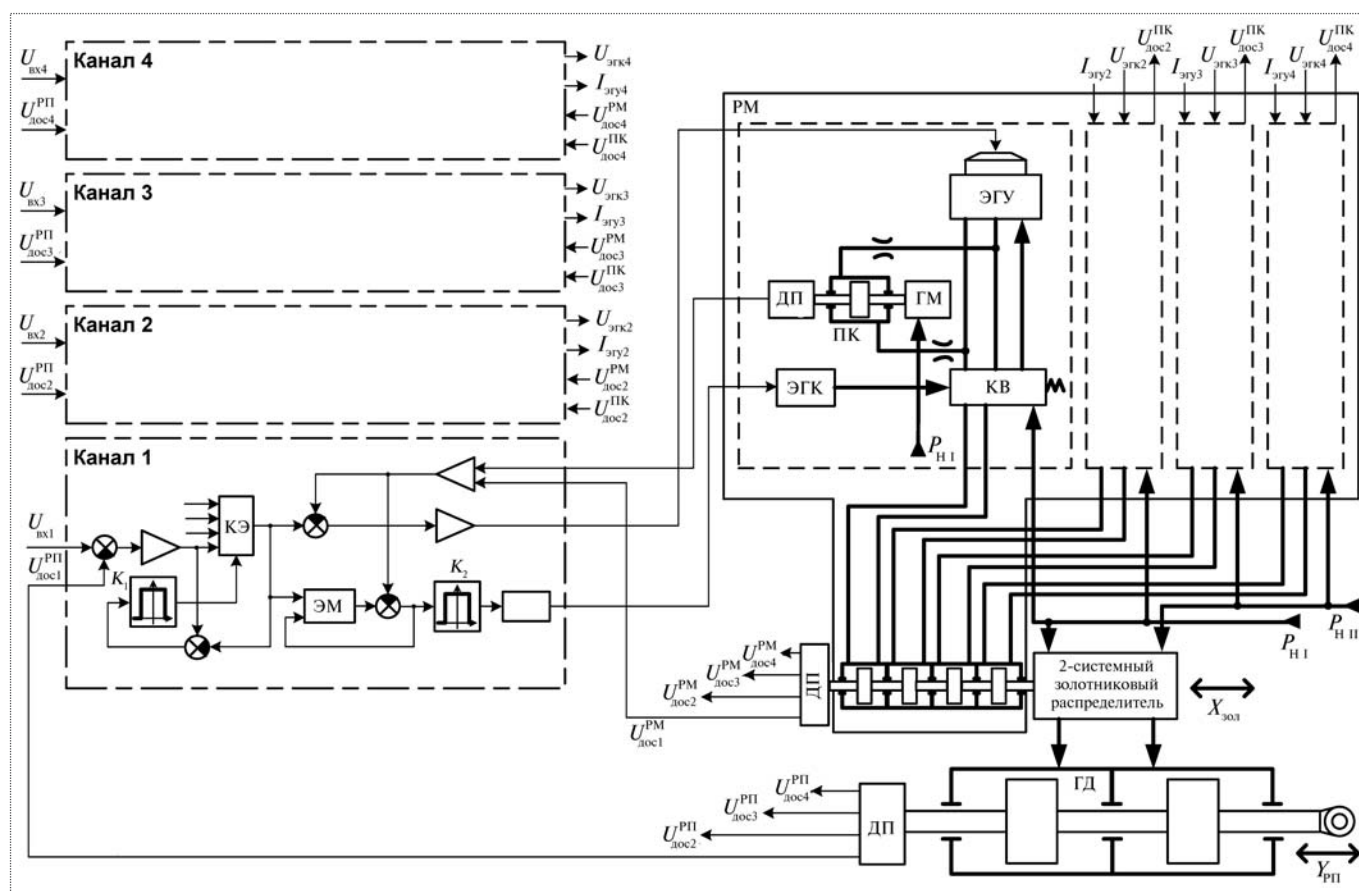


Рис. 2. Функциональная схема привода СПМ-6Б:

ГД – гидродвигатель (двухкамерный тандемный гидроцилиндр); ЭГУ – электрогидравлический усилитель; ЭГК – электрогидравлический клапан; КВ – клапан включения (кольцевания); ЭМ – электронная модель; ГМ – гидромуча; ПК – поршень коррекции; К1, К2 – компараторы; УЛ – устройство логики; РМ – рулевая машина; ДП – датчик положения; КЭ – кворум-элемент

введение в состав сервопривода специальных подсистем выравнивания сил, действующих на поршни сервопривода.

В ПМЗ "Восход" разработаны типовые модульные конструкции специальных электрогидравлических подсистем, предназначенных для выравнивания сил в гидроцилиндрах сервопривода [1]. Эти подсистемы реализуют интегральные обратные связи по давлению нагрузки гидроцилиндров сервопривода с помощью миниатюрных гидроцилиндров коррекции и набора клапанов и гидромуча, определяющих уровень разгрузки (см. рис 2).

Приведенная на рис. 2 схема привода широко используется в приводах основных рулевых поверхностей современных маневренных самолетов ОКБ Сухого различных модификаций – Су30МК, Су-33 и др.

Горизонтальное оперение и ПГО являются теми рулевыми поверхностями маневренного самолета, отказ управления которыми приводит к катастрофиче-

ским последствиям даже при правильных действиях летчика. Поэтому к безотказности рулевых приводов этих поверхностей предъявляются очень высокие требования, а сами приводы относятся к категории особо важных подсистем самолета.

Приводы рулевых поверхностей взаимодействуют с системой электродистанционного управления полетом по каналам управления и с энергетическими системами самолета – по каналам электропитания и гидروпитания. Поэтому общая совокупность требований к надежности рулевых приводов должна учитывать вероятность появления отказов не только в элементах собственно рулевого привода, но и во взаимодействующих с ним системах самолета.

Критерием надежности q_k привода указанных рулевых поверхностей считается вероятность отказа, приводящего к возникновению предпосылки к катастрофе самолета. Эта оценка соответствует величине $q_k \leq \leq 10^{-7}$ за один час полета.

Это значение интенсивности отказа привода соответствует вероятности отказа чисто механического привода рулевой поверхности маневренного самолета времён второй мировой войны. Таким образом, условие существования проекта системы рулевого привода по критерию надежности определяется условием

$$q_k(n_i, \lambda_j) \leq q_k, \quad (1)$$

где $q_k(n_i, \lambda_j)$ — зависимость вероятности возникновения предпосылки к катастрофе от интенсивности отказов элементов λ_j системы привода и кратности резервирования n_i подсистем и компонентов системы привода и взаимодействующих с ним систем управления и энергопитания. Она определяется на основе количественных и качественных показателей безотказности компонентов системы привода и последствий отказов.

По последствиям на безопасность полета различают следующие классификационные группы отказов: повторяющиеся отказы, интенсивность которых не больше 10^{-3} за один час полета;

умеренно вероятные отказы, интенсивность которых не больше $10^{-5} \dots 10^{-7}$ за один час полета;

крайне маловероятные отказы, интенсивность которых не больше 10^{-7} за один час полета.

На практике в последнюю группу включаются отказы типа разрушения и рассоединения механических элементов привода. Они считаются практически невероятными. Такая высокая безотказность указанных элементов привода обеспечивается специальными отработанными конструктивными решениями, что позволяет не учитывать эти события при оценке безотказности системы привода. Все остальные виды отказов, вероятность возникновения которых за час полета превышает величину 10^{-7} , должны учитываться при оценке надежности системы привода [2, 3].

При анализе безотказности систем рулевых гидравлических приводов, получающих энергию от централизованной гидравлической системы питания, можно выделить два вида отказов:

функциональный отказ, под которым понимается отказ элемента привода в процессе его работы. Этот отказ может быть активным в случае стремления выходного звена привода занять крайнее положение или пассивным, когда движение выходного звена практически отсутствует;

энергетический отказ, соответствующий прекращению питания гидравлической энергией системы привода. Этот отказ относится к категории пассивных.

При экспоненциальном законе распределения моментов времени появления отказов интенсивность отказа элемента привода можно представить в виде

$$\lambda_j = \lambda_{\phi j} + \lambda_{\varepsilon j}, \quad (2)$$

где $\lambda_{\phi j}$ — интенсивность функциональных отказов j -го элемента; $\lambda_{\varepsilon j}$ — интенсивность энергетических отказов j -го элемента.

Анализ интенсивности отказов элементов современных электрогидравлических приводов [3, 4] показывает, что отказы из-за нарушения внешней герметичности гидроагрегатов составляют около 50...60 % от всех видов отказов. Как правило, такие отказы происходят в подвижных и неподвижных уплотнительных узлах гидродвигателей. Интенсивности этих видов отказов соответственно составляют $0,6 \cdot 10^{-6}$ и $2,77 \cdot 10^{-8}$ 1/ч. Типовой одноканальный привод содержит от 10 до 20 комплектов уплотнительных элементов. Следовательно, вероятность появления струйной течи за один час полета в таком приводе составляет от $0,6 \cdot 10^{-5}$ до $1,2 \cdot 10^{-5}$ 1/ч.

Приведенные оценки свидетельствуют о том, что в рамках одного канала электрогидравлического привода обеспечить требуемую степень безотказности не представляется возможным. Поэтому необходимую степень безотказности исполнительного механизма рулевого привода можно достигнуть только использованием структурного резервирования, при котором вероятность возникновения отказа привода с одним основным и m резервными элементами оценивается выражением

$$q_j(t) = [1 - P_k(t)]^{m+1}, \quad (3)$$

где $P_k(t)$ — вероятность отсутствия отказа в одном гидроагрегате за время t ; m — количество резервных гидроагрегатов.

В связи с этим традиционное решение проблемы обеспечения требуемого уровня безотказности исполнительного механизма по отношению к ряду возможных отказов, в том числе и по отношению к отказу системы гидравлического питания, — это построение исполнительного силового механизма в виде тандемных двуканальных гидроцилиндров, подключенных к сдвоенным золотниковым гидрораспределителям (см. рис. 2). Камеры гидроцилиндров для обеспечения независимости отказов должны быть изолированными друг от друга и не иметь общих точек, кроме механических элементов связи, таких как штоки исполнительного механизма и рулевой машины, разру-

шение которых рассматривается как практически невероятное событие.

Практика показывает, что при относительно больших расходах через основной золотниковый гидрораспределитель (40 л/мин и более) установить в рулевой гидропривод фильтры требуемой тонкости фильтрации рабочей жидкости (5...12 мкм) и достаточной грязеемкости не представляется возможным. В этом случае обеспечить надежную работу привода при содержании в рабочей жидкости твердых частиц износа гидроагрегатов и других загрязнений возможно только за счет повышения развиваемой гидроцилиндром сервопривода силы, достаточной для срезания кромками золотника гидрораспределителя металлической стружки, попавшей в гидрораспределитель. При таком большом расходе рабочей жидкости сила, необходимая для обеспечения надежного управления положением золотника гидрораспределителя, составляет ~1350 Н. При расходе рабочей жидкости 15...20 л/мин требуемая максимальная сила, необходимая для обеспечения надежной работы золотникового распределителя, может составлять 200...300 Н.

Такую силу, действующую на золотник гидрораспределителя, развивают типовые двухкаскадные электрогидравлические усилители (ЭГУ) мощности типа "сопло-заслонка" или "струйная трубка", которые используются в составе сервопривода (см. рис. 2). Эти устройства имеют рабочие окна малых размеров и являются отказоопасными элементами привода.

Новые разработки в области однокаскадных электрогидравлических усилителей мощности прямого действия — линейные электродвигатели, использующие в магнитной системе редкоземельные магнитные материалы, — подтверждают возможность обеспечения достаточных для надежного управления перестановочных сил на золотнике гидрораспределителя.

Устройства преобразования электрических сигналов управления, содержащие операционные усилители, электронные ключи, транзисторы и другие элементы, характеризуются интенсивностью отказов $10^{-4}...10^{-3}$ 1/ч. При такой высокой интенсивности отказов элементов управления обеспечить требуемый уровень безотказности рулевого привода (10^{-7} и меньше) в рамках одного канала управления не представляется возможным.

Очевидно, что для обеспечения требуемого уровня безотказности управления необходимо введение дополнительных (резервных) каналов управления. Поскольку оценки интенсивности отказов электронных устройств более чем на порядок превышают соответствующие оценки гидравлических устройств,

преобразующих электрические сигналы управления, то естественной представляется структура контура управления с кратностью резервирования электронных устройств, как минимум в два раза превышающей кратность резервирования гидравлических элементов. В этом случае используется комбинация методов общего и отдельного структурного резервирования с различной кратностью резервирования электронных и гидравлических устройств.

Проведенные исследования безотказности резервированных трактов управления показывают, что при трех каналах системы электрического управления, включающих устройства формирования и преобразования электрических командных сигналов, можно обеспечить интенсивность отказа электрической резервированной системы управления не более $3 \cdot 10^{-6}$ 1/ч, а при четырех каналах системы формирования электрических сигналов управления можно обеспечить интенсивность отказа электрической резервированной системы управления не более $4 \cdot 10^{-9}$ 1/ч.

Таким образом, система рулевого привода перспективного маневренного самолета должна представлять собой многоканальную следящую систему с общим и отдельным резервированием устройств и цепей управления. При разработке таких приводов возникает задача оценки последствий локальных отказов на безопасность полета и создания методов подтверждения уровня безотказности приводов. При стендовых и летных испытаниях практически невозможно подтвердить надежность привода с точки зрения полной потери функции управления, поэтому реализуется следующий подход к оценке его безотказности:

количественная оценка безотказности используется для обоснования выбора определенных видов отказов привода и для оценки вероятности полной потери управления q_k ;

влияние определенных отказов привода на безопасность полета самолета рассматривается с учетом тяжести их последствий вне зависимости от вероятности их появления.

Рассматриваются четыре группы состояния системы управления, которые связаны с определенным количеством отказов в приводе и определяют степень ухудшения летно-технических характеристик самолета в виде уровней (1, 2, 3) его управляемости [5, 6]. Отказ одной гидравлической системы приводит к уменьшению в два раза развиваемой приводом силы, которой должно быть достаточно для перехода самолета с предельного режима полета на безопасный режим с обеспечением уровня 3 летно-технических характеристик самолета и его безопасной посадки (табл. 1).

Таблица 1

Зависимость состояния системы управления самолета от уровня его управляемости

Группа состояния привода	Характеристика группы	Уровень управляемости	Допустимое количество и виды регламентируемых отказов
1	Нормальное состояние системы управления в предельной области режимов полета	1	Отказов нет
2	Сокращение области режимов полета до основной области	2	Один любой отказ в электроэлементах системы привода
3	Безопасное прекращение этапа полета с обеспечением посадки	3	Два любых последовательных отказа в электроэлементах привода или один любой отказ в электроэлементах и один любой отказ в гидроэлементах системы привода
4	Создание необходимых условий для катапультирования пилота	—	При количестве отказов, большем чем указано в группе 3

Влияние возникновения отказов в системе рулевого привода на безопасность полета регламентируется в виде оценок кратковременного изменения параметров движения самолета, которые легко могут быть парированы действиями летчика или могут быть не замечены им.

В качестве основного критерия, например, для продольного канала управления рассматривается предельное изменение нормальной перегрузки Δn_y , которое появляется вследствие отказа привода. Эта величина нормируется при переходе системы из указанного выше состояния 1 в состояние 2 и из состояния 2 в состояние 3. Таким образом, по мере появления отказов и увеличения их значимости ухудшается уровень управляемости самолета.

При этом одновременно снижаются требования по допустимой амплитуде автоколебаний самолета, которые оцениваются значениями амплитуды нормальной перегрузки и угла тангажа (табл. 2).

Предпочтителен вариант управления приводом с четырьмя резервными электронными каналами (цифровыми или аналоговыми). Проведенные многочисленные исследования показали, что каждый электронный канал управления приводом должен иметь систему встроенного контроля, обеспечивающую вы-

Таблица 2

Требования по допустимой амплитуде автоколебаний самолета

Переход системы управления после отказа из одного состояния в другое	Уровень управляемости самолета	Изменение нормальной перегрузки Δn_y	Требования к параметрам автоколебаний самолета (амплитуда перегрузки, тангажа)
Из состояния 1 в состояние 2	2	$\pm 0,3$	$a_{n_y} \leq 0,05; a_v \leq 0,2^\circ$
Из состояния 2 в состояние 3	3	$\pm 0,5$	$a_{n_y} \leq 0,07; a_v \leq 0,3^\circ$

полнение следующих основных функций по отказобезопасности:

контроль внешнего позиционного контура и информационных каналов на основе устройств мажоритарной логики;

контроль электрогидравлических сервоприводов (внутренних контуров) с использованием электронных или цифровых модельных каналов;

самоконтроль датчиков координат состояния элементов привода и преобразователей сигналов;

контроль систем энергоснабжения по предельным отклонениям давления подачи и напряжения.

Следящие приводы с такой системой встроенного контроля позволяют обеспечить следующие уровни безопасности управления полетом:

сохранить управление рулевой поверхностью без ухудшения функциональных характеристик после первого отказа в электроэлементах;

обеспечить управление рулевой поверхностью после второго отказа в электроэлементах тракта управления рулевым приводом с вероятностью прекращения выполнения полетного задания, меньшей $6 \cdot 10^{-6}$ 1/ч;

обеспечить управление рулевой поверхностью при появлении одного любого отказа в гидравлической части рулевого привода или гидравлической системе питания с ухудшением механической характеристики рулевого привода в части уменьшения развиваемой рулевым приводом силы и, следовательно, с ограничением на режимы полета;

обеспечить управление рулевой поверхностью с обеспечением функциональных характеристик после третьего отказа в электроэлементах управления рулевым приводом с вероятностью, меньшей 10^{-7} 1/ч, для выполнения требований по четвертой группе состояния (см. табл. 1) или возможного завершения полетного задания с третьим уровнем управляемости.

С учетом указанных требований ПМЗ "Восход" совместно с ОКБ Сухого был разработан проект перспективного рулевого привода с непосредственным управлением золотником сервопривода и четырехканальным трактом управления (рис. 3).

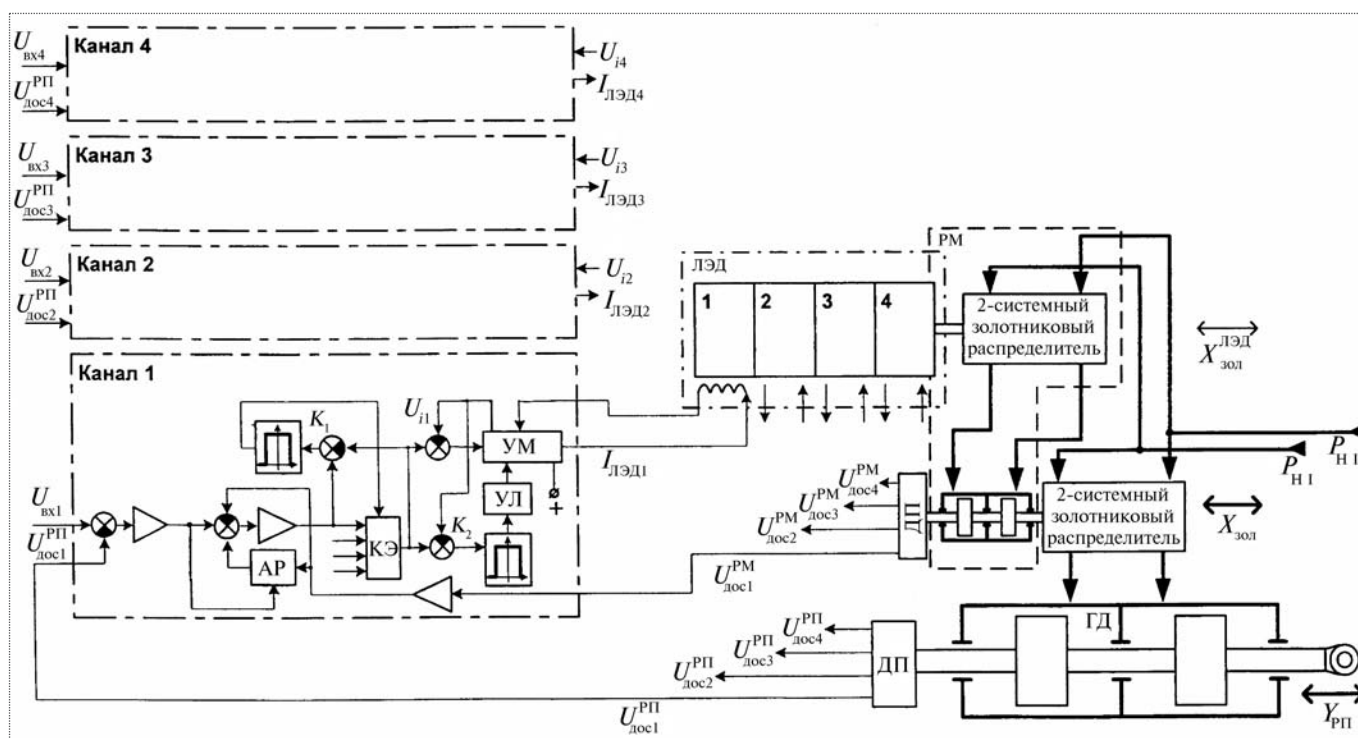


Рис. 3. Схема рулевого привода с непосредственным управлением золотником:

АР – адаптивный регулятор; УМ – усилитель мощности (другие обозначения см. на рис. 2)

Рассмотрим основные особенности конструкции и функциональной структуры привода на рис. 3. Данный привод имеет 2-контурную схему управления и трехкаскадное усиление. По сравнению со схемой привода, приведенной на рис. 2, в первых двух каскадах усиления перспективного привода (см. рис. 3) вместо электрогидравлических усилителей "сопло-заслонка" используется электрогидравлический распределитель с непосредственным управлением (ЭГУН), в котором для перемещения 2-системного золотникового распределителя сервопривода используется линейный электродвигатель (ЛЭД) с четырьмя независимыми обмотками управления [6].

Сервопривод включает ЭГУН и двухканальный исполнительный механизм – рулевую машину, охваченные позиционной обратной связью (внутренний контур управления привода). Исполнительный механизм сервопривода непосредственно связан с 2-системным золотниковым распределителем гидродвигателя привода.

Рабочие окна в таком гидрораспределителе выполнены в виде перфорированных отверстий малого диаметра (0,7...0,8 мм), расположенных по винтообразной образующей на поверхности гильзы. Дополнительно по отсечным кромкам золотникового гидрораспределителя каждой камеры гидродвигателя вво-

дятся отрицательные перекрытия, соответствующие значению 0,10...0,15 от диаметра указанных ранее отверстий.

Такое техническое решение позволяет в условиях серийного производства практически исключить взаимонагружение каналов исполнительных механизмов дублированного рулевого привода и обеспечить требуемые скоростные характеристики в области малых сигналов [5, 6]. Внешний контур управления привода образован позиционной обратной связью с датчика положения выходного звена привода на его вход.

Отметим дополнительные достоинства такого привода (кроме уже указанных положительных особенностей функциональной схемы и конструкции):

обеспечение высокой надежности системы "ЛЭД + гидрораспределитель + исполнительный механизм сервопривода". Интенсивность отказа этого тракта должна находиться на уровне 10^{-8} 1/ч, что соответствует практически невероятному событию;

при появлении отказов отключение неисправных каналов сервопривода (обмоток управления ЛЭД) происходит на малом энергетическом уровне. Поэтому процесс отключения неисправного канала длится не более 10...15 мс. Такой быстротекущий процесс не

сказывается на движении выходного звена привода и слабо влияет на изменение нормальной перегрузки самолета при отказе одного из каналов;

в сервоприводе отсутствуют непроизводительные потери рабочей жидкости через элементы "сопло-заслонка" или "струйная трубка", присущие традиционным электрогидравлическим усилителям мощности.

Использование в составе рулевого привода сервопривода с непосредственным управлением гидрораспределителя от ЛЭД (ЭГУН) существенно повышает структурную надежность рулевого привода. Исключение системы выравнивания сил в гидроцилиндрах сервопривода снижает монтажный объем привода и его массу примерно на 20 % по сравнению со схемой привода, приведенной на рис. 2.

Кроме того, исключаются из состава привода такие отказоопасные элементы, как электрогидравлические усилители типа "сопло-заслонка" или "струйная трубка", которые имеют малые рабочие зазоры, склонные к засорению и создающие проблемы фильтрации рабочей жидкости. Все это существенно повышает общую структурную надежность рулевого привода, обеспечивая вероятность выхода из строя привода, меньшую 10^{-8} 1/ч.

На основе анализа результатов экспериментальных исследований рассмотрим поведение рулевых приводов, выполненных по функциональным схемам, приведенным на рис. 2 и 3, при имитации расчетных видов отказов. Для схемы ЭГРП (см. рис. 3) контроль исправности канала сервопривода с ЛЭД фактически сводится к контролю исправности электрического тракта управления каждого канала, включая электрический усилитель мощности и обмотку управления ЛЭД. Основной целью экспериментальных исследований функциональных схем ЭГРП (см. рис. 2, 3) являлось получение сравнительных оценок эффективности систем встроенного контроля. При этом в качестве основных критериев использовались следующие показатели:

максимальная величина неуправляемого движения выходного звена рулевого привода $\Delta Y_{\text{рп}}$ после отказа при отсутствии управляющего сигнала;

максимальное отклонение выходного звена привода от траектории при синусоидальном или пилообразном управляющем сигнале;

интервал времени T_0 между возникновением отказа и началом реагирования на него системы встроенного контроля;

общее время $T_{\text{отк}}$, необходимое для отключения отказавшего канала привода;

максимальная величина неуправляемого движения золотника ΔX_z основного гидрораспределителя (штока рулевой машины).

Исследования проводились при совместной работе двух каналов сервопривода при имитации активного отказа в электронном тракте управления сервопривода (в усилителе мощности ЭГУ и ЛЭД) как для наиболее критичного случая.

Объектами исследований являлись опытные образцы рулевых приводов СПМ-6Б (см. рис. 2) и СПМ-6П (см. рис. 3), изготовленные ПМЗ "Восход". Основные результаты исследований приведены в табл. 3.

Анализ данных табл. 3 показывает, что система встроенного контроля привода с ЛЭД имеет гораздо большее быстродействие. Поэтому в этом приводе при появлении отказа существенно (в 1,5–2 раза) уменьшаются неуправляемые движения выходного звена.

В целях оценки влияния последствий неуправляемых движений выходного звена привода на безопасность полета перспективного маневренного самолета были получены оценки максимальных возмущений по нормальной перегрузке самолета при возникновении активного отказа в приводе переднего горизонтального оперения с параметрами движения его выходного звена, приведенными в табл. 3.

Результаты анализа последствий отказов привода ПГО на изменение параметров движения самолета по нормальной перегрузке показали, что наиболее критичной областью режимов полета является $H = 0$ и $M = 1,1 \dots 1,2$.

При этом оказалось, что активный отказ одного канала рулевого привода с ЛЭД (см. рис. 3) практически не заметен летчику ($\Delta n_y^{\text{max}} \leq 0,07$), а активный отказ одного канала рулевого привода с системой контроля, соответствующей схеме, представленной на рис. 2, приводит к появлению нормальной перегрузки, которая в соответствии с требованиями табл. 2

Таблица 3

Показатели реакции привода на отказы

Тип рулевого привода	T_0 , с	$\Delta Y_{\text{рп}}$, мм	$T_{\text{отк}}$, с	ΔX_z , мм
<i>Активный отказ при отсутствии управляющего сигнала</i>				
СПМ-6Б – привод, соответствующий схеме на рис. 2	0,035	3,5	0,200	1,60
СПМ-6П – привод, соответствующий схеме на рис. 4	0,010	1,8	0,034	1,04
<i>Отказ при гармоническом управляющем сигнале</i>				
СПМ-6Б (рис. 2)	0,037	2,5	0,340	1,00
СПМ-6П (рис. 4)	0,010	1,6	0,035	1,10

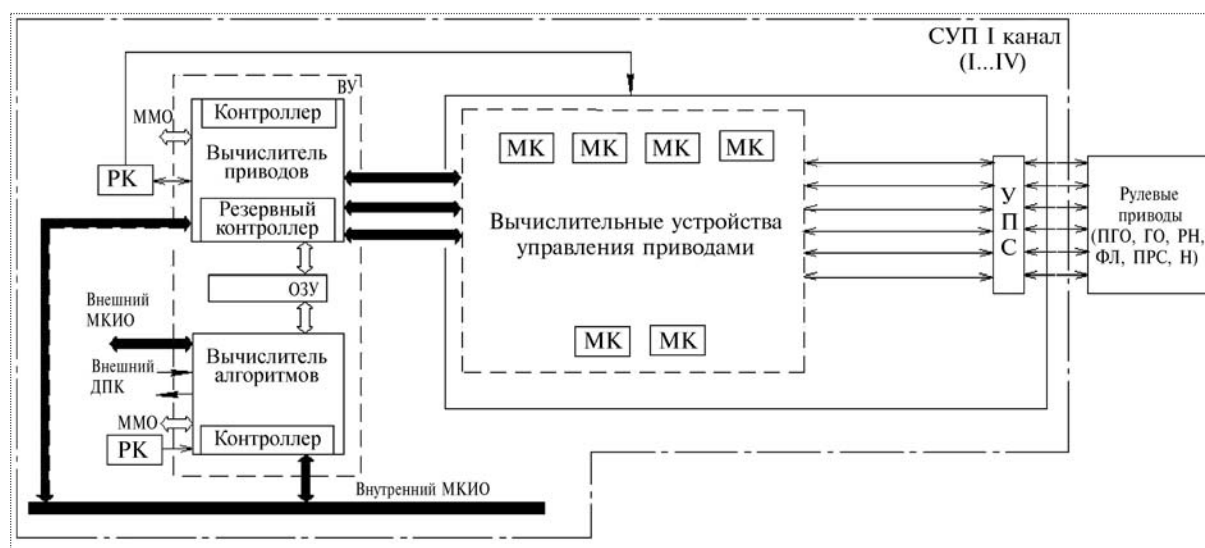


Рис. 4. Структурная схема вычислительной части СУП:

ВУ — вычислительное устройство системы (TMS320F2812); ВП — вычислительные устройства управления приводами; РК — устройство приемо-передачи разовых команд; ММО — межмашинный обмен между каналами системы; МКИО — мультиплексный канал информационного обмена; ДПК — двухполярный последовательный канал; УПС — устройства преобразования сигналов; ОЗУ — оперативное запоминающее устройство; МК — микроконтроллеры управления рулевыми приводами (ADUC841)

находится на границе предельно допустимых значений ($\Delta n_y^{\max} \leq 0,35$).

При разработке описанного привода приходится решать проблему обеспечения требуемых статических и динамических характеристик сервопривода в области малых сигналов. Эта проблема возникает из-за нелинейности характеристик самого преобразователя ЛЭД.

Особенно это важно при разработке рулевых приводов маневренных самолетов со статически неустойчивыми компоновками. В рулевых приводах таких самолетов требуется обеспечить сравнительно малые амплитудные и фазовые искажения частотных характеристик при амплитудах входных сигналов, соответствующих 0,1 % от максимального, что соответствует перемещению выходного звена сервопривода (перемещению двухсистемного золотника гидрораспределителя) примерно на 0,005 мм. Нелинейность характеристик в области малых сигналов приводит к искажению частотных характеристик.

Указанные нелинейности характеристик сервопривода с ЛЭД зависят от условий его эксплуатации и уровня управляющих сигналов. В связи с этим целесообразно применять адаптивные регуляторы, обеспечивающие высокую стабильность характеристик при изменении параметров системы (в некоторых случаях они обеспечивают даже заранее заданные динамические характеристики).

Внедрение в практику адаптивных регуляторов (АР) для рассматриваемого типа ЭГРП (см. рис. 3) зависит от возможности реализации алгоритмов АР в цифровых СУП.

Как показывают результаты проектно-поисковых работ, выполненных НИИ "Субмикрон", ПМЗ "Восход", ОКБ Сухого и ЦАГИ, для перспективных СУП должен использоваться принцип встраивания цифровых микроконтроллеров в позиционный контур управления привода. В этом случае открываются принципиально новые возможности улучшения качества управления рулевыми поверхностями (в первую очередь, это ГО и ПГО) путем использования цифровых АР. При этом могут использоваться весьма сложные алгоритмы коррекции рабочих процессов сервопривода без усложнения аппаратной части привода.

Такой схмотехнический подход позволяет интегрировать вычислительные устройства и рулевой привод в единый комплекс. Ряд технических решений данного подхода был использован при разработке комплексной цифровой системы управления для самолета Су-35, которая проходит в настоящее время летные испытания. Структурная схема одного резервного канала такой СУП представлена на рис. 4.

В данной СУП микровычислительная система (МВС) управления рулевыми приводами представляет собой интегрированную подсистему, включающую в каждый резервный канал СУП цен-

тральный управляющий микропроцессор "А" типа TMS320F2812 и шесть микроконтроллеров типа ADUC841, обеспечивающих управление каждым из рулевых приводов. При этом процессор "В" каждого резервного канала СУП выполняет функцию формирования заданного командного входного сигнала для каждого рулевого привода. Микроконтроллеры ADUC841 связаны с TMS320F2812 гальванически развязанным цифровым каналом связи типа SPI, обеспечивающим частоту обновления информации в пределах 250...500 Гц. При этом достигается оптимальное распределение задач и программного обеспечения между центральным процессором TMS320F2812 и каждым микроконтроллером ADUC841.

При этом все микропроцессоры "А" и "В" каждого резервного канала СУП объединены внутренним цифровым каналом связи типа МКИО, а каждая МВС управления рулевыми приводами имеет встроенные источники электропитания и формирования вторичных видов напряжений, что существенно повышает быстродействие системы и улучшает качество ее работы.

Использование перспективной СУП позволяет повысить уровень безопасности полета за счет реализации новых технических решений. Основными из них являются:

децентрализация отдельных элементов СУП и размещение вычислительных устройств по разным бортам самолета. Это позволяет при выходе из строя отдельных блоков СУП обеспечить функциональное взаимозамещение и практически избежать полной потери управляемости самолета даже при потере функции управления рулевыми приводами отдельных органов управления (реконфигурация структуры и алгоритмов управления);

реализация в МВС управления рулевыми приводами резервных алгоритмов управления, которые позволят сохранить управление самолетом с третьим уровнем управляемости по ОТТ ВВС-86.

Достижение требуемых статических и динамических характеристик привода при воздействии внешних и внутренних параметрических возмущений, включая и технологические разбросы параметров привода при его серийном производстве, может быть обеспечено следующим образом:

во внешнем контуре управления приводом — использованием золотниковых распределителей, имеющих перфорированные отверстия с отрицательными перекрытиями по отсечным кромкам золотника, где высокая стабильность обеспечивается известными технологическими средствами [5, 6];

во внутреннем контуре управления приводом — обеспечением линеаризации характеристик сервопривода с сохранением стабильности его свойств в требуемом диапазоне частот при заданном уровне управляющих сигналов.

Таким образом, реализация рассмотренных в данной работе схмотехнических и конструктивных решений позволяет существенно повысить показатели качества рулевых приводов и обеспечить требуемый уровень отказобезопасности систем управления полетом для перспективных маневренных самолетов.

Список литературы

1. Ермаков С.А., Константинов С.В., Редько П.Г. Системы разгрузки конструкций от силового взаимовлияния каналов в резервированных двухканальных сервоприводах и встроенный контроль их состояний // Авионика. 2001. № 4.
2. Единые нормы летной годности гражданских транспортных самолетов стран — членов СЭВ. М.: Межведомственная комиссия СССР, 1985.
3. Надежность изделий авиационной техники. ОСТ 1 00132—84.
4. Ермаков С.А., Константинов С.В., Редько П.Г. Резервирование систем рулевых приводов летательных аппаратов: Учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2002.
5. Константинов С.В., Ключев М.А., Борцов А.А. и др. Некоторые вопросы разработки рулевых приводов современного маневренного самолета // Техника воздушного флота. 1990. № 2.
6. Константинов С.В., Редько П.Г., Ермаков С.А. Электрогидравлические рулевые приводы: Учеб. пособие. М.: Янус-К, 2006.



ИОНОВ
Дмитрий Александрович —
инженер-конструктор ФГУП
"ММПП "Салют"



МЕЛЬНИКОВА
Нина Сергеевна —
начальник отдела ФГУП
"ММПП "Салют"

Влияние ухудшения характеристик узлов двигателя на величину T_g^* и α_Σ

Дм.А. Ионов, Н.С. Мельникова

Рассмотрено влияние ухудшения характеристик узлов газотурбинного двигателя с форсажной камерой сгорания в процессе эксплуатации на значение температуры газа T_g^ в камере сгорания и коэффициента суммарного избытка воздуха α_Σ . Приведены регрессионные модели вычисления неизмеряемых параметров T_g^* и α_Σ по показаниям штатных датчиков.*

Ключевые слова: форсажная камера сгорания; штатно измеряемые параметры; коэффициент суммарного избытка воздуха; закон управления; алгоритм вычисления; регрессионная модель.

Dm.A. Ionov, N.S. Melnikova. Deterioration Of Engines Main Units Characteristics Influence On T_g^* And α_Σ

Deterioration of main units characteristics influence on values of combustion chamber gas temperature T_g^ and of ultimate excess air factor α_Σ of gas turbine with afterburner during its operation was considered. Regression models for calculating unmeasured parameters T_g^* and α_Σ using readings of engine regular sensors were presented.*

Key words: afterburner chamber; regularmeasurand; ultimate excess air factor; combustion chamber control law; computational procedure; regression model

Известно, что характеристики реальных экземпляров узлов двигателя при их экспериментальной проверке отличаются от проектных характеристик. Это связано с тем, что в процессе эксплуатации двигателя по мере выработки ресурса, а также вследствие его работы в неблагоприятных климатических и экстремальных условиях, попадания на вход в двигатель пыли, осколков аэродромного покрытия, кусочков льда или других посторонних предметов, из-за отклонения конструкторских и технологических параметров в пределах допусков при серийном производстве или ремонте характеристики узлов и проточной части изменяются.

В настоящее время используется закон управления двигателем

$$G_{т.ф} / p_k^* = f(A_{руд}, T_{вх}^*), \quad (1)$$

где $G_{т.ф}$ — расход топлива в форсажной камере сгорания, кг/с; p_k^* — полное давление воздуха за компрессором высокого давления, Н/м²; $A_{руд}$ — положение рычага управления двигателем (РУД), градус; $T_{вх}^*$ — полная температура воздуха на входе в двигатель, К. Этот закон управления не учитывает отклонения характеристик узлов, и поэтому двигатель в процессе эксплуатации при ухудшении его характеристик не может выйти на свои номинальные параметры.

В данной работе рассмотрено влияние ухудшений характеристик основных узлов двигателя на температуру в камере сгорания и на коэффициент суммарного избытка воздуха в форсажной камере сгорания двигателя, а также на тягово-экономические характеристики двигателя. Форсажный режим выбран неслучайно: его применение на двигателях обеспечивает улучшение взлетных, разгонных и маневренных характеристик самолета, повышает высотность и скорость полета.

На этапе доводки двигателя недостаточно данных для анализа ухудшения характеристик его узлов в серийном производстве и эксплуатации, поэтому на основании теории планирования эксперимента было выбрано 50 виртуальных двигателей типа ТРДДФ, отличающихся друг от друга ухудшениями характеристик узлов. В качестве ухудшений в модель двигателя вводились следующие параметры:

$\Delta\eta_v$ — ухудшение КПД вентилятора;

ΔG_v — ухудшение расхода воздуха в вентиляторе;

$\Delta\eta_k$ — ухудшение КПД компрессора;

ΔG_k — ухудшение расхода воздуха в компрессоре;

$\Delta\eta_{тнд}$ — ухудшение КПД турбины низкого давления;

$\Delta G_{тнд}$ — ухудшение расхода воздуха турбины низкого давления, а также ряд других параметров.

Во всем высотно-скоростном диапазоне эксплуатации двигателя был проведен численный эксперимент с использованием полной динамической нелинейной идентифицированной математической модели "двигатель—САУ" и выбранного виртуального парка двигателей; для различных положений РУД получены значения параметров двигателей на установившихся и переходных режимах работы, модель дополнена алгоритмом ухудшения характеристик узлов двигателя.

Представим графически результаты этого численного эксперимента. На рис. 1 показан разброс по температуре газа перед турбиной для парка из 50 двигателей. Диапазон разброса колеблется от 40 до 90 К.

На рис. 2 дан диапазон изменения α_Σ в процессе эксплуатации двигателя. На рис. 3 и 4 показано влияние ухудшений на величину тяги ($\bar{P} = P / P_{\max}$) и величину температуры газа в камере сгорания. Ухудшения характеристик основных узлов двигателя на режиме полного форсажа в процессе эксплуатации могут привести к уменьшению тяги для разных двигателей от 6,5 до 25 % на высотах от $H = 0$ до $H = 11$ км.

Ухудшения характеристик узлов двигателей выби-
рались независимо друг от друга. Каждому сочетанию ухудшений присваивался свой порядковый номер. Соответствующий номер получал и каждый из 50 двигателей, в который вводились эти ухудшения. Сочета-

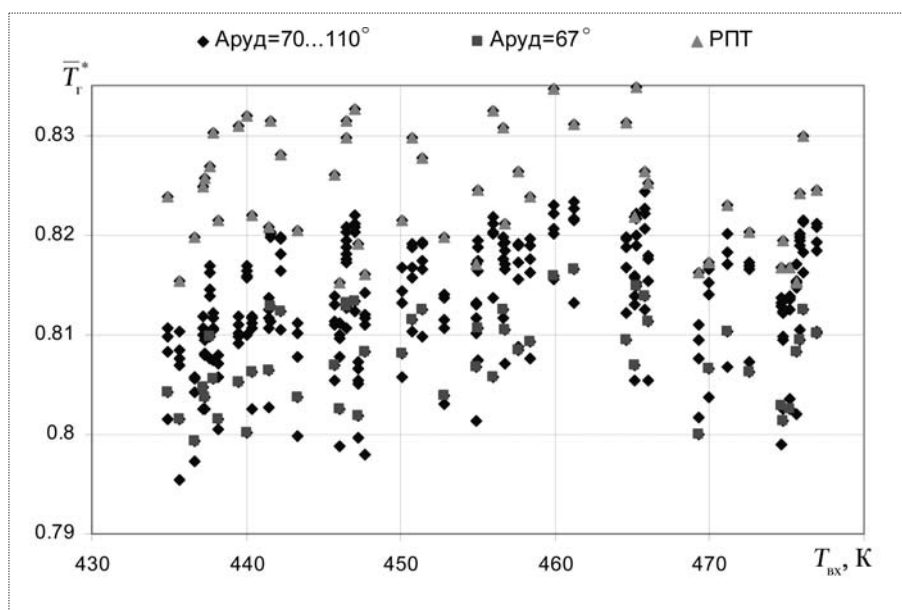


Рис. 1. Разброс относительной температуры газа перед турбиной $\bar{T}_g^* = T_g^*/T_{g0}$ на двигателях при выработке ресурса:

Arud — положение рычага управления двигателем; РПТ — положение рычага управления двигателем, соответствующее режиму повышенной тяги

ние ухудшений № 4 и 36 в меньшей степени влияют на величину тяги, а ухудшения, которые вводились для двигателей № 5, 24 и 46, в значительной степени уменьшают тягу и коэффициент суммарного избытка воздуха. Таким образом, на рис. 2...4 показан весь диапазон падений тяги с учетом ухудшения основных характеристик узлов двигателей.

Определялись текущие значения коэффициентов суммарного избытка воздуха в зависимости от режима работы двигателя. На рис. 2, 3 и 4 жирной линией показаны значения для базового двигателя, которые получены без учета ухудшений его основных узлов.

Указанный графический материал дает представление о том, что со временем и с учетом условий эксплуатации двигателя штатные программы управления не выводят его на расчетные величины по α_Σ и тяге. Следовательно, для сохранения требуемого значения тяги на всех форсированных режимах (от минимального до полного) необходимо поддерживать определенную величину параметра α_Σ — необходимо реализовать новые программы управления, в частности $\alpha_\Sigma = \text{const}$. Это возможно, если параметр вычисляется в бортовом цифровом регуляторе двигателя в процессе полета по показаниям датчиков, сравнивается с заданным значением (в зависимости от режима работы двигателя), и система автоматического управления компенсирует полученную разницу ($\Delta\alpha_\Sigma$) в сторону увеличения тяги.

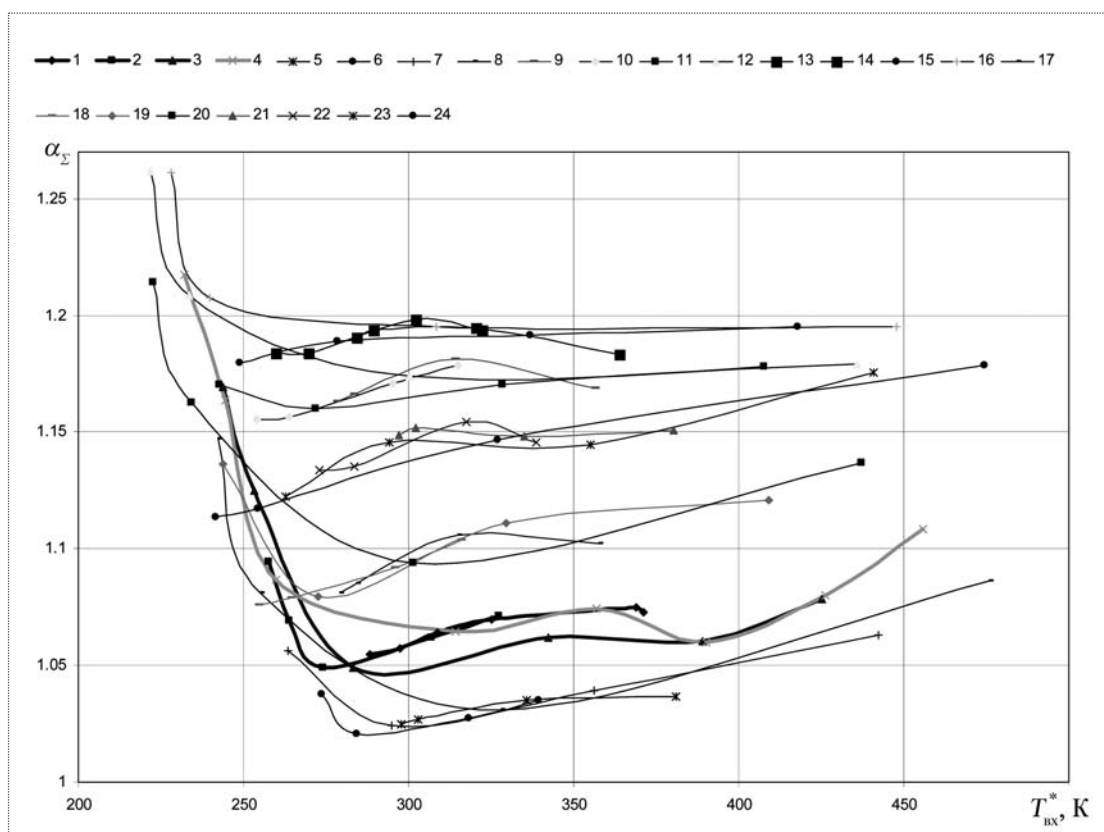


Рис. 2. Влияние ухудшения характеристик узлов двигателя на коэффициент суммарного избытка воздуха в форсажной камере сгорания:

№ кривой	№ двигателя	H, км	№ кривой	№ двигателя	H, км
1	0 – номинальный	0	13	24	0
2	0 – номинальный	5	14	24	5
3	0 – номинальный	8	15	24	8
4	0 – номинальный	11	16	24	11
5	4	0	17	36	0
6	4	5	18	36	5
7	4	8	19	36	8
8	4	11	20	36	11
9	5	0	21	46	0
10	5	5	22	46	5
11	5	8	23	46	8
12	5	11	24	46	11

Вычисление основано на аппроксимации расхода воздуха в двигатель $G_{в\Sigma}$ с последующим расчетом α_Σ по известному выражению:

$$\alpha_\Sigma = \frac{3600G_{в\Sigma}}{14,94G_{т\Sigma}}, \quad (2)$$

где $G_{в\Sigma}$ – суммарный расход воздуха через двигатель, кг/с; $G_{т\Sigma} = G_t + G_{т,ф}$ – суммарный расход топлива в основную и форсажную камеры сгорания, кг/ч; 14,94 –

коэффициент стехиометрии для топливовоздушной смеси керосин – воздух.

С использованием теории планирования эксперимента и регрессионного анализа авторами получены регрессионные модели вычисления неизмеряемых параметров $T_{г}^*$ и $G_{в\Sigma}$ в процессе эксплуатации. В общем виде эти модели представляются как степенные произведения штатно измеряемых параметров:

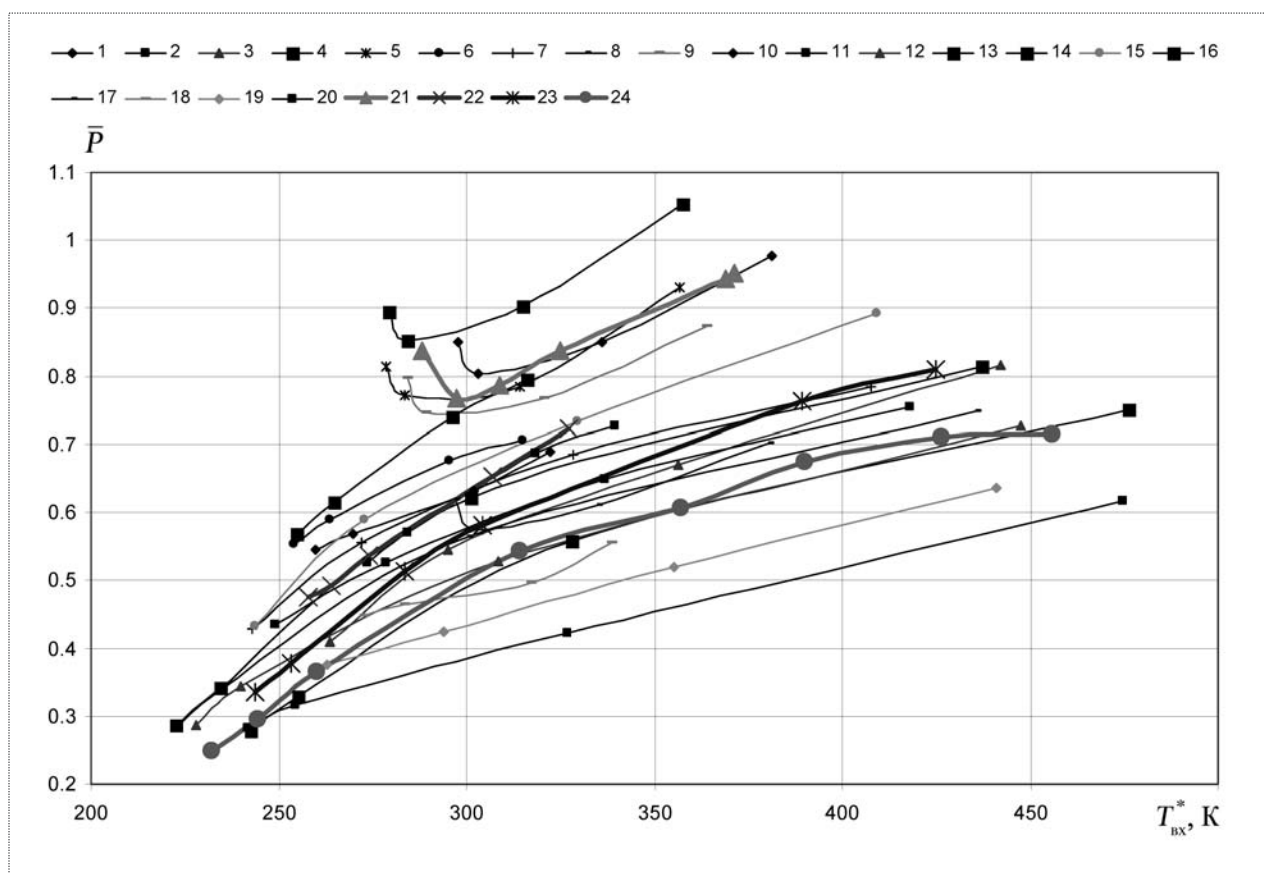


Рис. 3. Влияние ухудшения характеристик узлов двигателя на величину относительной тяги:

№ кривой	№ двигателя	H, км	№ кривой	№ двигателя	H, км
1	4	0	13	36	0
2	4	5	14	36	5
3	4	8	15	36	8
4	4	11	16	36	11
5	5	0	17	46	0
6	5	5	18	46	5
7	5	8	19	46	8
8	5	11	20	46	11
9	24	0	21	0 – номинальный	0
10	24	5	22	0 – номинальный	5
11	24	8	23	0 – номинальный	8
12	24	11	24	0 – номинальный	11

$$\bar{Y}_j = e^{a_0} \prod_{i=1}^m \bar{x}_i^{a_{ij}}, \quad (3)$$

где $\bar{Y}_j$ – искомая функция; $a_0, a_1, \dots, a_{ij}$ – показатели степеней; $\bar{x}_i$ – результаты замеров по штатным датчикам.

Регрессионные модели определения коэффициента суммарного избытка воздуха α_Σ и относительной температуры газа перед турбиной T_r^* имеют следующий вид:

$$\alpha_\Sigma = \exp^{a_0} \left(\frac{\bar{T}_{BX}^{a_1} \bar{P}_{BX}^{a_2} \bar{P}_X^{a_3} \bar{P}_2^{a_4} \bar{n}_B^{a_5} \bar{n}_K^{a_6}}{\bar{T}_2^{a_7} \bar{T}_X^{a_8} \bar{T}_{TI}^{a_9} \bar{P}_{TI}^{a_{10}}} \right), \quad (4)$$

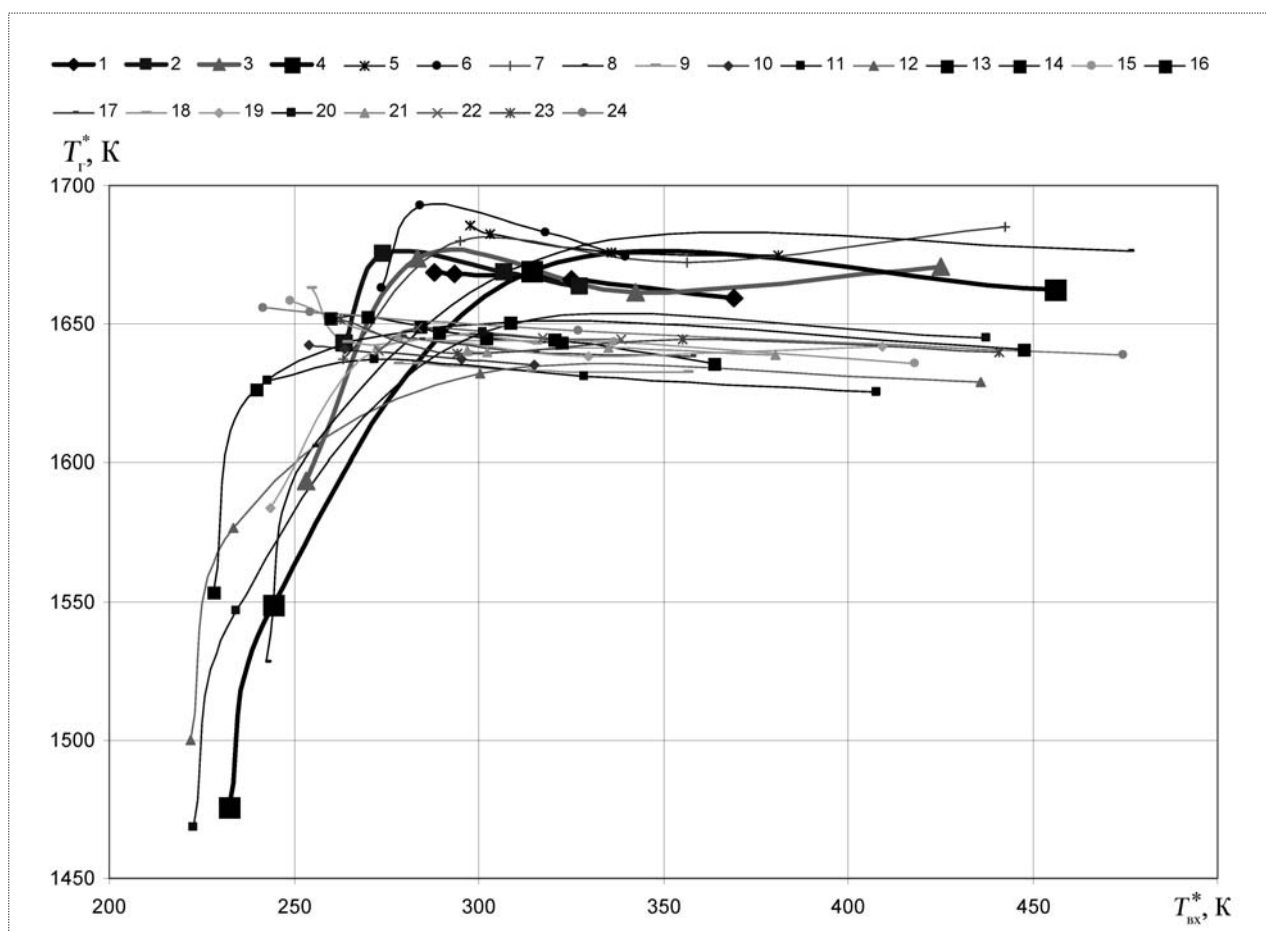


Рис. 4. Влияние ухудшения характеристик узлов двигателя на величину температуры в камере сгорания:

№ кривой	№ двигателя	H, км	№ кривой	№ двигателя	H, км
1	0 – номинальный	0	13	24	0
2	0 – номинальный	5	14	24	5
3	0 – номинальный	8	15	24	8
4	0 – номинальный	11	16	24	11
5	4	0	17	36	0
6	4	5	18	36	5
7	4	8	19	36	8
8	4	11	20	36	11
9	5	0	21	46	0
10	5	5	22	46	5
11	5	8	23	46	8
12	5	11	24	46	11

$$\bar{T}_\gamma^* = \exp^{B_0} \left(\frac{\bar{T}_x^{B_1} \bar{T}_2^{B_2} \bar{T}_{TI}^{B_3} \bar{n}_B^{B_4} \bar{G}_{T.O}^{B_5}}{\bar{P}_x^{B_6} \bar{T}_{вх}^{B_7} \bar{P}_{TI}^{B_8} \bar{n}_K^{B_9}} \right), \quad (5)$$

где $a_0, a_1, a_2, a_3, a_4, a_5, a_6, a_7, a_8, a_9, B_0, B_1, B_2, B_3, B_4, B_5, B_6, B_7, B_8, B_9$ – показатели степени;
 $\bar{T}_{вх}$ – относительная температура воздуха на входе в двигатель;

$\bar{P}_{\text{вх}}$ — относительное давление воздуха на входе в двигатель;

$\bar{P}_x$ — относительное давление воздуха за компрессором низкого давления;

$\bar{n}_b$ — относительная частота вращения компрессора низкого давления;

$\bar{n}_k$ — относительная частота вращения компрессора высокого давления;

$\bar{T}_2$ — относительная температура воздуха за компрессором высокого давления;

$\bar{T}_x$ — относительная температура воздуха за компрессором низкого давления;

$\bar{T}_{\text{тл}}$ — относительная температура газа в затурбинном диффузоре;

$\bar{P}_{\text{тл}}$ — относительное давление газа в затурбинном диффузоре;

$\bar{G}_{\text{т.о}}$ — относительный расход топлива в основной камере сгорания.

Относительная величина определяется как отношение текущего значения параметра к его базовой величине. Одной из особенностей найденных авторами регрессионных моделей является постоянство степеней при аргументах во всех условиях эксплуатации двигателя.

Дозирование топлива в форсажную камеру будет проводиться из условия поддержания заданной величины α_z во всем эксплуатационном диапазоне работы двигателя. Тем самым мы будем оптимально управлять составом топливовоздушной смеси в форсажной камере. Новый способ вычисления необходимого нам параметра и переход на цифровые системы управления двигателем позволяют использовать закон управления расходом топлива в форсажной камере сгорания $\alpha_z = \text{const}$ и, как следствие, парировать ухудшение характеристик двигателя в процессе эксплуатации.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

ПЕРСПЕКТИВНЫЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ Су-35, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫЙ ДЛЯ ВВС РФ, ПЛАНИРУЕТСЯ ИСПЫТАТЬ В 2010 г.

Летные испытания многофункционального истребителя Су-35 в комплектации для российских ВВС начнутся в 2010 г., сообщил директор программы создания этого самолета в компании "Сухой" Игорь Демин. Летные испытания Су-35 будут вестись в 2010 и 2011 гг., после чего будет выдано соответствующее заключение о возможности поставки самолета в строй.

Су-35 глубоко модернизированный сверхманевренный многофункциональный одноместный истребитель поколения 4+++. В нем использованы технологии пятого поколения, обеспечивающие превосходство над истребителями аналогичного класса. Разработка и организация серийного производства этого самолета входит в число приоритетных программ Объединенной авиастроительной корпорации.

Первый вылет Су-35 состоялся 19 февраля 2008 г. В октябре в Комсомольске-на-Амуре в воздух поднялась вторая машина, подключение которой к испытаниям позволило ускорить выполнение программы, гарантирующей начало серийных поставок истребителя российским и зарубежным заказчикам в 2011 г.

РОССИЙСКИЕ СИЛОВИКИ МОГУТ ЗАКУПИТЬ В 2009 г. ТЯЖЕЛЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ ВЕРТОЛЕТЫ Ми-26

"Новые тяжелые транспортные вертолеты Ми-26 могут быть поставлены российским силовым структурам в 2009 г.", — сообщил генеральный директор компании "Роствертол", входящей в корпорацию "Оборонпром", Борис Слюсарь. "В случае заказов новых вертолетов типа Ми-26 будут поставяться вертолеты Ми-26М", — уточнил он. Вертолеты Ми-26М будут иметь новейшие комплексы бортового оборудования.

Генеральный директор отметил, что на мировом вертолетном рынке растет спрос на грузоподъемные тяжелые вертолеты Ми-26. Вертолеты Ми-26 поставлялись, поставляются и будут поставляться в Китай, некоторые страны Латинской Америки, так как в мире аналогов Ми-26 по-прежнему нет.

К работам по созданию тяжелого транспортного вертолета Ми-26 Московский вертолетный завод им. М.Л. Миля приступил в начале 1970-х гг. В декабре 1977 г. он впервые поднялся в воздух. Государственные испытания Ми-26 были завершены в августе 1980 г.

Ми-26 — самый грузоподъемный вертолет в мире. По своим параметрам относится к лучшим вертолетам третьего поколения. На нем было установлено 14 международных рекордов, среди которых рекорды подъема груза: 25 т на высоту 4100 м; 20 т на высоту 4600 м; 15 т на высоту 5600 м, 10 т на высоту 6400 м. Экипаж вертолета составляет 5 человек. Мощность двух двигателей Д-136 составляет 11 400 л.с. каждый. Диаметр несущего винта — 32 м; длина — 35,91 м; высота вертолета — 8,15 м. Масса пустого вертолета — 28 150 кг; максимальная взлетная масса — 56 000 кг; максимальная масса груза — 20 000 кг; масса груза на внешней подвеске — 20 000 кг. Максимальная скорость вертолета 295 км/ч; крейсерская скорость — 255 км/ч; практическая дальность полета — 490 км; перегоночная дальность полета — 1800 км.

Вестник Интерфакс — АВН № 1 (379), 2009 г.



БИТЮКОВ
Юрий Иванович —
доцент Московского авиаци-
онного института, кандидат
техн. наук

Создание математической модели многослойной выкладки

Ю.И. Битюков

Технологический процесс выкладки — один из важнейших процессов получения изделий из композиционных материалов. Рассматривается математическая модель данного процесса. Решение задачи определения для данной схемы армирования зазоров и нахлестов лент осуществляется с помощью построения функции, значение которой в каждой точке поверхности оправки равно числу лент, накрывающих эту точку. С помощью построенной функции реализуется моделирование многослойной выкладки.

Yu. I. Bityukov. Developing Laminate Facing Mathematical Model

The paper scrutinizes a mathematical model of the laminate facing process, which is referred to as one of the most important processes involved in the production of goods from composites. The determination of the band nipping and overlapping values for this type of reinforcing is achieved by setting a function that in every single point of the mandrel equals the number of bands covering this point. This function serves the needs of modeling the laminate facing process.

Одним из методов получения изделий из композиционных материалов является процесс автоматизированной выкладки, осуществляемый на станках с числовым программным управлением. При этом на поверхность оправки укладывается, как правило, с помощью прижимных устройств достаточно широкая лента, составленная из однонаправленных волокон, нитей, куски которой отрезаются с помощью специального устройства до или после укладки.

Пусть в пространстве фиксирована декартова система координат $Oxuz$ и поверхность оправки (мы предполагаем, что она является двусторонней поверхностью) задана параметрическим представлением

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

где $\bar{D}$ — замкнутая плоская область.

Пусть

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

семейство непрерывных кривых на поверхности (1).

В данной модели выкладки будем считать, что по кривой γ_ε укладывается средняя нить одной из лент. При укладке ленты на поверхность каждой точке ленты (она представляет собой прямоугольник) ставим в соответствие точку поверхности. Следовательно, имеем дело с некоторой функцией W_ε , определенной на прямоугольнике и принимающей значения в пространстве R^3 .

Как известно, существует способ построения такой функции для каждой кривой γ_ε . Обозначим через d ширину ленты. Тогда

$$\begin{aligned}
W_\varepsilon: [\theta_{0\varepsilon}, \theta_{1\varepsilon}] \times [-d/2; d/2] &\rightarrow R^3, \\
W_\varepsilon(\tau, \delta) &= (x(U_\varepsilon(\tau, \delta)), V_\varepsilon(\tau, \delta), \\
&\quad y(U_\varepsilon(\tau, \delta), V_\varepsilon(\tau, \delta)); z(U_\varepsilon(\tau, \delta), V_\varepsilon(\tau, \delta))), \\
(\tau, \delta) &\in [\theta_{0\varepsilon}, \theta_{1\varepsilon}] \times [-d/2; d/2].
\end{aligned}$$

В этом случае отображение

$$\begin{aligned}
S: \bigoplus_{\varepsilon=0}^n [\theta_{0\varepsilon}; \theta_{1\varepsilon}] \times [-d/2; d/2] &\rightarrow R^3, \\
S|_{[\theta_{0\varepsilon}; \theta_{1\varepsilon}] \times [-d/2; d/2]} &= W_\varepsilon,
\end{aligned}$$

моделирует укладку всех лент на поверхность оправки.

При формировании изделия методом выкладки приходится выкладывать на поверхность несколько слоев лент. Поверхность при этом меняется, и каждый следующий слой выкладывается уже на поверхность, образованную предыдущими слоями. Чтобы учесть этот момент, необходимо для каждой точки поверхности научиться определять количество лент, накрывающих эту точку. Итак, необходимо построить функцию

$$N_S: \bar{D} \rightarrow N \cup \{0\},$$

определенную в области изменения параметров вектор-функции, задающей поверхность. Здесь N – множество натуральных чисел; $N_S(u, v)$ – число лент, накрывающих точку поверхности с радиус-вектором $\vec{r}(u, v)$.

Таким образом,

$$\begin{aligned}
N_S(u, v) &= \text{мощность}\{(\tau, \delta) \in \bigoplus_{\varepsilon=0}^n [\theta_{0\varepsilon}; \theta_{1\varepsilon}] \times \\
&\quad \times [-d/2; d/2] : S(\tau, \delta) = (x(u, v); y(u, v); z(u, v))\}.
\end{aligned}$$

С помощью полученной функции построим геометрическую модель многослойной выкладки и проанализируем выбранную схему выкладки. Под анализом схемы будем понимать задачу определения зазоров и нахлестов лент.

Алгоритм вычисления значения функции $N_S(u, v)$. Предположим, что вектор-функция (1) удовлетворяет следующим условиям:

$$\bar{D} = [0; 1] \times [0; 1];$$

$$x(u, v), y(u, v), z(u, v) \in C^2([0; 1] \times [0; 1]);$$

u -линии поверхности представляют собой сечения этой поверхности плоскостью $z = \text{const}$. Следовательно, $z(u, v) = z(v)$;

функция $z(v)$ строго монотонна на отрезке $[0; 1]$.

Зафиксируем произвольное значение v^* из отрезка $[0; 1]$. Пусть u -линия, соответствующая этому значению, есть линия пересечения поверхности и плоскости $z = z^*$.

Рассмотрим произвольную ленту. Пусть ей соответствует функция $W_\varepsilon(\tau, \delta)$, определенная на прямоугольнике $[\theta_{0\varepsilon}; \theta_{1\varepsilon}] \times [-d/2; d/2]$. Введем в рассмотрение следующие вспомогательные функции:

$$\pi_z: R^3 \rightarrow R, \quad \pi_z(x, y, z) = z;$$

$$\omega_{0\varepsilon}(\tau) = \pi_z \circ W_\varepsilon\left(\tau, \frac{d}{2}\right) - z^*, \quad \tau \in [\theta_{0\varepsilon}; \theta_{1\varepsilon}];$$

$$\omega_{1\varepsilon}(\tau) = \pi_z \circ W_\varepsilon\left(\tau, -\frac{d}{2}\right) - z^*, \quad \tau \in [\theta_{0\varepsilon}; \theta_{1\varepsilon}].$$

Возможны следующие случаи.

Если уравнения

$$\omega_{0\varepsilon}(\tau) = 0, \quad \tau \in [\theta_{0\varepsilon}; \theta_{1\varepsilon}]; \quad (2)$$

$$\omega_{1\varepsilon}(\tau) = 0, \quad \tau \in [\theta_{0\varepsilon}; \theta_{1\varepsilon}] \quad (3)$$

решений не имеют, то либо для всех $\tau \in [\theta_{0\varepsilon}; \theta_{1\varepsilon}]$ выполняются неравенства

$$\omega_{0\varepsilon}(\tau) < 0, \quad \omega_{1\varepsilon}(\tau) > 0 \quad \text{или} \quad \omega_{0\varepsilon}(\tau) > 0, \quad \omega_{1\varepsilon}(\tau) < 0,$$

либо для всех $\tau \in [\theta_{0\varepsilon}; \theta_{1\varepsilon}]$ выполняются неравенства

$$\omega_{0\varepsilon}(\tau) > 0, \quad \omega_{1\varepsilon}(\tau) > 0 \quad \text{или} \quad \omega_{0\varepsilon}(\tau) < 0, \quad \omega_{1\varepsilon}(\tau) < 0.$$

В первом случае найдем (например, методом дихотомии [1]) корни δ_0^* и δ_1^* уравнений

$$\pi_z \circ W_\varepsilon(\theta_{0\varepsilon}, \delta) = z^*, \quad \delta \in [-d/2; d/2];$$

$$\pi_z \circ W_\varepsilon(\theta_{1\varepsilon}, \delta) = z^*, \quad \delta \in [-d/2; d/2].$$

Далее положим

$$u_{\varepsilon 0}^{(1)} = U_\varepsilon(\theta_{0\varepsilon}, \delta_0^*); \quad u_{\varepsilon 0}^{(2)} = U_\varepsilon(\theta_{1\varepsilon}, \delta_1^*); \quad \alpha_\varepsilon = 0.$$

Во втором случае лента не пересекает выбранного сечения. Считаем, что

$$u_{\varepsilon 0}^{(1)} = -1; \quad u_{\varepsilon 0}^{(2)} = -1; \quad \alpha_\varepsilon = 0.$$

Рассмотрим случай, когда уравнения (2) и (3) имеют корни. По методу дихотомии [1] находим корни уравнения (2) и корни уравнения (3):

$$\theta_{0\varepsilon} \leq \tau_{00} < \tau_{01} < \dots < \tau_{0p_\varepsilon} \leq \theta_{1\varepsilon},$$

$$\theta_{0\varepsilon} \leq \tau_{10} < \tau_{11} < \dots < \tau_{1q_\varepsilon} \leq \theta_{1\varepsilon}.$$

Расположим все корни по неубыванию их значений:

$$\theta_{0\varepsilon} \leq \tau_{\lambda_0, \mu_0} \leq \tau_{\lambda_1, \mu_1} \leq \dots \leq \tau_{\lambda_j, \mu_j} \leq \tau_{\lambda_{j+1}, \mu_{j+1}} \leq \dots$$

$$\dots \leq \tau_{\lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon}, \mu_{p_\varepsilon+q_\varepsilon}} \leq \tau_{\lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}, \mu_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}} \leq \theta_{1\varepsilon}.$$

Здесь индекс λ_j принимает значение 0 или 1. Будем последовательно рассматривать промежутки

$$\Delta_0 = [\theta_{0\varepsilon}; \tau_{\lambda_0, \mu_0}]; \Delta_1 = [\tau_{\lambda_0, \mu_0}; \tau_{\lambda_1, \mu_1}]; \dots;$$

$$\Delta_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1} = [\tau_{\lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon}, \mu_{p_\varepsilon+q_\varepsilon}}; \tau_{\lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}, \mu_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}}];$$

$$\Delta_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = [\tau_{\lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}, \mu_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}}; \theta_{1\varepsilon}].$$

Каждому из них поставим в соответствие четыре числа $\xi_l, \zeta_l, u_{\varepsilon l}^{(1)}, u_{\varepsilon l}^{(2)}, l = 0, 1, 2, \dots, \alpha_\varepsilon$, где $\alpha_\varepsilon = p_\varepsilon + q_\varepsilon + 2$, по следующему правилу: если $\theta_{0\varepsilon} = \tau_{\lambda_0, \mu_0}$, то положим $\xi_0 = \zeta_0 = 0$; если $\theta_{0\varepsilon} < \tau_{\lambda_0, \mu_0}$, то положим

$$\xi_0 = \text{sign} \left(\omega_{0\varepsilon} \left(\frac{\theta_{0\varepsilon} + \tau_{\lambda_0, \mu_0}}{2} \right) \right);$$

$$\zeta_0 = \text{sign} \left(\omega_{1\varepsilon} \left(\frac{\theta_{0\varepsilon} + \tau_{\lambda_0, \mu_0}}{2} \right) \right),$$

если $\tau_{\lambda_j, \mu_j} = \tau_{\lambda_{j+1}, \mu_{j+1}}$, то положим $\xi_{j+1} = \zeta_{j+1} = 2$; если $\tau_{\lambda_j, \mu_j} < \tau_{\lambda_{j+1}, \mu_{j+1}}$, то положим

$$\xi_{j+1} = \text{sign} \left(\omega_{0\varepsilon} \left(\frac{\tau_{\lambda_j, \mu_j} + \tau_{\lambda_{j+1}, \mu_{j+1}}}{2} \right) \right);$$

$$\zeta_{j+1} = \text{sign} \left(\omega_{1\varepsilon} \left(\frac{\tau_{\lambda_j, \mu_j} + \tau_{\lambda_{j+1}, \mu_{j+1}}}{2} \right) \right);$$

если $\theta_{1\varepsilon} = \tau_{\lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}, \mu_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}}$, то положим $\xi_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = \zeta_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = 0$, если $\theta_{1\varepsilon} > \tau_{\lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}, \mu_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}}$, то положим

$$\xi_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = \text{sign} \left(\omega_{0\varepsilon} \left(\frac{\theta_{1\varepsilon} + \tau_{\lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}, \mu_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}}{2} \right) \right);$$

$$\zeta_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = \text{sign} \left(\omega_{1\varepsilon} \left(\frac{\theta_{1\varepsilon} + \tau_{\lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}, \mu_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}}{2} \right) \right).$$

Числа ξ_l, ζ_l , где $l = 0, 1 \dots \alpha_\varepsilon$, характеризуют расположение ленты относительно выбранного сечения. Те-

перь определим значения $u_{\varepsilon l}^{(1)}, u_{\varepsilon l}^{(2)}, l = 0, 1, 2, \dots, \alpha_\varepsilon$, следующими равенствами:

$$u_{\varepsilon 0}^{(1)} = \begin{cases} -1, \xi_0 = \zeta_0 = 0 \text{ или } \xi_0 = \zeta_0 = 1, \text{ или } \xi_0 = \zeta_0 = -1; \\ U_\varepsilon(\theta_{0\varepsilon}, \delta_0^*), \xi_0 \zeta_0 = -1; \end{cases}$$

$$u_{\varepsilon 0}^{(2)} = \begin{cases} -1, \xi_0 = \zeta_0 = 0 \text{ или } \xi_0 = \zeta_0 = 1, \text{ или } \xi_0 = \zeta_0 = -1; \\ U_\varepsilon(\tau_{\lambda_0, \mu_0}, d/2), \xi_0 \zeta_0 = -1, \lambda_0 = 0; \\ U_\varepsilon(\tau_{\lambda_0, \mu_0}, d/2), \xi_0 \zeta_0 = -1, \lambda_0 = 1, \end{cases}$$

где δ_0^* – корень уравнения $\pi_\varepsilon \circ W_\varepsilon(\theta_{0\varepsilon}, \delta) = z^*, \delta \in [-d/2; d/2]$.

Для $l = 1, 2, \dots, p_\varepsilon + q_\varepsilon + 1$ положим

$$u_{\varepsilon l}^{(1)} = \begin{cases} -1, \xi_l \zeta_l = 1; \\ U_\varepsilon(\tau_{\lambda_{l-1}, \mu_{l-1}}, d/2), \xi_l = 2, \zeta_l = 2, \lambda_{l-1} = 0 \text{ или } \xi_l \zeta_l = -1, \lambda_{l-1} = 0; \\ U_\varepsilon(\tau_{\lambda_{l-1}, \mu_{l-1}}, d/2), \xi_l = 2, \zeta_l = 2, \lambda_{l-1} = 1 \text{ или } \xi_l \zeta_l = -1, \lambda_{l-1} = 1, \end{cases}$$

$$u_{\varepsilon l}^{(2)} = \begin{cases} -1, \xi_l \zeta_l = 1; \\ U_\varepsilon(\tau_{\lambda_l, \mu_l}, d/2), \xi_l = 2, \zeta_l = 2, \lambda_l = 0 \text{ или } \\ \xi_l \zeta_l = -1, \lambda_l = 0; \\ U_\varepsilon(\tau_{\lambda_l, \mu_l}, d/2), \xi_l = 2, \zeta_l = 2, \lambda_l = 1 \text{ или } \\ \xi_l \zeta_l = -1, \lambda_l = 1. \end{cases}$$

Наконец, для $l = \alpha_\varepsilon = p_\varepsilon + q_\varepsilon + 2$ положим

$$u_{\varepsilon, p_\varepsilon+q_\varepsilon+2}^{(1)} = \begin{cases} -1, \xi_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = \zeta_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = 0 \text{ или } \\ \xi_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} \zeta_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = 1; \\ U_\varepsilon(\tau_{\lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}, \mu_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}}, d/2), \xi_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} \zeta_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = \\ = -1, \lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1} = 0; \\ U_\varepsilon(\tau_{\lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}, \mu_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1}}, -d/2), \xi_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} \zeta_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = \\ = -1, \lambda_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+1} = 1; \end{cases}$$

$$u_{\varepsilon, p_\varepsilon+q_\varepsilon+2}^{(2)} = \begin{cases} -1, \xi_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = \zeta_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = 0 \text{ или } \\ \xi_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} \zeta_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = -1; \\ U_\varepsilon(\theta_{1\varepsilon}, \delta_1^*), \xi_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} \zeta_{p_\varepsilon+q_\varepsilon+2} = 1, \end{cases}$$

где δ_1^* – корень уравнения $\pi_\varepsilon \circ W_\varepsilon(\theta_{1\varepsilon}, \delta) = z^*, \delta \in [-d/2; d/2]$.

Итак, во всех случаях значение $N_S(u, v^*)$ для любого $u \in [0; 1]$ может быть найдено по формуле

$$N_S(u, v^*) = \sum_{\varepsilon=0}^n \sum_{l=0}^{\alpha_\varepsilon} \chi_{(\min(u_{\varepsilon l}^{(1)}, u_{\varepsilon l}^{(2)}); \max(u_{\varepsilon l}^{(1)}, u_{\varepsilon l}^{(2)}))}(u),$$

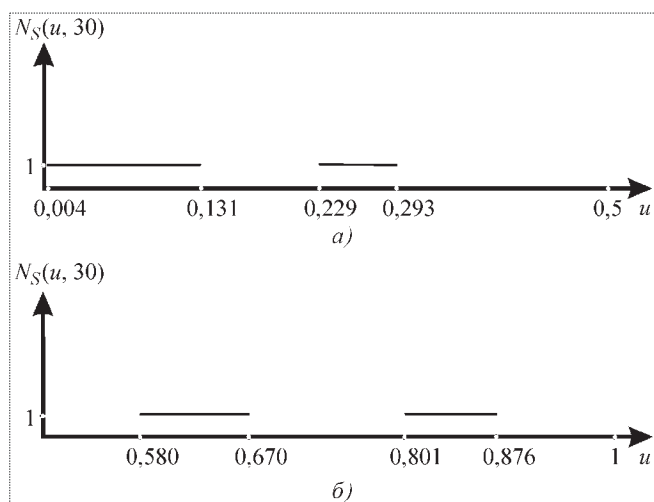


Рис. 1. График функции $N_S(u, v^*)$ для верхней (а) и нижней (б) дуг сечения $z^* = 30$

где $\chi_E(u)$ – характеристическая функция множества E , определяемая следующим равенством:

$$\chi_E(u) = \begin{cases} 0, & u \notin E; \\ 1, & u \in E. \end{cases}$$

Если P – произвольная точка u -линии, задаваемая значением параметра $u \in [0; 1]$, то значение $N_S(u, v^*)$ совпадает с числом лент, накрывающих точку P поверхности. Выбрав достаточно большое количество сечений поверхности и построив для каждого сечения функцию $N_S(u, v^*)$, можно дать точную характеристику, касающуюся зазоров и нахлестов лент для выбранной схемы выкладки.

На рис. 1 представлен график функции $N_S(u, v^*)$ для верхней дуги (рис. 1, а) и нижней дуги (рис. 1, б) сечения $z^* = 30$ при выкладке четырех лент на эллиптический цилиндр.

На рис. 2 представлены поверхность (рис. 2, а) с четырьмя кривыми, по которым укладываются ленты, и сечение этой поверхности (рис. 2, б) (дугами обозначены срезы лент).

Многослойная выкладка. При формовании изделия методом выкладки приходится укладывать на поверхность оправки много слоев ленты под разными углами армирования для создания требуемой прочностной структуры. Поверхность оправки при этом изменяется (иногда довольно сильно). При укладке слоя, начиная со второго, выкладываются уже на поверхность, образованную предыдущим слоем. Следовательно, необходимо описать поверхность, которая получается при укладке каждого слоя ленты.

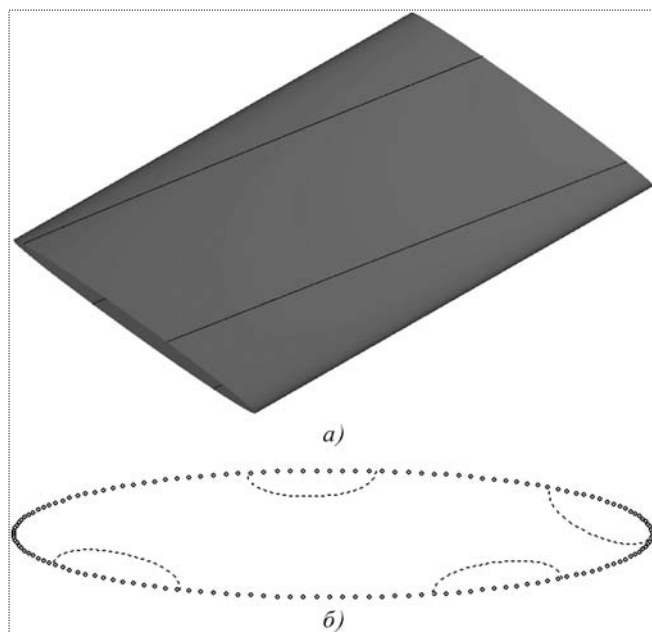


Рис. 2. Поверхность оправки (а) и сечение поверхности плоскостью $z^* = 30$ (б)

Получим метод изменения формы поверхности в соответствии с толщиной h ленты. Рассмотрим один слой лент. Выберем некоторое множество сечений поверхности (1) плоскостями

$$z = z_j, \quad j = 0, 1, \dots, k;$$

$$z_0 = \min(z(0), z(1)) < z_1 < \dots < \max(z(0), z(1)) = z_k.$$

Пусть функция $z(v)$ строго монотонна и непрерывна на отрезке $[0; 1]$. Тогда каждому значению z_j соответствует значение параметра $v_j = z^{-1}(z_j)$.

Пусть $u_0 = 0 < u_1 < \dots < u_q = 1$ – произвольное разбиение отрезка $[0; 1]$, а $P_{\lambda\mu}$ – точка поверхности, такая что

$$\vec{OP}_{\lambda\mu} = \vec{r}(u_\lambda, v_\mu), \quad \lambda = 0, 1, \dots, \vartheta, \mu = 0, 1, \dots, \upsilon.$$

В результате получаем точечный каркас сечений данной поверхности.

Вектор нормали к поверхности обозначим

$$\vec{m}(u, v) = \left[\frac{\partial \vec{r}}{\partial u} \Big|_{(u, v)}, \frac{\partial \vec{r}}{\partial v} \Big|_{(u, v)} \right].$$

Перестройку поверхности осуществляем путем смещения каждой точки множества

$$\{P_{\lambda\mu}, \lambda = 0, 1, \dots, \vartheta, \mu = 0, 1, \dots, \upsilon\} \quad (4)$$



Рис. 3. Пример перестройки поверхности при укладке нескольких лент

по прямой с направляющим вектором $(\vec{m}, \vec{i})\vec{i} + (\vec{m}, \vec{j})\vec{j}$ (круглыми скобками обозначено скалярное произведение векторов) на расстояние, равное толщине ленты h , умноженной на число лент, накрывающих эту точку. После смещения точек множества (4) получаем некоторое новое множество

$$\{P_{\lambda\mu}^l : \lambda=0, 1, \dots, \vartheta, \mu=0, 1, \dots, \upsilon\}, \quad (5)$$

по которому строим поверхность, например, в соответствии с методом, изложенным в [2]. После перестройки поверхности можно моделировать следующий виток. Далее будем смещать точки множества (5). В результате получим множество точек

$$\{P_{\lambda\mu}^2 : \lambda=0, 1, \dots, \vartheta, \mu=0, 1, \dots, \upsilon\}.$$

По этому множеству строим поверхность и моделируем следующий слой и т.д.

Пусть

$$\vec{r}_l(u, v), (u, v) \in [0; 1] \times [0; 10], l=1, 2, 3, \dots$$

параметрическое представление перестроенной поверхности; $\vec{m}_l$ – вектор нормали к этой поверхности. Удобно обозначить $\vec{r}_0(u, v) = \vec{r}(u, v)$.

Для того чтобы узнать, в какую сторону смещать точку, нужно определить направление вектора $\vec{m}$: из области, ограниченной поверхностью, наружу или

внутри этой области. Для рассматриваемой поверхности сделать это можно, вычислив вектор нормали в одной единственной точке поверхности (рассматриваемая поверхность является обычной двусторонней поверхностью).

Пусть параметр β принимает значения -1 или 1 в зависимости от того, куда направлен вектор нормали.

Заметим, что точке $P_{\lambda\mu}$ соответствуют значения параметров (u_λ, v_μ) , а для $l > 0$ согласно [2] точке $P_{\lambda\mu}^l$ соответствуют значения параметров $(\lambda/\vartheta, \mu/\upsilon)$. Поэтому положим

$$u_\lambda^l = \begin{cases} u_\lambda, & l=0; \\ \frac{\lambda}{\vartheta}, & l>0; \end{cases} \quad v_\mu^l = \begin{cases} v_\mu, & l=0; \\ \frac{\mu}{\upsilon}, & l>0. \end{cases}$$

Тогда точки $P_{\lambda\mu}^l$ сечений измененной поверхности определяются в соответствии со следующим правилом:

$$\begin{aligned} \overrightarrow{OP_{\lambda\mu}^{l+1}} &= \vec{r}_l(u_\lambda^l, v_\mu^l) + hN_S(u_\lambda^l, v_\mu^l)\beta \times \\ &\times \frac{(\vec{i}, \vec{m}_l(u_\lambda^l, v_\mu^l))\vec{i} + (\vec{j}, \vec{m}_l(u_\lambda^l, v_\mu^l))\vec{j}}{|(\vec{i}, \vec{m}_l(u_\lambda^l, v_\mu^l))\vec{i} + (\vec{j}, \vec{m}_l(u_\lambda^l, v_\mu^l))\vec{j}|}, \end{aligned}$$

если знаменатель дроби не равен нулю;

$$\overrightarrow{OP_{\lambda\mu}^{l+1}} = \vec{r}_l(u_\lambda^l, v_\mu^l),$$

если $|(\vec{i}, \vec{m}_l(u_\lambda^l, v_\mu^l))\vec{i} + (\vec{j}, \vec{m}_l(u_\lambda^l, v_\mu^l))\vec{j}| = 0$.

Итак, перестраивая слой за слоем поверхность, осуществляем моделирование многослойной выкладки (рис. 3). На рис. 3 в качестве поверхности взят эллиптический цилиндр.

Список литературы

1. Калиткин Н.Н. Численные методы. М.: Наука, 1978.
2. Битюков Ю.И., Калинин В.А., Литвинов В.Б., Токсанбаев М.С. Создание модели поверхности вентиляционной лопатки для перспективного двигателя нового поколения // Авиационная промышленность. 2007. № 2. С. 7–11.

УДК 629.7.036.7

Лунный многоразовый транспортный аппарат с коллоидными электроракетными двигателями

А.Ф. Штырлин, А.П. Белоусов

Рассмотрена возможность использования коллоидных электроракетных двигателей в многоразовом транспортном аппарате, осуществляющем перелет между орбитальными станциями Земли и Луны. Актуальность создания такого аппарата определяется развитием международных планов освоения Луны.

Показано, что при выводе на геостационарную орбиту Земли аппарата массой 1450 кг и с солнечными батареями мощностью 9 кВт возможна транспортировка грузов массой около 500 кг четыре раза в год.

A.F. Shtyrilin, A.P. Belousov. The Lunar Non-Expendable Transport Spacecraft Equipped With Colloid Electrical Rocket Engines

The possibility of colloid electrical rocket engines usage for the non-expendable transport spacecraft which accomplishes transfer between Earth and Lunar orbital stations was considered. Urgency of designing of such spacecraft is defined by the development of international plans of Lunar setting.

It was shown that this spacecraft placed on geostationary orbit having 1450 kg mass and 9 kWt power solar batteries could be used for about 500 kg goods transportation four times per year.

Освоение Луны предполагает использование космической транспортной артерии для снабжения лунной базы необходимыми продуктами жизнедеятельности космонавтов, топливом для ракетных двигателей, специальными строительными материалами, а также для вывоза на Землю уникальных добываемых и производимых материалов. В лунную транспортную артерию должны входить три взаимосвязанных участка перемещения космических грузов в оба конца:

- между Землей и ее орбитальной станцией;
- между орбитальными станциями Земли и Луны;
- между орбитальной станцией Луны и ее поверхностью.

Перемещения грузов на первом и третьем участках пути должны осуществляться при использовании двигателей большой тяги. На втором участке для транспортировки грузов планируется применить двигатель малой тяги. Для перелета между орбитальными станциями Земли и Луны особое значение приобретает использование в качестве двигательной установки электроракетных двигателей (ЭРД), которые за счет высокой скорости истечения рабочего тела позволяют значительно повысить массу перевозимой полезной нагрузки.

В связи с большой длительностью полета аппарата с ЭРД необходима разработка автоматических систем управления движением, стыковкой и расстыковкой аппарата с орбитальными станциями при полном отсутствии экипажа корабля. Снижения высокой стоимости космических перевозок предполагается достичь разработкой конструкций аппаратов многоразового использования.

Проекты использования ЭРД в космических транспортных аппаратах появились за рубежом в 1970–1980-х гг. прошлого столетия. В основном рассматривались проекты с массой полезной нагрузки, достигающей нескольких десятков тонн, и мощной



ШТЫРЛИН
Александр Филиппович —
ведущий научный сотрудник
МАИ, кандидат техн. наук



БЕЛОУСОВ
Анатолий Петрович —
ведущий научный сотрудник
МАИ, кандидат техн. наук

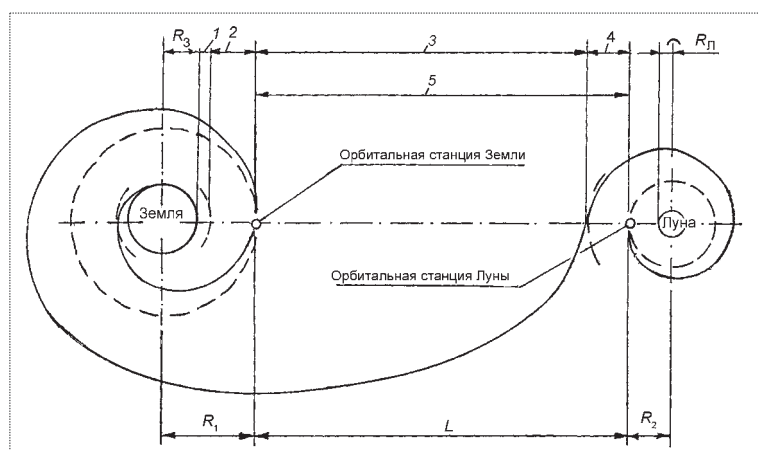


Рис. 1. Этапы полета КЛА между орбитальными станциями Земли и Луны:

1 – вывод на низкую околоземную орбиту; 2 – вывод на геостационарную орбиту Земли; 3 – полет до орбиты сферы действия Луны; 4 – полет на орбиту ИСЛ; 5 – обратный полет на геостационарную орбиту Земли; $R_1 = 42\,260$ км; $R_2 = 15\,110$ км; $L = 327\,030$ км

двигательной установкой, состоявшей из связки большого числа ионных двигателей со скоростью истечения рабочего тела более 45 км/с.

В 1984 г. в работе [1] были описаны возможности многоразового транспортного аппарата с ЭРД для доставки грузов с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту Земли. Считалось, что при начальной массе аппарата на низкой орбите 10...30 т необходима энергосиловая двигательная установка с оптимальной мощностью 25...80 кВт и скоростью истечения рабочего тела 17...26 км/с.

В 1997–2002 гг. была проведена оценка параметров транспортного аппарата для полетов к орбите Луны на базе достигнутого современного уровня развития ракетно-космической техники [2]. При использовании ракет-носителей "Союз", "Зенит", а также разработанных моделей электроракетных стационарных плазменных двигателей диаметром 100...290 мм (общая мощность в связке 15...35 кВт, скорость истечения инертных газов 20...35 км/с) при времени полета до 200 суток можно получить значительное увеличение массы транспортируемого груза. В 2006 г. предложено использовать для полетов к Луне другой тип двигателя – коллоидный ЭРД, который по своим параметрам является более эффективным для решения этой задачи, так как позволяет существенно снизить мощность энергосиловой установки и сократить время полета [3]. В настоящей работе ставится задача показать в обобщенном виде преимущества использования коллоидной электроракетной двигательной установки для полетов мно-

горазового транспортного аппарата между орбитальными станциями Земли и Луны.

Полет лунного транспортного аппарата с коллоидной энергосиловой установкой состоит из следующих этапов прямого и обратного направлений полета (рис. 1):

вывод аппарата со стартовой позиции на низкую околоземную орбиту высотой 250 км с помощью ракеты-носителя "Союз";

полет на орбитальную станцию Земли, находящуюся на геостационарной орбите высотой 35 786 км с помощью разгонного блока с использованием ЖРД;

полет на орбитальную станцию Луны, находящуюся на расстоянии 13 370 км от ее поверхности, при работе двигательной установки с ЭРД;

стыковка с орбитальной станцией Луны, выгрузка доставленного и загрузка отправляемого грузов;

расстыковка с орбитальной станцией Луны и обратный полет к орбитальной станции Земли с использованием ЭРД;

стыковка с орбитальной станцией Земли, выгрузка доставленного и загрузка отправляемого грузов, заправка рабочим телом для последующего полета;

отстыковка от орбитальной станции Земли и повторение предыдущих этапов, начиная с третьего, в последующих полетных циклах.

Процесс загрузки и выгрузки грузов предполагается осуществлять с использованием космических контейнеров, обеспечивающих сохранность перевозимых грузов. Необходимо рассматривать беспилотный вариант полетов с максимальной автоматизацией процессов стыковки и расстыковки аппарата с орбитальными станциями, а также загрузки и выгрузки транспортных контейнеров.

Выбор высоты полета орбитальных станций зависит от многих факторов, но к числу главных относятся физические условия, в которых планируется их продолжительная работа в космосе. Выбор геостационарной орбиты станции Земли обусловлен ее нахождением вне радиационных поясов и возможностью длительного использования солнечной энергии, базирующейся в настоящее время на полупроводниковых солнечных батареях, чувствительных к радиационным потокам. В электроракетной энергосиловой установке космического летательного аппарата (КЛА) тоже используется энергия Солнца для производства электроэнергии, поэтому траектория полета должна быть выше радиационных поясов.

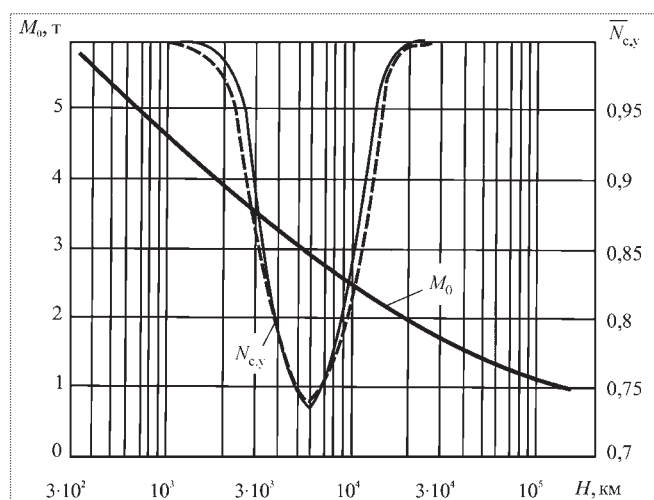


Рис. 2. Зависимости массы КЛА и мощности СБ из кремния (—) и арсенида галлия (---) от высоты полета орбитальной станции

На рис. 2 показана деградация мощности солнечных батарей из кремния и арсенида галлия с пленочной защитой толщиной 200 мкм за 10 сут в зависимости от высоты пребывания в радиационном поясе Земли. Данные по радиационной стойкости фотоэлектрического преобразователя опубликованы ОАО "Сатурн" в Интернете на сайте <http://www.saturn.kuban.ru/2.html>.

На круговых орбитах с высотой более 20 000 км возможно длительное использование солнечных батарей для электропитания орбитальной станции Земли и многоразового транспортного КЛА. Но масса полезной нагрузки, выводимой ракетой-носителем "Союз" и разгонным блоком на геостационарную орбиту, снижается до 1450 кг, что и равно расчетной начальной массе летательного аппарата с ЭРД. Выбор высоты орбиты станции Луны определялся наименьшими энергетическими затратами на торможение полета в этой области пространства.

В состав энергосиловой установки КЛА входит единственный коллоидный двигатель, параметры которого определены в результате многолетних исследований рабочих процессов и параметров лабораторных моделей двигателей, проведенных в Московском авиационном институте [4, 5]. Главной особенностью этого двигателя является умеренная скорость истечения рабочего тела, а также высокая тяговая эффективность, снижающая энергетические затраты на создание единицы тяги.

Тяга двигателя при известных других энергетических составляющих определяется по формуле

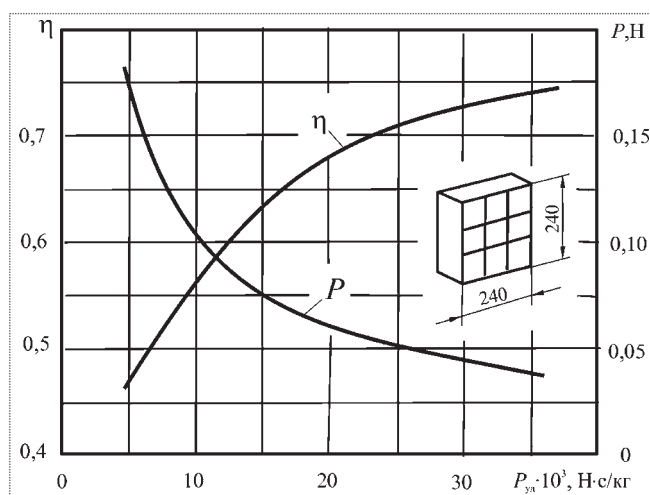


Рис. 3. Расчетные параметры прототипа коллоидного ЭРД (указаны габаритные размеры одного двигателя)

$$P = \frac{2\eta N}{P_{уд}}, \quad (1)$$

а расчетные параметры прототипа коллоидного ЭРД в зависимости от удельного импульса приведены на рис. 3. Тяга изменяется в пределах 0,05...0,15 Н, тяговый коэффициент полезного действия при достигнутых скоростях истечения рабочего тела 5...20 км/с составляет 0,47...0,68, в перспективе – 0,68...0,74 при скоростях 20...35 км/с.

Двигатель состоит из девяти модулей, имеет мощность 0,9 кВт, ускоряющее напряжение тока 25 кВ, массу около 4 кг и габаритные размеры 240×240 мм. В качестве рабочего тела используется раствор NaJ в глицерине, который имеет плотность 1440 кг/м³, полностью безвреден в эксплуатации, промышленностью может производиться в больших количествах и по прогнозу имеет низкую рыночную стоимость.

Коллоидная энергосиловая установка КЛА состоит из панелей солнечных батарей, блока преобразования и управления электрической энергии и связи двигателей (рис. 4). Два крыла солнечных батарей имеют общую площадь 45 м², электрическую мощность 9 кВт, массу 135 кг и удельную массу 15 кг/кВт. Блок преобразования и управления электрической энергии имеет энергетический коэффициент преобразования 0,9 и выходную мощность 8,1 кВт, массу около 40 кг и удельную массу 5 кг/кВт.

Связка коллоидных двигателей состоит из девяти основных работающих двигателей (1...9) и четырех резервных двигателей (P₁...P₄) с общей массой 52 кг и диаметром миделя около 1300 мм. По внешнему контуру работающих двигателей могут быть расположены

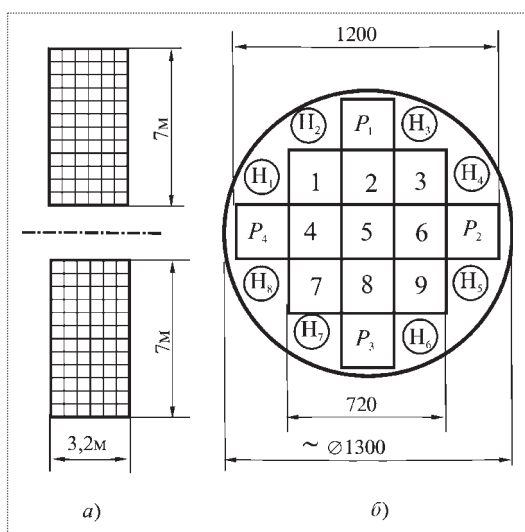


Рис. 4. Элементы энергосиловой установки КЛА:

а – солнечная установка; б – связка коллоидных ЭРД

восемь электрических нейтрализаторов ($H_1...H_8$) или других элементов КЛА.

По оценкам, масса энергосиловой установки рассматриваемого КЛА составляет 227 кг. Зависимости тяговых параметров установки из связки коллоидных двигателей от удельного импульса представлены на рис. 5. Тяга может изменяться в пределах 0,5...1,5 Н, создавая ускорение КЛА от $3 \cdot 10^{-4}$ до 10^{-3} м/с². Оптимальные значения удельного импульса двигательной установки определяются из последующего расчета.

Теоретические основы полета транспортного аппарата с двигателями малой тяги к Луне приведены в работе [6]. В пределах ускорения аппарата $10^{-4}...10^{-3}$ м/с² используемая здесь методика аналитического расчета параметров полета приемлема для предварительных технических оценок рассматриваемого варианта решения полетной задачи.

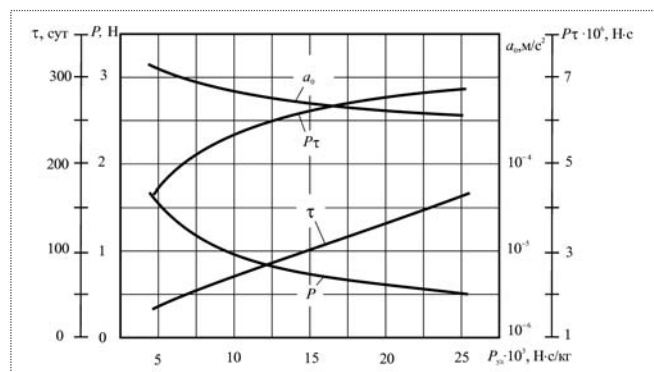


Рис. 5. Тяговые параметры связки коллоидных ЭРД из девяти работающих двигателей

Траектория полета аппарата между орбитальными станциями Земли и Луны разделяется на три характерных участка:

- разгон по спирали с орбитальной станции Земли;
- промежуточный участок согласования параметров полета;
- торможение до орбитальной станции Луны.

Первый и второй участки рассчитываются в сфере действия гравитационной силы Земли, а третий – в сфере действия гравитационной силы Луны. По указанной методике расчета определены массовые, временные и оптимальные параметры полета в зависимости от удельного импульса и постоянной мощности двигательной установки.

Масса летательного аппарата складывается из массы конструкции пустого аппарата, массы заполняемого рабочего тела и массы полезной нагрузки (ПН):

$$M_0 = M_{п.а} + M_{р.т} + M_{ПН}. \quad (2)$$

Масса конструкции пустого аппарата включает несколько составляющих и определяется по формуле [7]

$$M_{п.а} = M_{к.а} + M_{с.у} + M_{дв} + M_6 = \varepsilon_1 M_0 + N\gamma + M_{ед}n + \varepsilon_2 M_{р.т}, \quad (3)$$

где $M_{к.а}$ – масса конструкции аппарата; $M_{с.у}$ – масса солнечной установки; $M_{дв}$ – масса двигателя; M_6 – масса бака; $M_{ед}$ – масса единичного двигателя; N – мощность двигателя; n – число двигателей; $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ – коэффициенты.

С учетом формулы (1) получим

$$M_{р.т} = \frac{P\tau}{P_{уд}} = \frac{2\eta N}{P_{уд}^2} \tau. \quad (4)$$

Расчеты были выполнены при следующих постоянных параметрах: $M_0 = 1450$ кг; $N = 8,1$ кВт; $M_{ед} = 4$ кг; $n = 9 + 4 = 13$; $\gamma = 20$ кг/кВт; $\varepsilon_1 = \varepsilon_2 = 0,1$; $\eta = f(P_{уд})$ (см. рис. 3). Время полета определялось суммарным временем полета на всех участках по формулам, приведенным в [6].

Результаты расчета баланса массы летательного аппарата в зависимости от удельного импульса $P_{уд}$ двигательной установки приведены на рис. 6. Масса пустого аппарата почти не изменяется и составляет около 30 % от всей массы КЛА, масса расходоуемого рабочего тела и полезной нагрузки равна 70 %. При оптимальном режиме работы двигательной установки каждая из этих масс равна 35 %.

В качестве критерия оптимизации двигательной установки используется параметр доставки полезной

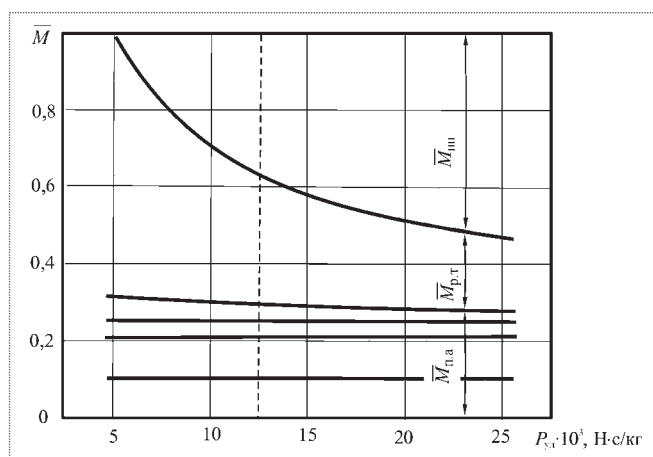


Рис. 6. Баланс составляющих относительной массы КЛА

нагрузки летательным аппаратом, оценивающий массу доставляемого груза за единицу времени τ полета, т.е.

$$M'_{\text{пн}} = \frac{M_{\text{пн}}}{\tau}. \quad (5)$$

Такой параметр позволяет учесть два взаимно противоположных фактора — изменение массы рабочего тела и полезной нагрузки в зависимости от удельного импульса двигательной установки — и определить оптимальный режим работы.

На рис. 7 показан четко выраженный максимум параметра доставки ПН, который равен 6,3 кг/сут при оптимальном значении удельного импульса двигательной установки $P_{\text{уд}}^* = 12,5 \cdot 10^3$ Н·с/кг, т.е. скорости истечения рабочего тела 12,5 км/с. При этом время доставки не превышает 90 дней, а полезная нагрузка равна 550 кг. По максимальному значению $M'_{\text{пн}}$ можно выбрать ре-

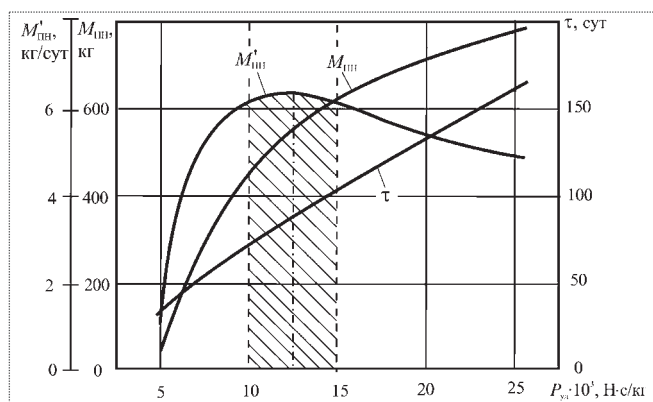


Рис. 7. Зависимость полетных параметров КЛА от удельного импульса энергосиловой установки

жим работы двигателя по удельному импульсу в пределах $(10...15) \cdot 10^3$ Н·с/кг со снижением параметра доставки полезной нагрузки в пределах 3 %. При этом в одном полете возможны два противоположных варианта:

уменьшить время полета до 75 сут, снизив полезную нагрузку до 450 кг;

увеличить полезную нагрузку до 620 кг, увеличив время полета до 105 дней.

Полученные результаты свидетельствуют о высокой эффективности использования коллоидных ЭРД для решения космической транспортной задачи.

Кроме описанного варианта аппарата выполнены расчеты еще для двух вариантов КЛА с более мощной энергосиловой установкой. При увеличении энерговооруженности транспортного аппарата (за счет повышения мощности солнечной установки и количест-

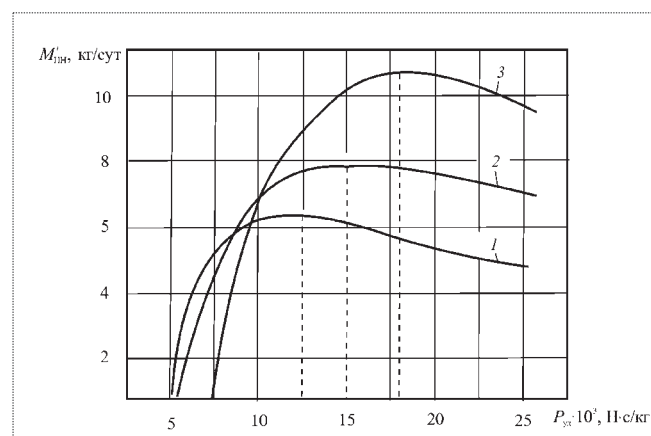


Рис. 8. Зависимость параметра доставки полезного груза от числа двигателей энергосиловой установки:

1—9 ; 2—16; 3—25

ва коллоидных двигателей) энергосиловые параметры растут, но по скорости истечения они все равно находятся в пределах реализованных параметров коллоидного двигателя. Эти результаты показаны на рис. 8, а оптимальные параметры по удельному импульсу двигателя КЛА для трех вариантов приведены ниже:

	1	2	3
M_0 , кг	1450	1450	1450
N , кВт	8,1	14,4	22,5
n	9	16	25
α , Вт/кг	5,60	9,93	15,5
$M'_{\text{пн}}$, кг/сут	6,3	7,9	10,7
$P_{\text{уд}}$, Н·с/кг	$12,5 \cdot 10^3$	$15 \cdot 10^3$	$18 \cdot 10^3$

При увеличении энерговооруженности КЛА по мере развития его энергетики и совершенствования

коллоидного двигателя скорость доставки грузов в будущем может возрасти на 70 %.

Подводя итоги, можно сказать следующее:

- при разработке конструкции коллоидного электроракетного двигателя мощностью до 1 кВт можно рассматривать его использование в проектах маршевых задач доставки грузов на орбиту Луны;
- солнечную установку с фотоэлектрическими преобразователями для питания двигателей энергосиловой установки можно эффективно использовать только на высотах, превышающих 20 000 км над поверхностью Земли;
- связка из девяти коллоидных двигателей и солнечной установки мощностью 9 кВт позволит КЛА с массой 1450 кг совершать многоразовые беспилотные полеты с полезной нагрузкой ~500 кг между орбитальными станциями Земли и Луны;
- коллоидные электроракетные двигатели с удельным импульсом, равным $(10...20) \cdot 10^3$ Н·с/кг, являются оптимальными для решения маршевых и других полетных задач в околоземном космосе.

Список литературы

1. Севрук Д.Д., Шинин В.К., Штырлин А.Ф. Экономическая эффективность и оптимальные параметры электроракетной двига-

тельной установки для межорбитального транспортного аппарата // Изв. вузов. Авиационная техника. 1984. № 3. С. 65–69.

2. Белоусов А.П., Багдасарьян В.В., Чуян Р.К. О выборе оптимальных параметров энергосиловой установки, предназначенной для перелета с низкой околоземной орбиты на орбиту Луны, в зависимости от высоты орбиты включения электроракетного двигателя // Тез. докл. 26-х академических чтений по космонавтике. М., 2002. С. 73–74.

3. Белоусов А.П., Штырлин А.Ф. О выборе параметров энергосиловой установки с коллоидным электроракетным двигателем для полетов к орбите Луны // Актуальные проблемы российской космонавтики. Тр. 31-х академических чтений по космонавтике. М., 2007. С. 501.

4. Штырлин А.Ф. Коллоидные электроракетные двигатели для космических микроаппаратов // Нано- и микросистемная техника. 2006. № 9. С. 43–47.

5. Штырлин А.Ф. Эмиссия тока при электростатическом распылении жидкостей с ионной проводимостью // Электричество. 2007. № 7. С. 60–66.

6. Гришин С.Д., Захаров Ю.А., Одолевский В.К. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги. М.: Машиностроение, 1990. 224 с.

7. Мишин В.П. и др. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). М.: Машиностроение, 1985. 360 с.



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

РОСКОСМОС ОДОБРИЛ ПРЕДЛОЖЕНИЯ УЧЕНЫХ ПО СОЗДАНИЮ СИСТЕМЫ ДЛЯ МОНИТОРИНГА АКТИВНОСТИ СОЛНЦА И ПРОГНОЗА ГЕОМАГНИТНЫХ БУРЬ

В ЦНИИ машиностроения (Королев, Московская область) состоялось совещание, на котором был рассмотрен проект создания постоянного космического солнечного патруля (ПКСП), предложенного Государственным оптическим институтом им. С. Вавилова, сообщает пресс-служба Роскосмоса. "Реализация проекта ПКСП в России позволит получать и реализовывать в глобальном масштабе принципиально новую услугу – предоставление пользователю (потребителю) результатов постоянного мониторинга величин главного параметра активности Солнца: спектрального потока рентгеновского и жесткого ультрафиолетового солнечного излучения и предсказание степени геоэффективности опасных событий на Солнце", – говорится в сообщении, размещенном на сайте агентства. По информации Роскосмоса, "постоянный солнечный патруль" обеспечит возможность заблаговременного прогноза прихода солнечных космических лучей и геомагнитных бурь. По данным западных страховых компаний и российских исследователей, эти эффекты могут быть причиной миллиардных убытков в энергетике, особенно при катастрофах на трубопроводах, в протяженных электросетях большой мощности, в космической деятельности, при погодно-климатических катаклизмах.

В сообщении отмечается, что в настоящее время в мире такой патруль отсутствует. Это связано исключительно с технико-методологическими трудностями проведения измерений и калибровок в данной области спектра на космических аппаратах.

"Проект является продуктом высоких технологий в отечественном космическом приборостроении, оптико-электронном аппаратостроении и физической оптике окружающей среды", – отмечается в сообщении. Подводя итоги совещания, заместитель главы Роскосмоса Виталий Давыдов подписал заключение о полном одобрении проекта. При этом отмечена возможность его реализации, в том числе в ближайшие годы, на базе космических аппаратов, создаваемых в рамках Федеральной космической программы России на 2006–2015 годы.

Вестник Интерфакс – АВН № 3 (381), 2009 г.

УДК 629.7

Исследование одиночных сбоев в бортовой радиоэлектронной аппаратуре КА "Спектр-Р"

Н.М. Хамидуллина, Н.В. Кузнецов

Статья посвящена исследованию возникновения случайных одиночных сбоев (ОС) в типичных СБИС бортовой радиоэлектронной аппаратуры КА "Спектр-Р", полет которого будет проходить по эволюционирующей высокоэллиптической орбите. Представлены методика и результаты расчета частоты и числа ОС, создаваемых потоками заряженных частиц различных радиационных полей: РПЗ, СКЛ и ГКЛ.

Khamidullina N.M., Kuznetsov N.V. The Analysis Of Single Event Upsets In Onboard Radio-Electronic Equipment Of "Spectr-R" SC

The paper describes the analysis of appearance of single event upsets (SEU) in typical chips inside on-board radio-electronic equipment of "Spectr-R" SC which will perform the flight on changing high-elliptical orbit. The technique and results of calculation of the rate and number of SEU created by charged particles fluxes of different radiation fields (ERB, SEP and GCR) are presented.

Для обеспечения надежной работы радиоэлектронной бортовой аппаратуры в течение длительного полета космических аппаратов (КА) необходимо предварительно оценить радиационную стойкость ее электронных компонентов (ЭК) по отношению не только к дозовым отказам, но и к одиночным случайным эффектам (ОСЭ), которые возникают при воздействии потоков высокоэнергичных заряженных частиц космической радиации в ЭК. Причиной возникновения ОСЭ в современных ЭК (прежде всего, в больших (БИС) и сверхбольших (СБИС) интегральных микросхемах), имеющих чувствительные области схемотехнических элементов микронных и субмикронных размеров, являются неравновесные носители заряда. Последние возникают в чувствительных областях БИС и СБИС при непосредственном проникновении в них тяжелой заряженной частицы (ТЗЧ) космического излучения или вторичной тяжелой частицы, появившейся при взаимодействии, прежде всего, протонов с материалами ЭК. Актуальность задачи прогнозирования одиночных эффектов возрастает в связи с постоянным уменьшением чувствительных объемов используемых ЭК.

В настоящее время изучено множество ОСЭ разного типа. Наиболее часто при воздействии космической радиации встречаются одиночные случайные инверсии ячеек памяти микросхем, которые являются причиной искажения кодов цифровой электроники и относятся к классу перемежающихся отказов, или одиночных сбоев (ОС). В значительно более редких случаях попадание одной частицы в активные области ЭК открывает новые пути протекания тока, что увеличивает ток потребления ЭК и, как следствие, приводит к их катастрофическому отказу.

В настоящей статье приведены количественные оценки ожидаемой частоты и числа случайных одиночных сбоев в типичной СБИС оперативного запоминающего устройства (ОЗУ) для радиационных условий, характерных для сложной эволюционирующей орбиты КА "Спектр-Р", запуск которого предполагается в 2009 г.



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



КУЗНЕЦОВ
Николай Викторович —
старший научный сотрудник
НИИ ядерной физики
им. Д.В. Скобелыцина МГУ
им. М.В. Ломоносова,
кандидат физ.-мат. наук

Основные положения расчетной модели одиночных эффектов в СБИС

Для оценки работоспособности СБИС, в которой возникают одиночные сбои, вводят понятие частоты ОС $\nu(t)$:

$$\nu(t) = dN(t)/dt, \quad (1)$$

где $dN(t)$ — число ОС, которые происходят в промежутках времени $t \dots t + dt$.

Частота $\nu(t)$ зависит от радиационных условий, которые могут изменяться во время полета КА. В настоящей статье эта величина определяется с использованием обобщенной модели возникновения ОС, основные положения которой изложены в [1–3]. Согласно этой модели формулы для расчета частоты ОС имеют следующий вид:

для прямого механизма возникновения ОС от воздействия ТЗЧ космической радиации

$$\nu_1 = \iint \sigma(L, \cos\theta) \cdot F(L, x) dL \cdot \cos\theta d\Omega; \quad (2)$$

для ядерного механизма возникновения ОС при воздействии протонов космической радиации

$$\nu_2 = \int \sigma_p(E) \cdot F_p(E, x) dE. \quad (3)$$

В формулах (2) и (3) введены следующие обозначения: L , МэВ/(г/см²) — линейная передача энергии (ЛПЭ) ТЗЧ в материале СБИС; $F(L, x)$, част./(см²·сх × ср.(МэВ/(г/см²))) — дифференциальный ЛПЭ-спектр плотности потока ТЗЧ за защитными экранами толщиной x , г/см²; E , МэВ — энергия протонов, падающих на СБИС; $F_p(E, x)$, част./(см²·с·МэВ) — дифференциальный энергетический спектр плотности потока протонов за защитными экранами толщиной x ; $\sigma(L, \cos\theta)$ — сечение одиночных ОС при воздействии ТЗЧ; $\sigma_p(E)$ — сечение одиночных ОС при воздействии протонов; $\Omega(\theta, \varphi)$ — телесный угол, определяемый полярным θ и азимутальным φ углами падения ТЗЧ на поверхность СБИС.

Особенностями модели являются выбор аналитической зависимости $\sigma(L, \cos\theta)$ исходя из двух параметров СБИС (сечения насыщения ОС при высоких значениях ЛПЭ σ_0 и порогового значения ЛПЭ L_0 [3]), а также определение зависимости $\sigma_p(E)$ расчетным путем, учитывая образование остаточных ядер (вторичных ТЗЧ) от протонов в материале СБИС.

Энергетические спектры плотности потоков заряженных частиц $F(L, x)$ и $F_p(E, x)$ определялись с использованием компьютерных версий динамической модели галактических космических лучей (ГКЛ) [4], вероятностной модели солнечных космических лучей (СКЛ) [5] и электронных таблиц модели AP8 для протонов радиационных поясов Земли (РПЗ) [6]. Расчеты были выполнены с помощью программного пакета "COSRAD" [7], разработанного в НИИЯФ МГУ.

Расчет частоты и числа ОС проводился для СБИС ОЗУ, имеющей объем памяти 1 Мбит и следующие параметры сбоечувствительности: $\sigma_0 = 2 \cdot 10^{-7}$ см²/бит и $L_0 = 1,5$ МэВ/(мг/см²). Такие или близкие к ним значения параметров чувствительности имеют многие зарубежные СБИС ОЗУ коммерческого и промышленного исполнения с объемом памяти от 256 Кбит до 4 Мбит, часто используемые в аппаратуре космических аппаратов.

Анализ радиационных условий на трассе полета КА "Спектр-Р". Энергетические спектры потоков протонов РПЗ, ГКЛ и СКЛ

Полет КА "Спектр-Р" будет проходить в течение не менее трех лет по вытянутой эллиптической эволюционирующей орбите со следующими начальными параметрами:

высота апогея, км	330 000
высота перигея, км	500
наклонение, °	51,60
аргумент перигея, °	290
период, сут	8

В связи со сложностью орбиты КА расчеты проводились для отдельных витков с наиболее жесткими радиационными условиями. Для выбора этих витков сначала были построены графики изменения параметров орбиты в зависимости от номера витка (рис. 1).

Известно, что ОС СБИС вызываются потоками протонов и ТЗЧ ГКЛ и СКЛ, а также потоками протонов РПЗ с энергиями выше 20 МэВ. На высотах выше 10 000 км такие протоны РПЗ отсутствуют. На рис. 1, а, который показывает изменение высот перигея и апогея орбиты КА "Спектр-Р" в зависимости от номера витка, горизонтальной линией отмечена граница высоты полета КА (10 000 км), выше которой частота ОС определяется только потоками частиц ГКЛ и СКЛ (если последние появляются в результате солнечной вспышки). Из рис. 1, а видно, что перигей орбиты КА "опускается" ниже указанной границы только на витках КА с номерами 0...10 и 84...90, для которых и необходимо учитывать воздействие потока протонов РПЗ при оценке частоты ОС. Исходя из

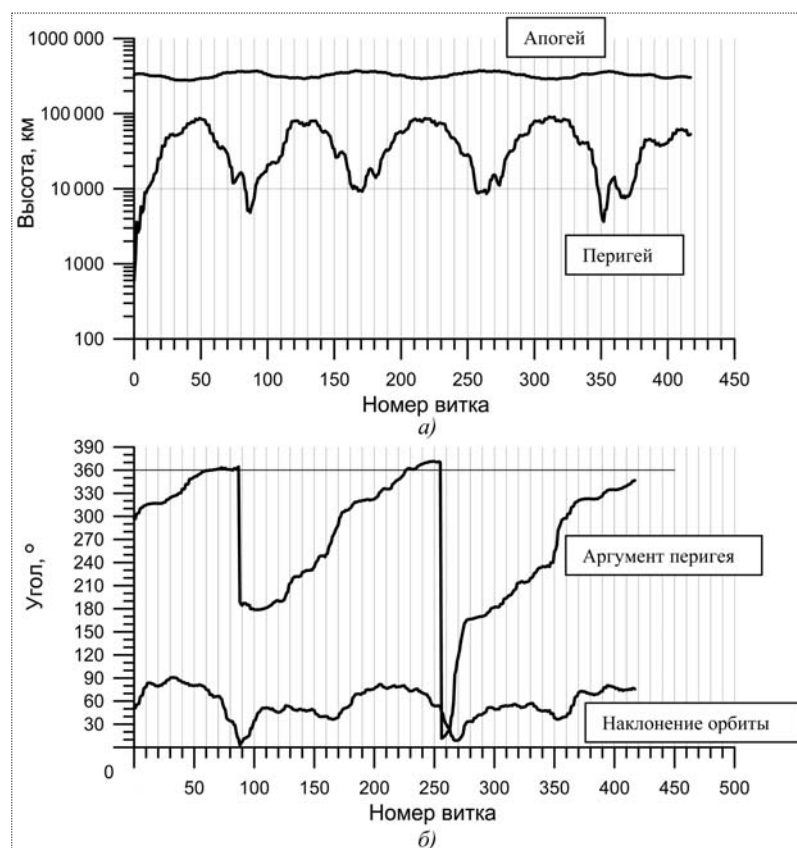


Рис. 1. Изменение баллистических параметров орбиты КА "Спектр-Р" в зависимости от номера витка

указанных выше обстоятельств для расчета были выбраны характерные витки орбиты, параметры которых приведены в таблице.

Для каждого из указанных витков рассчитывались:

1) максимальные потоки протонов РПЗ, которые являются причиной кратковременного (не более 0,5 ч) увеличения числа ОС на данном витке орбиты КА;

2) средние потоки заряженных частиц ГКЛ, которые постоянно существуют на любом витке орбиты и

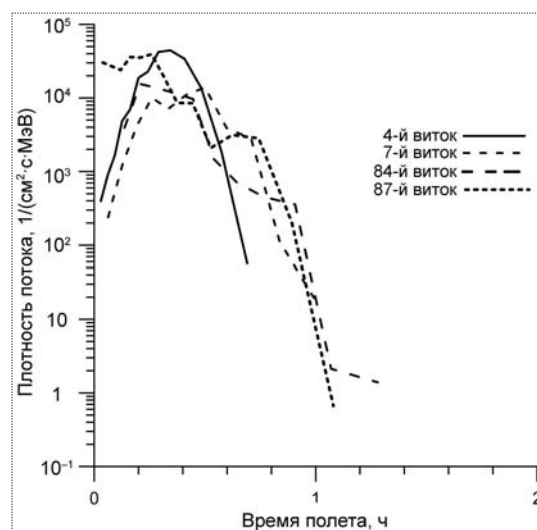


Рис. 2. Изменение плотности потока протонов РПЗ (с энергиями свыше 20 МэВ) от времени полета на различных витках полета КА

являются причиной ОС на протяжении всего срока активного существования КА;

3) пиковые потоки заряженных частиц "большого" события СКЛ, которые могут появиться на орбите во время полета КА (для определенности выбраны потоки частиц, которые в течение года могут быть превышены с вероятностью 0,5 и 0,01 согласно [5]).

Результаты расчетов показаны на рис. 2, 3. На рис. 2 приведено изменение плотности потока протонов РПЗ с энергиями свыше 20 МэВ в зависимости от времени полета на витках 4, 7, 84, 87. Как видно из рис. 2, на каждом из этих витков КА находится в "особой зоне" (в области "пиковых" потоков протонного радиационного пояса) не более ~1 ч, что значительно меньше периода обращения КА (8 сут).

Энергетические спектры максимальной плотности потока протонов на двух характерных витках приведе-

ны на рис. 3. Анализ показывает, что в общем случае они сложным образом зависят от глубины проникновения КА в область РПЗ (увеличиваются с уменьшением высоты перигея) и наклонения (увеличиваются с уменьшением наклонения) орбиты, причем наибольшая плотность потока протонов

Баллистические параметры характерных витков орбиты КА "Спектр-Р"

№ витка	Высота апоцентра, км	Высота перигея, км	Наклонение, °	Аргумент перигея, °	Долгота восходящего узла, °
1	335 650	1237	51,3	297,0	360
4	340 989	2998	56,6	304,4	346,5
7	339 997	5353	67,8	311,7	328,9
84	361 969	8998	28,9	2,1	294,1
87	362 936	4841	11,1	4,3	290
89	367 880	6598	5,7	185,8	107,7

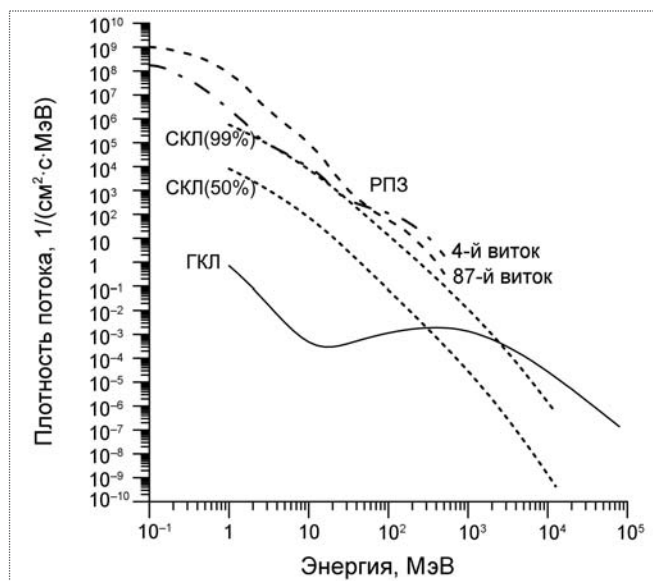


Рис. 3. Энергетические спектры плотности потока протонов РПЗ (на 4-м и 87-м витках), СКЛ (для вероятностей 50 и 99 %) и ГКЛ

при энергиях выше 20 МэВ наблюдается на 1-м и 87-м витках. На многих витках, которые "опускаются" в РПЗ, наибольшая плотность потока протонов во всем рассматриваемом интервале энергий (0,1 МэВ...1 ГэВ) значительно превышает плотность потока постоянно существующих протонов ГКЛ и расчетный уровень плотности потока протонов СКЛ при 50%-й вероятности их появления.

Оценка частоты и числа ОС для типичной СБИС на характерных витках орбиты КА "Спектр-Р"

На рис. 4 представлены расчетные значения частоты ОС в зависимости от толщины сферической защиты, полученные по формулам (2) и (3) для:

наибольших плотностей потока протонов РПЗ на отдельных витках орбиты КА "Спектр-Р" (см. таблицу и рис. 3);

постоянно существующих потоков частиц ГКЛ;

пиковых потоков частиц СКЛ, которые могут появиться на орбите КА с вероятностью 0,5 и 0,99 в течение его трехлетнего полета (энергетические спектры плотности потока протонов ГКЛ и СКЛ приведены на рис. 3).

Из рис. 4 видно, что частота ОС от протонов РПЗ (на характерных витках, "опускающихся" в РПЗ) и от частиц СКЛ (при редких появлениях потока частиц от солнечной вспышки), как правило, значительно превышает частоту ОС, обусловленных частицами ГКЛ. Однако это может происходить только в отдельные не-

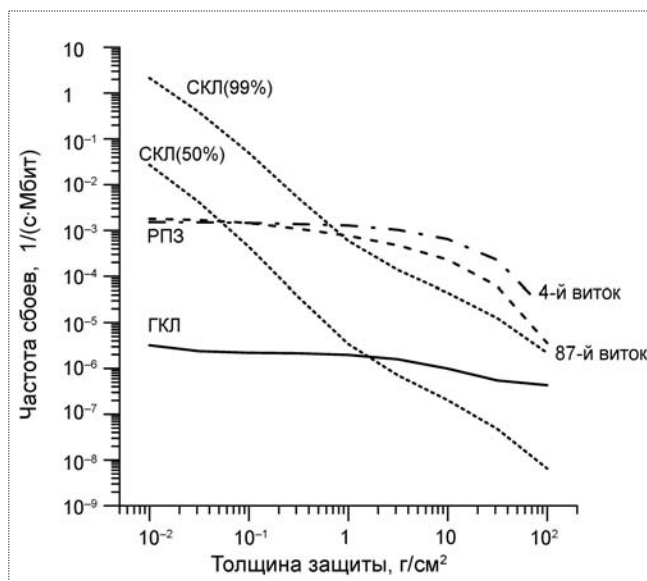


Рис. 4. Расчетная частота ОС в СБИС на различных витках орбиты КА в зависимости от толщины сферической защиты при воздействии частиц РПЗ, ГКЛ и СКЛ

большие периоды полета КА. Время $t_{РПЗ}$, в течение которого действует максимальный поток протонов РПЗ на витке орбиты КА "Спектр-Р", можно оценить как $\sim 0,5$ ч (см. рис. 2). Период времени $t_{СКЛ}$, в течение которого во время солнечного события существует наиболее высокая (близкая к пиковой) плотность потока частиц СКЛ и для которой данные приведены на рис. 4, можно оценить значением $\sim 0,5$ сут.

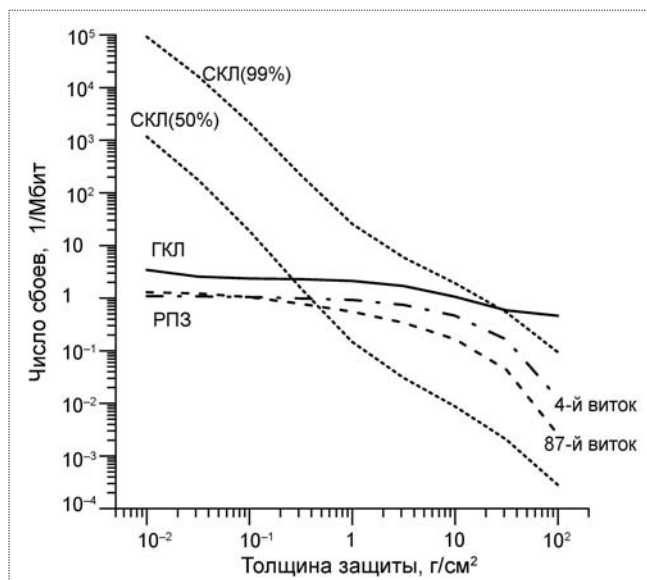


Рис. 5. Число ОС, создаваемых заряженными частицами РПЗ, СКЛ и ГКЛ в СБИС за один виток орбиты КА, в зависимости от толщины сферической защиты

С учетом различия временных интервалов, в течение которых действуют потоки частиц РПЗ, ГКЛ и СКЛ, в качестве более информативной характеристики для оценки опасности возникновения ОС на орбите КА "Спектр-Р" следует выбрать N_i — общее суммарное число ОС, которые могут появиться в СБИС на i -м витке орбиты КА с периодом T . Величина N_i с учетом времени воздействия потоков частиц (ГКЛ — T , РПЗ — $t_{\text{РПЗ}}$ и СКЛ — $t_{\text{СКЛ}}$) рассчитывается по формуле

$$N_i = N_i^{\text{ГКЛ}} + N_i^{\text{РПЗ}} + N_i^{\text{СКЛ}} = v_{\text{ГКЛ}} T + v_{\text{РПЗ}} t_{\text{РПЗ}} + v_{\text{СКЛ}} t_{\text{СКЛ}}. \quad (4)$$

Расчетные данные (в зависимости от толщины защиты), полученные для рассматриваемых радиационных условий полета КА "Спектр-Р" (см. рис. 3), представлены на рис. 5.

На этом рисунке показаны число ОС от фоновых потоков частиц ГКЛ, число ОС, которые могут быть вызваны потоками протонов РПЗ на "неблагоприятных" 4-м и 87-м витках и потоками частиц солнечного события заданного уровня вероятности (50 и 99 %). Видно, что в последнем случае в течение ~12 ч частота одиночных сбоев будет определяться потоком частиц СКЛ при толщине защиты менее 0,3 г/см² (50%-я вероятность СКЛ) и менее 30 г/см² (99%-я вероятность СКЛ). Из рис. 5 также видно, что число ОС, вызванных протонами РПЗ, даже на самых "неблагоприятных" витках не превышает числа ОС на витке, обусловленных потоком частиц ГКЛ.

В заключение следует отметить, что разработанная методика и полученные результаты позволяют оце-

нить относительный вклад потоков частиц различных радиационных полей в появление случайных одиночных сбоев в СБИС бортовой радиоэлектронной аппаратуры КА "Спектр-Р". Это может быть использовано для дальнейших оценок абсолютных значений частоты и числа ОС в конкретной аппаратуре космического аппарата с учетом его реальной компоновки.

Список литературы

1. Новые наукоемкие технологии в технике: Энциклопедия. Т. 16. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов // под ред. Л.С. Новикова, М.И. Панасюка. М.: Энцитех, 2000.
2. Кузнецов Н.В. Частота одиночных случайных эффектов в электронике на борту космических аппаратов // Космические исследования. 2005. Т. 43. № 6.
3. Кузнецов Н.В. Модель ядерного механизма возникновения одиночных эффектов в СБИС при воздействии протонов // Вопросы атомной науки и техники (ВАНТ). Сер. "Радиационное воздействие на радиоэлектронную аппаратуру". 2005. № 1–2.
4. Space Environment (Natural and Artificial) — Model of Radiation Impact by Galactic Cosmic Rays. International Standard ISO/DIS 15390. 2004.
5. ГОСТ Р 25645.165–2001. Лучи космические солнечные. Вероятностная модель потоков протонов. М.: Госстандарт, 2001.
6. Bilitza D. Models of trapped particle fluxes AE8 (electrons) and AP8 (protons) in inner and outer radiation belts // National Space Science Data Center. PT-11B. 1996.
7. Кузнецов Н.В., Петров А.Н., Панасюк М.И. Интерактивный комплекс программ "COSRAD" // Радиационная стойкость электронных систем. Науч.-техн. сб. "Стойкость-2007". М.: СПЭЛС, 2007. Вып. 10.



ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ ДАЙДЖЕСТ

РОСКОСМОС ПЛАНИРУЕТ СОЗДАТЬ НОВУЮ ОРБИТАЛЬНУЮ СТАНЦИЮ НА СМЕНУ МКС

Роскосмос предлагает создать к 2020 г., когда завершится эксплуатация Международной космической станции (МКС), новую орбитальную базу, сообщил руководитель пилотируемых программ Роскосмоса Алексей Краснов. "Мы предполагаем, что срок службы МКС по техническим возможностям будет продлен до 2020 г., после чего ее, скорее всего, постигнет судьба нашей станции "Мир". И, значит, к 2020 г. уже нужно создавать задел новой низкоорбитальной космической инфраструктуры", — сказал А. Краснов. По его словам, соответствующие предложения правительству подготовлены.

А. Краснов отметил, что нельзя допустить перерыва в орбитальных пилотируемых полетах, чтобы не оказаться в ситуации, в которой сейчас оказались США. "Они приняли решение закрыть программу "Шаттл" в 2010 г. И, по сути дела, у них до 2016–2017 г. летать на орбиту будет не на чем. А это крайне губительно для промышленности, для фирм, которые работают в этой сфере", — сказал А. Краснов. По его мнению, "нельзя остановиться и ждать". "Мы исходим в нашем планировании из того, что к рубежу завершения этапа эксплуатации МКС надо готовить первый элемент низкоорбитальной космической инфраструктуры. Она будет, с одной стороны, выполнять функции экспериментальной базы так же, как и МКС, а с другой — новые функции сборочного комплекса, позволяющего собирать на низкой орбите экспедиционные комплексы, в том числе для полетов к Луне", — сказал А. Краснов. По его словам, первые элементы орбитальной базы могут появиться примерно в 2020 г. "Почему примерно? Потому что это еще предварительное планирование. Я хочу подчеркнуть, что эти планы пока не одобрены правительством, мы их с правительством проговариваем", — сказал А. Краснов.

Вестник Интерфакс — АВН № 3 (381), 2009 г.

Вниманию читателей журнала "ПОЛЕТ"!

ООО "Издательство "Машиностроение" продолжает принимать подписку на журналы 1-го полугодия 2009 г.

Подпишитесь в Издательстве, и Вы

- получите журналы с первого номера;
- сэкономите на стоимости почтовой доставки;
- узнаете о новых книгах и журналах Издательства

Обращаем Ваше внимание на то, что в 2009 году полугодовая подписка на журнал "Полет" на 2-е полугодие (6 номеров) стоит 6000 руб.

Издательство "Машиностроение" предоставляет журналы по минимальной цене. Постоянным подписчикам предоставляется **скидка** на подписку (3%) и публикацию рекламных объявлений. Ежемесячная отправка заказной бандеролью осуществляется за счет издательства.

Присылайте заказ и обращайтесь за дополнительной информацией в редакцию и в отдел продаж, маркетинга и рекламы.

Адрес Издательства: 107076, г. Москва, Стромынский пер., д. 4

Тел. редакции: (499) 269-4896, e-mail: polet@mashin.ru.

Тел. отдела продаж, маркетинга и рекламы (499) 269-6600, 269-5298; e-mail: realiz@mashin.ru;
факс: (499) 269-4897 <http://www.mashin.ru>

Обращайте внимание на качество журналов, получаемых по подписке!

В последнее время участились случаи контрафактно изданных журналов нашего издательства с нарушением технических стандартов полиграфии. Нередко покупателями некачественных изданий становятся бюджетные организации, заключившие договор с недобросовестными поставщиками в результате тендера.

ООО "Издательство Машиностроение" обладает исключительными правами на выпуск и реализацию своих периодических изданий, поэтому для оформления подписки у нас не требуется участия в тендерах. Издательство предоставляет все документы, которые необходимы государственным учреждениям. Издательство не несет ответственности за низкое качество журналов, приобретенных у недобросовестных поставщиков, и не принимает их к обмену.

Журнал зарегистрирован в Государственном комитете Российской Федерации по печати. Свидетельство о регистрации № 017751 от 23.06.98. Учредитель: ООО "Машиностроение-Полет"

Журнал распространяется по подписке, которую можно оформить в любом почтовом отделении (индекс по каталогу "Роспечать" 48906, каталогу "Пресса России" 29188 и каталогу "Почта России" 60258) или непосредственно в редакции журнала

Перепечатка материалов Общероссийского научно-технического журнала "Полет" возможна при письменном согласовании с редакцией журнала. При перепечатке материалов ссылка на Общероссийский научно-технический журнал "Полет" обязательна

Ордена Трудового Красного Знамени ОАО "Издательство "Машиностроение"/ ООО "Машиностроение-Полет", 107076, Москва, Стромынский пер., 4

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

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

Сдано в набор 29.12.08. Подписано в печать 26.02.09. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,27. Зак. 128. Свободная цена.

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

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