



АВИАЦИЯ ♦ РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА ♦ КОСМОНАВТИКА

Орган Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского
и Академии наук авиации и воздухоплавания

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.А. АЛЕКСАНДРОВ	О.М. АЛИФАНОВ
А.П. АЛЕКСАНДРОВ	Н.А. АНФИМОВ
А.Н. ГЕРАЩЕНКО	И.В. БАРМИН
В.Г. ДМИТРИЕВ	В.Е. БАРСУК
А.Н. ЗЕЛИН	В.Ф. БЕЗЪЯЗЫЧНЫЙ
Б.И. КАТОРГИН	Б.В. БОДИН
П.И. КЛИМУК	А.Ф. ВОИНОВ
А.А. ЛЕОНОВ	Ю.Ф. ГОРТЫШОВ
В.А. ЛОПОТА	М.Б. ГУЗАЙРОВ
А.М. МАТВЕЕНКО	В.А. ДАВЫДОВ
С.В. МИХЕЕВ	Г.Л. ДЕГТЯРЕВ
Н.Ф. МОИСЕЕВ	О.Ф. ДЕМЧЕНКО
А.Ф. МОРОЗЕНКО	Н.Н. ДОЛЖЕНКОВ
Ф.Н. МЯСНИКОВ	Ю.С. ЕЛИСЕЕВ
А.Н. ПЕРМИНОВ	С.Ю. ЖЕЛТОВ
М.А. ПОГОСЯН	Л.М. ЗЕЛЕНЬКИЙ
Г.М. ПОЛИЩУК	А.Н. КИРИЛИН
Г.Г. РАЙКУНОВ	В.А. КОБЗЕВ
О.Н. РУМЯНЦЕВА	В.А. КОМАРОВ
М.П. СИМОНОВ	А.А. КОРОТЕЕВ
В.В. ТЕРЕШКОВА	В.В. КРЫМОВ
И.Б. ФЕДОРОВ	А.Н. КУРИЛЕНКО
Е.А. ФЕДОСОВ	Л.Н. ЛЫСЕНКО
В.В. ХАРТОВ	А.П. МАНИН
С.Л. ЧЕРНЫШЕВ	В.А. МЕНЬШИКОВ
Ответственные секретари журнала	Т.А. МУСАБАЕВ
И.Н. МЫМРИНА	В.Е. НЕСТЕРОВ
Д.Я. ЧЕРНИС	К.М. ПИЧХАДЗЕ
Редактор- организатор	С.С. ПОЗДНЯКОВ
О.С. РОДЗЕВИЧ	В.А. ПОЛЕТАЕВ
	Ю.А. РЫЖОВ
	Г.Г. САЙДОВ
	А.Г. САМУСЕНКО
	В.Г. СВЕТЛОВ
	А.Н. СЕРЬЕЗНОВ
	М.Ю. СМУРОВ
	В.П. СОКОЛОВ
	А.В. СОЛЛОГУБ
	В.А. СОЛОВЬЕВ
	А.И. ТАТУЕВ
	Б.Е. ЧЕРТОК
	В.В. ШАЛАЙ
	В.А. ШАТАЛОВ
	И.С. ШЕВЧУК

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

© ООО "Издательство Машиностроение", 2010

© ООО "Машиностроение – Полет", 2010

СОДЕРЖАНИЕ

Кобзев В.А., Соколянский В.П. Амфибийная авиация – реальная инновационная перспектива России	3
Ахматов И.И. Моделирование процесса подготовки ракеты космического назначения к пуску	11
Михеев С.В., Наумов В.А., Поздняков С.С., Рафеенков В.М. Комплекс средств аварийного спасения экипажа вертолета Ка-52	20
Куренков В.И. Оптимизация массы ракеты-носителя с боковыми ускорителями различных типов	26
Агафонова М.О., Васин А.С., Усов Г.Л. Аналитическое описание неисправного состояния объекта контроля	33
Андронов Г.Ф., Ежов Г.П., Салатов Б.Х. Физическая природа происхождения массы	39
Егорова О.В., Моисеев А.Н., Тимофеев Г.А. Советско-кубинское сотрудничество в космосе	47
Филипенков С.Н. Ультразвуковая доплеровская диагностика устойчивости к декомпрессии оператора ЛА	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

**Journal of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky
and Academy of Aviation and Aeronautics Sciences**

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.A. ALEKSANDROV
A.P. ALEKSANDROV
A.N. GERASHCHENKO
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
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
V.V. KHARTOV
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
I.V. BARMIN
V.E. BARSUK
V.F. BEZYAZCHNYI
B.V. BODIN
A.F. VOINOV
Yu.F. GORTYSHOV
M.B. GUZAIROV
V.A. DAVIDOV
G.L. DEGTYAREV
O.F. DEMCHENKO
N.N. DOLZHENKOV
Yu.S. ELISEYEV
S.Yu. ZHELTOV
L.M. ZELENY
A.N. KIRILIN
V.A. KOBZEV
V.A. KOMAROV
A.A. KOROTEYEV
V.V. KRYMOV
A.N. KURYLENKO
L.N. LYSENKO
A.P. MANIN
V.A. MENSHIKOV
T.A. MUSABAYEV
V.E. NESTEROV
K.M. PICHKHADZE
S.S. POZDNYAKOV
V.A. POLETAYEV
Yu.A. RYZHOV
G.G. SAYDOV
A.G. SAMUSENKO
V.G. SVETLOV
A.N. SERYOZNOV
M.Yu. SMUROV
V.P. SOKOLOV
A.V. SOLLOGUB
V.A. SOLOV'EV
A.I. TATUEV
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

Kobzev V.A., Sokoliansky V.P. Amphibious Aviation: Russia's Innovative Future	3
Ahmatov I.I. Modeling Of The Space-Rocket Technical Preparation Process At The Technical And Launch Com- plexes	11
Mikheyev S.V., Naumov V.A., Pozdnyakov S.S., Rafeen- kov V.M. Complex Of Emergency Escape Means For The Ka-52 Helicopter Crew	20
Kurenkov V.I. Optimization Of The Mass Of Carrier Rockets With Side Accelerators Of Various Types	26
Agafonova M.O., Vasin A.S., Usov G.L. Analytical Descrip- tions Of Malfunctioning Object Of Control	33
Andronov G.F., Ezhov G.P., Salatov B.Kh. Physical Nature Of Mass	39
Egorova O.V., Moiseev A.N., Timofeev G.A. A Space Cooperation Of The USSR And Cuba	47
Filipenkov S.N. The Ultrasound Doppler Diagnostic Of Human Resistance To Altitude Decompression During Flight Simulation	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](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](http://www.mashin.ru)

УДК 629.7

Амфибийная авиация – реальная инновационная перспектива России

В.А. Кобзев, В.П. Соколянский

nach@mktsagi.ru

В статье приводятся аргументы в пользу развития отечественной амфибийной авиации. Массовые лесные пожары 2010 г., необходимость ускоренного возрождения регионального и местного воздушного транспорта в удаленных областях страны, рост экономической и военной активности многих государств на акваториях Мирового океана – вот основные причины считать амфибийную авиацию целесообразной инновационной перспективой России.

Ключевые слова: самолет-амфибия; лесные пожары; освоение Арктики и Мирового океана.

V.A. Kobzev, V.P. Sokoliansky. Amphibious Aviation: Russia's Innovative Future

The article elaborates on why the amphibious aviation should be beefed up in Russia. Massive forest fires in 2010, the urgent need for the fastest recovery of regional and local air transport in remote regions of the country, coupled with the general expansion of economic and military activities of many nations in the World Ocean are the main reasons why amphibians should be regarded vital for the future of Russia.

Key words: amphibious aircraft; forest fires; Arctic and World Ocean exploration.

Три фактора, имеющие политическую, экономическую и социальную составляющие, позволяют вновь говорить об амфибийной авиации как о реальной и даже неизбежной инновационной перспективе для нашей страны. Вот эти факторы, расположенные не в порядке значимости, а в порядке оперативной потребности реагировать на их вызовы:

1. Масштабные лесные пожары лета 2010 г. вновь со всей остротой ставят проблему противодействия этой страшной угрозе. Противопожарные самолеты-амфибии Бе-200 подтвердили в процессе борьбы с пожарами свою высокую эффективность;

2. Продолжающаяся стагнация региональных и местных авиационных перевозок в малоосвоенных и труднодоступных регионах страны мешает нормальному экономическому и социальному развитию и даже создает угрозу национальной безопасности. Амфибийная авиация позволяет оперативно и при умеренном уровне капитальных вложений ослабить остроту проблемы;

3. Усиливающаяся конкуренция в освоении богатств Мирового океана настоятельно требует демонстрации экономического и военного присутствия в различных регионах, прежде всего шельфовых и приполярных. При гигантских размерах акваторий, где присутствие России необходимо, альтернативу экспоненциальному наращиванию численности флотов может составить только развитие амфибийной авиации, способной в короткие сроки решать многие транспортные и военные задачи.

Рассмотрим перечисленные факторы подробнее.



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



СОКОЛЯНСКИЙ
Владимир Петрович –
начальник Московского
комплекса ЦАГИ, канди-
дат техн. наук



Рис. 1. Сводная потребность округов РФ в противопожарных самолетах-амфибиях Бе-200

Лесные пожары. На долю Российской Федерации приходится около 1/5 лесных ресурсов планеты (примерно 1100 млн га). При этом в среднем ежегодно страна теряет от 0,5 до 2,1 млн га лесных угодий в результате более 30 тыс. лесных пожаров. В ходе пожаров гибнут люди и животные, разрушаются хозяйственные постройки и сооружения, страдают коммуникации. Наносимый лесными пожарами ущерб исчисляется десятками миллиардов рублей. Вот только один из экологических аспектов проблемы лесных пожаров. По данным комитета ООН по проблемам продовольствия и сельского хозяйства, 25 % ежегодных поступлений в атмосферу углекислого газа являются результатом вырубki лесов и лесных пожаров, причем на долю последних приходится более 2/3 этого объема. Сгорание 1 га леса приводит к выбросу 2,86 т CO₂, в то время как сохраненный

гектар живого леса ежегодно поглощает 4,5...6 т углекислого газа, отдавая в атмосферу 3...5 т чистого кислорода. Таким образом, синергетический эффект от сохранения 1 га леса эквивалентен предотвращению выброса 7...8,5 т CO₂.

Применение одного противопожарного самолета-амфибии Бе-200 позволяет сохранить до 21 тыс. га леса в год, сократив выбросы CO₂ на 155...186 тыс. т и обеспечив переработку в кислород до 126 тыс. т уже выброшенного в атмосферу углекислого газа.

Уже в 1993 г. Авиалесохрана оценила потребность страны в самолетах Бе-200 для охраны лесов от пожаров в 54 единицы, распределив их по округам с учетом частоты пожаров и плотности распределения пригодных для забора воды водоемов (рис. 1). В 1994 г. Федеральная служба лесного хозяйства России подтвердила, что для борьбы с лес-



Рис. 2. Самолет-амфибия Бе-200:

а — забор воды с поверхности водоема на режиме глиссирования; б — сброс воды с противопожарного самолета-амфибии

ными пожарами в стране нужны минимум 50...60 самолетов-амфибий Бе-200 в период до 2005 г. Приводимая цифра представляется достаточно обоснованной. В Европе, площадь которой в разы меньше площади России, имеется 92 противопожарных самолета-амфибии, в Канаде — 50.

При создании группировки из 50 самолетов Бе-200 (что потребует затрат около 1,5 млрд долларов США) в течение пожароопасного сезона Россия сможет сокращать ежегодные выбросы углекислого газа по причине лесных пожаров минимум на 45 %. Это позволит обеспечить общий экономический эффект до 2,5 млрд долларов в год при затратах на эксплуатацию самолетов не более 100 млн долларов в год. В осенне-зимний период самолеты группировки смогут на правах аренды тушить лесные пожары в странах Южного полушария (Бразилия, Австралия, Венесуэла и др.). Такая деятельность будет способствовать снижению уровня парниковых газов в глобальном масштабе, а Россия станет играть важную роль на общемировом рынке квот на выбросы в атмосферу.

Сегодня самолет Бе-200 является самым эффективным противопожарным самолетом в мире. Он в состоянии за один вылет (одна заправка топливом, многократный забор воды) перебросить к очагу пожара десятки тонн воды или пламегасящего раствора и совершать до трех вылетов в день. Часовая производительность

Бе-200ЧС в аналогичных условиях более чем в 2,9...3,5 раза превосходит показатели противопожарного самолета-амфибии CL-415. Особенно заметно преимущество Бе-200ЧС при больших удалениях пожара от водоема забора воды (более 30...80 км), где CL-415 практически неэффективен. Однако в ближайшие годы можно ожидать появления на мировом рынке сильных конкурентов с самолетами-амфибиями несколько большей размерности. Японская фирма Шинмейва (Shin Maywa) объявила о полномасштабном осуществлении проекта по переоборудованию и модернизации военного самолета-амфибии US-1 в противопожарный самолет. Китай выделил 1,5 млрд долларов на создание противопожарного самолета взлетной массой около 50 т и в 2009 г. начал опытно-конструкторские работы. Учитывая, что сегодня в мире для тушения лесных пожаров используется около 270 самолетов-амфибий, причем в 2013—2018 гг. около 120 из них будет списано в связи с истечением ресурса, российским производителям целесообразно побороться за эту нишу на рынке высокотехнологичной наукоемкой продукции.

Первым шагом в этом направлении можно считать решение Правительства РФ о приобретении еще 8 самолетов Бе-200 для авиации МЧС. Соответствующее предконтрактное соглашение было подписано в сентябре 2010 г. в ходе гидроавиасалона в Геленджике.



Рис. 3. Самолет-амфибия Бе-12НХ на о. Шикотан, 1993 г.:
а, б — загрузка самолета-амфибии; в — доставка эвакуируемого
больного на борт самолета-амфибии

Амфибийная авиация в транспортной системе страны. Важность транспортного освоения Арктической зоны РФ и быстрого восстановления местных и региональных воздушных линий Арктической зоны, Сибири и Дальнего Востока связана с проблемами повышения доступности ресурсов российской Арктики, составляющих 70...90 % прогнозных ресурсов РФ. Перспективы промышленного развития территорий Арктической зоны, Сибири, Дальнего Востока, Крайнего Севера напрямую связаны с поэтапной интеграцией этих территорий в единую транспортно-инфраструктурную сеть страны. Успех в решении этой задачи во многом зависит от перспектив создания эффективной, устойчивой и адаптированной к специфическим природным условиям транспортной системы. Такая система призвана исключить выпадение населения этих регионов страны из экономической деятельности в периоды межсезонной распутицы и дать жителям техническую возможность реализовать свое конституционное гражданское право на свободу перемещения.

Однако природные особенности этих регионов, большие расстояния между населенными пунктами, относительно небольшие грузопотоки, в 7...10 раз более высокая стоимость сооружения традиционной транспортной инфраструктуры, специфика очагового освоения и свертывания сырьевых месторождений, высокие цены на все виды топлива и товаров (завоз из центральных регионов страны и хранение межсезонных запасов), большая экологическая уязвимость северных экосистем — все это резко снижает экономическую целесообразность создания развитой автодорожной или железнодорожной сети, а также развертывания сети аэродромов. Строительство и оборудование одного аэродрома с инфраструктурой обходится в сумму от одного до пяти миллиардов рублей. Но построить аэродром — это только полдела, его еще надо поддерживать в пригодном для эксплуатации состоянии. Поддержание (ремонт, очистка от снега и грязи) взлетно-посадочной полосы длиной хотя бы 800 м при выполнении с нее двух-трех рейсов в сутки с загрузкой самолета 10...15 человек потребует значительных дота-

ций. Снова будем закрывать аэродромы как нерентабельные? Для убедительности приведем несколько цифр, демонстрирующих уровень затрат на поддержание в эксплуатационном состоянии и реконструкцию сухопутных аэродромов. В рамках Федеральной целевой программы развития транспорта на 2009...2010 гг. выделено 1,2 млрд руб. на реконструкцию и развитие аэропорта "Буревестник" на острове Итуруп. При этом пассажиропоток составляет около 8000 человек в год, а частота полетов — один-два рейса в неделю. На развитие аэропорта Менделеево на острове Кунашир выделено 347 млн руб. при пассажиропотоке около 26 000 человек в год.

В 1990-е гг. на Сахалине и островах Курильской гряды широко применялись самолеты-амфибии Бе-12НХ. Были проложены трассы на уже упомянутые выше острова, а также на острова Шикотан, Симушир, Парамушир. Выполнялись как регулярные рейсы для перевозки грузов и пассажиров, так и специальные полеты для эвакуации пострадавших в результате землетрясений, транспортировки тяжелобольных и даже поиска рыбных косяков. При ликвидации последствий землетрясения на Курильских островах самолет-амфибия Бе-12НХ первым из всех транспортных средств в течение первых пяти дней доставлял аварийные грузы на остров Кунашир. Посадка и взлет осуществлялись в бухтах и заливах островов, а выход на берег производился либо по дну, как в бухте Южно-Курильской на Кунашире, либо по специально построенным гидроспускам. Всего за 1992—1993 гг. самолетами Бе-12НХ было произведено 260 полетов, перевезено 400 т грузов и 2055 пассажиров, выполнено 144 посадки на воду. Обследованы акватории, выполнена их паспортизация, разработаны общие технические требования к оборудованию гидроаэродромов и конкретные требования к оборудованию бухты Южно-Курильской на острове Кунашир, куда совершено 80 % всех полетов.

Эксплуатация самолетов Бе-12НХ на Курильских островах показала преимущества амфибийной авиации в районах с неразвитой транспортной системой, возможности использования естественных акваторий, спусков и стояночных пло-

щадок при минимальном уровне капитальных вложений и эксплуатационных расходов. В регионе, имеющем небольшую плотность населения и, вместе с тем, отличные природные условия для применения гидросамолетов, создание транспортной сети на основе амфибийной авиации могло бы стать примером экономически и технически эффективного решения.

Широкое применение авиационной амфибийной техники позволит при умеренных капитальных вложениях и в короткие сроки резко улучшить транспортное обслуживание. Обустройство и поддержание транспортной инфраструктуры для такой техники обходится в 5...10 раз дешевле, чем создание даже временных аэродромов и зимников. При этом отчуждаются в 15...20 раз меньшие площади земли, экологическая нагрузка на окружающую среду минимальна.

Уже сегодня отечественный авиапром может предложить для региональных и местных авиалиний транспортные модификации самолетов-амфибий А-40 (взлетная масса 80 т), Бе-200 (взлетная масса 37 т) и Бе-103 (взлетная масса 2,3 т). Для решения всего спектра транспортных задач, возникающих на региональном и местном уровне, в линейку амфибий было бы целесообразно включить еще самолеты взлетных масс 5...7 т, 11...13 т и 19...23 т. Такие самолеты существуют пока только в проектах (Бе-400, Бе-112, Бе-114). Учитывая сложные географические и климатические условия, в которых этим самолетам придется работать, и требования потенциальных эксплуатантов, разработчикам необходимо добиться для перспективных самолетов:

- улучшения технико-экономических показателей примерно на 20 % и снижения удельных расходов топлива на 30...40 % с возможностью использования в качестве топлива попутного или природного сжиженного газа;
- возможности выполнения полетов в условиях интенсивного обледенения;
- возможности применения самолетов в расширенном диапазоне эксплуатационных температур наружного воздуха;
- сокращения трудоемкости обслуживания и ремонта, увеличения межремонтного цикла для двигателей и планера;



Рис. 4. Модель самолета-амфибии Бе-114

- повышения точности навигации, снижения метеоминимумов за счет перехода к спутниковым технологиям навигации, поиска и спасения, цифровой связи, а также зависимого наблюдения;

- возможности адаптации к арктическим условиям, в частности, за счет использования сменного колесно-лыжного шасси, увеличения проходимости на грунтовых ВПП;

- расширенной автономности эксплуатации, включая спутниковые системы захода на посадку, возможность многократных надежных запусков двигателей и технического обслуживания летным составом вне базы;

- увеличения до 2500...3000 км дальности полета, хотя бы и при ограниченных целевых нагрузках;

- улучшения комфортности пассажирских перевозок (эффективные системы кондиционирования и обогрева, расширенные проходы и расстояния между креслами с учетом зимней одежды);

- возможности пилотирования самолета по приборам экипажем в составе одного летчика.

Самолеты, отвечающие перечисленным требованиям, безусловно, будут востребованы не только в России, но и на мировом рынке.

Для использования в качестве круглогодично функционирующих транспортных артерий магистральных рек наилучшим образом подходят легкие экранопланы класса "А" с шасси на статической воздушной подушке и со скоростью движения на крейсерском режиме не бо-

лее 160...180 км/ч. Такие аппараты легко переходят от крейсерского режима полета к режимам глиссирования или плавания, что может оказаться необходимым при движении в пределах населенных пунктов или при выполнении расхождения с другими судами. Статическая воздушная подушка дает возможность выхода на относительно пологий неподготовленный берег, обеспечивает взлет и посадку даже в условиях битого льда или шуги, позволяет не контролировать наличие мелких плавающих предметов в зоне взлета и посадки. По экономическим показателям экранопланы могут быть близки к амфибийным самолетам, а на маршрутах с несколькими остановками они даже выгоднее, чем самолеты.

Самолеты с шасси на статической воздушной подушке представляют реальную возможность создания безаэродромной авиации. Для их базирования пригоден любой тип относительно ровной поверхности. К сожалению, с ростом размера и взлетной массы самолета растет и давление в подушке. Для того, чтобы воздушная подушка не оказывала негативного воздействия на подстилающую поверхность, например, на моховые заросли в тундре, не следует повышать давление в ней более чем до 300 кгс/м². Отсюда возникают ограничения и на размер самолета с шасси на воздушной подушке. Скорее всего, их взлетная масса не будет превышать 5...7 т. Тем не менее, они составят серьезную конкуренцию легким вертолетам как по экономическим показателям, так и по диапазону допустимых условий базирования.

В конце 2009 г. Еврокомиссия запустила научно-исследовательскую программу для анализа целесообразности применения гидросамолетов и самолетов-амфибий в европейской транспортной системе FUSETRA (FUTURE SEaplane TRAffic). Предполагается, что амфибийная авиация улучшит транспортную доступность для жителей континента, прежде всего в прибрежных зонах и на островных территориях. Но если для Европы амфибии — это только альтернатива, дополняющая свободу выбора, то для многих регионов России — это насущная необходимость. Развитие амфибийной и безаэродромной авиационной транспортной системы страны — реаль-

ная инновационная задача, заслуживающая разработки специальной Федеральной целевой программы.

Амфибийная авиация при освоении Мирового океана. Человечество все активнее осваивает ресурсы и пространства Мирового океана. Это неизбежная и долгосрочная перспектива. Океаны и моря являются естественной транспортной артерией, соединяющей континенты. В донных месторождениях сосредоточено в 3,7 раза больше углеводородов, в 9 раз больше метансодержащего сырья, в 2,5 раза больше полезных ископаемых, чем на всей суше. Биологический потенциал Мирового океана в разы превосходит потенциал всех пригодных для производства сельскохозяйственной продукции территорий. Над Мировым океаном зарождаются глобальные атмосферные процессы, и он предохраняет планету от всеобщей техногенной экологической катастрофы.

До настоящего времени роль авиации в освоении богатств Мирового океана крайне незначительна. Практически во всех сферах деятельности человека на морях и океанах в качестве транспортного средства безоговорочно доминируют суда. Главная причина такой ситуации состоит в том, что сравнительно небольшим и относительно хрупким летательным аппаратам трудно справиться с практически постоянным и зачастую жестким океанским волнением. Крупных же океанских амфибийных летательных аппаратов пока ни одна страна в мире не строила. Мы считаем, что, задача создания скоростного авиационного транспортного средства назрела, причем как с точки зрения технической возможности, так и с точки зрения общечеловеческих потребностей. Речь идет об аппаратах морского и океанского базирования взлетной массой свыше 1000 т.

Какие же задачи способен решить такой аппарат? Если предположить, что только 1 % перевозимых в мире морских контейнеров и уникальных негабаритных грузов заслуживает срочной доставки, то потребуется свыше 1600 самолетов-амфибий типа Бе-1000 (взлетная масса 1200 т, полезная нагрузка 400 т), проект которого прорабатывается в ТАНТК им. Г.М. Бериева. Для оценок было принято, что в течение одного года один самолет-амфибия Бе-1000 может перевести



Рис. 5. Модель сверхтяжелого самолета-амфибии Бе-2500 ТАНТК им. Г.М. Бериева

30 тыс. т грузов при следующих условиях: дальность полета — 7500 км, продолжительность рейса — 10 ч, масса перевозимого груза — 300 т, себестоимость летного часа — 55 тыс. долларов США, себестоимость тонна-километра — 0,3 доллара США.

Помимо транспортных задач крупный морской летательный аппарат сможет эффективно ликвидировать последствия тяжелых стихийных и техногенных катастроф на морях и океанах, оперативно перебрасывать интернациональные антитеррористические силы в планетарном масштабе. Тяжелый летательный аппарат морского базирования представляется очень перспективным претендентом на роль носителя в авиационно-космической транспортной системе. Такой аппарат может доставлять достаточно крупные объекты ракетной техники в наиболее выгодные для вывода грузов на орбиту приэкваториальные зоны, служа разгонной ступенью ракеты-носителя до высот около 12 км и до скоростей около 850 км/ч. Совершивший посадку на водную поверхность аппарат будет служить технической базой для подготовки ракеты-носителя к запуску.

Особенно эффективна амфибийная авиация при проведении поисково-спасательных операций на морях и океанах и в задачах обеспечения глобальной экологической безопасности. Амфибийные летательные аппараты способны обеспечить проведение поисково-спасательных операций на море и в прибрежных зонах в темпе, не доступном любым альтернативным спаса-

тельными средствами. При этом, если вероятность успешного проведения операции в любой точке Мирового океана с учетом реальных погодных условий составляет 0,4...0,6 для самолета-амфибии взлетной массой от 80 до 100 т, то для аппарата взлетной массой свыше 300 т она превышает 0,8 и для аппарата взлетной массой свыше 1000 т — 0,92. Обеспечение глобального экологического мониторинга поверхности Атлантического океана самолетами-амфибиями типа российского "Альбатроса" А-40 обойдется в 2,5...3,0 раза дешевле, чем судами, при равной информативности.

Очень полезны будут океанские летательные аппараты для создания несимметричных ответов на возможные угрозы национальной безопасности с морских направлений. Тяжелый амфибийный аппарат может использоваться не только для военно-транспортных операций, но и в качестве платформы для мобильных систем противолодочной, противокорабельной, противовоздушной и ракетно-космической обороны, для мобильных ударных комплексов. Амфибийный аппарат способен не только вытеснять подводные лодки противника из районов патрулирования, но и уничтожать своими зенитными средствами стартующие с подводной лодки баллистические ракеты. Целесообразно уже в ближайшей перспективе использовать опыт создания самолета-амфибии А-40 и на его базе выпустить современную модификацию для защиты морских рубежей.

Создание крупных летательных аппаратов океанского базирования может потребовать

консолидированных материальных, финансовых и технических усилий нескольких государств. В реализации такой программы 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, международная кооперация в области создания летательных аппаратов водного базирования требует политических решений на высоком уровне, поскольку перед этими аппаратами могут стоять как народнохозяйственные, так и военные задачи.

В предстоящем мировом процессе нового становления гидроавиации российская авиационная промышленность вполне может претендовать на роль лидера. Созданный в России научно-технический задел в области гидроавиации позволяет строить летательные аппараты водного базирования любых размеров и назначений, причем технико-экономические характеристики этих аппаратов оказываются близкими к технико-экономическим характеристикам грузовых самолетов сухопутного базирования. Было бы непростительной ошибкой не использовать имеющиеся возможности для дальнейшего технологического и коммерческого прорыва в этой области.



Моделирование процесса подготовки ракеты космического назначения к пуску

И.И. Ахматов

E-mail: bayterek.space@mai



АХМАТОВ
Иван Идрисович —
генеральный директор АО
"СП "Байтерек"

Приведены анализ и усовершенствованный метод представления в виде сетевого графика технологического процесса подготовки ракеты космического назначения (РКН) на техническом и стартовом комплексах (ТК и СК). Предложена имитационная модель отдельных технологических операций и операций контроля технологического процесса подготовки РКН на ТК и СК, использующая аппарат сетей Петри.

Ключевые слова: технологический процесс подготовки РКН; сетевой график; имитационное моделирование.

I.I. Ahmatov. Modeling Of The Space-Rocket Technical Preparation Process At The Technical And Launch Complexes

In the article the analysis and development of a traditional schedule-graph description method of the space-rocket technical preparation process at the technical and launch complexes are done. Within the bounds of the modified method an imitation model based on the Petri network math apparatus is designed. The model contains the description of particular technological and control operations.

Key words: technological process of the space-rocket preparation; schedule-graph method; imitation modeling.

Один из этапов эксплуатации — процесс приведения ракеты космического назначения (РКН) в установленную готовность. При приведении космического аппарата (КА), универсального ракетного модуля (УРМ) — составной части ракеты-носителя (СЧ РН) в различные степени технической готовности используется большое число сложных агрегатов и систем технологического оборудования (ТлОб) технического комплекса (ТК), расходуются значительные материальные средства, работу проводит многочисленный по составу дежурный расчет.

Технические готовности представляют собой фиксированные состояния КА, РН (УРМ), определяемые заранее установленным объемом выполненных операций технологического процесса подготовки, а также допустимыми промежутками времени содержания РКН в этих состояниях и осуществления пуска из этих состояний. Для КА, РН (УРМ) установлены в основном три степени готовности, где наивысшая готовность №1 характеризуется минимальным временем подготовки космических средств (КСр) к пуску и максимальным от состояния поставки. При длительном нахождении в любой готовности из-за воздействия различных факторов (собственный вес изделия, агрессивность компонентов ракетного комплекса, температура, влажность и др.) КСр могут оказаться неисправны-

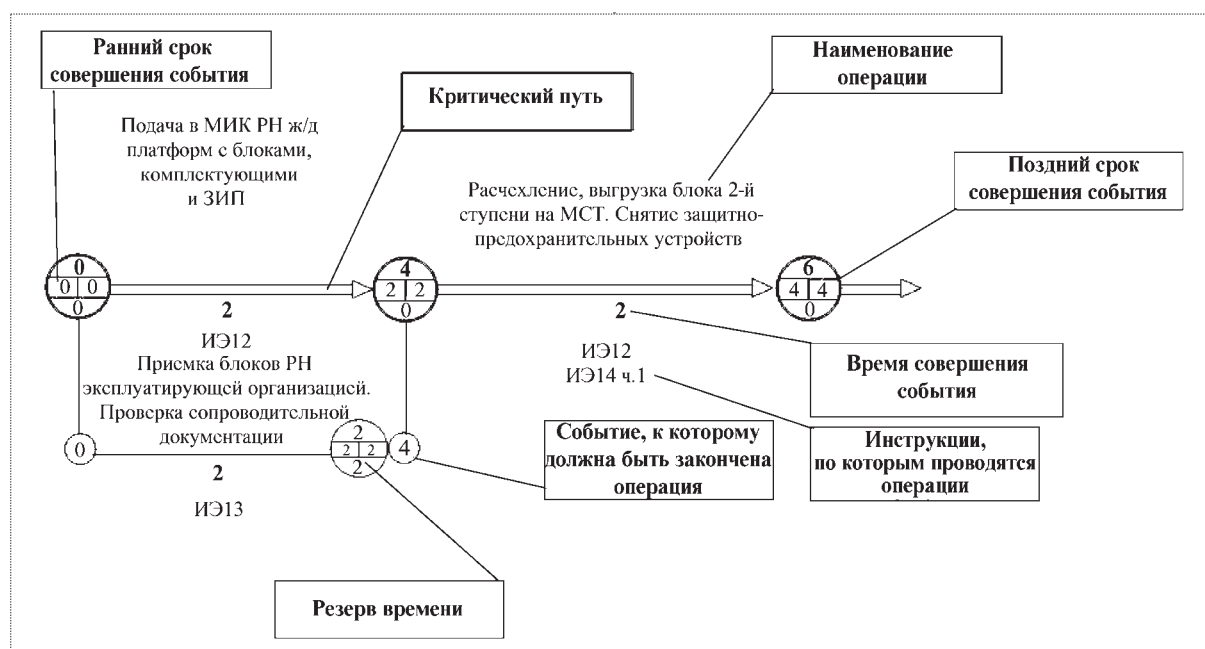


Рис. 1. Принцип построения и условные обозначения, применяемые при составлении сетевого графика

ми. Поэтому время нахождения в каждой из готовностей ограничено, причем чем выше степень готовности, тем меньшее время КСр могут в ней находиться.

Объем работ по подготовке космических средств к пуску и их продолжительность зависят от типа КА, РН (УРМ) и указаний в соответствии со сложившейся обстановкой. Для оперативного управления подготовкой КА, РН (УРМ) на ТК и СК исходя из календарных сроков выполнения работ составляются сетевые графики подготовки, где определяется последовательность работ во временном пространстве, т.е. выполняемые операции привязываются к часам и датам в порядке их проведения. На рис. 1 показаны условные обозначения, применяемые при составлении сетевого графика.

На дугах графика показывается вид работ и их продолжительность. В узловых точках отображается номер события, ранние и поздние сроки завершения работ, а также резерв времени. Сетевой график позволяет проводить только расчет минимального и максимального срока выполнения всех работ и таким образом рассчитывать запас времени.

На подготовку каждой составной части РН составляется свой сетевой график.

Таким образом, представление процесса подготовки в виде сетевого графика или, другими словами, в виде сетевой модели не дает полного его описания, а ограничено только структурой и временными показателями. Поэтому, с точки зрения контроля, данная модель может быть использована только по параметру "время".

В основном сетевая модель применяется при планировании работ на ТК и СК, когда решается задача подготовки СЧ РКН в кратчайшее время, при этом возможность параллельного выполнения работ определяется путем экспертных оценок специалистов.

При построении системы операционного контроля и учебно-тренировочных средств данная модель не выполняет всех задач, возлагаемых на модель, поэтому требуется рассмотреть такие методы моделирования процессов, которые в дополнение к сетевой модели позволят учесть не только временной показатель, но и структуру процесса как совокупность технологических операций (ТлОп), а также логические взаимосвязи между ТлОп, взаимосвязи между процессом и

другими элементами системы эксплуатации РКТ, и отследить состояние объекта эксплуатации [1].

В качестве метода, дополняющего традиционную сетевую модель, предлагается метод имитационного моделирования, построенный на основе математического аппарата сетей Петри.

Имитационное моделирование следует применять в следующих случаях:

- не существует законченной математической постановки задачи;
- аналитические методы решения задачи существуют, но их реализация затруднена;
- эксперименты с реальным объектом или процессом затруднены либо невозможны.

Имитационная модель (ИМ) строится на "прямом" описании моделируемого объекта, системы, процесса, обеспечивая структурное подобие объекта и модели. При этом каждому существенному с точки зрения решаемой задачи элементу ставится в соответствие элемент модели. В ИМ описываются правила поведения каждого элемента системы и связи между ними. Работа с имитационной моделью заключается в проведении вычислительного эксперимента, что позволяет сократить затраты на создание материальной базы для проведения натурных экспериментов, а в случаях моделирования нештатных и аварийных ситуаций вообще является единственным решением. Как инструмент исследования сложных систем имитационное моделирование включает в себя:

- 1) методологию построения системных моделей;
- 2) методы алгоритмизации объектов;
- 3) методы и средства построения программных реализаций имитаторов;
- 4) организацию имитационных экспериментов;
- 5) методы обработки данных и анализа результатов.

Таким образом, имитационное моделирование — это процесс создания модели реальной системы и постановки экспериментов на этой модели с целью понять поведение системы, процесса либо оценить различные стратегии, обеспечивающие функционирование данной систе-

мы и протекание процесса. И хотя математическая и физическая структура модели может быть очень сложной, основы ее построения всегда просты. В самом общем виде структуру модели можно представить математически в следующем виде: $E = f(x_i, y_j)$, где E — результат действия системы; x_i — переменные и параметры, которыми мы можем управлять; y_j — переменные и параметры, которыми мы не можем управлять; f — функциональная зависимость между x_i и y_j , которая определяет величину E . То есть функционирование системы и протекание процесса зависят как от контролируемых, так и от неконтролируемых параметров и переменных, и каждая имитационная модель представляет собой комбинацию таких составляющих, как параметры, функциональные зависимости, ограничения, целевые функции.

Среди главных проблем построения имитационных моделей можно выделить следующие:

- 1) формирование модели на основе изучения моделируемого объекта, процесса или явления с учетом знания законов, управляющих этим объектом или явлением, а также целей моделирования;
- 2) структуризация моделей с целью представления ее в виде, пригодном для проведения машинного эксперимента;
- 3) создание внутреннего математического обеспечения универсального назначения;
- 4) создание методов качественного и количественного анализа общих моделей сложных систем;
- 5) разработка методов обработки и анализа результатов моделирования.

Функционирование реальной системы распадается на ряд этапов функционирования отдельных объектов операций, которые протекают одновременно или параллельно.

Одна из таких методик имитационного моделирования поведения объектов, систем, протекания процессов — теория сетей Петри, реализующая принцип модульности и принцип структурного подобия [2].

Моделирование процессов с помощью сетей Петри основано на взаимодействии событий и условий. Событие — это действие, происходящее в системе, а условие — логическое описание со-

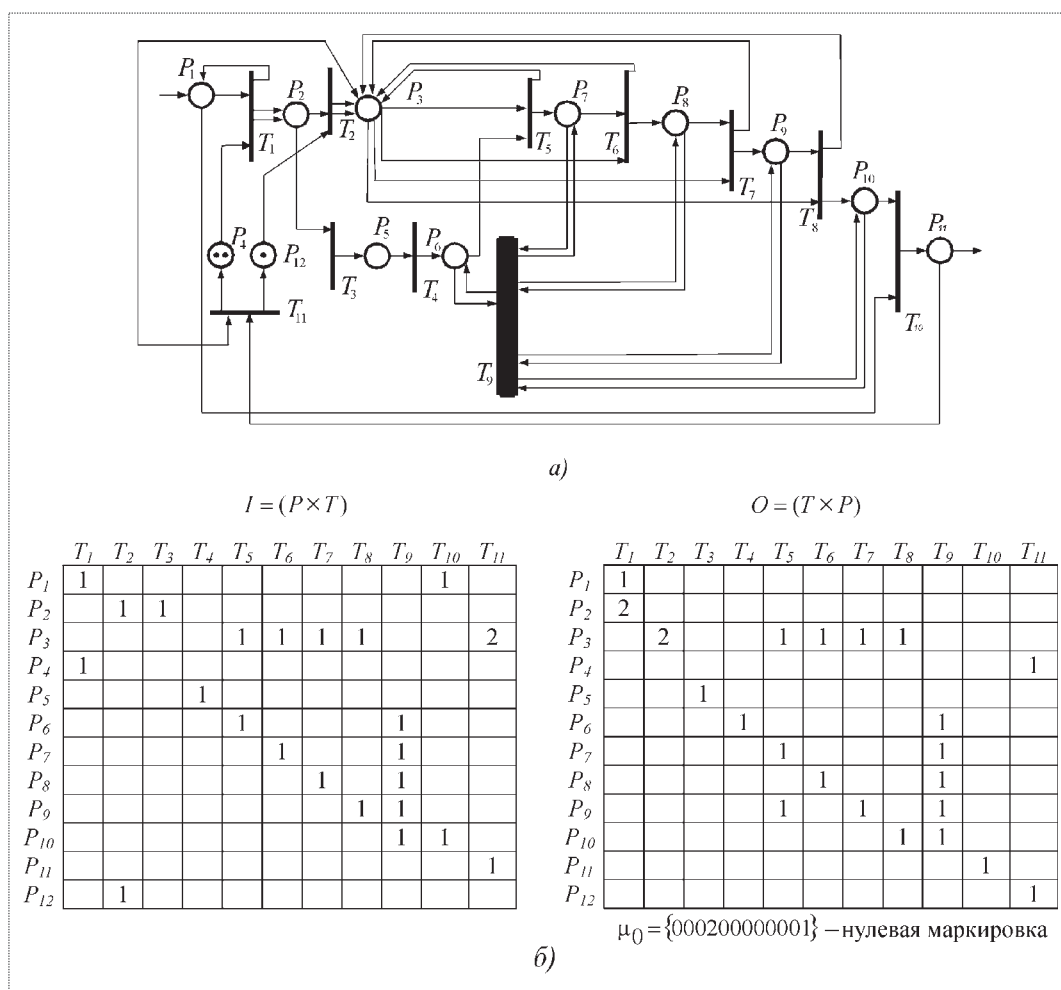


Рис. 2. Сеть Петри проведения проверки давления транспортирования ПГС УРМ:

а — графовая форма представления; б — матричная форма представления; T_1 — начало работ; T_2 — подготовка технологического оснащения к работе; T_3 — замер параметров в зале; T_4 — определение контрольных параметров; T_5 — контроль давления в баках "О"; T_6 — контроль давления в ШБ; T_7 — контроль давления в ПГСП; T_8 — контроль давления в баках "Г"; T_9 — запись в формуляр; T_{10} — окончание работ; T_{11} — приведение оборудования в исходное состояние; P_1 — поступление команды "ПРИСТУПИТЬ К РАБОТЕ"; P_2 — исходное состояние; P_3 — готовность оборудования к работам; P_4 — готовность персонала; P_5 — замеренные параметры; P_6 — контрольные параметры; P_7 — параметр "ДАВЛЕНИЕ В БАКАХ "О" В НОРМЕ"; P_8 — параметр "ДАВЛЕНИЕ В ШБ В НОРМЕ"; P_9 — параметр "ДАВЛЕНИЕ В ПГСП В НОРМЕ"; P_{10} — параметр "ДАВЛЕНИЕ В БАКАХ "Г" В НОРМЕ"; P_{11} — работы окончены; P_{12} — оборудование в исходном состоянии

стояния системы (ложь — истина). Условия делаются на предусловия события, определяющие реализацию событий, и постусловия — следствия прошедшего события.

События в сетях Петри представляются переходами, условия — позициями. Входы перехода представляют собой предусловия, выходы перехода — постусловия соответствующего события.

Формально сеть Петри представляется как набор вида

$$C = (P, T, F, W, \mu_0), \quad (1)$$

где P — множество позиций, под которыми будем понимать состояния объекта и системы эксплуатации, являющиеся условиями элементарных операций процесса подготовки составных частей РКН; T — множество переходов (событий), т.е. элементарных операций процесса подготовки; $F \subseteq (P \times T) \cup (T \times P)$ — множество дуг (отношения инцидентности), такое, что любой элемент сети инцидентен хотя бы одному элементу друго-

го типа; $W: F \rightarrow C^+$ — функция кратности дуг; $\mu_0: P \rightarrow C$ — начальная маркировка сети, соответствующая исходному состоянию объекта и системы эксплуатации.

Функцию инцидентности F как компоненту сети Петри представляют в виде двух функций:

$$I: P \times T \rightarrow \{0, 1\};$$

$$O: T \times P \rightarrow \{0, 1\}.$$

Из вершины $p \in P$ в вершину $t \in T$ дуга ведет тогда и только тогда, когда $I = 1$, а из вершины $t \in T$ в вершину $p \in P$ тогда и только тогда, когда $O = 1$. Разметка изображается точками в соответствующих ячейках таблицы.

Графическим изображением сети Петри является двудольный ориентированный граф с двумя типами вершин. Вершины P обозначаются кружками, а вершины T — черточками (барьерами). Дуги соответствуют функциям инцидентности позиций и переходов. При маркировке всем позициям сети Петри приписываются некоторые натуральные числа. На графе маркировка отражается наличием или отсутствием в кружках точек, называемых маркерами. При этом число маркеров в позиции равно значению функции [2]. Переход от одной маркировки к другой осуществляется посредством срабатывания переходов. Переход t может сработать при маркировке μ , если он является возбужденным, т.е.

$$\mu(p) - F(p, t) \geq 0, \quad \forall p \in P. \quad (2)$$

В результате срабатывания перехода t , удовлетворяющего этому условию, маркировка μ заменяется маркировкой μ' по следующему правилу:

$$\mu'(p) = \mu(p) - F(p, t) + W(t, p), \quad \forall p \in P, \quad (3)$$

т.е. в результате срабатывания из всех входных позиций перехода t изымается $F(p, t)$ маркеров и в каждую выходную позицию добавляется $W(t, p)$ маркеров. Это означает, что маркировка μ' непосредственно достижима из маркировки μ и обозначается $\mu \rightarrow \mu'$. Функционирование сети Петри — это последовательная смена маркировок в результате срабатывания возбужденных переходов.

Состояние сети в данный момент определяется ее текущей маркировкой.

Одной из особенностей сетей Петри и моделей на их основе является параллелизм или одновременность. В модели сети Петри два разрешенных взаимодействующих события могут происходить независимо друг от друга, но при необходимости их легко синхронизировать. Таким образом, сети Петри представляются идеальными для моделирования систем с распределенным управлением, в которых несколько процессов осуществляются одновременно. Другая важная особенность сетей Петри — их асинхронная природа. Отсутствие в сети Петри измерения или течения времени решается при переходе к аппарату временных сетей Петри. На рис. 2 представлена сеть Петри на примере операции "Проверка давления транспортирования элементов ПГС УРМ" (рис. 2, а) и показана таблица инцидентности для входной I и выходной функции O (рис. 2, б).

Данная модель отображает протекание идеального процесса согласно технологическим инструкциям. Здесь условиями являются условия выполнения операций, а за переходы взяты технологические операции подготовки.

Построенная имитационная модель процесса подготовки УРМ на ТК и СК позволяет ответить на такие вопросы: в каких состояниях пребывал объект и система эксплуатации, какие состояния достигаются, и какие последствия могут возникнуть.

Структура сетей такова, что содержит в себе информацию для определения возможных последовательностей событий.

Основное достоинство имитационных моделей заключается в том, что их применение возможно в случаях, когда:

- 1) не существует законченной математической постановки задачи, либо не разработаны аналитические методы решения сформулированной математической модели;
- 2) аналитические методы имеются, но математические процедуры сложны и трудоемки;
- 3) аналитические решения существуют, но их реализация невозможна вследствие недостаточной математической подготовки персонала;

4) имитационное моделирование может оказаться единственной возможностью изучения системы или процесса, что обусловливается трудностями в постановке эксперимента и наблюдением явлений в реальных условиях (например, космические полеты);

5) кроме оценки определенных параметров желательно осуществить наблюдение за ходом процесса во время эксперимента;

6) для долговременного действия систем или процессов может понадобиться сжатие временной шкалы. ИМ дает возможность полностью контролировать время изучаемого процесса, поскольку явление может быть замедлено либо ускорено по желанию исследователя.

Однако у построенной таким образом имитационной модели есть и недостаток: разработка имитационной модели с использованием аппарата сетей Петри требует много времени и наличия высококвалифицированных специалистов-экспертов.

Базовая имитационная модель процесса подготовки СЧ и РКН в целом на ТК и СК, представленная сетью Петри, дополняется статистической моделью безотказности объекта в процессе испытаний, что, используя аппарат временных и расширенных сетей Петри, позволяет перейти к модели процесса с учетом возникновения нештатных ситуаций, где вероятность безотказного выполнения k -й технологической операции технологического процесса подготовки (ТПП):

$$P_{6k} = P_{изд\ k} + \sum_{i,j} P_{ik} P_{ijk}, \quad (4)$$

где $P_{изд\ k}$ — вероятность безотказного функционирования объекта испытаний в процессе выполнения k -й технологической операции;

P_{ik} — вероятность ошибки i -го члена ДР (нштатной ситуации) при выполнении k -й технологической операции;

P_{ijk} — вероятность реализации j -го способа выхода из НшС, возникшей при выполнении i -м членом ДР k -й технологической операции.

При построении базовой имитационной модели процесса подготовки РКТ на ТК и СК на основе аппарата сетей Петри не учитывались состояние объекта при проведении испытаний, а

именно вероятности возникновения нештатной ситуации (НшС), и временные характеристики срабатывания переходов, другими словами, длительности выполнения операций технологического процесса. Данное ограничение рассматриваемой модели снимается при описании процесса подготовки РКТ путем применения аппарата временных и расширенных сетей Петри с наложением модели безотказного функционирования объекта системы эксплуатации. В результате таких преобразований была получена имитационная модель процесса подготовки РКТ на ТК и СК с учетом аспекта возникновения НшС и пооперационных мероприятий по выходу из них.

Фрагмент такой модели на примере операций проверки давлений транспортирования в пневмогидросистеме УРМ представлен на рис. 3.

Каждая операция — переход модели характеризуется длительностью выполнения t_i и четырьмя параметрами $\theta_i^1, \theta_i^2, \theta_i^3, \theta_i^4$, где θ_i^1 — математическое ожидание t_i , θ_i^2 — мода t_i , θ_i^3 — минимальное значение t_i , θ_i^4 — максимальное значение t_i .

Согласно технологическому процессу подготовки РКТ на ТК и СК, задаваемому эксплуатационной документацией, значения параметров каждой технологической операции: время начала и окончания; условия проведения: температура, давление, влажность окружающей среды; исполнитель и т.д., измеряемые параметры в обязательном порядке фиксируются в журнале учета работ при эксплуатации (ДЖР), а значения параметров изделия — объекта эксплуатации — еще и в формуляре (переход T_{9-1} в модели). При этом и происходит контроль функционирования систем объекта по критерию "НОРМА", если все параметры лежат в заданном диапазоне, или "НЕНОРМА", в случае, если хотя бы один параметр вышел за поле допуска (переход T_{9-2}).

В модели состоянию "НОРМА" соответствует позиция P_{16} и "НЕНОРМА" — P_5 , при этом одновременность маркировки P_5 и P_{16} невозможна, о чем говорит знак (*) перехода T_{9-2} .

Заключение "НЕНОРМА" дает основание трактовать ситуацию как НшС, однако "НЕНОРМА" может быть вызвана ошибкой изме-

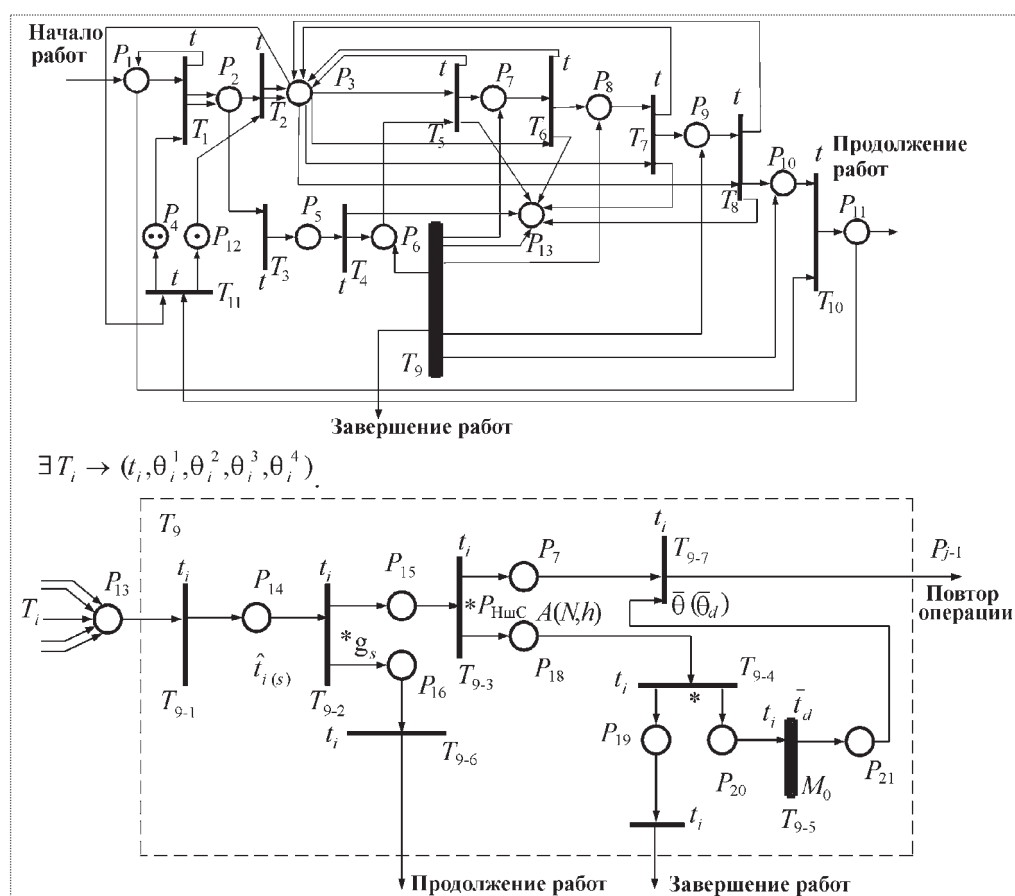


Рис. 3. Имитационная модель процесса проведения проверки давления в ПГС УРМ с учетом поведения объекта и возможности возникновения НшС:
 T_{9-1} – регистрация параметров в формуляре изделия; T_{9-2} – анализ параметров; T_{9-3} – принятие решения; T_{9-4} – анализ НшС; T_{9-5} – устранение неисправностей; T_{9-6} – продолжение работ; T_{9-7} – повтор операции; P_{13} – полученные параметры; P_{14} – контролируемый параметр; P_{15} – параметр “НЕНОРМА”; P_{16} – параметр “НОРМА”; P_{17} – ошибка измерения; P_{18} – нештатная ситуация; P_{19} – неустраняемая НшС; P_{20} – устранимая НшС; P_{21} – возврат к повтору операции

рения, поэтому требуется в некоторых случаях повторное измерение параметров, механизм управления срабатыванием перехода T_{9-3} на рис. 3 не показан для облегчения понимания модели.

В случае определения ситуации как НшС в переходе T_{9-3} модели происходит классификация НшС T_{9-4} и определение дальнейших мероприятий по выходу из нее T_{9-5} , что соответствует доработке M_0 объекта согласно модели безотказности и, соответственно, изменяет закон распределения длительности безотказного функционирования объекта.

Классификация НшС происходит, исходя из анализа сочетания значений параметров объекта эксплуатации – изделия РКТ, параметров технологической операции и характеристик работоспо-

собности средств технологического оснащения, измерительной аппаратуры и систем, по библиотеке НшС. Библиотека НшС состоит из перечня возможных НшС, составленного предприятием–изготовителем данного изделия РКТ или его системы на основе предварительного анализа возможных опасностей, отказов и ошибок операторов, которые могут быть обнаружены во время работ, и НшС, зафиксированных в результате опыта эксплуатации конкретного объекта [3].

При анализе возникшей НшС отрабатываются сначала наиболее вероятные НшС согласно тому этапу работ, на котором НшС определена. Так, например, для процесса подготовки УРМ на ТК классы НшС рассматриваются применительно к следующим этапам работ:

Примеры нештатных ситуаций и путей выхода из них

Наименование НшС	Возможные причины возникновения НшС	Средства идентификации НшС	Возможные последствия НшС	Мероприятия по выходу из НшС (способы выхода из НшС)	Примечания
Неправильно собрана электрическая схема НКС	Отсутствие контроля стыковки как на НКС, так и на БКС УРМ	НППК (невключение НППК для проверок БСУ)	Отсутствие возможности электрических проверок БСУ. Увеличение времени на подготовку изделия	Устранение ошибок при сборке схемы. Включение НППК для проверок БСУ	Этап подготовки НППК к проведению испытаний БСУ УРМ
Отсутствие давления консервации в баках после транспортировки	Негерметичность ПГС или горловин	Средства наземного технологического оборудования	Отмена пуска	Замена систем, блоков агрегатов, горловин	Замена систем, блоков агрегатов, горловин производится в заводских условиях
Нарушение штатного функционирования БСУ	Отказ в одном из блоков БСУ (БКП, БЦВК, БАДУ, БУП, ККП) или функционирования ДМТ, ЭК БКНО, ЭК БКНГ, ТЗК	Высвечивание на дисплее программного модуля красным цветом конкретного проверяемого блока. Анализ ТЛМ.	Увеличение времени на подготовку изделия на время поиска и устранения неисправности	Замена отказавшего блока и проведение повторных АИ по конкретному проверяемому блоку	Этап проведения АИ БКП, АИ БЦВК, АИ БАДУ, АИ БУП, АИ ККП, АИ ПЗ, КИ с записью ТЛМ
Принятые сокращения: АИ – автономные испытания; АИПЗ – автономные испытания по полетному заданию; БАДУ – блок автоматизации двигательной установки; БКП – блок контроля полетного задания; БКС – бортовая кабельная сеть; БСУ – бортовая система управления; БУП – блок управления приводами; БЦВК – бортовой цифровой вычислительный комплекс; ДМТ – двигатель малой тяги; КИ – комплексные испытания; ККП – комплекс командных приборов (системы управления); НКС – наземная кабельная сеть; НППК – наземный комплекс приборов контроля; НшС – нештатная ситуация; ПГС – пневмогидросистема; ТЗК – техническое задание на выполнение конкретного испытания изделия на стенде; ТЛМ – телеметрическая информация; УРМ – универсальный ракетный модуль; ЭК БКНГ – электропневмоклапан в системе горючего; ЭК БКНО – электропневмоклапан в системе окислителя					

• испытания сухого УРМ после доставки на ТК с завода-изготовителя, а также штатные испытания УРМ после его возврата (с ТК или СК) в случае замечаний, имевших место на последующих этапах проверок УРМ в составе космической головной части (КГЧ) или РКН;

- заправка баков "О";
- сборка и испытания КГЧ;
- сборка и испытания РКН, заправка баков "Г".

Предварительный анализ НшС проводится с целью определения возможных последствий методов идентификации и выработки мероприятий по выходу из таких ситуаций.

Результаты анализа нештатных ситуаций представляются в табличной форме, содержащей следующие сведения:

- наименование НшС, которое содержит физический смысл;
- причину возникновения НшС (отказы, ошибку оператора, нарушение расчетных условий пуска);

- этап подготовки, на котором рассматривается НшС;

- средства идентификации НшС и параметры, с помощью которых она обнаруживается;

- последствия НшС при непринятии мер по выходу из них;

- способы выхода из НшС;

- примечания, в которых дается дополнительная информация.

Фрагмент такого перечня НшС для процесса подготовки УРМ представлен в таблице.

Наиболее трудоемким является процесс разработки мероприятий по выходу из НшС, поэтому в модели предусмотрен механизм раскрытия перехода $T_{9.5}$ в отдельно описанную модель, что не противоречит теории сетей Петри.

Разработанная таким образом имитационная модель процесса подготовки РКТ на ТК и СК, основанная на совместном применении сетевых моделей и сетей Петри и учитывающая аспект возникновения НшС при проведении работ, в

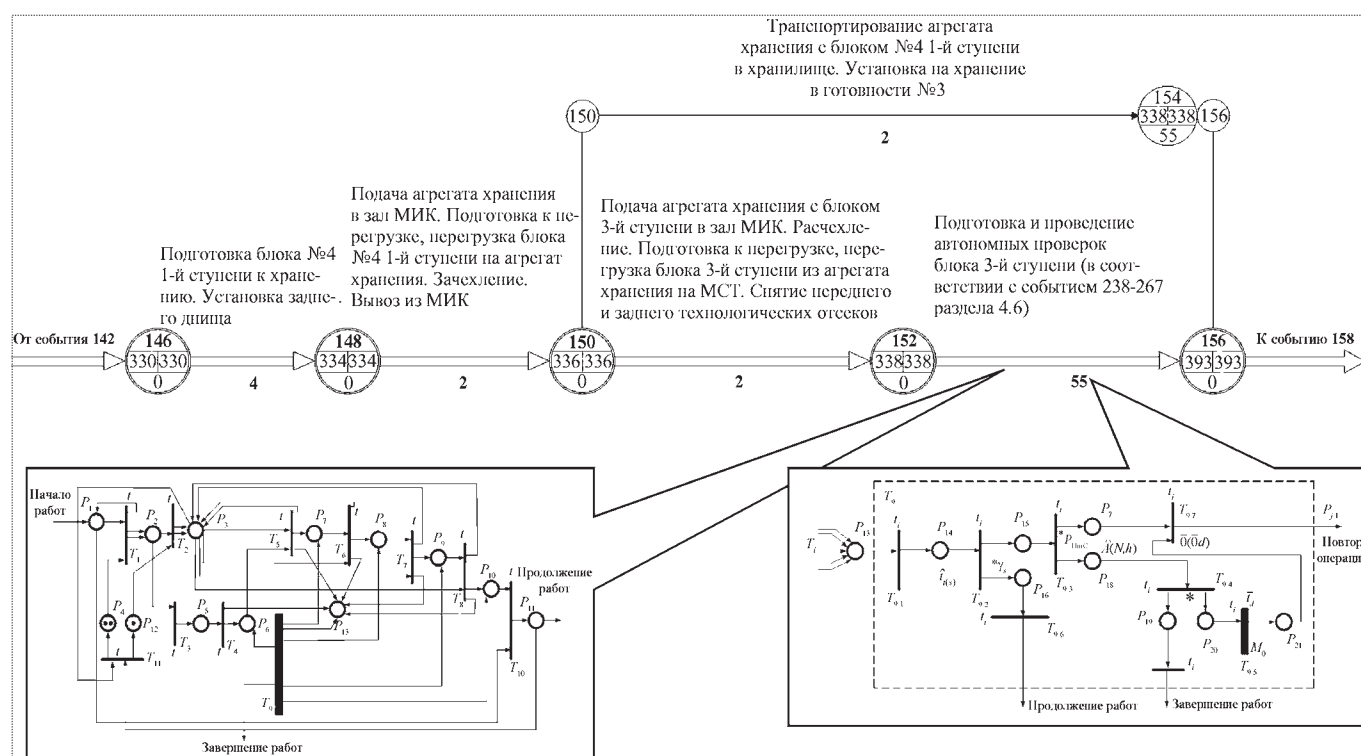


Рис. 4. Применение имитационной модели в виде сетей Петри при планировании работ по подготовке СЧ РН на ТК и СК

том числе заключительных контрольных операций функционирования систем РКТ, и мероприятий по выходу из таких ситуаций представлена на рис. 4. Эта модель позволяет:

- проводить предварительный анализ процесса подготовки, задавая в режиме вычислительного эксперимента перебор значений эксплуатационных характеристик и контролируемых параметров, формировать перечень возможных НшС и вырабатывать мероприятия не только по выходу из них, но и по предотвращению таких ситуаций;
- учитывать потери времени в случае обнаружения отказов;
- сократить время принятия решений при проведении работ, связанное с анализом ситуаций, классификацией НшС и выработкой мероприятий по выходу, учитывая опыт эксплуата-

ции данного КСр и данные предварительного анализа;

- построить процесс тренажа дежурного расчета, выполняющего работы по подготовке РКТ на ТК и СК;
- проверять подготовленность членов дежурного расчета к работам непосредственно перед их проведением.

Библиографический список

1. Альбрехт А.В., Бизяев Р.В., Владимиров А.В., Баталин Н.Н., Пущенко Н.Н. Информационная модель сопровождения лабораторно-стендовой отработки изделий РКТ // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2004. № 1. С. 47–53.
2. Питерсон Дж. Теория сетей Петри и моделирование систем: Пер. с англ. М.: Мир, 1984. 264 с.
3. Мусабаев Т.А., Ахматов И.И. Оценка деятельности расчетов на техническом и стартовом комплексах РКТ // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 12. С. 16–23.



МИХЕЕВ
Сергей Викторович —
генеральный конструктор
ОАО "Камов",
член-корреспондент РАН,
доктор техн. наук



НАУМОВ
Виктор Александрович —
заместитель начальника от-
дела ОАО "НПП "Звезда"
им. академика Г.И. Севери-
на", кандидат техн. наук



ПОЗДНЯКОВ
Сергей Сергеевич —
генеральный директор,
главный конструктор ОАО
"НПП "Звезда" им. академи-
ка Г.И. Северина"



РАФЕЕНКОВ
Владимир Михайлович —
заместитель главного кон-
структора ОАО "НПП "Звез-
да" им. академика Г.И. Се-
верина"

Комплекс средств аварийного спасения экипажа вертолета Ка-52

**С.В. Михеев, В.А. Наумов, С.С. Поздняков,
В.М. Рафеенков**

zvezda@hpp-zvezda.ru

В статье представлен новый комплекс средств аварийного спасения экипажа вертолета [1]. Комплекс позволяет покинуть аварийный вертолет методом катапультирования с помощью ракетно-парашютной системы, или, в случае аварийной посадки, снизить уровни действующих на экипаж ударных перегрузок за счет встроенного в кресло энергопоглощающего устройства.

Ключевые слова: средства аварийного спасения; катапультирование; аварийная посадка; энергопоглощающее кресло.

S.V. Mikheyev, V.A. Naumov, S.S. Pozdnyakov, V.M. Rafeenkov. Complex Of Emergency Escape Means For The Ka-52 Helicopter Crew

The article presents a new complex of emergency escape means for helicopter crews [1]. The complex makes it possible to eject from the helicopter in distress using a rocket-parachute system or, in case of helicopter emergency landing, reduce crew-affecting impact loads owing to an energy-absorbing device built in the seat.

Key words: emergency escape means; ejection; emergency landing; energy absorbing seat.

Боевой двухместный вертолет Ка-52. Всепогодный круглосуточный боевой вертолет Ка-52 (рис. 1) предназначен для уничтожения бронированных и небронированных наземных целей, малоскоростных воздушных целей, живой силы противника, для ведения разведки и управления группой боевых ударных вертолетов.

Ка-52 — усовершенствованная двухместная модификация серийного ударного вертолета Ка-50. Ка-52 имеет большие боевые возможности при работе ночью и в сложных метеоусловиях, чем одноместный Ка-50.

Ка-50 и Ка-52 — единственные в мире боевые вертолеты, оснащенные катапультными системами для спасения экипа-



Рис. 1. Вертолет Ка-52

жа. Конструкция вертолета соответствует требованиям российских и международных стандартов к боевым вертолетам и их технической эксплуатации.

В комплекс средств аварийного спасения экипажа вертолета Ка-52 входят следующие аварийные системы:

- 1) система отделения лопастей несущего винта вертолета;
- 2) система образования аварийных выходов для катапультирования экипажа;
- 3) ракетно-парашютные системы летчиков;
- 4) амортизационные кресла летчиков с системами фиксации и энергопоглощающими устройствами.

Система отделения лопастей. Серьезным препятствием для аварийного покидания вертолета методом катапультирования является несущий винт вертолета. Существует ряд предложений, как обойти вращающиеся лопасти винта при катапультировании, однако все они вызывают большие трудности (высокая стоимость, избыточная масса и др.) и в мировой практике не реализованы.

На вертолете Ка-52, как и на Ка-50, применена система отделения лопастей перед катапультированием экипажа. Она включает в себя шесть (по числу лопастей) устройств взрывного типа на основе детонирующих удлиненных зарядов. Разрушение основания лопастей винтов происходит практически мгновенно после приведения в действие системы катапультирования.



Рис. 2. Разрушенная лопасть вертолета



Рис. 3. Вертолет после срабатывания системы отделения лопастей

На рис. 2 показана разрушенная лопасть винта, а на рис. 3 — вертолет после срабатывания системы отделения лопастей в наземных испытаниях.

Система образования аварийного выхода (СОАВ). Образование аварийного выхода при катапультировании экипажа производится разрушением остекления фонаря кабины с помощью шнурового заряда взрывчатого вещества. На рис. 4 показана стенд-кабина с установленными створками и смонтированными на них устройствами разрушения остекления, являющимися частью системы образования аварийного выхода. Форма и величина заряда определяют размеры, направление движения и энергию оскол-



Рис. 4. Устройство разрушения остекления на створках кабины



Рис. 5. Фазы катапультирования

ков, образующихся при взрыве. На основе математического моделирования и испытаний выбраны форма и величина заряда, обеспечивающего разрушение остекления, а также приемлемые размеры и параметры движения осколков, безопасные для дальнейшего катапультирования летчиков. В испытаниях также был подтвержден допустимый уровень воздействия ударной волны на летчиков при взрыве устройства разрушения остекления.

Ракетно-парашютная система (РПС). Функцию катапультирова-

ния осуществляет ракетно-парашютная система, являющаяся дальнейшим развитием катапультиной системы К-37, установленной на вертолете Ка-50. Для приведения системы катапультирования в действие летчик выдергивает поручень катапультирования, расположенный на передней стенке чашки сиденья. Далее все операции, связанные с катапультированием, выполняются автоматически. Срабатывает система образования аварийного выхода и система отделения лопастей несущего винта вертолета. В образовавшийся проход выстреливается буксировочный ракетный двигатель с помощью встроенного в него пиротехнического стреляющего механизма. Своим движением двигатель вытягивает уложенный на спинке кресла буксировочный фал длиной около 3 м, соединяющий двигатель с подвесной системой летчика. После натяжения буксировочного

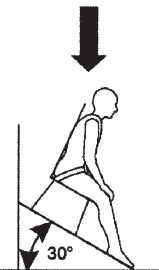
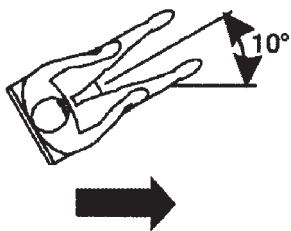
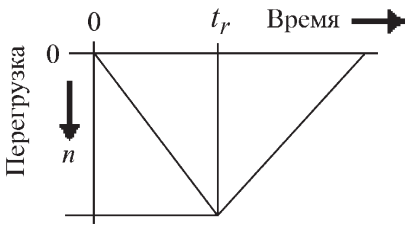
фала происходит отделение летчика от кресла, запуск двигателя и вытягивание летчика с парашютом из кабины. Направление отстрела двигателя обеспечивает безопасную траекторию движения летчика и элементов системы катапультирования в кабине и за ее пределами. В процессе движения в кабине траектория летчика формируется подвижными связями привязной-подвесной системы, расположенными в районе плеч и таза летчика, со специальными направляющими. Направляющие являются принадлежностью кресла.

Ракетный двигатель способен поднять летчика с уровня земли на высоту 40...50 м и сообщить ему скорость, достаточную для ввода в действие и наполнения парашюта, и обеспечить установившееся снижение на парашюте. Ввод парашюта происходит в процессе буксировки летчика за счет инерционных и аэродинамических сил, действующих на элементы парашютной системы [4].

На рис. 5 приведена кинограмма катапультирования манекена в испытаниях с уровня земли (с неподвижного стенда). Видны траектория и основные фазы катапультирования: запуск двигателя, буксировка манекена, ввод в действие парашюта, установившееся снижение.

Амортизационные кресла экипажа. Отличительной чертой ракетно-парашютной системы от традиционных катапультиных систем является то, что кресло при аварийном покидании вертолета не катапультируется вместе с летчиком, а остается в кабине. Это позволяет оснастить кресло энергопоглощающим устройством, которое в случае аварийной посадки (без катапультирования) существенно снижает уровень ударных перегрузок, действующих на летчика. Амортизационное кресло является дальнейшим развитием конструкций амортизационных кресел АК-2000 и "Памир", установленных на вертолетах Ка-226 и Ми-28 [2, 3].

Характеристики амортизационной системы кресла могут быть проиллюстрированы нормируемыми режимами динамических воздействий, при которых кресло обеспечивает снижение уровней нагрузок аварийной посадки до значений, допустимых для человека. Кресло успешно прошло испытания на соответствие нормативным воздействиям, приведенным в таблице.

Параметры воздействий	Испытание 1	Испытание 2
Направление инерционных сил манекена		
Минимальное изменение скорости при ударе ΔV , м/с	9,15	12,8
Максимальное время достижения пиковой перегрузки t_p , с	0,031	0,071
Минимальная пиковая перегрузка n	30	18,4
Испытательный импульс, моделирующий изменение по времени перегрузки вертолета t_p – время нарастания перегрузки; ΔV – изменение скорости в процессе удара; n – перегрузка, измеренная на испытательном приспособлении или тележке стенда около места установки кресла		

Были проведены испытания кресел с манекенами на перегрузки при аварийной посадке. Вертикальные перегрузки создавались торможением падающей платформы с помощью набора пенопластовых прокладок (рис. 6). Испытания на горизонтальный удар проводились на горизонтальной пиротехнической катапульте (рис. 7).



Рис. 6. Стенд для испытаний на вертикальный удар

Последовательность работы комплекса средств аварийного спасения. Испытания. Экипаж вертолета Ка-52 состоит из двух человек, сидящих в кабине рядом. Катапультирование членов экипажа вертолета производится одновременно, независимо от того, кто привел в действие систему спасения. Одновременно срабатывают система отделе-



Рис. 7. Стенд для испытаний на горизонтальный удар



Рис. 8. Стенд-кабина для испытаний на ракетной дорожке

ния лопастей несущего винта и система образования аварийных выходов. С небольшой задержкой, необходимой для отхода лопастей, срабатывают ракетно-парашютные системы каждого члена экипажа. На рис. 8 показана стенд-кабина с расположенными в ней манекенами перед испытаниями. Створки сняты. На рис. 9 демонстрируется стенд-кабина с установленными створками и устройствами разрушения остекления.

Было проведено катапультирование двух манекенов (минимальной и максимальной массы) из стенда-кабины вертолета Ка-52 для испытания системы разрушения остекления и ракетно-парашютной системы на ракетной дорожке при скорости движения стенда-кабины 350 км/ч (рис. 10).



Рис. 9. Створки кабины с устройством разрушения остекления



Рис. 10. Катапультирование манекенов из стенда-кабины, движущейся по ракетной дорожке со скоростью 350 км/ч

На кинограмме катапультирования (рис. 11) в аналогичных испытаниях при скорости движения стенда-кабины 90 км/ч видны фазы катапультирования: буксировка, ввод парашютов, их наполнение и установившееся снижение на парашютах.

Комплекс средств аварийного покидания вертолета Ка-52 на основе катапультильно-амортизаци-



Рис. 11. Катапультирование манекенов из стенда-кабины, движущейся по ракетной дорожке со скоростью 90 км/ч

онной системы успешно прошел полный цикл испытаний, показав при этом высокую эффективность. Амортизационные свойства кресла подтверждают динамические испытания в соответствии с расчетными случаями аварийной посадки, приведенными выше в таблице.

Ракетно-парашютная система обеспечивает спасение пилотов во всем диапазоне летных характеристик вертолета при скоростях полета до 350 км/ч и на режиме висения, у земли и на высотах до 6000 м.

В настоящее время комплекс средств аварийного покидания на основе катапультно-аморти-

зационной системы эксплуатируется в составе вертолетов Ка-52.

Библиографический список

1. Патент РФ № 2382722. Способ аварийного спасения летчика. 2008.
2. Severin G.I. Escape system for helicopter crews // Russian Air Force, aircraft & space review Air Fleet. № 8.
3. Наумов В.А. Амортизационные кресла экипажей летательных аппаратов // Всероссийский аэрокосмический журнал "Вестник авиации и космонавтики". 2002. № 5.
4. Патент РФ № 2371357. Способ ввода в действие парашюта и устройство для его осуществления. 2009.

XIII конференция РАКЦ

*22 октября 2010 г. в Роскосмосе состоялась XIII конференция
Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского*

В конференции участвовали 212 делегатов от 10 научных и четырех региональных отделений РАКЦ. С докладом о научной и организационной деятельности Академии выступил ее президент академик РАН А.С. Коротеев.

В докладе было отмечено, что со времени проведения XII конференции Академии (апрель 2009 г.) выполнен значительный объем работ по повышению результативности деятельности Академии и ее авторитета.

В соответствии с долгосрочными соглашениями с Роскосмосом и Космическими войсками, а также по взаимосогласованным планам с организациями ракетно-космической отрасли выполнен большой объем научно-исследовательских работ. Основные из них: системное обоснование международной аэрокосмической системы мониторинга глобальных геофизических явлений и прогнозирования природных и техногенных катастроф (МАКСМ);

обоснование проектного облика космической энергетической платформы на базе ядерного электроракетного модуля для решения космических задач отдаленной перспективы. Данное предложение вошло в состав Президентской инновационной программы.

Продолжалась организационная работа по расширению деятельности Академии с регионами России. В марте 2010 г. учреждено Саратовское региональное отделение Академии. Решается вопрос об образовании Казанского регионального отделения. Принимались меры по расширению участия региональных отделений в выполнении научно-исследовательских работ.

Активизировалась международная деятельность Академии, проведен ряд совместных международных конференций и симпозиумов.

Реализуются мероприятия по социальной поддержке ветеранов Академии, а также по различным формам поощрений членов Академии и ветеранов космонавтики.

Общероссийский научно-технический журнал "Полет" приобрел статус печатного органа Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского.

Делегаты, выступавшие на конференции, отмечали актуальность проведенных Академией исследований, говорили о вкладе ка-

ждого отделения в общий объем проделанных работ. Так, руководитель Санкт-Петербургского регионального отделения А.П. Ковалев сообщил о проведении под руководством ученых отделения представительного международного семинара по робототехнике.

Представитель Самарского регионального отделения И.В. Беллонов поделился опытом работы с молодежью по патриотическому воспитанию и космическому образованию.

Делегаты конференции единодушно одобрили деятельность президиума Академии за истекший период. В заключительной части конференции участники с большим вниманием выслушали доклад директора института астрономии РАН члена-корреспондента РАН Б.М. Шустова "Астероидная опасность — мифы и реальность".

Конференция постановила считать основными задачами на 2011 г.:

- организацию и проведение научно-технической деятельности Академии для решения ключевых проблем отечественной и мировой космонавтики, в том числе в рамках соглашений с Роскосмосом и Космическими войсками;
- проведение работ по Международной аэрокосмической системе (МАКСМ) и Транспортному энергетическому модулю (ТЭМ), считая их приоритетными научными направлениями деятельности Академии;
- подготовку и проведение очередной XIV конференции Академии. На конференцию целесообразно вынести вопросы о выборах новых членов Академии с привлечением молодых ученых и специалистов, об обновлении руководящих органов Академии и уточнении состава Совета ветеранов;
- расширение международного сотрудничества Академии, особенно при проведении совместных работ с рядом зарубежных стран по созданию Международной аэрокосмической системы МАКСМ;
- дальнейшее усиление патриотического воспитания и космического образования молодежи;
- развертывание планомерной работы по подготовке и проведению мероприятий по достойному празднованию 50-летия космического полета Ю.А. Гагарина и Года российской космонавтики.



КУРЕНКОВ
Владимир Иванович —
профессор Самарского го-
сударственного аэрокос-
мического университета,
доктор техн. наук

Оптимизация массы ракеты-носителя с боковыми ускорителями различных типов

В.И. Куренков

E-mail: kvi.48@mail.ru

Построены целевая функция и функции ограничений для ракет-носителей (РН) с боковыми ускорителями, имеющими различные энергетические характеристики. Предложен алгоритм расчета масс топлива, конструкции ракетных блоков и РН. Приведены результаты оптимизации массы прототипа существующей РН. Данная задача актуальна на начальных этапах проектирования, когда еще не все основные характеристики будущей РН определены.

Ключевые слова: ракета-носитель; стартовые ускорители; полезная нагрузка; характеристическая скорость; ракетные блоки; целевая функция; функции ограничений; стартовая масса.

V.I. Kurenkov. Optimization Of The Mass Of Carrier Rockets With Side Accelerators Of Various Types

The objective function and constraint functions for the launch vehicles (LV) with side accelerator (SA), which have different power characteristics, were constructed. The algorithm for calculating the mass of fuel, construction SA and LV was offered. Results of mass optimization of the prototype of the existing LV are presented. This problem is up-to-date in the early stages of design, when not all the main characteristics of a future launch vehicle are defined.

Key words: launch vehicle; accelerator; payloads; the characteristics velocity; missile components; the objective function; constraint function; launch mass.

Одним из способов повышения грузоподъемности существующих ракет-носителей (РН) является их модернизация путем установки дополнительных боковых ракетных блоков (стартовых ускорителей) или создание новой РН, составляемой из унифицированных ракетных блоков (РБ). При этом стартовые ускорители (ракетные блоки) могут иметь различные энергетические характеристики, как, например, у некоторых модификаций РН "Delta" (США), Н-2А-2022 (Япония), "Великий поход 5" (КНР).

При проектировании нового семейства РН со стартовыми ускорителями различных типов актуальна задача оптимизации масс РБ в целях обеспечения минимальной стартовой массы РН.

При модернизации РН путем установки боковых стартовых ускорителей возникает другой вопрос: насколько эффективно применение имеющихся ускорителей с заданными энергетическими характеристиками? Для ответа на этот вопрос необходимо сравнить массу ракеты-прототипа с оптимальной проектной массой РН.

Аналитическое решение задачи оптимизации для рассматриваемой конфигурации РН затруднительно из-за громоздкости аналитических преобразо-

ваний. Исключение составляет схема РН с последовательным соединением ракетных блоков, для которой использование метода неопределенных множителей Лагранжа приводит к простому решению [1–3].

В работе [3] предложен подход для оптимизации стартовой массы РН с боковыми стартовыми ускорителями одного типа. В качестве параметров оптимизации использовались отношения массы топлива РБ к массе полезной нагрузки. С помощью таких параметров стало возможным построение целевой функции и функций ограничений для оптимизации стартовой массы РН со сложной конфигурацией. В данной статье этот подход развивается применительно к оптимизации стартовой массы РН с боковыми ускорителями двух типов, которые имеют различные энергетические характеристики.

Постановка задачи. Необходимо отыскать такое распределение масс по ракетным блокам, при котором стартовая масса ракеты минимальна при заданной потребной характеристической скорости РН и заданной массе полезной нагрузки (ПН), что равносильно определению минимального отношения стартовой массы РН к массе ПН при заданной потребной характеристической скорости РН.

Задача оптимизации сводится к однокритериальной задаче на условный экстремум:

$$p_0 = \frac{m_{01}}{m_{\text{ПН}}} \rightarrow \min, \quad (1)$$

где m_{01} — стартовая масса РН; $m_{\text{ПН}}$ — масса полезной нагрузки, при ограничениях вида

$$m_{\text{ПН}} = \text{const}; \quad V_x^{\text{расп}} \geq V_x^{\text{потр}}, \quad (2)$$

где $V^{\text{потр}}$, $V^{\text{расп}}$ — соответственно потребная и располагаемая характеристические скорости РН для выведения ПН на требуемую расчетную орбиту.

Типовая конструктивная схема РН с ускорителями двух различных типов представлена на рис. 1. В общем случае число ускорителей каждого типа может быть больше двух и определяется из условий симметрии.

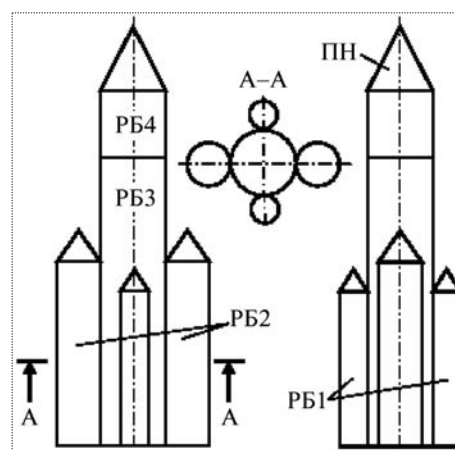


Рис. 1. Типовая конструктивная схема РН с различными стартовыми ускорителями

Расчетная схема представлена на рис. 2. На рисунке используются обозначения, которые будут понятны из дальнейшего изложения. На схеме каждые отдельные типы ускорителей независимо от их реального числа представлены в виде одного так называемого приведенного ракетного бло-

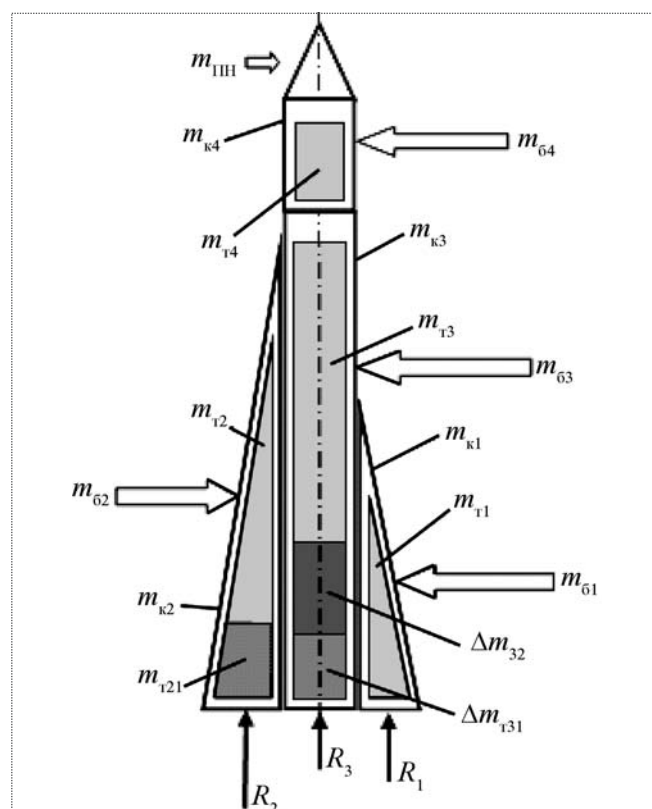


Рис. 2. Расчетная схема для оптимизации массы РБ и стартовой массы РН

ка. Это сделано для упрощения математических выкладок. После оптимизации массу и тягу двигателей приведенных ускорителей следует перераспределить на соответствующее число реальных ракетных блоков.

Уточним понятие "ступеней" для рассматриваемой схемы. Будем считать, что ускорители, которые отделяются первыми, являются РБ первой ступени, а ускорители, которые отделяются вторыми, — РБ второй ступени. Центральный блок является РБ третьей ступени, а верхний — РБ четвертой ступени.

Целевая функция задачи. Стартовую массу РН можно представить в виде суммы:

$$m_{01} = m_{\text{РН}} + \sum_{i=1}^N m_{\text{би}}, \quad (3)$$

где $m_{\text{би}}$ — масса полностью заправленных ракетных блоков i -х ступеней РН; N — число ступеней.

Отсюда для (1) имеем

$$p_0 = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{m_{\text{би}}}{m_{\text{РН}}}. \quad (4)$$

Массу i -го РБ $m_{\text{би}}$ выразим из соотношения для конструктивной характеристики РБ [3]

$$s_i = \frac{m_{\text{би}}}{m_{\text{би}} - m_{\text{ти}}},$$

где $m_{\text{ти}}$ — масса топлива РБ i -й ступени РН:

$$m_{\text{би}} = \frac{s_i}{s_i - 1} m_{\text{ти}}. \quad (5)$$

Отсюда

$$p_0 = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{s_i - 1} \frac{m_{\text{ти}}}{m_{\text{РН}}}. \quad (6)$$

Если ввести обозначение

$$x_i = \frac{m_{\text{ти}}}{m_{\text{РН}}}, \quad (7)$$

то получим целевую функцию

$$p_0 = 1 + \sum_{i=1}^N \frac{s_i}{s_i - 1} x_i. \quad (8)$$

Переменные x_i являются параметрами оптимизации, конструктивные характеристики РБ считаются известными (на основе статистических данных).

Функции ограничений задачи. Располагаемая характеристическая скорость РН

$$V_{\text{расп}} = w_{123} \ln z_1 + w_{23} \ln z_2 + w_3 \ln z_3 + w_4 \ln z_4, \quad (9)$$

где z_1, z_2, z_3, z_4 — числа Циолковского соответствующих ступеней; w_{123} — осредненный удельный импульс от двигателей РБ первой, второй и третьей ступеней; w_{23} — осредненный удельный импульс от двигателей РБ второй и третьей ступеней.

Тогда ограничение (2) примет вид

$$V_{\text{потр}} - w_{123} \ln z_1 - w_{23} \ln z_2 - w_3 \ln z_3 - w_4 \ln z_4 \leq 0. \quad (10)$$

По определению удельный импульс равен отношению тяги ракетного двигателя R_i к расходу топлива в единицу времени (секундному расходу топлива) m_i^c , т.е.

$$w_i = \frac{R_i}{m_i^c}. \quad (11)$$

Поскольку на участке полета первой ступени работают двигатели РБ первой, второй и третьей ступеней одновременно, то осредненный удельный импульс

$$w_{123} = \frac{R_1 + R_2 + R_3}{m_1^c + m_2^c + m_3^c},$$

где R_1, R_2, R_3 — тяги двигателей РБ соответствующих ступеней РН; m_1^c, m_2^c, m_3^c — секундные расходы топлива из РБ соответствующих ступеней.

С учетом (11) получим

$$w_{123} = \frac{\frac{R_1}{w_1} + \frac{R_2}{w_2} + \frac{R_3}{w_3}}{\frac{R_1}{w_1} + \frac{R_2}{w_2} + \frac{R_3}{w_3}}. \quad (12)$$

Введем дополнительные проектные параметры:

$\alpha_{21} = R_2 / R_1$ — соотношение тяг двигателей РБ второй и первой ступени РН;

$\alpha_{31} = R_3 / R_1$ — соотношение тяг двигателей РБ третьей и первой ступеней.

С учетом этих параметров выражение (12) примет вид

$$w_{123} = \frac{w_1 w_2 w_3 (1 + \alpha_{21} + \alpha_{31})}{w_2 w_3 + \alpha_{21} w_1 w_3 + \alpha_{31} w_1 w_2}. \quad (13)$$

На второй ступени работают двигатели РБ второй и третьей ступеней одновременно, поэтому удельный импульс этой ступени равен

$$w_{23} = \frac{R_2 + R_3}{m_2^c + m_3^c},$$

или

$$w_{23} = \frac{w_2 w_3 (1 + \alpha_{32})}{w_3 + \alpha_{32} w_2}, \quad (14)$$

где $\alpha_{32} = R_3 / R_2$ — соотношение тяг двигателей РБ третьей и второй ступеней.

Выразим числа Циолковского в (10) через параметры оптимизации x_i . Числа Циолковского следует определять не только с учетом РБ, относящихся конструктивно к тем или иным ступеням РН, но и с учетом массы выработанного или оставшегося в них топлива на моменты начала и конца работы различных ступеней РН.

Число Циолковского первой ступени

$$z_1 = \frac{m_{01}}{m_{к1}} = \frac{m_{01}}{m_{01} - m_{т1} - \Delta m_{т21} - \Delta m_{т31}}, \quad (15)$$

где m_{01} и $m_{к1}$ — начальная и конечная массы первой ступени соответственно; $m_{т1}$ — масса топлива ракетного блока первой ступени; $\Delta m_{т21}$ — масса топлива, израсходованного из баков РБ второй ступени за время работы РБ первой ступени; $\Delta m_{т31}$ — масса топлива, израсходованного из баков РБ третьей ступени за время работы РБ первой ступени.

Выразим параметры $\Delta m_{т21}$ и $\Delta m_{т31}$ через удельные импульсы и массы топлива соответствующих РБ.

Для $\Delta m_{т21}$ имеем

$$\Delta m_{т21} = m_2^c t_1 = m_2^c \frac{m_{т1}}{m_1^c},$$

где t_1 — время работы РБ первой ступени.

С учетом (11) и α_{21} получим

$$\Delta m_{т21} = \frac{R_2}{w_2} \frac{m_{т1}}{R_1 / w_1} = \frac{\alpha_{21} w_1}{w_2} m_{т1}. \quad (16)$$

По аналогии

$$\Delta m_{т31} = \frac{\alpha_{31} w_1}{w_3} m_{т1}. \quad (17)$$

С учетом (16), (17) для z_1 имеем выражение

$$z_1 = \frac{m_{01} / m_{пн}}{\frac{m_{01}}{m_{пн}} - \frac{m_{т1}}{m_{пн}} - \frac{\alpha_{21} w_1}{w_2} \frac{m_{т1}}{m_{пн}} - \frac{\alpha_{31} w_1}{w_3} \frac{m_{т1}}{m_{пн}}}.$$

Учитывая (4), (6) и (7), получим

$$z_1 = \frac{1 + \sum_{i=1}^4 \frac{s_i x_i}{s_i - 1}}{1 + \sum_{i=1}^4 \frac{s_i x_i}{s_i - 1} - x_1 - \frac{\alpha_{21} w_1}{w_2} x_1 - \frac{\alpha_{31} w_1}{w_3} x_1}. \quad (18)$$

Число Циолковского второй ступени будем находить с учетом того, что она начинает работу при неполных баках РБ второй и третьей ступеней и заканчивает — при неполных баках РБ третьей ступени, т.е.

$$z_2 = \frac{m_{н2}}{m_{к2}} = \frac{m_{02} - \Delta m_{т21} - \Delta m_{т31}}{m_{02} - m_{т2} - \Delta m_{т3}}, \quad (19)$$

где $m_{н2}$ и $m_{к2}$ — начальная и конечная массы второй ступени соответственно; m_{02} — масса РН без ускорителей первого типа и с полностью заправленными баками центрального блока и стартового ускорителя второго типа; $\Delta m_{т3}$ — масса топлива, израсходованного из баков РБ третьей ступени за время работы двигателей РБ второй ступени.

Для $\Delta m_{т3}$ имеем

$$\Delta m_{\tau 3} = m_3^c t_2 = m_3^c \frac{m_{\tau 2}}{m_2^c},$$

где t_2 — время работы РБ второй ступени, или

$$\Delta m_{\tau 3} = m_3^c \frac{m_{\tau 2}}{m_2^c} = \frac{R_3 / w_3}{R_2 / w_2} m_{\tau 2} = \frac{\alpha_{32} w_2}{w_3} m_{\tau 2}.$$

Для z_2 получим выражение

$$z_2 = \frac{1 + \sum_{i=2}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - \frac{\alpha_{21} w_1}{w_2} x_1 - \frac{\alpha_{31} w_1}{w_3} x_1}{1 + \sum_{i=2}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - x_2 - \alpha_{32} \frac{w_2}{w_3} x_2}. \quad (20)$$

Третья ступень начинает полет также при полных баках центрального блока. Число Циолковского третьей ступени будет определяться так:

$$\begin{aligned} V_x^{\text{потр}} - w_{123} \ln \left(\frac{1 + \sum_{i=1}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i}{1 + \sum_{i=1}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - x_i - \frac{\alpha_{21} w_1}{w_2} x_1 - \frac{\alpha_{31} w_1}{w_3} x_1} \right) - \\ - w_{23} \ln \left(\frac{1 + \sum_{i=2}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - \frac{\alpha_{21} w_1}{w_2} x_1 - \frac{\alpha_{31} w_1}{w_3} x_1}{1 + \sum_{i=2}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - x_2 - \alpha_{32} \frac{w_2}{w_3} x_2} \right) - w_3 \ln \left(\frac{1 + \sum_{i=3}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - \frac{\alpha_{32} w_2}{w_3} x_2}{1 + \sum_{i=3}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - x_3} \right) - \\ - w_4 \ln \left(\frac{1 + \frac{s_4}{s_4 - 1} x_4}{1 + \frac{s_4}{s_4 - 1} x_4 - x_4} \right) \leq 0. \end{aligned} \quad (23)$$

$$z_3 = \frac{m_{\text{н} 3}}{m_{\text{к} 3}} = \frac{m_{03} - \Delta m_{\tau 3}}{m_{03} - m_{\tau 3}},$$

где $m_{\text{н} 3}$ и $m_{\text{к} 3}$ — начальная и конечная массы третьей ступени соответственно; m_{03} — масса РН без ускорителей первого и второго типов и с полностью заправленными баками центрального блока, или

$$z_3 = \frac{1 + \sum_{i=3}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - \frac{\alpha_{32} w_2}{w_3} x_2}{1 + \sum_{i=3}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i - x_3}. \quad (21)$$

Число Циолковского четвертой ступени РН находится с учетом того, что ступень начинает ра-

боту с полностью заправленными баками РБ, а кончает с пустыми:

$$z_4 = \frac{m_{\text{н} 4}}{m_{\text{к} 4}} = \frac{1 + \frac{s_4}{s_4 - 1} x_4}{1 + \frac{s_4}{s_4 - 1} x_4 - x_4}, \quad (22)$$

где $m_{\text{н} 4}$ и $m_{\text{к} 4}$ — начальная и конечная массы четвертой ступени соответственно.

Функция ограничений (10) относительно переменных x_i примет вид

Введем еще два ограничения, которые отражают сущность того обстоятельства, что начальные значения перегрузок боковых РБ, если рассматривать их как самостоятельные ракеты (первую квазиракету), должны быть больше значений перегрузок ускоряемых составных частей ракеты, если их также рассматривать как самостоятельные ракеты (вторую квазиракету) без соответствующих боковых ускорителей. В противном случае боковые блоки будут не ускорять, а тормозить движение ракеты в целом.

Это ограничение можно выразить следующим образом:

$$q_2 = n_{x02}^* - n_{x01}^* < 0, \quad (24)$$

где n_{x02}^* — начальная перегрузка второй квазиракеты; n_{x01}^* — начальная перегрузка первой квазиракеты.

Выразим значения перегрузок через параметры x_i , учитывая, что начальные перегрузки квазиракет равны отношениям тяг двигателей соответствующих квазиракет к их весу.

Преобразуем выражения для перегрузок, учитывая (5) и (7) и обозначения $\alpha_{32} = R_3 / R_2$:

$$n_{x01}^* = \frac{R_1}{g_0 m_{61}} = \frac{R_1 / m_{\text{ПН}}}{g_0 \frac{m_{61}}{m_{\text{ПН}}}} = \frac{R_1 / m_{\text{ПН}}}{g_0 \frac{s_1}{s_1 - 1} x_1};$$

$$n_{x02}^* = \frac{R_2 + R_3}{g_0 \left(m_{\text{ПН}} + \sum_{i=2}^4 m_{6i} \right)} = \frac{(R_2 / m_{\text{ПН}}) (1 + \alpha_{32})}{g_0 \left(1 + \sum_{i=2}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i \right)}.$$

Подставляем эти выражения в (24) и, учитывая обозначение $\alpha_{32} = R_3 / R_2$, получаем

$$q_2 = \alpha_{21} (1 + \alpha_{32}) \frac{s_1}{s_1 - 1} x_1 - \left(1 + \sum_{i=2}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i \right) < 0. \quad (25)$$

Рассуждая аналогично для РБ второй ступени (боковых ускорителей с большим временем работы двигателей), можно получить следующую функцию ограничений:

$$q_3 = \alpha_{32} \frac{s_2}{s_2 - 1} x_2 - \left(1 + \sum_{i=3}^4 \frac{s_i}{s_i - 1} x_i \right) < 0. \quad (26)$$

Кроме того, следует составить еще несколько функций ограничений, сущность которых сводится к тому, что числа Циолковского физически не могут быть меньше единицы, или из реализуемых в настоящее время значений этих чисел (по статистике)

$$z_i > 1, \quad z_i < 10; \quad i = \overline{1, 4}. \quad (27)$$

Задача оптимизации. Получена задача математического программирования следующего вида: отыскать значения параметров x_i , которые соответствовали бы минимуму целевой функции (6) с учетом ограничений (23), (25), (26) и ограничений типа (27).

Задача может быть решена численным методом, например с использованием системы Mathcad. Расчет масс составных частей РН производится в следующей последовательности:

$$m_{ti} = m_{\text{ПН}} x_i, \quad (28)$$

$$m_{ki} = m_{6i} - m_{ti}, \quad (29)$$

где m_{ki} — масса конструкции i -го РБ.

Стартовая масса РН подсчитывается по формуле (3).

Верификация моделей. В качестве тестовой ракеты-носителя использовалась японская Н-2А-2022, которая имеет две пары стартовых ускорителей с различными характеристиками [4]. Ее конструктивная схема похожа на схему, представленную на рис. 1. Эта РН имеет стартовую массу 321 т без ПН и выводит полезную нагрузку массой 3,0 т на эллиптическую орбиту с высотой перигея — 281,55 км, высотой апогея — 232 960 км (без поворота плоскости орбиты). Некоторые характеристики РН, необходимые для расчета, приведены в табл. 1. В этой таблице содержатся суммарные массовые и тяговые характеристики двух боковых блоков каждого типа.

По исходным значениям масс были рассчитаны параметры s_i, x_i, z_i , которые также представлены в табл. 1. Масса головного обтекателя (ГО) составляет 1,40 т. Она условно отнесена к массе РБ третьей ступени и учтена при расчете конструктивной характеристики s_3 , так как сброс ГО происходит на участке работы РБ третьей ступени.

Располагаемая характеристическая скорость, рассчитанная с использованием формул Циолковского (9) и учетом данных, приведенных в

Таблица 1
Характеристики РБ РН Н-2А-2022

Характеристика	Ракетные блоки различных ступеней РН			
	1-й	2-й	3-й	4-й
m_{6i} , т	31,0	154,0	114,0	20,0
m_{ti} , т	26,0	132,0	101,0	17,0
w_i , М/с	2820	2810	4400	4480
R , кН	1490	4520	1100	137
t_i , с	60	100	390	530
s_i	6,200	7,000	8,014	6,667
x_i	8,667	44,00	33,667	5,667
z_i	1,580	1,431	3,143	3,833

табл. 1, составила 12 530 м/с. Если в формулу (9) вместо чисел Циолковского подставить выражения (18), (20), (21) и (22) с учетом значений s_i и x_i , приведенных в табл. 1, получается то же самое значение скорости.

Потребная характеристическая скорость, рассчитанная по методике, приведенной в [3], с учетом потерь от действия гравитационных, аэродинамических и других сил (от минимальных до максимальных), составляет от 12 483 до 12 783 м/с. В тестовых расчетах она принималась равной располагаемой характеристической скорости, т.е. 12 530 м/с.

Отметим, что в табл. 1 приведены максимальные значения удельных импульсов и тяг двигателей — для вакуума. В тестовых расчетах использовались скорректированные средние значения удельных импульсов и тяг стартовых ускорителей и центрального блока по высоте полета. Для боковых блоков принималось снижение тяги двигателей (по статистике) на 15 %, а для центрального — на 12 %.

Для верификации моделей в части оптимизации масс ракетных блоков РН были введены дополнительные ограничения для сужения диапазона варьирования чисел Циолковского ($1,579 \leq z_1 \leq 1,581$; $1,430 \leq z_2 \leq 1,432$; $3,142 \leq z_3 \leq 3,144$; $3,832 \leq z_4 \leq 3,834$).

Результаты оптимизации масс РН с этими дополнительными ограничениями в системе Mathcad представлены в табл. 2.

Сравнивая исходные данные, приведенные в табл. 1, и результаты расчетов, приведенные в табл. 2, приходим к выводу, что эти данные близки.

Оптимизация РН. Оптимизировалась гипотетическая РН, прототипом которой была РН Н-2А-2022. Данная РН выполняет поставленные перед ней задачи по выводу полезных нагрузок различной массы на требуемые расчетные орбиты. Наша задача — показать работоспособность моделей оптимизации стартовой массы РН с такой же конфигурацией.

Из характеристик РН Н-2А-2022 были заимствованы масса ПН, располагаемая характеристическая скорость, удельные импульсы и конст-

Таблица 2
Расчетные характеристики РБ РН Н-2А

РБ	$m_{6i}, \text{Т}$	$m_{Ti}, \text{Т}$	x_i	z_i
1-й ступени	30,99	25,99	8,664	1,580
2-й ступени	154,05	132,04	44,015	1,431
3-й ступени	115,31	100,92	33,639	3,143
4-й ступени	19,99	17,00	5,665	3,833

руктивные характеристики РБ. При оптимизации были сняты все дополнительные ограничения по числам Циолковского, которые использовались для верификации моделей. Результаты расчетов с использованием системы Mathcad представлены в табл. 3.

Таблица 3
Оптимальные значения характеристик РБ

РБ	$m_{6i}, \text{Т}$	$m_{Ti}, \text{Т}$	x_i	z_i
1-й ступени	15,68	13,15	4,384	1,255
2-й ступени	85,18	73,01	24,337	1,193
3-й ступени	169,73	148,55	49,518	3,967
4-й ступени	22,00	18,70	6,234	3,968

Оптимальная стартовая масса РН с ПН получилась равной 295,6 т. Экономия массы по сравнению с прототипом составляет 28,4 т. Сравнивая массы ракетных блоков оптимальной РН и прототипа, видим, что они отличаются, причем перераспределение масс осуществляется от РБ с низкими удельными импульсами топлива к РБ с более высокими удельными импульсами.

Библиографический список

1. **Конструкция** летательных аппаратов / В.Л. Бельский, И.П. Власов, В.Н. Зайцев и др.; под ред. проф. С.Н. Кана. М.: Оборонгиз, 1963. 710 с.
2. **Москаленко Г.М.** Инженерные методы проектирования в ракетодинамике. М.: Машиностроение, 1974. 392 с.
3. **Куренков В.И., Юмашев Л.П.** Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2005. 178 с.
4. **Черный И.** Огненная колесница для принцессы // Новости космонавтики. 2007. № 11 (298). С. 25–26.

Аналитическое описание неисправного состояния объекта контроля

М.О. Агафонова, А.С. Васин, Г.Л. Усов

E-mail: info@tmnpo.ru

Изложен аналитический способ определения элементов ковариационных матриц, которые используются для описания неисправных состояний жидкостного ракетного двигателя. Предложенный способ может быть использован во всех случаях, если известны внутренние характеристики агрегатов двигателя.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель; описание неисправного состояния; ковариации; аналитический способ.

M.O. Agafonova, A.S. Vasin, G.L. Usov. Analytical Descriptions Of Malfunctioning Object Of Control

The article reviews an analytical method of studying covariance matrixes for the sake of making descriptions of malfunctions in liquid-propellant rocket engines. The method under discussion is applied in all situations if internal parameters of engine accessories are known.

Key words: liquid propellant rocket engine; defective condition description; covariance; analytical method.

Предлагаемый способ описания неисправного состояния удобно рассматривать на примере конкретного объекта контроля. Пусть таким объектом будет жидкостный ракетный двигатель (ЖРД). Любая неисправность ЖРД всегда однозначно отличается от других неисправностей своими первичными признаками — физическими изменениями конструкции двигателя, изменениями характеристик агрегатов, значениями утечек компонентов и др. Однако одна из особенностей эксплуатации ЖРД состоит как раз в том, что в подавляющем большинстве случаев во время его работы (а часто и по окончании его работы) первичные признаки наблюдать невозможно. С другой стороны, из многолетнего опыта производства и эксплуатации двигателей, анализа данных физического и математического моделирования известно, что каждому сочетанию первичных признаков соответствуют определенные значения измеряемых параметров — сигналы на выходе информационно-измерительной системы $y^{(1)}(\tau)$, $y^{(2)}(\tau)$, ..., $y^{(p)}(\tau)$. Эти сигналы используются в качестве исходной информации при функциональном диагностировании состояния ЖРД.

Если различным неисправностям соответствует различный характер поведения сигналов и с помощью этих сигналов можно различать неисправности, это значит, что сигналы $y^{(1)}(\tau)$, $y^{(2)}(\tau)$, ..., $y^{(p)}(\tau)$ обладают такими особенностями, которые могут быть использованы для диагностирования состояния ЖРД. Эти особенности сигналов принято называть вторичными признаками



АГАФОНОВА
Мария Олеговна —
инженер ФГУП "НПО
"Техномаш"



ВАСИН
Анатолий Сергеевич —
главный научный сотрудник
ФГУП "НПО "Техномаш",
профессор, доктор
техн. наук



УСОВ
Генрих Леонидович —
ведущий научный сотрудник
ФГУП "НПО "Техномаш",
доцент, кандидат
техн. наук

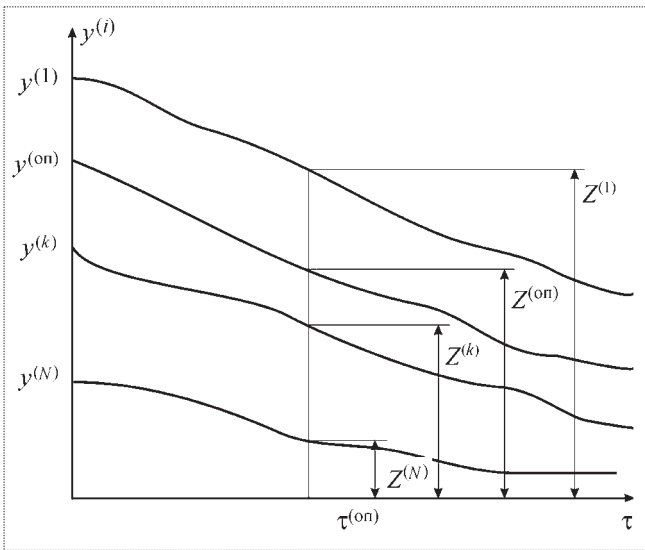


Схема образования признаков

(далее — признаки), которые формируются кодированием сигналов по некоторому правилу.

В настоящей статье рассматривается количественный признак $Z^{(k)}$, $k = 1, 2, \dots, N$, который принимает значение измеренного сигнала $y^{(k)}(\tau)$ в момент достижения одним из N сигналов, принятым в качестве опорного $y^{(on)}(\tau)$, определенно-заранее заданного значения $Z^{(on)}$. Схема образования количественных признаков показана на рисунке.

Признак $Z^{(k)}$, $k = 1, 2, \dots, N$, некоторого неисправного состояния является функцией ряда случайных величин и, таким образом, также является величиной случайной. В общем случае

$$Z^{(k)} = Z^{(k)}(x^{(1)}, x^{(2)}, \dots, x^{(n)}; u^{(1)}, u^{(2)}, \dots, u^{(m)}; v^{(1)}, v^{(2)}, \dots, v^{(f)}; \varphi_{\Sigma}; \psi_{\Sigma}; \tau_{ab}; Z_{мет}^{(k)}), \quad (1)$$

где $x^{(1)}, x^{(2)}, \dots, x^{(n)}$ — статические характеристики отдельных деталей, агрегатов двигателя; $u^{(1)}, u^{(2)}, \dots, u^{(m)}$ — динамические характеристики агрегатов; $v^{(1)}, v^{(2)}, \dots, v^{(f)}$ — внешние факторы (кроме φ и ψ); φ и ψ — углы поворота вала привода регулятора системы регулирования кажущейся скорости (РКС) и дросселя системы опорожнения баков (СОБ); τ_{ab} — время от момента появления первичных признаков до момента достижения опорным сигналом уровня $Z^{(on)}$ (см. рисунок), в общем случае

$$\tau_{ab} = \tau_{ab}(x^{(1)}, x^{(2)}, \dots, x^{(n)}; u^{(1)}, u^{(2)}, \dots, u^{(m)}; v^{(1)}, v^{(2)}, \dots, v^{(f)}; \varphi_{\Sigma}; \psi_{\Sigma}; \tau_{ab}; Z_{мет}^{(on)}); \quad (2)$$

$Z_{мет}^{(on)}$, $Z_{мет}^{(k)}$ — методические погрешности определения опорного уровня и признака, включающие также погрешность моделирования, которые учитываются как случайные аддитивные помехи.

С учетом (2) выражение (1) запишется в виде

$$Z^{(k)} = Z^{(k)}[x^{(1)}, x^{(2)}, \dots, x^{(n)}; u^{(1)}, u^{(2)}, \dots, u^{(m)}; \varphi_{\Sigma}; \psi_{\Sigma}; v^{(1)}, v^{(2)}, \dots, v^{(f)}; \tau_{ab}(x^{(1)}, x^{(2)}, \dots, x^{(n)}; u^{(1)}, u^{(2)}, \dots, u^{(m)}; \varphi_{\Sigma}; \psi_{\Sigma}; v^{(1)}, v^{(2)}, \dots, v^{(f)}; Z_{мет}^{(on)}); Z_{мет}^{(k)}]. \quad (3)$$

При таком представлении зависимости признаков от аргументов описанием неисправного состояния является совместная плотность распределения признаков и задача построения описания сводится к решению задачи установления вида этой плотности и вычисления числовых значений ее характеристик.

Известно, что при нормальной работе двигателя на режимах, близких к номинальному, зависимость измеренных в любой момент времени параметров от аргументов в диапазоне изменения этих аргументов близка к линейной. С другой стороны, исследования показали, что в подавляющем большинстве случаев разброс внутримоторных характеристик вследствие технологических отклонений, возникающий при изготовлении и настройке отдельных элементов двигателя, разброс внешних факторов и составляющие погрешности отдельных звеньев информационно-измерительной системы аппроксимируются нормальным усеченным законом, который характеризуется плотностью распределения вида

$$f(x) = \begin{cases} 0 & \text{при } x \leq x_*; \\ D \frac{1}{\sigma_x \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x - m_x)^2}{2\sigma_x^2}} & \text{при } x_* < x \leq x_0; \\ 0 & \text{при } x > x_0, \end{cases} \quad (4)$$

где x — случайная величина; $[x_*, x_0]$ — интервал существования случайной величины x ; D — коэффициент, подбираемый таким образом, чтобы инте-

грал (4) по x был равен единице ($x \in [x_0, x_*]$); m_x, σ_x — математическое ожидание и среднее квадратическое отклонение случайной величины x .

Если теперь допустить, что признаки $Z^{(1)}, Z^{(2)}, \dots, Z^{(N)}$ для любого состояния и некоторого $Z^{(\text{оп})}$ также связаны с аргументами линейной либо почти линейной зависимостью в диапазоне допустимого (в соответствии с технологией изготовления и условиями на эксплуатацию) изменения аргументов, то они также распределены нормально. В таком случае статистическим описанием состояния является многомерная нормальная плотность распределения признаков

$$W\left(\frac{Z}{d}\right) = \frac{1}{(2\pi)^{\frac{1}{2}N} |\Sigma|^{\frac{1}{2}}} \exp\left[-\frac{1}{2} (Z - \mu_Z)' \Sigma^{-1} (Z - \mu_Z)\right],$$

где μ_Z — вектор математических ожиданий признаков,

$$\mu_Z = \begin{bmatrix} m_{Z^{(1)}} \\ m_{Z^{(2)}} \\ \dots \\ m_{Z^{(N)}} \end{bmatrix};$$

Σ — ковариационная матрица,

$$\Sigma = \begin{bmatrix} D_{Z^{(1)}} & K_{Z^{(1)}Z^{(2)}} & \dots & K_{Z^{(1)}Z^{(N)}} \\ K_{Z^{(2)}Z^{(1)}} & D_{Z^{(2)}} & \dots & K_{Z^{(2)}Z^{(N)}} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ K_{Z^{(N)}Z^{(1)}} & K_{Z^{(N)}Z^{(2)}} & \dots & D_{Z^{(N)}} \end{bmatrix},$$

$K_{Z^{(i)}Z^{(j)}}$ — ковариация.

Обычно оценки характеристик μ_Z и Σ_Z вычисляются с помощью обучающей выборки ограниченного объема по известным зависимостям

$$\tilde{m}_{Z^{(k)}Z^{(W)}} = \frac{\sum_{i=1}^p Z_i^{(k)}}{p};$$

$$\tilde{K}_{Z^{(k)}Z^{(W)}} = \frac{\sum_{i=1}^p (Z_i^{(k)} - \tilde{m}_{Z^{(k)}})(Z_i^{(W)} - \tilde{m}_{Z^{(W)}})}{p-1}.$$

Недостатки этого метода определения характеристик $\tilde{\mu}_Z$ и $\tilde{\Sigma}_Z$ очевидны. Однако можно предложить и иной способ — аналитический, основанный на сделанном выше допущении о линейной либо приближенно линейной зависимости признаков от аргументов в пределах допустимого изменения аргументов. Здесь компоненты вектора μ_Z вычисляются с помощью математической модели двигателя при условии нулевых отклонений от номинальных значений всех случайных аргументов и представляют собой значения измеренных сигналов $y^{(1)}(\tau), y^{(2)}(\tau), \dots, y^{(N)}(\tau)$ в момент достижения сигналом $y^{(\text{оп})}(\tau)$ опорного уровня $Z^{(\text{оп})}$ (см. рисунок). Вычисление элементов матрицы Σ_Z для общего случая, когда двигатель снабжен исполнительными органами системы РКС и СОБ, выполняется следующим образом.

При условии линейной зависимости признаков от аргументов в пределах допустимого изменения аргументов на основе выражения (3) изменение признака $Z^{(k)}$ запишется в виде

$$\begin{aligned} \Delta Z^{(k)} = & \sum_{i=1}^n \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial x^{(i)}} \Delta x^{(i)} + \sum_{\beta=1}^m \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial u^{(\beta)}} \Delta u^{(\beta)} + \sum_{\alpha=1}^f \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial v^{(\alpha)}} \Delta v^{(\alpha)} + \\ & + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \varphi} \Delta \varphi_{\Sigma} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \psi} \Delta \psi_{\Sigma} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{\text{ав}}} \left(\sum_{i=1}^n \frac{\partial \tau_{\text{ав}}}{\partial x^{(i)}} \Delta x^{(i)} + \right. \\ & + \sum_{\beta=1}^m \frac{\partial \tau_{\text{ав}}}{\partial u^{(\beta)}} \Delta u^{(\beta)} + \sum_{\alpha=1}^f \frac{\partial \tau_{\text{ав}}}{\partial v^{(\alpha)}} \Delta v^{(\alpha)} + \frac{\partial \tau_{\text{ав}}}{\partial \varphi} \Delta \varphi_{\Sigma} + \\ & \left. + \frac{\partial \tau_{\text{ав}}}{\partial \psi} \Delta \psi_{\Sigma} + \frac{\partial \tau_{\text{ав}}}{\partial Z_{\text{мет}}^{(\text{оп})}} \Delta Z_{\text{мет}}^{(\text{оп})} \right) \frac{\partial \tau_{\text{ав}}}{\partial Z_{\text{мет}}^{(\text{оп})}} + \Delta Z_{\text{мет}}^{(k)}. \end{aligned} \quad (5)$$

Возникновение неисправного состояния порождает возмущения по каналам систем РКС и СОБ. В подавляющем большинстве случаев неисправное состояние развивается значительно быстрее, чем СОБ успевает скомпенсировать возмущение, порожденное неисправным состоянием. Также медленно накапливается возмущение по каналу СОБ от технологического разброса характеристик двигателя и внешних факторов. Поэтому угол поворота вала привода дросселя СОБ может иметь в момент формирования признаков любое значение в диапазоне $\pm \Delta \psi_{\Sigma}$. При быстро-

развивающихся неисправных состояниях это же положение справедливо и для угла поворота вала привода системы РКС, т.е. в любой момент времени угол поворота привода системы РКС может иметь любое значение в диапазоне $\pm\Delta\varphi_{\Sigma}$. Однако при достаточно медленном развитии состояния система РКС успевает скомпенсировать возмущения от технологического разброса внутридвигательных характеристик, внешних факторов и влияния на ее работу СОБ. Тогда изменение величины φ_{Σ} при условии ее линейной зависимости от аргументов можно представить в виде

$$\Delta\varphi_{\Sigma} = \Delta\varphi_{\text{в.п.}} + \Delta\varphi_{\text{СОБ}} + \Delta\varphi_{\text{с.л.}};$$

$$\Delta\varphi_{\text{в.п.}} = \sum_{i=1}^n \frac{\partial\varphi}{\partial p_k} \frac{\partial p_k}{\partial x^{(i)}} \Delta x^{(i)}; \quad (6)$$

$$\Delta\varphi_{\text{СОБ}} = \frac{\partial\varphi}{\partial\psi} \Delta\psi_k = \frac{\partial\varphi}{\partial p_k} \frac{\partial p_k}{\partial\psi} \Delta\psi_k,$$

где $\Delta\varphi_{\text{в.п.}}$ — угол поворота вала привода регулятора системы РКС, предусмотренный для компенсации влияния на систему РКС технологического разброса внутридвигательных характеристик, разброса давления и температуры компонентов на входе в двигатель в пределах, предусмотренных ТУ на эксплуатацию; $\Delta\varphi_{\text{СОБ}}$ — угол поворота вала привода регулятора системы РКС, предусмотренный для компенсации влияния на систему РКС работы СОБ; $\Delta\varphi_{\text{с.л.}}$ — угол поворота вала привода регулятора системы РКС, предусмотренный для компенсации влияния на систему РКС разброса таких случайных факторов, как масса ракеты, аэродинамические характеристики и т.п. (при испытании на стенде — специальная программа).

Используя для величин $\Delta\varphi_{\text{с.л.}}$, $\Delta\varphi_{\text{в.п.}}$ и $\Delta\varphi_{\text{СОБ}}$ выражения (6) и подставив их в (5), после несложных преобразований получим

$$\begin{aligned} \Delta Z^{(k)} = & \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial Z^{(k)}}{\partial x^{(i)}} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial\varphi} \frac{\partial\varphi}{\partial p_k} \frac{\partial p_k}{\partial x^{(i)}} \right) \Delta x^{(i)} + \\ & + \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial Z^{(k)}}{\partial\tau_{\text{аб}}} \frac{\partial\tau_{\text{аб}}}{\partial x^{(i)}} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial\tau_{\text{аб}}} \frac{\partial\tau_{\text{аб}}}{\partial\varphi} \frac{\partial\varphi}{\partial p_k} \frac{\partial p_k}{\partial x^{(i)}} \right) \Delta x^{(i)} + \\ & + \sum_{\beta=1}^m \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial u^{(\beta)}} \Delta u^{(\beta)} + \sum_{\beta=1}^m \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial\tau_{\text{аб}}} \frac{\partial\tau_{\text{аб}}}{\partial u^{(\beta)}} \Delta u^{(\beta)} + \\ & + \sum_{\alpha=1}^f \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial v^{(\alpha)}} \Delta v^{(\alpha)} + \sum_{\alpha=1}^f \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial\tau_{\text{аб}}} \frac{\partial\tau_{\text{аб}}}{\partial v^{(\alpha)}} \Delta v^{(\alpha)} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial\varphi} \Delta\varphi_{\text{с.л.}} + \\ & + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial\tau_{\text{аб}}} \frac{\partial\tau_{\text{аб}}}{\partial\varphi} \Delta\varphi_{\text{с.л.}} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial\psi} \Delta\psi + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial\varphi} \frac{\partial\varphi}{\partial p_k} \frac{\partial p_k}{\partial\psi} \Delta\psi + \\ & + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial\tau_{\text{аб}}} \frac{\partial\tau_{\text{аб}}}{\partial Z_{\text{мет}}^{(\text{он})}} \Delta Z_{\text{мет}}^{(\text{он})} + \Delta Z_{\text{мет}}^{(k)}. \end{aligned} \quad (7)$$

Обозначив в уравнении (7) буквами a, b, c, d, g и h коэффициенты при аргументах, запишем

$$\begin{aligned} \Delta Z^{(k)} = & \sum_{i=1}^n a_1^{ki} \Delta x^{(i)} + \sum_{i=1}^n a_2^{ki} \Delta x^{(i)} + b_1^{(k)} \Delta\psi_{\Sigma} + b_2^{(k)} \Delta\psi_{\Sigma} + \\ & + c_1^{(k)} \Delta\varphi_{\text{с.л.}} + c_2^{(k)} \Delta\varphi_{\text{с.л.}} + \sum_{l=1}^m d_1^{(kl)} \Delta u^{(l)} + \sum_{l=1}^m d_2^{(kl)} \Delta u^{(l)} + \\ & + \sum_{\alpha=1}^f g_1^{(k\alpha)} \Delta v^{(\alpha)} + \sum_{\alpha=1}^f g_2^{(k\alpha)} \Delta v^{(\alpha)} + h^{(k)} \Delta Z_{\text{мет}}^{(\text{он})} + \Delta Z_{\text{мет}}^{(k)}. \end{aligned} \quad (8)$$

Теперь выражение для вычисления элемента ковариационной матрицы при условии независимости внутридвигательных характеристик друг от друга и коррелированности внешних факторов для $Z^{(k)}$ и $Z^{(W)}$, $k, W = 1, 2, \dots, N$ и $k \neq W$, запишется в виде

$$\begin{aligned} \text{cov}(Z^{(k)}, Z^{(W)}) = & M[(Z^{(k)} - m_{Z^{(k)}})(Z^{(W)} - m_{Z^{(W)}})] = \\ = & \sum_{i=1}^n (a_1^{(ki)} a_1^{(Wi)} + a_1^{(ki)} a_2^{(Wi)} + a_2^{(ki)} a_1^{(Wi)} + a_2^{(ki)} a_2^{(Wi)}) D_{x^{(i)}} + \\ & + (b_1^{(k)} b_1^{(W)} + b_1^{(k)} b_2^{(W)} + b_2^{(k)} b_1^{(W)} + b_2^{(k)} b_2^{(W)}) D_{\psi_{\Sigma}} + (c_1^{(k)} c_1^{(W)} + \\ & + c_1^{(k)} c_2^{(W)} + c_2^{(k)} c_1^{(W)} + c_2^{(k)} c_2^{(W)}) D_{\varphi_{\text{с.л.}}} + \\ & + \sum_{l=1}^m (d_1^{(kl)} d_1^{(Wl)} + d_1^{(kl)} d_2^{(Wl)} + d_2^{(kl)} d_1^{(Wl)} + d_2^{(kl)} d_2^{(Wl)}) D_{u^{(l)}} + \\ & + \sum_{\alpha=1}^f (g_1^{(k\alpha)} g_1^{(W\alpha)} + g_1^{(k\alpha)} g_2^{(W\alpha)} + g_2^{(k\alpha)} g_1^{(W\alpha)} + g_2^{(k\alpha)} g_2^{(W\alpha)}) D_{v^{(\alpha)}} + \\ & + \sum_{\alpha, \beta} \sum_{v, \xi} g_v^{(kW)} g_{\xi}^{(Wk)} \text{cov}(v^{(\alpha)}, v^{(\beta)}) + h^{(k)} h^{(W)} D_{Z_{\text{мет}}^{(\text{он})}}, \end{aligned} \quad (9)$$

где символы α и β под знаком суммы означают, что суммирование распространяется на все возможные попарные сочетания внешних факторов: $\alpha, \beta = 1, 2, \dots, f$, а v, ξ — на все возможные попарные сочетания коэффициентов.

В связи с тем, что не всегда представляется возможным вычислить с необходимой точностью элементы ковариационной матрицы $\|K_{Z^{(\alpha)} Z^{(\beta)}}\|$, можно принять, что внешние факторы — величины некоррелированные. Нетрудно прийти к выводу, что такое допущение может привести в конечном счете лишь к тому, что полученные теоретические оценки $P^*(e)_{\min}$ (вероятности ошибки распознавания) для системы функционального диагностирования (СФД), в которой используются рассмотренные количественные признаки Z , окажутся несколько выше действительных. Тогда (9) запишется в виде

$$\begin{aligned} \text{cov}(Z^{(k)}, Z^{(W)}) &= M[(Z^{(k)} - m_{Z^{(k)}})(Z^{(W)} - m_{Z^{(W)}})] = \\ &= \sum_{i=1}^n (a_1^{(ki)} a_1^{(Wi)} + a_1^{(ki)} a_2^{(Wi)} + a_2^{(ki)} a_1^{(Wi)} + a_2^{(ki)} a_2^{(Wi)}) \times \\ &\times D_{x^{(i)}} + (b_1^{(k)} b_1^{(W)} + b_1^{(k)} b_2^{(W)} + b_2^{(k)} b_1^{(W)} + b_2^{(k)} b_2^{(W)}) D_{\psi_{\Sigma}} + \\ &+ (c_1^{(k)} c_1^{(W)} + c_1^{(k)} c_2^{(W)} + c_2^{(k)} c_1^{(W)} + c_2^{(k)} c_2^{(W)}) D_{\phi_{\Sigma}} + \\ &+ \sum_{l=1}^m (d_1^{(kl)} d_1^{(Wl)} + d_1^{(kl)} d_2^{(Wl)} + d_2^{(kl)} d_1^{(Wl)} + d_2^{(kl)} d_2^{(Wl)}) \times \\ &\times D_{u^{(l)}} + \sum_{\alpha=1}^f (g_1^{(k\alpha)} g_1^{(W\alpha)} + g_1^{(k\alpha)} g_2^{(W\alpha)} + g_2^{(k\alpha)} g_1^{(W\alpha)} + \\ &+ g_2^{(k\alpha)} g_2^{(W\alpha)}) D_{v^{(\alpha)}} + h^{(k)} h^{(W)} D_{Z_{\text{мет}}^{(\text{он})}}, \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \text{cov}(Z^{(k)}, Z^{(k)}) &= D_{Z^{(k)}} = \sum_{i=1}^n (a_1^{(ki)^2} + 2a_1^{(ki)} a_2^{(ki)} + a_2^{(ki)^2}) \times \\ &\times D_{x^{(i)}} + (b_1^{(k)^2} + 2b_1^{(k)} b_2^{(k)} + b_2^{(k)^2}) D_{\psi_{\Sigma}} + (c_1^{(k)^2} + 2c_1^{(k)} c_2^{(k)} + \\ &+ c_2^{(k)^2}) D_{\phi_{\Sigma}} + \sum_{l=1}^m (d_1^{(kl)^2} + 2d_1^{(kl)} d_2^{(kl)} + d_2^{(kl)^2}) D_{u^{(l)}} + \\ &+ \sum_{\alpha=1}^f (g_1^{(k\alpha)^2} + 2g_1^{(k\alpha)} g_2^{(k\alpha)} + g_2^{(k\alpha)^2}) D_{v^{(\alpha)}} + h^{(k)^2} \times \\ &\times D_{Z_{\text{мет}}^{(\text{он})}} + D_{Z_{\text{мет}}^{(k)}}. \end{aligned} \quad (11)$$

В окончательном виде, обозначив через A, B, C, D, G и H коэффициенты при дисперсиях в уравнениях (10) и (11), получим

$$\begin{aligned} \text{cov}(Z^{(k)}, Z^{(W)}) &= \sum_{i=1}^n A_1^{(i)} D_{x^{(i)}} + B_1 D_{\psi_{\Sigma}} + C_1 D_{\phi_{\Sigma}} + \\ &+ \sum_{l=1}^m D_1^{(l)} D_{u^{(l)}} + \sum_{\alpha=1}^f G_1^{(\alpha)} D_{v^{(\alpha)}} + H_1 D_{Z_{\text{мет}}^{(\text{он})}}, \end{aligned} \quad (12)$$

$$\begin{aligned} \text{cov}(Z^{(k)}, Z^{(k)}) &= D_{Z^{(k)}} = \sum_{i=1}^n A_2^{(i)} D_{x^{(i)}} + B_2 D_{\psi_{\Sigma}} + C_2 D_{\phi_{\Sigma}} + \\ &+ \sum_{l=1}^m D_2^{(l)} D_{u^{(l)}} + \sum_{\alpha=1}^f G_2^{(\alpha)} D_{v^{(\alpha)}} + H_2 D_{Z_{\text{мет}}^{(\text{он})}} + D_{Z_{\text{мет}}^{(k)}}. \end{aligned} \quad (13)$$

Для сокращения объема вычислений можно принять, что ϕ и ψ независимы друг от друга. Это приведет лишь к тому, что вычисленные оценки качества СФД окажутся несколько ниже действительных. В частном случае, когда системы РКС и СОБ не функционируют либо принудительная перенастройка органов регулирования в процессе работы вовсе не предусмотрена, выражение (6) существенно упрощается. Тогда

$$\Delta\phi_{\Sigma} = \Delta\psi_{\Sigma} = 0; \quad \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \phi} = 0; \quad \frac{\partial \phi}{\partial p_k} = 0$$

и (7) запишется в виде

$$\begin{aligned} \Delta Z^{(k)} &= \sum_{i=1}^n \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial x^{(i)}} \Delta x^{(i)} + \sum_{i=1}^n \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{\text{аб}}} \frac{\partial \tau_{\text{аб}}}{\partial x^{(i)}} \Delta x^{(i)} + \\ &+ \sum_{l=1}^m \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial u^{(l)}} \Delta u^{(l)} + \sum_{l=1}^m \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{\text{аб}}} \frac{\partial \tau_{\text{аб}}}{\partial u^{(l)}} \Delta u^{(l)} + \\ &+ \sum_{\alpha=1}^f \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial v^{(\alpha)}} \Delta v^{(\alpha)} + \sum_{\alpha=1}^f \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{\text{аб}}} \frac{\partial \tau_{\text{аб}}}{\partial v^{(\alpha)}} \Delta v^{(\alpha)} + \\ &+ \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{\text{аб}}} \frac{\partial \tau_{\text{аб}}}{\partial Z^{(\text{он})}} \Delta Z_{\text{мет}}^{(\text{он})} + \Delta Z_{\text{мет}}^{(k)}. \end{aligned} \quad (14)$$

Вычисление элементов ковариационной матрицы также упрощается.

На режимах работы двигателя, близких к стационарным, выражением $\sum_{l=1}^m \left(\frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{\text{аб}}} \frac{\partial \tau_{\text{аб}}}{\partial u^{(l)}} + \right.$

$+\frac{\partial Z^{(k)}}{\partial u^{(l)}}\Delta u^{(l)}$ в (14) можно пренебречь, так

как именно на таких режимах

$$\begin{aligned} & \sum_{i=1}^n \left(\frac{\partial Z^{(k)}}{\partial x^{(i)}} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial p_k} \frac{\partial p_k}{\partial x^{(i)}} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{ab}} \frac{\partial \tau_{ab}}{\partial x^{(i)}} + \right. \\ & + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{ab}} \frac{\partial \tau_{ab}}{\partial \varphi} \frac{\partial \varphi}{\partial p_k} \frac{\partial p_k}{\partial x^{(i)}} \left. \right) \Delta x^{(i)} + \left(\frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \psi} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \varphi} \times \right. \\ & \times \frac{\partial \varphi}{\partial p_k} \frac{\partial p_k}{\partial \psi} \left. \right) \Delta \psi + \left(\frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \varphi} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{ab}} \frac{\partial \tau_{ab}}{\partial \varphi} \right) \Delta \varphi_{cl} + \\ & + \sum_{\alpha=1}^f \left(\frac{\partial Z^{(k)}}{\partial v^{(\alpha)}} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{ab}} \frac{\partial \tau_{ab}}{\partial v^{(\alpha)}} \right) \Delta v^{(\alpha)} \gg \sum_{l=1}^m \left(\frac{\partial Z^{(k)}}{\partial u^{(l)}} + \right. \\ & \left. + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{ab}} \frac{\partial \tau_{ab}}{\partial u^{(l)}} \right) \Delta u^{(l)}. \end{aligned}$$

И, наоборот: на переходных режимах, сильно отличающихся от стационарных, величина $\Delta Z^{(k)}$ будет в значительной мере определяться суммой

$$\sum_{l=1}^m \left(\frac{\partial Z^{(k)}}{\partial u^{(l)}} + \frac{\partial Z^{(k)}}{\partial \tau_{ab}} \frac{\partial \tau_{ab}}{\partial u^{(l)}} \right) \Delta u^{(l)}.$$

Недостатком статистического способа определения характеристик количественных признаков (математические ожидания и элементы ковариационной матрицы) является тот факт, что для получения состоятельных, несмещенных и эффективных оценок необходимо располагать колоссальным объемом обучающей выборки — десятки тысяч реализаций. Кроме того, если происходит замена отдельных агрегатов, а характеристики вновь установленных агрегатов отличаются от характеристик прежних, обучающую выборку приходится генерировать заново, а для вычисления даже единственной реализации приходится решать систему уравнений (в том числе дифференциальных), затрачивая до 15 мин и более работы такой современной ЭВМ, как Intel C2D, 3,0 ГГц. И главное, аналитический способ позволяет определить достоверные характеристики случайных величин — признаков вместо их приблизительных оценок. Поэтому предпочтительным может оказаться аналитический способ.



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

А.Н. ПЕРМИНОВ РАССКАЗАЛ О ХОЛДИНГЕ, СОЗДАЮЩЕМСЯ НА БАЗЕ РКК "ЭНЕРГИЯ"

Холдинг, который создается на базе Ракетно-космической корпорации "Энергия", будет заниматься строительством ракетных двигателей, пилотируемой космической программой, международными проектами в области выведения космических аппаратов, производством ракет-носителей и перспективной ракетно-космической техники, — сообщил глава Роскосмоса Анатолий Перминов.

"Это будет один из основных холдингов. В него сегодня вошло НПО Энергомаш, в будущем войдет "ЦСКБ—Прогресс" и масса других предприятий", — сказал А. Перминов, комментируя присоединение к РКК "Энергия" двигателестроительного предприятия НПО Энергомаш.

"Холдинг на базе РКК "Энергия" объединит специалистов и объем работ, которые проводятся по двигателям, пилотируемым космическим аппаратам, перспективной ракете-носителю для космодрома Восточный. Все будет в одном едином холдинге, и вычлнять искусственно, расчленять Энергомаш мы посчитали нецелесообразным", — сказал А. Перминов.

Холдинг будет заниматься проектами "Морской старт" и "Наземный старт", а также созданием двигателя для перспективной ракеты "Ангара" РД-180.

РОСКОСМОС ОБЪЯВИЛ КОНКУРС НА РАЗРАБОТКУ ТЕХНИЧЕСКОГО ПРОЕКТА НОВЫХ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ И РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

Роскосмос опубликовал условия конкурса на право разработки технического проекта перспективной пилотируемой транспортной системы. Максимальная цена контракта составляет 2 млрд руб. Сроки выполнения контракта: декабрь 2010 г. — декабрь 2012 г., говорится в сообщении, представленном на сайте космического агентства. Конкурс проводится на право разработки первого этапа технического проекта. Проект перспективной пилотируемой транспортной системы подразумевает создание ракеты-носителя нового поколения с рабочим названием "Русь-М" и космического корабля для нее "Русь".

Ранее РКК "Энергия" и "ЦСКБ—Прогресс" завершили эскизное проектирование корабля и ракеты и представили проекты на рассмотрение Роскосмосу.

Вестник Интерфакс — АВН № 43 (472), 2010 г.

УДК 539.1

Физическая природа происхождения МАССЫ (Гипотеза, основанная на фактах)

Г.Ф. Андронов, Г.П. Ежов, Б.Х. Салатов

E-mail: dnpp@orc.ru

Эффекты редукции волновой функции и невозможность получения мгновенной информации о процессах во Вселенной приводят к искажению получаемой информации. В статье предлагаются методы, с помощью которых можно получить более достоверную информацию о строении массовых частиц и Вселенной в целом. Этому помогает гипотеза происхождения Вселенной, основанная на реальных фактах и открытиях последних лет.

Ключевые слова: редукция волновой функции; искажение информации; раскрытие сингулярностей; рождение Вселенной; происхождение массовых частиц; возникновение гравитации.

G.F. Andronov, G.P. Ezhov, B.Kh. Salatov. Physical Nature Of Mass

The effects of wave function reduction and the shortfall of immediate information about the processes under way in the Universe have led to the distortion of the data available. The article presents a method to receive more true information about the composition of mass particles and the Universe in general, using the hypothesis of the origin of the Universe, based on real facts and most recent discoveries.

Key words: wave function reduction; data distortion; disclosure of singularities; the origin of the Universe; the origin of mass particles; the origin of gravity.

В настоящее время выходит на полную мощность построенный на границе Франции и Швейцарии самый мощный в мире коллайдер. Его целью является экспериментальное наблюдение процесса образования массовых частиц. Эта проблема не только весьма актуальна, но и чрезвычайно сложна как в экспериментальном, так и в теоретическом плане. Именно проблеме выявления реального процесса образования массовых частиц во Вселенной и посвящена предлагаемая статья.

В работах [1, 2] показано, что множество проблем теоретической физики, связанных со строением Вселенной и веществом в ней, не решены до сих пор. Но там не приводятся ни причины, ни пути выхода из сложившейся критической ситуации. На первый взгляд кажется, что эти проблемы далеки от проблем авиационной и ракетной техники. Но это не так. Развитие нанотехнологий и грядущее освоение космоса требуют от физиков гораздо большего внимания к упомянутым проблемам. Предлагаемая публикация является продолжением работы [4] и посвящена дальнейшему анализу структуры космического пространства и, в частности, микромира массовых частиц.

В работе [4] было показано, что положение дел с анализом микроструктуры космоса просто катастрофическое, поскольку нам известно только около 4 % массы (энергии) нашей Вселенной. Отмечалось, что специальная теория от-



АНДРОНОВ
Геннадий Федорович –
начальник КБ ОАО "Долгопрудненское научно-производственное предприятие", кандидат техн. наук



ЕЖОВ
Геннадий Петрович –
генеральный директор ОАО "Долгопрудненское научно-производственное предприятие", кандидат физ.-мат. наук



САЛАТОВ
Борис Хамитович –
помощник генерального директора ОАО "Долгопрудненское научно-производственное предприятие", доктор техн. наук

носительности (СТО) так и не раскрыла физический смысл квантовых частиц.

Причины, препятствующие дальнейшему проникновению в строение микромира, следующие:

1. Исследователи на самом деле воспринимают не реальные процессы, а только информацию об этих процессах, которая искажена невозможностью получать эту информацию напрямую, а не мгновенно, со скоростью света.

2. Любое воздействие измерительной техники на микрочастицы существенно изменяет их конфигурацию, что не позволяет реально определять физическое состояние этих частиц. Эффект такого воздействия получил название редукции волновой функции.

3. Восприятие микрочастицы одновременно как волны и как частицы не позволяет правильно понять действительную сущность этой частицы.

4. До последнего времени энергию массовой частицы в гравитационном поле воспринимали без учета предыстории ее возникновения.

Впервые гравитационное взаимодействие между объектами было описано в 1912 г. Эйнштейном [3]. Он предположил, что при воздействии гравитационного поля массивного тела массой M на массу m общая инерционная масса системы двух масс определяется зависимостью

$$M + m - f Mm/(RC^2), \quad (1)$$

где f — гравитационная постоянная; R — расстояние между массами.

Это утверждение справедливо при взаимодействии между частицами в атомном ядре. Энергия связи между протонами, нейтронами и электронами в атомном ядре приводит к уменьшению их массы. Данное явление получило название дефект массы [5]. Но если учитывать предысторию происхождения массовых частиц, то полученное уменьшение массы покоя частицы вблизи массивного тела приводит к неверному результату. И доказательство, как ни удивительно, дает главная формула СТО, если при этом учесть действительный физический смысл этой теории.

С появлением квантовой механики удалось добиться определенных успехов в области позна-

ния элементарных частиц. Однако эти успехи породили вероятностный подход и математический формализм при описании процессов, происходящих с элементарными частицами. В результате физический смысл происходящих в природе процессов на микроуровне оказался не доступен физикам. Вот что сказал по этому поводу известный американский математик Морис Клайн: "Наука, использующая математику, никогда не имела, не имеет и не может иметь дел с объективной реальностью, а только с искусственно организованными математическими символами. Многие исследователи понятия не имеют, что такое природа сама по себе (т.е. не искаженная призмой математического описания), каковы ее действительные законы и каков механизм конкретного действия этих законов, но ученый мир, видимо, вполне устраивает эта ситуация". Причина этого понятна. Наука, базирующаяся на экспериментах в области микромира, перестала получать достоверную информацию из-за описанных выше проблем и стала опираться на не имеющие физического смысла непротиворечивые математические модели. Ведь в основу квантовой механики легла волновая механика Шредингера, не распространяющаяся на релятивистские процессы, что чрезвычайно обедняет ее использование. В работах [4, 6] была доказана справедливость формулы для волны де Бройля

$$L = 2\pi / \vec{k} = 2\pi \hbar / P = h / p = h / mV, \quad (2)$$

где L — длина волны частицы; m — масса частицы; V — скорость частицы; h — постоянная Планка; p — импульс частицы; $\hbar = \frac{h}{2\pi}$ и $\vec{k} = \frac{2\pi}{L} \vec{L}$ — волно-

вой вектор. Тем самым было доказано, что корпускулярно-волновые характеристики частицы жестко связаны между собой и эта связь не зависит от природы волн. Важно лишь, чтобы она оставалась универсальной и релятивистски инвариантной. Следовательно, не только фотон, но и частицы, имеющие массу покоя, такие как электрон или нейтрон, подчиняются условию (2).

Квантовая механика, опирающаяся на экспериментальные данные, описывает волновую

функцию де Бройля и уравнение Шредингера в комплексной форме в неявном вероятностном виде. И это справедливо, если опираться на результаты экспериментов. Но все эксперименты отражают не реальную физическую сущность квантовых частиц, а являются продуктом взаимодействия частиц с измерительной техникой (эффект редукции волновой функции). Например, эффектом Штарка называется расщепление спектральных линий в атомах под действием электрического поля. Воздействие на атомы магнитного поля получило название эффекта Зеемана.

Тем не менее польза от формальной математической логики квантовой механики огромна. С помощью ее методов физикам удалось разработать способы спектрального анализа различных веществ, что позволяет проникать в тайну строения вещества, находящегося на огромных расстояниях от наблюдателя. Однако для дальнейшего углубления наших знаний о строении Вселенной понимание различия между физическим смыслом происходящих событий и информации об этих событиях становится просто необходимым.

Выполнение условия (2) позволяет распространить на любую материальную частицу выражение для энергии фотона E

$$E = h\nu = hC / L, \quad (3)$$

где ν — частота частицы; C — скорость света.

Уравнение (3) свидетельствует о том, что Вселенная при всем своем многообразии строилась по единому принципу, где решающую роль играли постоянная Планка и длина волны частицы. Именно этот вывод позволяет построить достоверную гипотезу о происхождении Вселенной, без которой правильно понять происхождение массовых частиц невозможно. При создании квантовой механики наблюдались две ее интерпретации: статистическая и копенгагенская. При статистической интерпретации полагалось, что квантовая механика не до конца раскрывает сущность квантовых частиц, анализируя их в диапазоне постоянной Планка. Копенгагенская интерпретация базируется на вероятностной оценке

параметров квантовой частицы. Каждая элементарная частица согласно этой интерпретации не имеет определенного местоположения, поскольку она находится с разной плотностью вероятности в некоторой области частицы.

Главным противником этой концепции являлся Эйнштейн, считавший, что соотношение неопределенности не до конца раскрывает природу элементарных частиц. Именно по этой причине Эйнштейн так и не признал квантовой механики. Но ему не удалось избежать некоторых ошибок при создании СТО. Он принимал информацию о скоростных процессах за действительность, не учитывая при этом ее искажения из-за получения информации со скоростью света. Эта проблема подробно описана в работах [4, 6].

Для понимания физической природы элементарной частицы необходимо признать, что на самом деле она является в пределах длины волны сложной системой. Признание этого факта позволяет существенно расширить наши знания о Вселенной и решить многие фундаментальные проблемы современной физики. Ведь не случайно на сегодня около 96 % Вселенной остаются для нас непонятной *темной материей*.

Одним из главных постулатов квантовой механики является обратимость происходящих во Вселенной процессов. Но этот постулат вступает в полное противоречие с теорией относительности. Ведь известное выражение для энергии любой массовой частицы $F = mC^2$ предполагает, что ранее эта частица должна была иметь скорость, не меньше чем скорость света. Для объяснения данного несоответствия физики высказали предположение, что Вселенная возникла в результате большого взрыва (БВ), когда скорость разлета частиц намного превышала скорость света [7]. И это не нарушало требования теории относительности, так как вещество Вселенной расширялось совместно с пространством.

Такое представление о пространстве следует признать некорректным, так как согласно СТО никакие процессы не могут происходить со скоростями, превышающими скорость света. В настоящее время доказано, что не только материя, но и вакуум является носителем неисчерпаемой энергии. Поэтому следует признать, что про-

странство является не формой существования материи, а формой существования энергии. В результате следует признать, что в начальный момент БВ скорость разлета частиц намного превышала скорость света. И в это время не было ни электромагнитного поля, препятствующего превышению частицами скорости света, ни самих материальных частиц.

Не вызывает сомнения эквивалентность в природе энергии и массы, что многократно подтверждено экспериментально. Из формул (2) и (3) следует, что увеличение энергии (массы), вызванное воздействием измерительной техники, равносильно уменьшению длины волны частицы. Именно в этом и состоит физический смысл редукции волновой функции. Существует и еще одна важная проблема, касающаяся строения квантовых частиц, ускользающая от взгляда физиков-теоретиков. Речь идет об актуальнейшей проблеме образования массовых частиц. До сих пор это остается тайной, раскрыть которую хотят физики всего мира с помощью мощнейшего коллайдера. Ожидается, что использование коллайдера внесет в эту проблему некоторую ясность. В настоящее время самой крупной монографией по проблемам массовых частиц является работа [8]. Но и она не отвечает на вопросы о строении массовых частиц. Интересный и эффективный метод исследования гравитационных полей предложил В.Л. Янчилин [9]. Он советует учитывать слабость гравитационных полей во многих областях Вселенной. Параметром мощности гравитационного поля является величина $f M / (RC^2)$. В этом выражении f – гравитационная постоянная; M и R – масса и радиус массивного объекта, создающего гравитационное поле. На поверхности Земли этот параметр равен $7 \cdot 10^{-10}$, а на поверхности Солнца он составляет всего $2 \cdot 10^{-6}$.

В связи с малостью параметра $f M / (RC^2)$ В.Л. Янчилин предложил использовать для анализа гравитационных полей выражение

$$(1 + \alpha)^p = (1 + \alpha p), \quad (4)$$

где α, p – любые числа.

Это выражение справедливо только при условии $\alpha \ll 1$.

Проанализируем, как изменяется энергия частицы массой m согласно СТО в гравитационном поле массы M , соизмеримой, например, с массой Солнца. Выражение для энергии частицы –

$$E = \frac{m C^2}{\sqrt{1 - V^2 / C^2}}.$$

Используя выражение $V^2 = 2 f M / R$ и зависимость (4), приходим к выражению

$$E = \frac{m C^2}{\sqrt{1 - 2 f M / (R C^2)}} = m C^2 \left(1 + \frac{f M}{R C^2} \right). \quad (5)$$

Сопоставим полученное выражение для энергии частицы с выражением (1), полученным согласно общей теории относительности. Анализируя поведение частицы в гравитационном поле, приходим к противоречию. Согласно общей теории относительности энергия частицы вместе с ее массой уменьшаются по мере приближения к массивному телу, а из анализа СТО следует, что эта энергия увеличивается.

Для решения данной проблемы необходимо проникнуть в тайну происхождения Вселенной и выявить, на каком этапе ее создания появились массовые частицы. Предлагаемая модель возникновения Вселенной должна базироваться на ряде критериев, подробно описанных в работе [6]. Здесь ограничимся следующими основными критериями:

1. Наличие реликтового излучения доказывает, что Вселенная произошла в результате большого взрыва.

2. У физиков нет ответа на вопрос: почему так велика разница между силами гравитации и электромагнитными силами между электроном и протоном в атоме водорода? Эта разница достигает 40 порядков. Ответ на данный вопрос дает раскрытие тайны происхождения Вселенной. Известно, что галактики возникали, когда Вселенная примерно на 70 % состояла из атомов водорода. Именно поэтому в момент БВ скорость разлета частиц превышала скорость света на 20 порядков. И это соответствует энергии частиц, на 40 порядков превышающей энергию современных частиц. Именно тогда силы гравитации и современные электромагнитные силы были равны.

3. Нет ответа у астрофизиков по поводу фундаментальной тайны о тонкой подстройке Вселенной, описанной П. Девисом [10]: почему характерный размер Вселенной столь непомерно велик по сравнению с типичной волной реликтового излучения?

4. Астрофизики называют область сжатия Вселенной в момент БВ, меньший 10^{-35} м, зоной сингулярности, т.е. зоной, не имеющей физического смысла, а на границе этой зоны они оценивают температуру вещества Вселенной величиной порядка 10^{35} К.

Для раскрытия тайны происхождения Вселенной необходимо перейти от сингулярности к реальным физическим процессам и ответить на упомянутые выше вопросы. Как ни странно, но ответы на эти и ряд других вопросов дает классическая механика Ньютона. Известно, что при больших числах квантовая механика трансформируется в механику Ньютона.

Число протонов во Вселенной, а вместе с ним электронов оценивается величиной порядка 10^{80} , что соответствует примерно ее массе $M = 10^{52} \dots 10^{53}$ кг. Более точные расчеты оценивают массу Вселенной величиной [6] $M = 6,75 \cdot 10^{52}$ кг. Полагаем, что процесс создания Вселенной подчиняется второму закону Ньютона для частицы массой m , свободно движущейся в гравитационном поле массы M . Этот процесс описывается уравнением

$$m \frac{dV(X)}{dt} = -F, \quad (6)$$

где V — скорость движения частицы; X — координата частицы, отсчитываемая от эпицентра взрыва; t — время, отсчитываемое от момента взрыва; F — усилие, определяемое по закону всемирного тяготения,

$$F = f \frac{m M}{X^2}. \quad (7)$$

Из уравнений (6) и (7) приходим к зависимости

$$\frac{dV}{dt} = f M \frac{dX}{dt}. \quad (8)$$

Полагаем, что в момент БВ Вселенная была сжата примерно до размера протона, а именно до радиуса $R_0 = 1,5 \cdot 10^{-15}$ м. Такое значение первоначального

радиуса Вселенной выбрано не случайно, а соответствует начальной скорости частиц в момент БВ $V_0 = 3 \cdot 10^{20}$ м/с. Именно в этот момент равные между собой силы гравитации и электромагнитные силы приведут в дальнейшем к соотношению этих сил в атоме водорода. А именно атомы водорода после БВ в основном и породили вещество нашей Вселенной. Решая уравнение (8) при этих исходных данных, приходим к уравнению

$$\frac{V^2}{2} = -f \frac{M}{X}. \quad (9)$$

Умножая обе части уравнения (9) на M , получаем выражение

$$\frac{M V^2}{2} = f \frac{M^2}{X}. \quad (10)$$

В уравнении (10) с левой стороны мы получили кинетическую энергию Вселенной при достижении координаты X , а с правой — ее потенциальную энергию. В результате мы убедились, что в процессе расширения кинетическая энергия Вселенной с высокой точностью оказывается всегда равной ее потенциальной энергии. Тем самым мы раскрываем фундаментальную тайну тонкой подстройки Вселенной, описанной П. Девисом. Отметим, что полученные уравнения носят интегральный характер и учитывают мощные колебательные процессы, сопровождающие процесс создания нашей Вселенной. Это отдельная тема, требующая изучения.

Уточнения, проведенные в работе [6], показали, что изменение энергии Вселенной в процессе ее расширения происходило по закону

$$E(X) = 0,15 f \frac{M^2}{X}. \quad (11)$$

Из уравнения (11) с учетом граничных условий, принимая во внимание, что $X = dV/dt$, получаем зависимость времени расширения t от координаты X :

$$t = 1,72 \frac{X \sqrt{X - R_0} \sqrt{R_0}}{\sqrt{f M}}. \quad (12)$$

Теперь можно убедиться, что возникновение сил гравитации полностью описываются вторым законом Ньютона

$$M V_0 = \int_{R_0}^X F dt. \quad (13)$$

Для левой части уравнения (13) получаем $M V_0 = 6,75 \cdot 3 \cdot 10^{28} = 20,25 \cdot 10^{80}$ Дж. Интеграл в правой части уравнения (13) с учетом уравнения (12) и выражения $F = \frac{0,15 f M^2}{X^2}$ приводится к виду

$$\int_{R_0}^X F dt = \int_{R_0}^X \frac{M \sqrt{0,15 f M}}{X \sqrt{2 X}} dX = 2 \sqrt{\frac{0,15 f M}{2}} M \left(\frac{1}{\sqrt{R_0}} - \frac{1}{\sqrt{X}} \right). \quad (14)$$

Подставляя исходные данные в уравнение (14), в пределе при X , стремящемся к бесконечности, получаем $\int_{R_0}^{\infty} F dt = 20,25 \cdot 10^{80}$ Дж.

Таким образом, доказана справедливость уравнения (10). В результате раскрывается физический смысл гравитации. Выясняется, что возникшее в момент БВ количество движения уравновешивается импульсом сил гравитации с момента БВ вплоть до полной остановки расширения Вселенной. Механизм реализации гравитационного поля нам до конца не ясен, но его физический смысл становится очевидным. Понятно, что приведенное доказательство замкнутости Вселенной не учитывает возникновения многочисленных неравномерно распределенных очагов концентрации гравитационной энергии во Вселенной, а носит интегральный характер.

Существует и еще одно доказательство справедливости предлагаемой модели происхождения Вселенной. Астрофизики предполагали, что в момент, близкий к возникновению БВ, температура вещества Вселенной оценивалась значением порядка $T = 10^{32}$ К. Уточним значения температур в момент БВ. По данным работы [7], связь энергии квантовой частицы с температурой описывается уравнением

$$10^{20} h C / L(X) = 2,7 \kappa T_0. \quad (15)$$

В этом уравнении κ — постоянная Больцмана, $\kappa = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К. Длина волны в момент БВ

$L(X) = 1,5 \cdot 10^{-15}$ м. Подставляя исходные данные в уравнение (15), получаем температуру в момент БВ $T_0 = 3,55 \cdot 10^{32}$ К. Тем самым мы раскрываем сингулярность в момент БВ и доказываем справедливость утверждения астрофизиков о температуре в момент БВ.

Теперь осталось только попытаться выяснить, на какой стадии могли возникнуть массовые частицы. С этой целью проведем ретроспективный и прямой анализ процесса создания нашей Вселенной. Начнем с ретроспективного анализа.

Уравнение (5) позволяет проанализировать воздействие гравитационного и электромагнитного полей на движение массовых частиц. Согласно СТО при стремлении массовой частицы к скорости света ее масса начинает неуклонно возрастать. В отличие от массовых частиц фотоны движутся только со скоростью света, недостижимой для массовых частиц. Это происходит потому, что фотоны — частицы электромагнитного поля и находятся с этим полем в резонансе. Массовые частицы из-за участия в их образовании гравитационного поля являются инородными для электромагнитного поля частицами, что и приводит к росту сопротивления при увеличении их скорости.

Из уравнения (5) видно, что при приближении массовых частиц к скорости света под действием сил гравитации их масса увеличивается всего вдвое. Следовательно, основное увеличение массы релятивистских частиц происходит под действием электромагнитных сил в виде присоединенной волны де Бройля, что подробно описано в работах [4, 6]. Из ретроспективного анализа следует, что массовые частицы стали возникать из объектов неизвестной массы, скорость движения которых снизилась с $10^{20} C$ до скорости света C .

Для определения массы объектов, из которых возникли массовые частицы, обратимся к прямому процессу образования нашей Вселенной. Ранее был описан момент образования Вселенной, когда силы гравитации были равны возникшим впоследствии силам электромагнитного поля. В настоящее время отношение этих сил равно 10^{40} . Количество протонов (или электронов) в нашей Вселенной оценивается величиной 10^{80} . Даль-

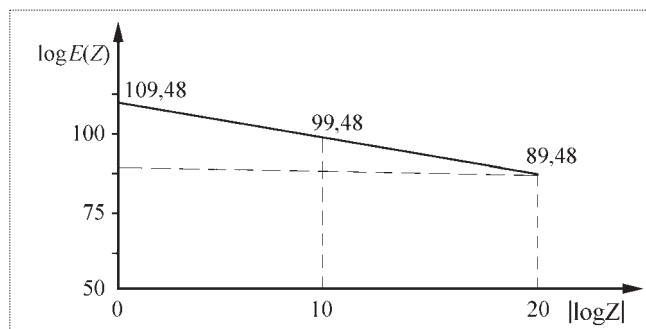
нейшему анализу происходящего помогает работа выдающегося астрофизика Пола Девиса [10]. Именно он обратил внимание на наличие, казалось бы, практически не связанных между собой процессов становления Вселенной. Объединяет их только одно: проявление параметра, равного 10^{80} , и кратных ему параметров (10^{60} ; 10^{40} ; 10^{20} и 10^{10}).

Число фотонов реликтового излучения по отношению к числу протонов во Вселенной и число звезд в галактиках оценивается параметром, равным 10^{10} . Таким же параметром оценивается число звезд в галактиках. Отношение времени Хаббла к протонному комптоновскому времени оценивается параметром, равным 10^{40} . И этот список можно продолжить.

Астрофизикам неизвестно, почему Вселенная, неоднородная в малых масштабах (масштабах галактик), оказывается совершенно однородной в масштабах сверхскоплений галактик (в масштабах порядка 300 миллионов световых лет). Ответ на этот вопрос мы получаем, опираясь на исследования Пола Девиса. Выясняется, что после БВ Вселенная распалась на 10^{10} объектов, представлявших собой гигантские скопления галактик. Следующим этапом формирования Вселенной был процесс распада гигантских скоплений галактик. Каждое из этих скоплений распалось, в свою очередь, на 10^{10} объектов.

Наличие этих объектов было недавно установлено. Эти самые мощные взрывы во Вселенной получили название гамма-всплесков. Их мощность оценивается величиной 10^{48} Дж. Расчеты показывают, что именно гамма-всплески и были теми объектами, из которых возникли массовые частицы.

Подробный анализ этих обстоятельств, выполненный в работе [6], приводит к следующим выводам. Процесс образования Вселенной сопровождался параметром, равным 10^{80} , и кратным ему следующим образом. В момент БВ полная энергия Вселенной оценивалась величиной $E \cong 10^{108}$ Дж. Затем произошел распад Вселенной на 10^{10} объектов с энергией 10^{78} Дж каждый. Эти объекты представляли собой гигантские скопления галактик. Далее каждое из скоплений галактик вновь распалось на 10^{10} объектов мощностью $E \cong 10^{48}$ Дж.



Зависимость кинетической и потенциальной энергий Вселенной с момента БВ от степени ее расширения

Проявление параметра, равного 10^{80} , и кратных ему означает, что энергетический процесс расширения Вселенной в интегральном плане описывается линейным законом в логарифмических координатах. На рисунке представлен график изменения кинетической и потенциальной энергий в логарифмических координатах.

Уравнение (11) можно привести к виду

$$E = E_k = E_n = f \frac{M^2}{X} = 3 \cdot 10^{109} Z, \quad (16)$$

где E_k , E_n — кинетическая и потенциальная энергии соответственно; $Z = R_0 / X$, X — отсчитывается от координаты R_0 .

В логарифмических координатах уравнение (16) принимает вид

$$\log E(Z) = 109,48 |\log Z|. \quad (17)$$

Ретроспективный и прямой анализ уравнения (5) позволяет проанализировать взаимодействие микрочастиц с гравитационным и электромагнитным полями. При отсутствии электромагнитного поля согласно уравнению (5) разгон массовых частиц до скорости света приводит к увеличению их энергии всего в два раза. Однако согласно СТО в электромагнитном поле разгон этих частиц до скорости света приводит к неограниченному росту их энергии. Следовательно, массовые частицы являются инородным телом для электромагнитного поля. Эффект влияния электромагнитного поля на энергию массовых частиц не проявляется только в двух случаях.

Первый случай — это момент образования массовых частиц, когда скорость образовавшихся

частиц равна скорости света. Процесс образования массовых частиц нам доподлинно не известен. Ясно одно: из фотонов постепенно стали образовываться массовые частицы, скорость которых стала постепенно снижаться, а кинетическая энергия стала "замораживаться", переходя во внутреннюю энергию частиц, что мы сейчас и наблюдаем. И это находится в строгом соответствии с требованием квантовой механики об обратимости всех происходящих во Вселенной процессов. Таким образом, процесс понижения скорости материальных частиц в процессе их возникновения до периода их формирования не вызывает сомнений. Остается более подробно продолжить изучение этого сложного процесса.

Второй случай соответствует периоду времени, когда скорость движения частиц стала незначительной по сравнению со скоростью света. В этот период времени массовые частицы проявляют себя как частицы гравитационного поля, влияние электромагнитного поля на которые не существенно. Становится понятной дуальность массовых частиц, являющихся продуктом взаимодействия гравитационного и электромагнитного полей. В отличие от массовых частиц фотоны в чистом виде являются сгустками электромагнитного поля и могут существовать только при скорости, равной скорости света.

Все эти проблемы подробно рассмотрены в работе [6]. Там же подробно описаны характеристики гамма-всплесков, из которых и возникли массовые частицы. Расчеты показали, что гамма-всплески представляли собой черные дыры с радиусом $R = 1,5 \cdot 10^5$ м, внутри которых в момент взрыва находились 10^{60} прообразов протонов с размером, равным комптоновской длине волны протона. Подтверждает существование таких объектов тождество

$$\frac{4}{3}\pi R^3 = \frac{4}{3}\pi r^3 N. \quad (18)$$

В данном тождестве N — число возникших протонов, $N = 10^{60}$; R — радиус объекта, $R = 1,5 \cdot 10^5$ м; r — комптоновская длина волны протона, $r = 1,5 \cdot 10^{-15}$ м.

Температура этих частиц оказалась равной температуре восстановления протона, а именно

$10,9 \cdot 10^9$ К. Таким образом, с большой долей вероятности доказано существование объектов, из которых образовались массовые частицы. Заметим, что для создания условий, при которых могут появляться массовые частицы, необходимы объекты с массой M порядка $1,5 \cdot 10^{32}$ кг, что более чем в 100 раз превосходит массу Солнца. И неслучайно, что современные методы исследования микрочастиц как на микро-, так и на макроуровне оказываются малоэффективными.

Ученые давно ищут состояние "суперсимметрии", когда все четыре взаимодействия в момент БВ объединены в одну "суперсилу". Однако в рамках теории относительности, принимая искаженную наблюдениями информацию за реальность, описать явление "суперсилы" не представляется возможным. Более глубокое проникновение в процесс происхождения Вселенной приводит к парадоксальному выводу: происхождение Вселенной из вакуума налагает условие равенства "суперсилы" нулю.

Выводы

1. Из-за редукции волновой функции и запаздывания получения информации от объекта со скоростью света эксперименты дают информацию, существенно отличающуюся от реальных событий и процессов.
2. Процесс образования Вселенной описывается в интегральном плане вторым законом Ньютона и законом всемирного тяготения таким образом, что Вселенная на всех этапах своего развития сохраняет равенство кинетической и потенциальной энергий.
3. Физический смысл возникновения гравитации состоит в том, что возникшее в момент БВ количество движения уравнивается силами гравитации в течение существования Вселенной.
4. Недавно обнаруженные во Вселенной гамма-всплески с энергией порядка $E = 10^{48}$ Дж с большой долей вероятности являются объектами, из которых возникли основные массовые частицы — протоны, нейтроны и электроны.

Библиографический список

1. Гинзбург В.Д. УФН. 169 419, 1999.
2. Гинзбург В.Д. УФН. 172 213, 2002.
3. Эйнштейн А. Существует ли гравитационное взаимодействие, аналогичное электродинамической индукции? / Собр. науч. трудов: в 4 т.; Т. 1. М.: Наука, 1966.
4. Андронов Г.Ф., Ежов Г.П., Салатов Б.Х. Микроструктура космического пространства // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2009. № 10.
5. Зельдович Я., Новиков И. Теория тяготения и эволюция звезд. М.: Наука, 1971.
6. Андронов Г.Ф. Сложность элементарных частиц. Структура и природа происхождения микромира. М.: УРСС, 2008.
7. Вайнберг С. Первые три минуты. М.: Энергоиздат, 1981.
8. Джеммер М. Понятие массы в классической и современной физике. М.: УРСС, 2003.
9. Янчилин В.Л. Тайны гравитации. М.: Новый центр, 2004.
10. Девис П. Случайная Вселенная. М.: Мир, 1985.

УДК 629.7

Советско-кубинское сотрудничество в космосе

О.В. Егорова, А.Н. Моисеев, Г.А. Тимофеев

E-mail: cuba2006@inbox.ru

В 1980 г. был осуществлен успешный запуск советского пилотируемого корабля "Союз-38" с командиром Юрием Романенко и космонавтом-исследователем гражданином Республики Куба Арнальдо Тамайо Мендесом на борту. Статья посвящена 30-й годовщине полета первого кубинца в космос, ставшего не только национальным героем в своей стране, но и первым космонавтом Латинской Америки.

Ключевые слова: космос; космонавт; программа "Интеркосмос"; Республика Куба; орбитальная станция "Салют".

O.V. Egorova, A.N. Moiseev, G.A. Timofeev. A Space Cooperation Of The USSR And Cuba

In 1980 the successful start of the Soviet piloted ship "Soyuz-38" with the Commander Jury Romanenko and the cosmonaut-Investigator, the citizen of the Republic of Cuba, Amaldo Tamayo Mendes onboard has been carried out. The article is devoted to the 30th anniversary of the first space flight of the Cuban who became not only the national hero in his country but the first ever cosmonaut in Latin America.

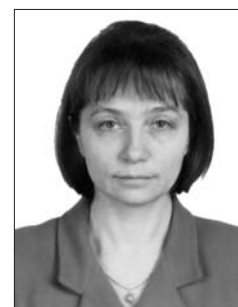
Key words: space; cosmonaut; the program "Intercosmos"; Republic of Cuba; orbiting station "Salute".

В следующем году все мы будем отмечать 50-летие со дня полета первого космонавта Земли — Юрия Гагарина, и в наших сердцах, конечно же, живет огромное уважение к людям этой непростой профессии, первопроходцам Вселенной.

Освоение космического пространства всегда требовало значительных финансовых затрат и высокого уровня научно-технического развития, что часто не под силу отдельно взятым государствам, поэтому изучение космоса целесообразно проводить совместно различным странам, независимо от их политического и экономического устройства. Примером такого интернационального сотрудничества может служить работа многонациональных экипажей космических станций "Салют", "Мир" и МКС.

В рамках содружества социалистических стран в апреле 1967 г. стартовала программа "Интеркосмос", участниками которой стали: Болгария, Венгрия, ГДР, Куба, Монголия, Польша, Румыния, Чехословакия и Советский Союз. В том же году 13 июля в Москве было подписано межправительственное Соглашение о сотрудничестве в исследовании и использовании космического пространства в мирных целях.

В соответствии с программой "Интеркосмос" 2 марта 1978 г. состоялся запуск космического корабля "Союз-28" с первым международным экипажем:



ЕГОРОВА
Ольга Владимировна — профессор Московского государственного открытого университета, кандидат техн. наук, доктор истор. наук



МОИСЕЕВ
Александр Николаевич — советник Посольства РФ в Республике Куба, журналист



ТИМОФЕЕВ
Геннадий Алексеевич — заведующий кафедрой МГТУ им. Н.Э. Баумана, профессор, доктор техн. наук



Космонавт-исследователь, гражданин Республика Куба Арнальдо Тамайо Мендес

командиром корабля летчиком-космонавтом СССР Алексеем Губаревым и космонавтом-исследователем гражданином ЧССР Владимиром Ремеком. Через сутки была произведена стыковка корабля "Союз-28" с орбитальным комплексом "Салют-6"—"Союз-27", и на борту комплекса начал работу международный экипаж из четырех космонавтов — Ю. Романенко, Г. Гречко, А. Губарева и В. Ремека.

Успешно заверченный международный космический эксперимент открыл качественно новый этап интеграции в области научных исследований космического пространства и стал конкретным воплощением политики СССР, направленной на всемерное расширение и углубление экономического и научно-технического сотрудничества с братскими странами.

Три десятилетия назад, 18 сентября 1980 г., в космосе на околоземной орбите впервые прозвучали позывные: "Говорит "Таймыр-2", говорит "Таймыр-2", в космическом пространстве — советский пилотируемый корабль "Союз-38" с двумя космонавтами на борту — командиром Юрием Романенко и гражданином Республики Куба Арнальдо Тамайо Мендесом". Так на связь с Землей вышел совместный советско-кубинский экипаж, заявивший о космическом братстве двух дружественных государств и народов. Пилотируемый



Фидель Кастро и Юрий Гагарин

космический корабль "Союз-38" состыковался с орбитальным комплексом "Салют-6"—"Союз-37", и космонавты Юрий Романенко и Арнальдо Тамайо Мендес в течение недели работали на его борту вместе с другой парой космонавтов — Леонидом Поповым и Валерием Рюминым. В общей сложности кубинец провел в космосе 7 дней 20 ч 43 мин 24 с.

По установившейся тогда традиции при запуске международных экипажей на космодроме присутствовали высокие правительственные делегации. Провожать своего первого космонавта прибыла и кубинская правительственная делегация во главе с министром Революционных вооруженных сил Республики Куба Раулем Кастро (ныне — президент страны). Рядом с ним в тот момент находился летчик-космонавт СССР Влади-



Фидель Кастро и Л.И. Брежнев в гостях у космонавтов в Звездном городке

мир Александрович Шаталов, помощник Главнокомандующего ВВС по подготовке и обеспечению космических полетов (в дальнейшем также начальник Центра подготовки космонавтов им. Ю.А. Гагарина). Он участвовал в отборе космонавтов на Кубе и знал желание Рауля послать в космос именно этого летчика. В последующие годы крепкая дружба связала двух руководителей. Рауль Кастро с супругой Вильмой Эспин были гостями Шаталовых в Звездном городке. В.А. Шаталов не раз отмечал, что гордится дружбой с теми, кто с кубинской стороны принимал участие в совместной работе на Кубе и в России. В течение 30 лет он являлся президентом общества дружбы с Кубой, поэтому часто бывал на ост-

рове Свободы и хорошо знал руководителей страны, многих деятелей науки и культуры.

Программа советско-кубинского полета была очень интересной и насыщенной. Были проведены физико-технические, медико-биологические, геофизические исследования и другие научные эксперименты, включая дистанционное зондирование Земли. К наиболее интересным следует отнести электрофизиологическое исследование состояния центральной нервной и сердечно-сосудистой системы человека под влиянием факторов космического полета, а также влияния этих факторов на отдельные антропометрические показатели и возможные генетические изменения. Кубинские специалисты для каждого



Седьмой международный экипаж — Арнальдо Тамайо Мендес и Юрий Романенко

космонавта изготовили из латекса специальные шлемы, в которых были установлены электроды из серебра и усилители электрической мозговой активности с записывающим магнитофоном. Таким образом, воздействуя определенными стимулами в виде света и звука, врачи могли проследить, как изменяется мозговая активность космонавта в космическом пространстве, и как эти изменения влияют на его способность работать в космосе.

Впервые было проведено исследование влияния космоса на организм человека, родившегося и выросшего в тропическом регионе Земли. Для изучения возможности избежать нарушений функции опорно-двигательного аппарата человека и для восстановления координации его движений в условиях невесомости на Кубе было разработано специальное оборудование. Тамайо в сеансах с борта корабля пояснял, как он ежедневно в течение четырех часов находился в специально разработанных сандалиях под названием Купула-Санд-501 и регистрировал показатели измерительных приборов.

В ходе полета проводилось изучение влияния невесомости на поведение человека, на состояние его иммунной системы, зрительное восприятие и метаболизм. Большое значение для развития космонавтики приобрели работы по психо-



Кубинский космонавт приступил к тренировкам в ЦПК им. Ю.А. Гагарина

логической оценке состояния космонавтов и их деятельности, направленные на обеспечение надежности работы человека в особых условиях космического полета.

Как и при других полетах, на всех этапах сближения и стыковки космических аппаратов связь с экипажем орбитального комплекса и прием телеметрической информации со станции "Салют-6" надежно обеспечивались средствами наземного командно-измерительного комплекса. Такие комплексы включали измерительные пункты, расположенные на территории Советского Союза и на научно-исследовательских судах Академии наук СССР "Боровичи", "Космонавт Павел Беляев", "Космонавт Владимир Комаров", "Чумикан", находившихся во время этого пуска в Мировом океане.

В программе "Интеркосмос" получили также значительное развитие исследования в области дистанционного зондирования атмосферы. Так, советские и кубинские специалисты изучали связи между полем облачности и структурой тропической атмосферы северной Атлантики, Карибского моря и Мексиканского залива в периоды действия тропических ураганов и холодных фронтов. Все эти работы имели непосредственное практическое значение для метеорологических служб. Телевизионные и инфракрасные изображения облачности со спутников применялись и для изучения крупномасштабных атмосферных процессов. Накопленный опыт позволял ученым определять тип фронта и примерную скорость его перемещения, характер и возможность выпадения осадков.

С борта космической станции с помощью камеры МКФ-6 была проведена геодезическая и топографическая съемка территории Республики Куба, ее платформы и мирового океана в целях изучения природных ресурсов из космоса. По программе изучения Земли проводилось инструментальное и визуальное исследование окружающей среды и погодных изменений.

Обширная научная программа советско-кубинского полета включала 22 эксперимента: "Кровообращение" — исследование перераспределения крови в организме космонавта; "Атуэй" — влияние невесомости на процессы деления и рекомбинации клеток дрожжей; "Кортекс" — исследование состояния центральной нервной системы космонавта; "Суппорт" — исследование изменений структуры и опорной функции свода



Министр обороны Кубы Рауль Кастро провожает в полет экипаж корабля "Союз-38"

стопы человека в условиях невесомости; "Иллюминатор" — определение спектральных характеристик иллюминатора станции; "Биосфера-К", "Антис", "Тропико-3" — изучение природных ресурсов Земли и др. Технологические эксперименты "Карибэ", "Сахар", "Зона" были посвящены получению кристаллов германия, легированного индием, пленки арсенида галлия, легированного алюминием, а также изучению особенностей роста в невесомости монокристаллов сахара.

После полета Тамайо Мендес вернулся на родину и продолжил службу в Военно-воздушных



На борту орбитального комплекса советско-кубинский экипаж



Советско-кубинский экипаж с Раулем и Фиделем Кастро. Справа — В.А. Шаталов и Хосе Фалкон — дублер кубинского космонавта

силах Кубы. За свой космический полет он был удостоен званий Героя Советского Союза и Героя Республики Куба.

В одном из репортажей конца сентября 1980 г. журналисты назвали первого космонавта Кубы "знойным парнем из Гуантанамо в холодном космосе". Действительно, Тамайо родился в самой жаркой на Кубе провинции, в Гуантанамо, 29 января 1942 г. Ему не исполнился и год, когда он и его старший брат, Рохер Тамайо Санчес, остались круглыми сиротами — очень рано, один за другим умерли их мать и отец. Детей на воспитание взяла семья брата матери. Жили бедно. Арнальдо с ранних лет начал подрабатывать, помогать семье. С 13 лет он уже трудился на мебельной фабрике чернорабочим, а затем стал учеником столяра. После победы революции в 1959 г. Арнальдо Тамайо Мендес вступает в ассоциацию молодых повстанцев, участвует в реализации проектов Молодежной армии труда, трудится на плантациях и стройках в горах Сьерра-Маэстра. Затем поступает учиться в Технологический институт и в 1961 г. оканчивает его с блестящими результатами.

После полета в космос Юрия Гагарина душой Арнальдо навсегда овладевает страстное стремле-

ние летать — он мечтает стать летчиком. О космосе он тоже мечтает, но понимает, что маленькой Кубе освоение космического пространства не по силам.

Упорство, прилежность в учебе и настойчивость "парня из Гуантанамо" приносят свои плоды: А. Тамайо предлагают поехать на учебу в СССР. В 1961–1962 гг. он проходит интенсивное обучение в Ейском высшем военном авиационном училище летчиков (сейчас — имени В.М. Комарова) и по возвращении на родину служит в ВВС в качестве военного летчика. Именно в это время разгорается Карибский кризис, и Арнальдо Тамайо, как и другие кубинские летчики, не раз совершает патрулирование в небе над своей страной. Но наступил момент, когда две сверхдержавы — СССР и США — сумели договориться, и третьей мировой войны, термоядерной, удалось избежать. Тамайо Мендес решает, что настало время продолжить учебу, и поступает в Высшую школу Революционных вооруженных сил имени Антонио Масео Гомеса, которую успешно оканчивает в 1971 г. Продолжает служить в ВВС, много летает. Он уже летчик-истребитель 1 класса, а затем и летчик-инструктор.

О своей личной жизни он распространяться не любит. Рассказывает скупое: "Еще в 1967 г. женился на Майре Лобайна, в семье двое сыновей: Арнальдо и Орландо...".

На вопрос, как он попал в отряд космонавтов, Тамайо отвечает: "В 1978 г. на острове Свободы начался отбор кандидатов в космонавты. Конкуренция была огромная. Условия были такие: "ты должен быть летчиком, иметь высшее образование, отличную физическую подготовку и хорошо говорить по-русски. Сначала выбрали 70 претендентов, но вскоре их осталось девятнадцать, потом девять, затем четверо. Я по профессии летчик-истребитель, учился в СССР, в Ейском училище, летал на МиГ-15, МиГ-17 и МиГ-21. Так что подходил по всем параметрам".

В рамках программы "Интеркосмос" по решению советско-кубинской комиссии, которая занималась отбором кандидатов для полета в космос, двое военных летчиков — Арнальдо Тамайо Мендес и Хосе Армандо Лопес Фалькон (главный кандидат и его дублер) — были направлены в Советский Союз для подготовки к космическому полету в Звездном городке. За два с половиной года оба они прошли полный курс подготовки и были одинаково готовы к полету. Но государственная комиссия могла выбрать только одного...

Работа очередного, седьмого международного экипажа с космонавтом-исследователем гражданином Республики Куба Арнальдо Тамайо Мендесом на борту "Салюта-6" продемонстрировала зрелость и стабильность отношений между нашими странами и народами. Именно об этом сказал в своем первом обращении к кубинцам с околоземной орбиты первый кубинский космонавт.

... Кстати, добрые связи России с Кубой имеют богатую историю и восходят они ко второй половине XVIII в. Но особенно ярко они проявились во время Великой Отечественной войны 1941–1945 гг., когда кубинцы проявили самую активную солидарность с нашим народом, сражавшимся против нацистской Германии. На острове создавались комитеты помощи СССР, добровольцы собирали для бойцов Красной Армии деньги, одежду, продовольствие, табак и отправляли в далекую Россию. И это движение солидарности было на Кубе массовым. А в рядах Красной Армии отличились трое кубинских

героев — братья Альдо и Хорхе Виво и Энрике Вилар. Двое из них погибли в тяжелых боях: Альдо под Ленинградом, а Энрике при освобождении Польши. Многие выходцы с Кубы находились в составе войск антигитлеровской коалиции. Поэтому победу над фашизмом на острове отмечали как общую. В мае 1945 г. в Гаване состоялся грандиозный митинг Победы. Праздничные манифестации прокатились по всей стране. Кубинцы славил русских солдат, говорили о решающей роли СССР в разгроме гитлеризма.

Ежегодно в майские дни к Мемориалу советского воина-интернационалиста, который расположен неподалеку от столицы, ложатся букеты и венки. Люди приходят сюда, чтобы почтить память павших. Этот мемориал стал символом дружбы и уважения между нашими странами и народами.

Сегодня Арнальдо Тамайо Мендес больше известен как политик, военный руководитель и общественный деятель Кубы, нежели летчик-космонавт или летчик-истребитель. Он уже давно генерал и бессменный депутат национального парламента, где возглавляет парламентскую группу дружбы с Россией, руководит управлением внешних сношений Революционных вооруженных сил. На посту председателя ассоциации дружбы Куба — Россия Тамайо Мендес вносит значительный вклад в расширение связей между двумя странами. Он говорит о том, что "дружба между нашими народами имеет глубокие исторические корни. Работа тысяч советских специалистов в свое время позволила революционному острову повысить уровень своего научно-технического развития. Тысячи кубинских студентов стали выпускниками советских вузов, получили высококачественное профессиональное образование. Участие советских инженеров и сельскохозяйственных специалистов стало значительным вкладом в индустриальное развитие Кубы. И в настоящее время, уже в XXI в., существуют прекрасные перспективы укрепления нашего взаимодействия".

Дружба Тамайо Мендеса с советскими космонавтами, прежде всего с напарником Юрием Романенко и его дублером летчиком-космонавтом Евгением Хруновым (1933–2000), не прекращалась даже в горькие годы охлаждения в отноше-

ниях между Россией и Кубой. Российские космонавты и сегодня частые гости на острове Свободы, приезжают отдохнуть. Специально для этого на шикарном кубинском курорте Варадеро в свое время был оборудован Дом космонавтов, который даже по внешнему виду напоминает космическую станцию.

Пройдут годы, но Арнальдо Тамайо Мендес останется в истории мировой космонавтики как первый кубинец и первый латиноамериканец, увидевший нашу красивую голубую планету со стороны, из космоса.

В 2008 г. состоялись российско-кубинские переговоры по совместному использованию космического пространства. Глава Роскосмоса А.Н. Перминов указал на "возможность создания на Кубе с помощью России собственного космического центра, который служил бы для обработки информации, поступающей от российских спутников дистанционного зондирования земной поверхности, и информации от навигационных аппаратов системы ГЛОНАСС". Он также отметил сотрудничество двух стран в области пилотируемых полетов, которое в наши дни может быть еще более актуальным, чем в прошлые годы.

Кубинские специалисты принимали активное участие в исследовательских работах по психологической совместимости экипажей во время длительных космических полетов, а также психологической адаптации космонавта к условиям и режиму работы и отдыха на орбитальных станциях. Таким образом, кубинский космический опыт прошлого, помноженный на современные российские достижения, позволит двум странам вести общие работы в области космонавтики.

Безусловно, новые возможности для дальнейшего развития и укрепления российско-кубинских отношений открыл и визит на Кубу в 2009 г. президента РФ Дмитрия Анатольевича Медведева.

Библиографический список

1. Глушко В.П. Развитие ракетостроения и космонавтики в СССР. 3-е изд. М.: Машиностроение, 1987.
2. Орбиты сотрудничества. Международные связи СССР в исследовании и использовании космического пространства / под ред. Б.Н. Петрова и В.С. Верещетина. М.: Машиностроение, 1983.
3. Штаталов В.А. Космические будни. М.: Машиностроение, 2008.
4. Caballero Almedia, Gilberto Vamonos! Editorial Gente Nueva, 1981.
5. Vuelo especial conjunto URSS-Cuba. Victoria del Socialismo, Editorial de Ciencias Sociales, Cuba, 1981.



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

С прекращением запусков шаттлов МКС будет летать выше

Среднюю высоту орбиты Международной космической станции (МКС) планируется поднять примерно на 50 км в 2011 г., после полета к ней последнего американского шаттла.

"В свое время мы договорились с американцами, что как только завершится программа "Спейс шаттл", мы выйдем на более высокую и более эффективную орбиту. Сейчас у нас высоты в апогее 360...380 км, а будут, я думаю, до 410...430 км" — сообщил руководитель полета российского сегмента МКС Владимир Соловьев. Он объяснил, что чем выше орбита, тем меньше трение станции об атмосферу, а значит, необходимо меньше топлива на поддержание ее орбиты. "Там меньше так называемый баллистический коэффициент", — сказал В. Соловьев.

Причина, по которой этого не сделали до сих пор, — американские шаттлы, которые не способны забираться на такие высоты, в отличие от российских космических кораблей "Союз" и "Прогресс". "Ни для кого не секрет, что энергетика шаттла маловата, машина здоровая, и они летают несколько ниже, чем мы в свое время летали на станцию "Мир", когда обслуживали ее "Союзами" и "Прогрессами". У нас были высоты в апогее 410...430 км", — рассказал В. Соловьев.

Ежедневно орбитальный комплекс снижается на 150...200 м. Коррекции орбиты проводятся раз в несколько месяцев. Последняя плановая коррекция высоты орбиты станции состоялась 21 октября с помощью восьми двигателей причаливания и ориентации грузового корабля "Прогресс М-07М", пристыкованного к служебному модулю "Звезда". Средняя высота полета МКС была поднята на 900 м и составила 353 км. 26 октября в связи с угрозой столкновения с космическим мусором был проведен маневр уклонения, в ходе которого средняя высота орбиты станции поднялась на 700 м.

Вестник Интерфакс — АВН № 43 (472), 2010 г.

Ультразвуковая доплеровская диагностика устойчивости к декомпрессии оператора ЛА

С.Н. Филипенков

E-mail: s.filipenkov@mail.ru



ФИЛИПЕНКОВ
Сергей Николаевич —
ведущий научный сотрудник
НПП "Звезда" им.
академика Г.И. Северина,
кандидат мед. наук

Доплеровское ультразвуковое исследование (УЗИ) с целью обнаружения газовых пузырьков в кровотоке может использоваться как альтернативный метод определения безопасности высотной декомпрессии при физиологических испытаниях защитного снаряжения в барокамере. Такой способ мониторинга повышает безопасность декомпрессии и позволяет диагностировать бессимптомную, преморбидную форму заболевания на основе самого факта обнаружения пузырьков.

Ключевые слова: ультразвуковой доплеровский детектор; высотная декомпрессионная болезнь.

S.N. Filipenkov. The Ultrasound Doppler Diagnostic Of Human Resistance To Altitude Decompression During Flight Simulation

Verification of the flying decompression procedures has traditionally been based on observing the occurrence of altitude decompression sickness (DCS) during man-rated tests in hypobaric chambers. The intensity of gas bubbling and number of venous gas emboli (VGE) corresponds with the risk of getting clinical forms of DCS and ultrasound detection of VGE has been used as an alternative method for validation of altitude decompression procedures. This is the proposition of an improved method for decompression safety validation of premorbid DCS forms based on VGE monitoring by ultrasound Doppler detector.

Key words: the Ultrasound Doppler Detector; the altitude decompression sickness (illness).

В XXI в. остается актуальной защита экипажей и пассажиров летательных аппаратов (ЛА) от высотной декомпрессионной болезни (ВДБ), вызванной газовыми пузырьками (ГП), которые образуются из имеющихся в организме микророзродышей, расширяющихся при снижении давления (декомпрессии) в случае возникновения перенасыщения растворенными в тканях газами (преимущественно азотом).

На заре авиации J.S. Haldane теоретически и экспериментально обосновал меры по профилактике этого опасного заболевания в высотных полетах ЛА, осуществляющихся с большой скороподъемностью. Исходя из практики водолазных погружений он указал на высокую вероятность ВДБ при быстром подъеме на 6,5 км или при перепаде давлений в воздушной среде в 2,25 раза [11]. В 1935 г. J.S. Haldane опубликовал расчеты скорости выведения азота из различных тканей и предложил использовать 30-минутное вдыхание кислорода для выведения азота из организма как меру профилактики у авиаторов, а также рекомендовал таблицы ступенчатой декомпрессии с допустимым 2-кратным перепадом давления при быстрых подъемах на высоту и 1,75-кратным перепадом давления при декомпрессии у водолазов [12]. Данные профилактические рекомендации были внедрены при создании защитного снаряжения для летчиков. С середины века ту же концепцию применили при выбо-

ре давления в герметических кабинах. Двукратный перепад давления до настоящего времени рекомендуется ГОСТ Р 50804—1995 как безопасный для всех видов работы космонавтов в скафандрах в случае аварийной разгерметизации кабины корабля, а при плановой внекорабельной деятельности (ВКД) с целью десатурации организма от азота применяется 30-минутное вдыхание кислорода перед снижением давления в скафандре и выходом в космос при шлюзовании в соответствии с российским протоколом декомпрессии [1, 9]. По протоколу NASA, ввиду более низкого давления в скафандре, используется крайне длительная 2,5...18-часовая процедура десатурации азота из организма перед ВКД на борту Международной космической станции.

В России М.П. Елинский (1970), М.П. Граменицкий (1974), И.Н. Черняков (1986—1994) первыми среди барофизиологов обратили внимание на развитие ВДБ у чувствительных лиц, предрасположенных к этому заболеванию, в полетах на "безопасных" по концепции J.S. Haldane высотах. Высотные эксперименты с ультразвуковым исследованием (УЗИ) кровотока, выполненные в 1980-х гг., полностью подтвердили это заключение и позволили обнаружить ГП на высотах 4...7 км, что побудило пересмотреть концепцию Haldane и использовать вероятностную теорию прогноза заболеваемости ВДБ [12]. В 1990-х гг. для контроля декомпрессионной безопасности астронавтов во время ВКД в скафандре "Орлан" специалистами НПП "Звезда" и ИМБП РАН предлагалось внедрение импульсного ультразвукового доплеровского детектора в совместной с NASA программе научных исследований на борту Международной космической станции [1, 2, 4]. Однако информативность доплеровского УЗИ при прогнозе риска ВДБ в то время вызвала сомнение [10, 13], что послужило основанием для выполнения дополнительного исследования, результаты которого отражены в настоящей статье.

Статистический анализ результатов доплеровского УЗИ, выполненного на высотах 5,5...11 км у 123 лиц, подтверждает высокую статистическую значимость обнаружения ГП в кровотоке для прогнозирования риска развития ВДБ.

Целью исследования являлась: экспериментальная оценка эффективности прогноза риска ВДБ методом доплеровского УЗИ при обнаружении ГП, поступающих в кровоток человека во время декомпрессии от 1 до 0,2...0,5 ата.

Методика исследования: Доплеровское УЗИ кровотока проводилось в барокамере при декомпрессии от нормального барометрического давления до высот 5,5...11 км (от давления 720...770 мм рт.ст. к 170...375 мм рт.ст. при скорости подъема на высоту 20...50 м/с и 4...6-часовой экспозиции на заданной высоте).

В качестве детектора внутрисосудистых ГП использовали ультразвуковой доплеровский аппарат разработки СКТБ "Биофизприбор" с рабочей частотой 5 МГц, серийный эхотахокардиограф "Ритм" (ЭТК-03) с рабочей частотой 1,76 МГц (в исследованиях совместно с ИМБП РАН) и серийный ультразвуковой флуориметр "Sonovit-1" разработки швейцарской фирмы "Shiller" с двумя рабочими частотами: 4 и 10 МГц (в исследованиях с ЛИИ им. М.М. Громова) [4, 7, 8, 9]. Интенсивность сигналов от ГП оценивалась по шкале Спенсера следующим образом: 0 баллов — ГП отсутствуют; 1 балл — единичные ГП обнаруживаются, но в большинстве сердечных циклов отсутствуют; 2 балла — ГП наблюдаются менее чем в половине сердечных циклов; 3 балла — ГП наблюдаются в большинстве сердечных циклов; 4 балла — ГП настолько многочисленны, что заглушают звуки сердечных циклов [15]. Детектор располагался на коже груди над проекцией легочной артерии и правого желудочка сердца.

Для определения чувствительности, специфичности, диагностической и прогностической ценности доплеровского УЗИ использовались принятые в лабораторной практике формулы [5]:

$$\text{Чувствительность} = \frac{\text{ИПР}}{\text{ИПР} + \text{ЛОР}}, \quad (1)$$

где ИПР — истинно положительные результаты (есть ВДБ и ГП); ЛОР — ложно отрицательные результаты (есть ВДБ без ГП);

$$\text{Специфичность} = \frac{\text{ИОР}}{\text{ИПР} + \text{АПР}}, \quad (2)$$

где ИОР — истинно отрицательные результаты (нет ни ВДБ, ни ГП); ЛПР — ложно положительные результаты (есть ГП без ВДБ);

$$\text{ППЦ} = \frac{\text{ИПР}}{\text{ИПР} + \text{ЛПР}}, \quad (3)$$

где ППЦ — положительная прогностическая ценность.

В отсутствие профилактического вдыхания кислорода перед подъемом на высоту парциальное давление азота в тканях организма принималось равным его парциальному давлению во вдыхаемом газе, либо текущему его значению в альвеолярном газе (при наличии масс-спектрометрических измерений P_{AN_2}) и в расчетах использовали следующую формулу:

$$КП = \frac{pN_2}{P_{БК}}, \quad (4)$$

где КП — коэффициент перенасыщения; pN_2 — исходное парциальное давление азота в тканях организма, $P_{БК}$ — конечное давление в барокамере на заданной высоте [9].

Полученные результаты и их обсуждение: В 447 исследованиях приняли участие 123 мужчины в возрасте от 19 до 55 лет (средний возраст $34 \pm 4,9$ года, рост $174 \pm 5,7$ см, масса $72 \pm 7,5$ кг, расчетное содержание жира $9,6 \pm 3,5$ кг, растворенный в организме азот $1,06 \pm 0,256$ л). Они раз в неделю подвергались декомпрессии по одноступенчатому профилю со скоростью 20...50 м/с при подъемах на высоты 5,5...11 км на время 4...6 ч. Рабочая частота УЗИ в диапазоне 1,76...5,0 МГц обеспечила глубокое проникновение ультразвука в ткани организма вплоть до камер сердца и легочных артерий без значительных помех и искажений отраженного сигнала. При использовании более высокой частоты ультразвука 10 МГц появлялись значительные помехи из-за интерференции отраженного сигнала, поэтому не всегда удавалось надежно обнаруживать ГП в артериях и венах на фоне сигнала от кровотока в поверхностных и подкожных кровеносных сосудах. У семи (6 %) из обследуемых не удалось провести качественное УЗИ из-за помех прохождению ультразвука и отсутствия так называемого ультразвукового окна для прохождения сигнала. Еще у трех (2 %) из обследуемых в отсутствие сигнала о ГП в кровотоке возникали мышечно-суставные симптомы, вызванные ростом в тканях организма ГП, но только внесосудистой локализации при декомпрессии к 225, 245 и 256 мм рт.ст. Аналогичные явления наблюдали также другие исследователи [6, 9, 13, 14].

По суммарным данным многократных экспериментов в барокамере общая чувстви-

тельность УЗИ была достаточно высока и составила 96 % от общего числа обследований при многократном развитии симптомов у одних и тех же предрасположенных к заболеванию лиц и достигала 93 % от общего числа заболевших. Как следует из рис. 1 и 2, высокая чувствительность УЗИ отмечалась, прежде всего, у тучных лиц в возрасте старше 40 лет с массой жира более 15 кг при общей массе тела более 80 кг по достижении $КП = 1,6$, т.е. при декомпрессии до давления, соответствующего высоте 6 км. В этих условиях у них выявлялись ГП с интенсивностью до 4 баллов, а клинические симптомы заболевания развивались в пределах первого часа экспозиции при заданном давлении. У сухощавых лиц в возрасте 20...30 лет с массой жира до 10 кг и общей массой тела до 60 кг ГП выявлялись с меньшей интенсивностью, в среднем 2,5 балла, а среднее время развития симптомов ВДБ достигало 150 мин. При этом специфичность УЗИ оказалась существенно меньше чувствительности и составила 70 % от общего числа обследований.

Из приведенных графиков следует, что для всего рассмотренного диапазона режимов декомпрессии $1,5 \leq КП \leq 3,0$ диагностическая ценность доплеровского УЗИ невелика, так как составила в среднем 29,7 % (77/259) от общего числа тестов и 55 % (39/71) от числа обследованных лиц при 3–4-кратном повторении их тестирования в барокамере. Поскольку на высотах 5,6...7,0 км в интервале $1,5 \leq КП \leq 1,8$ при умеренной по своей тяжести физической работе ВДБ развивалась редко, постольку в указанном диапазоне диагности-

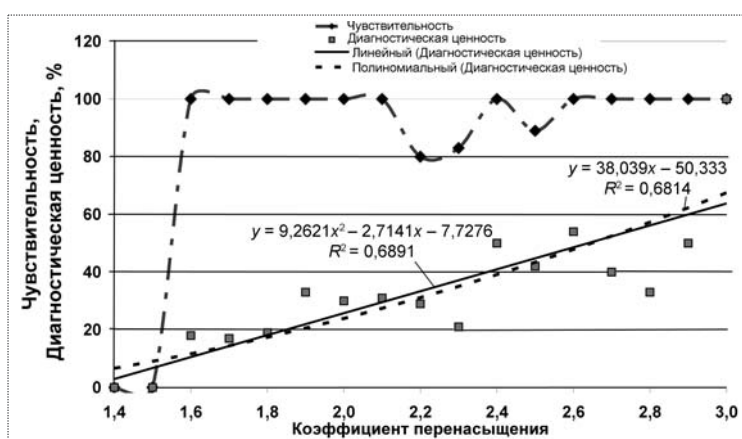


Рис. 1. Изменение чувствительности и диагностической ценности доплеровского УЗИ при двукратном увеличении коэффициента перенасыщения (с $КП = 1,5$ до $КП = 3,0$) при изменении высоты подъема в барокамере с 5,6 до 11 км, соответственно [9]

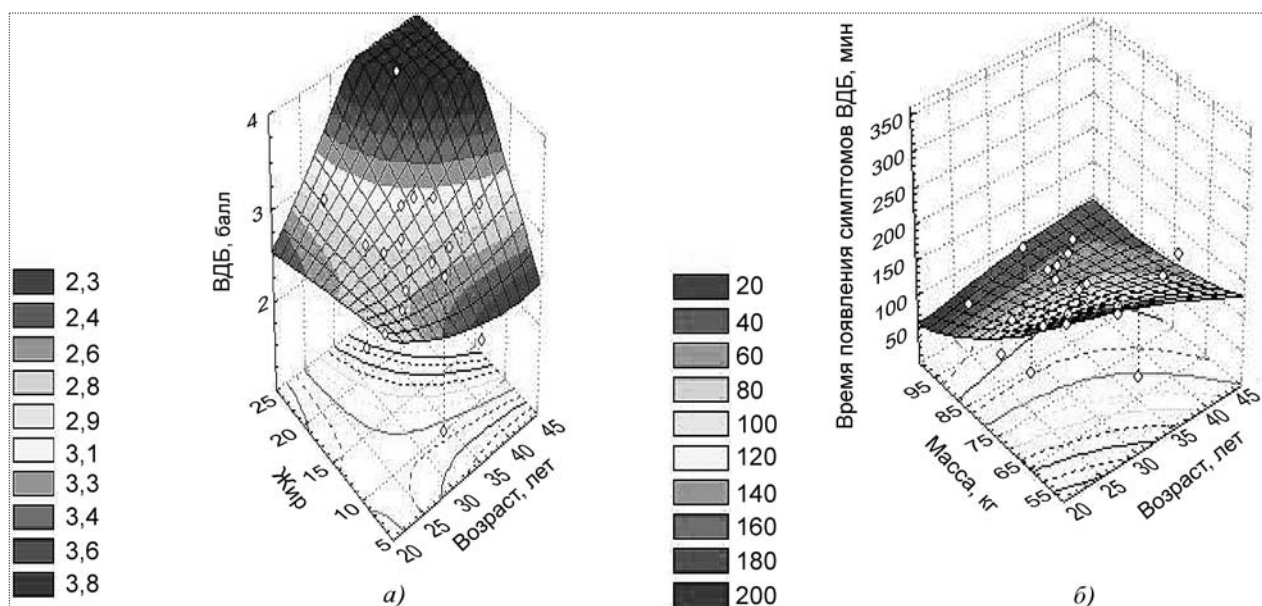


Рис. 2. Вид квадратичной формы поверхности для прогноза ВДБ:

а — оценки тяжести симптомов ВДБ (в баллах) в зависимости от возраста (годы) и массы жировой ткани (кг);

б — определения среднего времени возникновения симптомов (в минутах) в зависимости от возраста (годы) и массы тела (кг)

ческая ценность УЗИ была минимальной. В среднем только на четвертом тесте и лишь у каждого пятого лица после обнаружении ГП следовали симптомы ВДБ, редко развивавшиеся при столь умеренном разрежении атмосферы.

Только при КП в диапазоне $1,9 \leq \text{КП} \leq 3,0$ показатель диагностической ценности постепенно увеличился, но его колебания находились в очень широком диапазоне (от 33 до 100 %). Вариабельность этого показателя свидетельствовала лишь о малом числе проведенных исследований на больших высотах, следовательно, она имела случайный характер, зависящий от индивидуальных особенностей, возраста и массы жировой ткани в организме. При дальнейшей декомпрессии с УЗИ на высотах 10...11 км при $\text{КП} \approx 3,0$ показатель диагностической ценности увеличивался, но его колебания свидетельствовали лишь о возможности прогноза последующего развития симптомов у каждого второго лица при совершенно случайном характере проникновения ГП из тканей в кровеносную систему. Таким образом, с помощью УЗИ при обследовании в барокамере на высотах до 7 км можно определить неустойчивых к декомпрессии лиц, предрасположенных к регулярному развитию ВДБ с частотой 50...100 % от числа повторений декомпрессии (рис. 3). Столь

чувствительным к ВДБ лицам следует рекомендовать при повторной декомпрессии применение специальных мер профилактики (например, предварительного вдыхания кислорода перед подъемом на высоту с целью выведения из организма растворенного в тканях азота), а также ограничивать их физическую активность вплоть до состояния относительного покоя при пребывании в условиях разреженной атмосферы.

Применение регрессионного анализа к статистическим данным УЗИ об обнаружении ГП в кровотоке у всей группы из 42 заболевших ВДБ лиц дало высокую корреляционную связь ($R \geq 0,98$) между индивидуальной частотой развития мышечно-суставных симптомов (при многократных обследованиях в барокамере) и интенсивностью сигнала ГП.

Прогностические линейные уравнения для оценки риска мышечно-суставных симптомов ВДБ в зависимости от интенсивности сигнала (баллы по Спенсеру) представлены на рис. 3. На рис. 4 представлено квадратичное уравнение, наилучшим образом характеризующее корреляционную связь между интенсивностью сигнала ГП и частотой легочных симптомов, наблюдавшихся только у 4 из 42 (9,5 %) заболевших ВДБ лиц. Крайне малая статистика наблюдений легочной формы, составившая

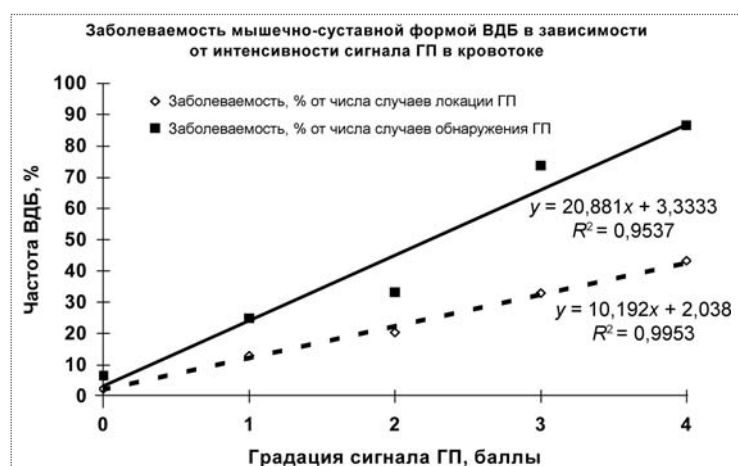


Рис. 3. Регрессионные функции и квадраты коэффициентов корреляции для линейной зависимости между заболеваемостью мышечно-суставной формой ВДБ и интенсивностью УЗИ сигнала от наблюдения ГП

при применении профилактических мероприятий 0,9 % от числа исследований в барокамере и всего 3,3 % от числа обследованных с помощью УЗИ лиц, не позволила подтвердить статистическими методами значимость корреляции. Регрессионные функции имели следующий вид:

а) для зависимости частоты развития симптомов (SF) от интенсивности сигнала ГП (G) при оценке заболеваемости относительно общего числа УЗИ с положительным результатом регистрации сигнала ГП в кровотоке

$$SF (\%) = 20,9 G (\text{баллы}) + 3,3; \quad R = 0,97; \quad (5)$$

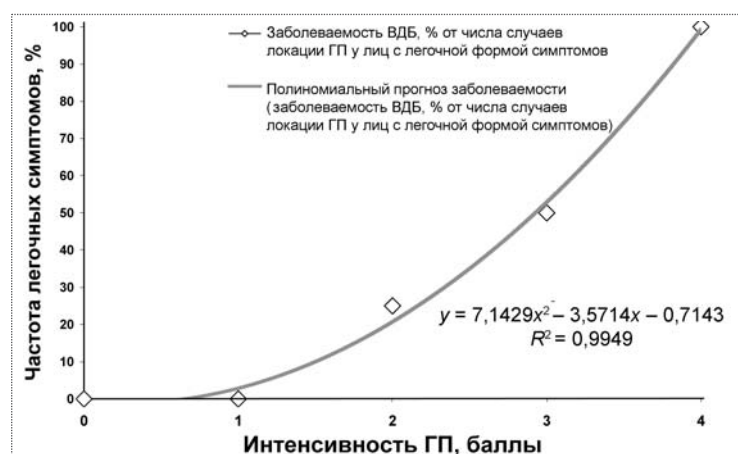


Рис. 4. Квадратичное полиномиальное приближение прогноза частоты развития легочной формы ВДБ в зависимости от интенсивности УЗИ сигнала от ГП в кровотоке

б) для зависимости частоты развития симптомов от интенсивности сигнала ГП при оценке заболеваемости относительно общего числа обследуемых лиц с положительным результатом регистрации сигнала ГП в кровотоке

$$SF (\%) = 10,2 G (\text{баллы}) + 2,0; \quad R = 0,99. \quad (6)$$

Только для уравнения (6) коэффициент детерминации (R^2) оказался статистически значим для 95%-го доверительного уровня и достигал максимума, равного 0,995.

При средней интенсивности сигнала от ГП в 2 балла и ниже вероятность наблюдения симптомов и значимость обнаружения ГП при УЗИ оставались недостоверны, так как только у каждого пятого обследуемого с такой интенсивностью сигнала можно ожидать появление симптомов ВДБ. Это заключение соответствует имеющимся в литературе данным о низкой прогностической ценности обнаружения в кровотоке сигнала ГП с интенсивностью 1–2 балла по шкале Спенсера [12, 13, 14].

При средней интенсивности сигнала от ГП величиной в 2 балла значимость исследования и вероятность наблюдения симптомов были ниже 0,5 даже у группы неустойчивых к декомпрессии лиц, что свидетельствует о недостаточной прогностической ценности обнаружения в кровотоке средней интенсивности сигнала от ГП в 1–2 балла более чем в 50 % тестов. Только при повышении интенсивности сигнала от ГП до 3–4 баллов вероятность наблюдения клинических форм ВДБ увеличивалась до 0,8...0,9 при расчете относительно числа лиц, перенесших симптомы ВДБ (при статистически значимом коэффициенте корреляции, равном 0,977).

В итоге применения доплеровского УЗИ как главного критерия для прогнозирования риска существенным образом удалось снизить частоту развития мышечно-суставных и наиболее опасных легочных форм ВДБ при физиологических испытаниях в барокамере. Это повышает декомпрессионную безопасность, исключая частое развитие осложнений ВДБ по причине немедленного прекращения экспериментов сразу же после обнаружения ГП с интенсивностью в 1–2 балла

при преморбидной форме ВДБ или более интенсивного сигнала ГП на уровне 3–4 баллов при неосложненных мышечно-суставных и кожных формах симптомов ВДБ.

Таким образом, экспериментальная оценка информативности доплеровского УЗИ в обнаружении пузырьков, поступающих в кровоток, подтверждает высокую чувствительность данного метода мониторинга ГП в кровотоке и доказывает его пригодность для контроля состояния человека в условиях пониженного атмосферного давления. Ультразвуковая доплеровская диагностика кровотока позволяет определить высокую и низкую устойчивость к декомпрессии оператора летательного аппарата авиационного и космического назначения.

Ультразвуковые доплеровские детекторы, встроенные в защитное снаряжение, могут быть рекомендованы как эффективный инструмент контроля декомпрессионной безопасности летчиков и космонавтов при высотных тренировках в барокамере, а также могут обеспечить надежную профилактику ВДБ в долговременных полетах на перспективных летательных аппаратах.

Библиографический список

1. Барер А.С., Филипенков С.Н. Декомпрессионная безопасность работы в скафандре вне космического корабля. Медико-биологические проблемы декомпрессии. Материалы 1-го Все-союзного совещания / под ред. А.М. Генина. М. 1991. С. 5–9.
2. Барер А.С., Катунцев В.П., Мансфельд А.Д. и др. Усовершенствование мониторинга газовых пузырьков при работе в скафандре // Тезисы докладов 3-го российско-американского симпозиума "Медико-биологические исследования по программе "Наука – НАСА". М. 1997. С. 56–57.
3. Бухтияров И.В., Степанов В.К. К возможности возникновения высотных декомпрессионных расстройств в полетах перспек-

тивных одноместных самолетов-истребителей // Сб. тезисов: XII конф. по космической биологии и авиакосмической медицине / под ред. А.И. Григорьева, Е.А. Ильина. М. 2002. С. 74–75.

4. Катунцев В.П., Филипенков С.Н., Анисимов О.И. Ультразвуковая локация газовых пузырьков в кровеносном русле у человека при работе в скафандре // Авиакосмическая и экологическая медицина. 1992. Т. 26. № 3. С. 52–55.

5. Мари Р.К., Греннер Д.К., Мейес П.А., Родуэлл В.В. Биохимия человека. Т. 2. М.: Мир, 2004. С. 368–369 (пер. с англ.).

6. Поляков В.Н., Исеев Л.Р., Чадов В.И., Меньшиков В.В. Опыт применения ультразвукового доплеровского устройства в гипобарических условиях // В сб.: Медико-биологические проблемы декомпрессии / под ред. А.М. Генина. М. 1991. С. 48–53.

7. Филипенков С.Н., Катаев Ю.В. Разработка методики ультразвукового исследования декомпрессионного газообразования при тренировках космонавтов // Труды XXX Чтений, посвящ. разработке научного наследия К.Э. Циолковского, секция "К.Э. Циолковский и проблемы деятельности космонавтов". М. 1996. С. 95–98.

8. Филипенков С.Н. Способ оценки устойчивости оператора к декомпрессии до долей атмосферы в барокамере при имитации летной деятельности на высотах. Патент на изобретение № 2387379 Заявка № 2008136739, приоритет от 15 сентября 2008 г.

9. Чадов В.И., Филипенков С.Н., Исеев Л.Р., Поляков В.Н., Воробьев Г.Ф. Декомпрессионная безопасность при моделировании работы в космическом скафандре // Труды 2-го международного аэрокосмического конгресса. Т. II. М.: Академия, 1999. С. 113–119.

10. Balldin U.I., Pilmanis A.A., Webb J.T. Central nervous system decompression sickness and venous gas emboli in hypobaric conditions // Aviat. Space Environ. Med. 2004. V. 75. № 9. P. 969–972.

11. Boycott A.E., Damant G.C.C., Haldane J.S. The prevention of compressed air illness. J Hyg (Lond) 1908. V. 8. P. 342–344.

12. Kayar S.R. On beginning a second century of decompression sickness research: where are we and what comes next? // Aviat. Space Environ. Med. 2008. V.79, № 11. P. 1071–1072.

13. Kumar V.K., Billica R.D., Waligora J.M. Utility of Doppler-detectable microbubbles in the diagnosis and treatment of decompression sickness // Aviat. Space Environ. Med. 1997. V. 68. № 2. P. 151–158.

14. Norfleet W.T. Decompression – Related Disorders: Decompression Sickness, Arterial Gas Embolism, and Ebullism Syndrome. Ch.11. In: Principles of Clinical Medicine for Space Flight / Edited by Barratt M.R., Pool S.L., Springer Science + Business Media, LLC. New York. 2008. P. 223–240.

15. Spencer M.P. Decompression limits for compressed air determined by ultrasonically detected blood bubbles // J. Appl. Physiol. 1976. V. 40. P. 229–235.

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

ООО "Издательство Машиностроение"/ООО "Машиностроение–Полет", 107076, Москва, Строминский пер., 4

Редакторы номера И.Н. Мымрина, Д.Я. Чернис

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

Сдано в набор 21.10.10. Подписано в печать 07.12.10. Формат 60×88/8. Усл. печ. л. 7,35. Уч.-изд. л. 7,39. Зак. 937. 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