## КОСМИЧЕСКАЯ 3( ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ

#### Научно-технический журнал

Журнал выходит ежеквартально

Главный редактор член-корреспондент РАН **Лопота В.А.**  Заместители главного редактора академик РАН Легостаев В.П., дтн, профессор Синявский В.В.

Редакционная коллегия

Дтн, профессор Алиев В.Г., дфмн Алексеев А.К., член-корреспондент РАН Алифанов О.М., академик РАН дтн, профессор Алиев Б.1., офмн Алексеев А.К., член-корреспоноент РАН Алифанов О.М., академик РАН Анфимов Н.А., дтн, профессор Беляев М.Ю., дтн, профессор Борзых С.В., академик РАН Зеленый Л.М., дтн Зубов Н.Е., академик РАН Каторгин Б.И., дтн, профессор Кравец В.Г., дтн Любинский В.Е., академик РАН Микрин Е.А., дтн Михайлов М.В., академик РАН Попов Г.А., дтн Платонов В.Н., дтн Петров Н.К., дтн, профессор Соколов Б.А., член-корреспондент РАН Соловьев В.А., дтн Сорокин И.В., дтн Улыбышев Ю.П., дтн Цыганков О.С., академик РАН Федоров И.Б., дтн, профессор Филин В.М.

#### содержание

СТРАТЕГИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ТЕХНОЛОГИЙ

Кузнецов В.Д. Космическая погода и риски космической деятельности .....

#### БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА, МЕХАНИКА ПОЛЕТА, ПРОЧНОСТЬ, ИССЛЕДОВАНИЕ КОСМОСА

Алабова Н.П., Брюханов Н.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н., Симакова Т.В. Роль компьютерного моделирования и фи-

#### СОЗДАНИЕ, ЦЕЛЕВОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПИЛОТИРУЕМЫХ АППАРАТОВ И КОМПЛЕКСОВ

#### СОЗДАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АВТОМАТИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, КОМПЛЕКСОВ И СИСТЕМ

Платонов В.Н. О точности стабилизации космического аппарата дистанционного зондирования Земли без использо-

Зубов Н.Е., Савчук Д.В., Старовойтов Е.И. Оптимизация массы и энергопотребления лазерных локационных систем 

## СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ, КОСМИЧЕСКИЕ ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ, ДВИГАТЕЛИ, ДВИГАТЕЛЬНЫЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

Задеба В.А. Подтверждение требований к надежности новых модификаций разгонных блоков типа ДМ с учетом результатов эксплуатации прототипов .....

.....57

#### СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ И ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ. ЖИЗНЕДЕЯТЕЛЬНОСТЬ КОСМОНАВТОВ

Басов А.А., Клочкова М.А., Махин И.Д. О возможности использования технологии «холодного» газодинамического напыления 

#### МАТЕРИАЛЫ, ПРОИЗВОДСТВО И ТЕХНОЛОГИИ ИЗДЕЛИЙ РКТ

Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г. Моделирование в задачах вибропрочности конструкций ракетнокосмической техники ...... 

## БИЗНЕС, ЭКОНОМИКА И МЕНЕДЖМЕНТ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ, УПРАВЛЕНИЕ ПРОЕКТАМИ И КАДРАМИ, ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, МЕЖДУНАРОДНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ

Великоиваненко В.И., Гусаков Н.В., Пантенков Д.Г., Соколов В.М. Упрощенный алгоритм построения вероятностной 

#### **Учредитель**

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» Журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связей и массовых коммуникаций. Свидетельство ПИ №ФС 77-53991 от 8 мая 2013 г. © ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва»

Электронную версию журнала «Космическая техника и технологии» можно найти на сайте http://www.energia.ru/ktt/index.html.

#### Журнал является рецензируемым изданием

- мнение редакции не всегда совпадает
- с точкой зрения авторов статей
- журнал не содержит рекламы
- рукописи не возвращаются
- при перепечатке материалов ссылка на журнал «КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЁХ́НОЛОГИИ» обязательна
- плата с аспирантов за публикацию статей не взимается



Выпускается с 2013 г.

## БОРТОВЫЕ И НАЗЕМНЫЕ КОМПЛЕКСЫ УПРАВЛЕНИЯ И СИСТЕМЫ

Белоногов О.Б., Попов Д.Н. Разработка и исследование полигармонического метода автоинтегрирования для расчета

Ковтун В.С., Строченкин А.В., Фролов В.Н. Выбор оптимальных вариантов маршрутов съемок для космической

системы дистанционного зондирования Земли .....

# SPACE ENGINEERING 3(6)AND TECHNOLOGY2014

#### Scientific and Technical Journal

Published quarterly **Editor-in-chief** RAS Corresponding member **Lopota V.A.** 

*Deputy Editors-in-chief RAS academician Legostaev V.P., Dr.Sci.(Eng.), Professor Sinyavskiy V.V.* 

Editorial Advisory Board

Dr.Sci.(Eng.), Professor Aliev V.G., Dr.Sci.(Phys.-Math.) Alekseev A.K., RAS Corresponding member Alifanov O.M., RAS academician Anfimov N.A., Dr.Sci.(Eng.), Professor Belyaev M.Yu., Dr.Sci.(Eng.), Professor Borzykh S.V., RAS academician Zeleny L.M., Dr.Sci.(Eng.) Zubov N.E., RAS academician Katorgin B.I., Dr.Sci.(Eng.), Professor Kravets V.G., Dr.Sci.(Eng.) Lyubinskiy V.E., RAS academician Mikrin E.A., Dr.Sci.(Eng.) Mikhaylov M.V., RAS academician Popov G.A., Dr.Sci.(Eng.) Platonov V.N., Dr.Sci.(Eng.) Petrov N.K., Dr.Sci.(Eng.), Professor Sokolov B.A., RAS Corresponding member Soloviev V.A., Dr.Sci.(Eng.) Sorokin I.V., Dr.Sci.(Eng.) Ulybyshev Yu.P., Dr.Sci.(Eng.) Tsigankov O.S., RAS academician Fedorov I.B., Dr.Sci.(Eng.), Professor Filin V.M.

#### CONTENTS

#### STRATEGY AND PROSPECT FOR SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY DEVELOPMENT

#### BALLISTICS, AERODYNAMICS, FLIGHT DYNAMICS, STRENGTH, SPACE EXPLORATION

#### DEVELOPMENT, UTILIZATION AND OPERATION OF MANNED SPACECRAFT AND COMPLEXES

DEVELOPMENT AND OPERATION OF UNMANNED SPACECRAFT, COMPLEXES AND SYSTEMS

Platonov V.N. About accuracy of an Earth remote sensing spacecraft attitude-keeping without using data from inertial sensors ......33

#### LAUNCHERS, SPACE TRANSPORT SYSTEMS, ENGINES, PROPULSION AND POWER SYSTEMS

#### ONBOARD AND GROUND CONTROL COMPLEXES AND SYSTEMS

#### THERMAL CONTROL AND LIFE SUPPORT SYSTEMS. VITAL FUNCTIONS OF COSMONAUTS

#### MATERIALS, MANUFACTURING AND PROCESSES FOR ROCKET AND SPACE PRODUCTS

#### SPACE BUSINESS, ECONOMICS AND MANAGEMENT, PROJECT AND PERSONNEL MANAGEMENT, INFORMATION TECHNOLOGIES, INTERNATIONAL ACTIVITIES

#### <u>Founder</u>

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia The journal is registered with the Russian Federal Surveillance Service for Mass Media and Communications. Certificate IIIN № ФС 77-53991 dated May 8, 2013. © S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia

The electronic version of our journal Space Engineering and Technology can be found at http://www.energia.ru/ktt/index.html. **The journal is a peer-reviewed publication** • the editorial opinion does not always coincide with the viewpoints of the contributors

- the journal does not contain any advertising
  manuscripts are not returned
- no material can be reprinted without a reference to the SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY journal
- postgraduate students are not charged for the publication of their papers

Published since 2013

УДК 523.98:551.51/.52:629.78.067

## КОСМИЧЕСКАЯ ПОГОДА И РИСКИ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

© 2014 г. Кузнецов В. Д.

ФГБУН Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн им. Н.В. Пушкова РАН (ИЗМИРАН) Калужское шоссе, д. 4, г. Москва, г. Троицк, Россия, 142190, *e-mail: kvd@izmiran.ru* 

В статье дается обзор факторов космической погоды и их воздействия на околоземное космическое пространство и космическую деятельность. Солнечная активность и ее проявления в виде повышенных потоков жесткого электромагнитного и корпускулярного излучения рассмотрены как основной источник космической погоды, создающей опасность для космонавтов, космических аппаратов (КА) и Международной космической станции. Качественно оценено прямое или косвенное воздействие факторов космической погоды (галактические космические лучи, радиационные пояса, солнечные космические лучи, электромагнитные излучения), геомагнитных бурь и суббурь на радиационнию безопасность космонавтов, поверхностную и объемную электризацию КА, деградацию солнечных батарей и материалов КА, одиночные сбои в электронике, аномальное торможение КА и потерю высоты орбиты, на радиосвязь и работу космических радиосистем. В периоды сильных геомагнитных возмушений и бурь повышается общий уровень опасности в результате возрастания уровня корпускулярной радиации, возникновения возмущения ионосферы и ионосферных неоднородностей, распухания атмосферы, генерации геомагнитно-индицированных токов, облегчаются условия проникновения в магнитосферу энергичных частиц галактических и солнечных космических лучей. Приводятся примеры воздействий различных факторов космической погоды, в т. ч. экстремальных проявлений, на космическую технику и технологии.

**Ключевые слова:** космическая погода, галактические космические лучи, радиационные пояса, солнечные космические лучи, электромагнитные излучения, геомагнитные бури, опасность для космонавтов, нарушение работы космической техники.

### SPACE WEATHER AND RISKS OF SPACE ACTIVITY

Kuznetsov V. D.

N.V. Pushkov Institute of Terrestrial Magnetism, Ionosphere and Radio Wave Propagation RAS (IZMIRAN) 4 Kaluzhskoe shosse, Moscow, Troitsk, 142190, Russia, e-mail: kvd@izmiran.ru

The paper provides an overview of space weather factors and their effects on near-Earth space and space activities. Solar activity and its manifestations in the form of increased flux of high-energy electromagnetic and particle radiation are considered as the main source of space weather presenting danger to cosmonauts, spacecraft (SC) and the International Space Station. It provides a qualitative assessment of direct or indirect impact of space weather factors (galactic cosmic rays (GCR), radiation belts, solar cosmic rays (SCR), electromagnetic emissions) and geomagnetic storms and substorms on radiation hazard for cosmonauts, surface and volume electrization of SC, deterioration of SC solar arrays and materials, soft errors in avionics, anomalous SC deceleration and orbital decay, disruption in radio communications and operation of space radio systems. During strong geomagnetic perturbations and geomagnetic storms there is an increase in the overall danger level resulting from growth in particle radiation level, occurrences of ionospheric disturbances and ionospheric irregularities, swelling of the atmosphere, generation of geomagnetically induced currents, and it becomes easier for high-energy GCR and SCR particles to penetrate into magnetosphere. The paper provides examples of effects of various space weather factors, including extreme cases, on space hardware and technologies.

**Key words:** space weather, galactic cosmic rays, radiation belts, solar cosmic rays, electromagnetic radiation, geomagnetic storms, danger for cosmonauts, space equipment malfunction.



КУЗНЕЦОВ Владимир Дмитриевич — дфмн, директор ИЗМИРАН, e-mail: kvd@izmiran.ru

KUZNETSOV Vladimir Dmitrievich – Doctor of Science (Physics and Mathematics), Director of IZMIRAN, e-mail: kvd@izmiran.ru

КУЗНЕЦОВ В.Д.

#### Введение

С технологическим прогрессом человечества и с развитием все более мощной технической наземной и космической инфраструктуры общества все ощутимее дают о себе знать факторы космической погоды, нарушающие ее нормальное функционирование и создающие серьезные риски при осуществлении космической деятельности. Учет этих факторов и парирование их негативного воздействия становится необходимой составной частью обеспечения безопасности космической деятельности.

Космическая погода создает опасность для человека и его космической деятельности, порождая многочисленные риски и потери. Солнечные, галактические и магнитосферные энергичные частицы создают радиационную опасность для космонавтов и Международной космической станции (МКС). Сильные авроральные токи в периоды геомагнитных бурь могут разрушить и повредить современные линии электропередач, вызвать повышенную коррозию нефте- и газопроводов. Ионосферные неоднородности, порожденные магнитной бурей, интерферируют с высокочастотной радиосвязью и навигационными сигналами от спутников GPS, нарушая их работу. События поглощения радиоволн в полярной шапке во время протонных вспышек на Солнце и магнитных бурь могут приводить к ослаблению, а во время мощных событий — к полному прекращению высокочастотной радиосвязи вдоль авиационных маршрутов, требуя отклонения от маршрута на более низкие широты. Облучение спутников энергичными частицами во время событий с солнечными энергичными частицами и повышения радиации в радиационных поясах могут вызвать временные аномалии в работе спутников, разрушить важные элементы электроники, привести к деградации солнечных батарей и «слепоте» оптических систем как телескопов, так и звездных датчиков ориентации.

Околоземное космическое пространство (ОКП), где осуществляется космическая деятельность, пронизано магнитным полем Земли, которое формирует ее магнитосферу (рис. 1) и играет ключевую роль в процессах воздействия солнечных источников космической погоды (солнечного ветра, солнечных выбросов массы, потоков энергичных частиц и т. д.) на ОКП.



Рис. 1. Магнитосфера Земли, обтекаемая потоками солнечного ветра: 1 — ударная волна; 2 — магнитопауза; 3 — линии магнитного поля; 4 — пояс Ван Аллена; 5 — солнечный ветер

Особую опасность для космических аппаратов представляют формирующиеся в магнитосфере радиационные пояса (внешний и внутренний пояса Ван Аллена), полярные регионы с открытыми силовыми линиями магнитного поля, аномалии геомагнитного поля в виде Бразильской магнитной аномалии. Данные о структуре магнитного поля Земли и его изменениях представлены в атласе магнитного поля Земли [1].

Основные источники космической погоды связаны с солнечной активностью (рис. 2). Воздействующими агентами солнечной активности, и, соответственно, источниками космической погоды являются электромагнитное излучение Солнца, энергичные частицы и потоки солнечной плазмы с магнитным полем, которые вызывают в ОКП многообразие физических явлений в разных геосферах (магнитосфере, ионосфере и атмосфере Земли), оказывающих влияние на космическую технику и космические технологии (рис. 3, таблица). Имеются подробные изложения современного понимания ключевых аспектов космической погоды, которые непрерывно уточняются по результатам космических и наземных исследований [2-6].



Рис. 2. Солнечная активность — основной источник космической погоды (адаптировано из [7]): 1 — космические лучи; 2 — радиоизлучение; 3 — солнечный ветер; 4 — магнитное поле; 5 — выброс коронального вещества; 6 — солнечные энергичные частицы; 7 — рентгеновское излучение



Рис. 3. Воздействие факторов космической погоды на технические системы на Земле и в космосе (адаптировано из [7]): 1 — электростатические разряды на спутниках; 2 — повреждение солнечных батарей; 3 солнечная радиация и радиационные пояса; 4 — радиационные дозы для космонавтов; 5 — торможение спутников; 6 — ионосферные токи; 7 — возмущения ионосферы; 8 — искажение радиоволн; 9 — сцинтилляции сигнала; 10 — радиационная угроза для авиации; 11 — наводки в электросетях; 12 — токи в земной коре; 13 — сбои в телекоммуникационных системах

#### Опасности космической погоды и их источники (адаптировано из [8])

Опасности	косм	Фак ическ	торы хой пог	оды	Геомагнит-	Геомагнитные		
и риски ↓	ГКЛ	РΠ	СКЛ	ЭИ	ные оури	суооури		
Радиационная опасность космонавтов								
Поверхностная и объемная электризация КА								
Деградация солнечных батарей и материалов КА								
Одиночные сбои в электронике (SEE)								
Влияние на оптику, нарушение ориентации КА								
Аномальное торможение КА и потеря высоты орбиты								
Нарушение радиосвязи и работы космических радиосистем (GPS и т. д.)								
					1	1		
Солнечные источники космической погоды↓								
Солнечные вспышки								
Солнечный ветер (КД, КВО)								
КВМ								
Циклическая солнечная активность (солнечный цикл)								

Примечание. ■ — фактор прямого воздействия; ■ — косвенный фактор; ГКЛ — галактические космические лучи; РП — радиационные пояса; СКЛ — солнечные космические лучи; ЭИ — электромагнитные излучения; СВ — солнечный ветер; КД — корональные дыры; КВО — коротационные взаимодействующие области; КВМ — корональные выбросы массы; КА — космический аппарат; SEE — Single Events Effects.

#### Факторы космической погоды и риски космической деятельности

Важным достижением исследований космической погоды и ее воздействий стала идентификация прямых и косвенных рисков, связанных с космической деятельностью и зависящей от нее инфраструктурой общества. В таблице приведены основные опасности космической погоды, воздействующие факторы и их источники, прямо или косвенно связанные с солнечной активностью.

#### Корпускулярная радиация

Источниками корпускулярной радиации (энергичных частиц) в ОКП являются галактические космические лучи (ГКЛ), солнечные космические лучи (СКЛ) от активных явлений на Солнце (вспышки, корональные выбросы массы, ударные волны), а также внутренний (протоны, ионы) и внешний (электроны) радиационные пояса Земли; явления геомагнитной бури и суббури, когда внутрь магнитосферы инжектируются энергичная плазма и энергичные частицы. Повышенные дозы корпускулярной радиации создают:

• радиационную опасность для космонавтов и пассажиров высотной авиации;

• аномалии в работе спутников и радиосвязи, связанные с их поверхностной и объемной электризацией и разрушением важных элементов электроники; • деградацию солнечных батарей и конструкций спутников;

• проблемы для работы оптических систем спутника, приводящие к нарушению и потере ориентации.

#### Галактические космические лучи

Из-за большой энергии ГКЛ являются одним из основных источников радиационной опасности в космосе, они определяют радиационные дозовые нагрузки на космонавтов на околоземных и межпланетных орбитах, а также на пассажиров высотной авиации.

Попадая в полупроводниковые микросхемы электроники спутников, ГКЛ вызывают ионизацию и выделение энергии, что приводит к одиночным сбоям в работе электроники (события *SEE* — *Single Events Effects*) и выходу из строя отдельных элементов радиоэлектронной аппаратуры. Такие сбои приводят к нарушениям работы спутников и невыполнению ими своих функций.

Интенсивность ГКЛ в ОКП модулируется солнечной активностью, которая максимальна в минимуме солнечного цикла и минимальна в его максимуме (рис. 4). Соответственно, и регистрируемая частота единичных сбоев (*SEE*) также максимальна в период минимума солнечной активности. Такую зависимость интенсивности ГКЛ от солнечной активности необходимо учитывать при планировании всех пилотируемых космических миссий — от околоземных до межпланетных, а также при эксплуатации спутниковых систем.



#### Солнечная корпускулярная радиация

Солнечные космические лучи, которые генерируются в солнечных протонных событиях — мощных солнечных вспышках, возникают спорадически и имеют большую интенсивность, которая может на много порядков величин превышать фоновые значения потоков ГКЛ, а также они имеют достаточно высокие энергии, иногда до нескольких гигаэлектронвольт. Проникая в магнитосферу и атмосферу Земли, СКЛ многократно повышают радиационную опасность для космонавтов и пассажиров высотной полярной авиации, увеличивают количество одиночных сбоев в работе электроники спутников (события SEE), нарушают работу оптической и электронной аппаратуры спутников, радиосвязь и вызывают истощение озонового слоя в полярных регионах. События с СКЛ труднопредсказуемы. В течение солнечного цикла (11 лет) можно ожидать более десятка мощных событий СКЛ.

В октябре 2003 г. потоки ускоренных солнечных протонов от экстремального события на Солнце воздействовали на спутник *SOHO*, который находился за пределами магнитосферы Земли и не был ею защищен. Частицы попали в детекторы *CCD*-матрицы и спутник «ослеп» изображение Солнца было покрыто «снегом», в то время как спутник КОРОНАС-Ф находился внутри магнитосферы, был защищен ею от потоков ускоренных солнечных частиц, и получил качественное изображение этого экстремального события (рис. 5).



Рис. 5. Воздействие солнечных энергичных протонов на оптическую аппаратуру спутников (источники: НАСА, SOHO, КОРОНАС-Ф)

Попадая в оптические звездные датчики (*CCD*-матрицу), солнечные протоны вызывают такой же эффект, как обычные фотоны, и дают изображение, подобное звезде, на которую настроена ориентация. В результате система ориентации сбивается, спутник начинает кувыркаться, и может произойти полная потеря его ориентации, как это случалось не раз.

В периоды мощных потоков солнечного ветра и выбросов на Солнце граничная точка магнитосферы на дневной стороне (рис. 5, красная точка) может поджиматься от 10-12 до 5 земных радиусов, и вся группировка геостационарных спутников (рис. 6), обеспечивающих мобильную связь, телевещание и т. д., оказывается в межпланетном пространстве вне магнитосферы Земли под воздействием солнечной корпускулярной радиации, которая при обычных потоках солнечного ветра внутрь магнитосферы на эти орбиты не проникает. Такие события хотя и случаются редко, но они способны вывести из строя большое количество спутников, и поэтому необходимы их прогнозы, которые применительно к подобным событиям недостаточно совершенны.



Рис. 6. Вызванные космической погодой прямые и косвенные риски, связанные с самой многочисленной группировкой высокотехнологичных спутников на геостационарной орбите, составляют десятки и сотни миллиардов долларов

В таких космических миссиях, как МКС с выходом человека в открытый космос и будущие межпланетные пилотируемые миссии (Луна, Марс), космонавты подвержены риску радиационного облучения, что требует знания радиационной обстановки в ОКП и межпланетном пространстве, определяемой активностью Солнца. При будущих полетах на Луну и Марс, находясь вне магнитосферы Земли, космонавты будут подвергаться большим радиационным дозам облучения в течение более длительного времени, чем это было при первых полетах на Луну. Если бы полет на Луну состоялся не в апреле и декабре 1972 г. (Apollo-16 и Apollo-17), а в августе, когда на Солнце произошла одна из самых мощных за все время наблюдений вспышка, давшая большие потоки солнечных энергичных протонов, то астронавты получили бы смертельную дозу радиации. Радиационная защита космонавтов при перелете на Марс и на его поверхности будет одной из основных проблем этой межпланетной миссии.

Большие потоки СКЛ, проникающие в магнитосферу Земли во время больших солнечных вспышек, способны вызвать сбой в работе автоматики при осуществлении запусков ракет-носителей, в частности, привести к потере данных в системе управления ракетыносителя и повлиять на надежность запуска. В сентябре 2001 г. запуск спутника *Kodiak Star* был отложен, по крайней мере, на 24 ч из-за сильной солнечной вспышки, которая произвела поток протонов, превышающий допустимый [4].

В приполярных областях земного шара солнечные энергичные протоны помимо радиационной опасности для пассажиров высотной авиации вызывают аномальную ионизацию ионосферы, которая приводит к явлению ППШ (поглощение в полярной шапке) сильному поглощению радиоволн и замиранию радиосвязи на коротких волнах (до 10 сут и более), влияющему на навигацию и связь с авиапилотами (рис. 7). В январе 2005 г. по причине возмущенной космической погоды в течение нескольких дней 26 авиарейсов United Airlines были перенаправлены в облет полюса по неоптимальным маршрутам, чтобы избежать рисков, связанных с потерей высокочастотной связи во время явлений ППШ. В результате увеличения длительности полета и дополнительных посадок из-за изменения маршрута возросли расход топлива и стоимость перелетов, нарушились пересадки между рейсами и т. д. [4].



Рис. 7. Явление нарушения радиосвязи на коротких волнах в полярной шапке при вторжении солнечных энергичных протонов (явление ППШ, Polar Cap Absorption (PCA) events). Показано распространение радиоволн в системе Земля-ионосфера

Примечание. Изображение предоставил: *М.А. Shea*, Управление геофизики, лаборатория *Philips*.

## Внутримагнитосферная радиация — радиационные пояса Земли

Хотя частицы радиационных поясов (РП) (рис. 8) обладают меньшим ионизирующим эффектом, чем ГКЛ, поскольку в среднем имеют существенно меньшую энергию, они вследствие очень больших потоков вносят заметный вклад в радиационную дозу облучения космонавтов и оказывают губительное воздействие на материалы спутников, особенно на полупроводниковые элементы солнечных батарей, вызывают сбои в работе электроники спутников.



Рис. 8. Повышенный уровень радиации в радиационных поясах магнитосферы Земли представляет опасность для спутников: 1 — внешний радиационный пояс; 2 — щель между радиационными поясами; 3 — внешняя часть магнитосферы; 4 — внутренний радиационный пояс

Энергичные протоны внутреннего РП, подобно ГКЛ и СКЛ, попадая в электронику спутников, приводят к одиночным сбоям в работе жизненно важных элементов спутников, таких как бортовая память, полупроводниковые приборы, оптические приборы, включая звездные датчики ориентации, и т. д. (рис. 9). В области Южной Атлантической аномалии (ЮАА), а также в области полюсов, фоновые значения потоков радиации могут в десятки и сотни раз превышать фоновые значения радиации в других регионах земного шара, делая эти области особо радиационно-опасными для спутников. Нижняя граница внутреннего радиационного пояса в области ЮАА находится на высоте всего 250 км.

Электроны низких и средних энергий (кэВ – десятки кэВ), взаимодействуя с поверхностью спутника, выбивают электроны и создают большой поверхностный заряд, порождая электрические поля и разряды между отдельными частями обшивки спутника, приводящие к электромагнитных помехам, искажению электронных сигналов и сбоям в работе аппаратуры. Проникая внутрь спутника, электроны высоких энергий (более 100 кэВ — до 1 МэВ и более) создают объемный заряд спутника, вызывают пробой диэлектриков и нарушают работу бортовой электроники. Эти эффекты являются основной причиной нарушения работы спутников на геостационарной орбите. Периодические повышения потоков энергичных электронов в магнитосфере связаны с высокоскоростными потоками солнечного ветра, который исходит из корональных дыр на Солнце на фазе спада солнечного цикла, а также с ускорением магнитосферных электронов во время магнитных суббурь и их инжекцией во внутреннюю магнитосферу, которая может происходить как в относительно спокойные периоды, так и во время магнитных бурь.

В январе 1994 г. два канадских спутника связи на геостационарной орбите вышли из строя [4]. 20 января 1994 г. спутник *Telesat's Anik E*1 в течение 7 ч не работал из-за повреждения его управляющей электроники разрядом электрического заряда, созданного внутри спутника проникшими туда высокоэнергичными электронами. Эти электроны возникли в магнитосфере неделей раньше, когда Земля попала в поток высокоскоростного ветра. Из-за этого повреждения 100 газет и 450 радиостанций в Канаде не получили новости,

40 компаний прервали телефонное обслуживание. Сразу после того, как работа спутника Е1 была восстановлена, выключился аналогичный спутник Anik E2, что привело к прекращению телевещания и передачи данных более чем 1 600 отдаленных компаний. Резервные системы спутника были также разрушены, потери составили \$290 млн. Примерно 100 000 домашних спутниковых антенн пришлось переориентировать вручную на другие спутники. На восстановление работы спутника Anik E2 потребовалось шесть месяцев. Общие потери от аварии спутника Е2, включая стоимость ремонта и неоказанных услуг, составили \$50-70 млн. Аналогичные аномалии со спутниками из-за влияния космической погоды произошли в январе 1997 г. (Teslar 401), в мае 1998 г. (спутники Equator-S, Polar и Galaxy-IV). В периоды больших потоков СКЛ эффективность солнечных батарей некоторых космических аппаратов уменьшалась более, чем на 30%, сокращая время жизни спутника на несколько лет.



Рис. 9. Одиночные сбои в работе электроники спутников (события SEE – Single Events Effects) при попадании высокоэнергичных протонов и ионов в элементы электроники и создание объемного заряда спутника электронами высоких энергий, вызывающего пробой диэлектриков и нарушение работы бортовой электроники [9–11]

Потери, связанные с негативным воздействием радиации на работу спутников, составляют сотни миллионов долларов в год. Из-за коммерческого интереса часто об аномалиях в работе спутников не сообщают.

#### Электромагнитное излучение Солнца

Во время солнечных вспышек генерируется жесткое электромагнитное излучение от ультрафиолетового до рентгеновского и гамма-диапазонов, потоки которого могут в сотни и тысячи раз превышать излучение спокойного Солнца в отдельных спектральных диапазонах, что вызывает заметное повышение ионизации ионосферы Земли и связанные с этим нарушения радиосвязи. В максимуме солнечного цикла повышенные в десятки раз по отношению к спокойному Солнцу потоки жесткого электромагнитного излучения вызывают нагрев и разбухание атмосферы Земли, что приводит к повышенному торможению низкоорбитальных спутников, МКС, влияет на траектории и время жизни спутников на орбите, требует дополнительных затрат на коррекцию их орбиты. Расчет времени жизни спутников на орбите требует знаний потоков жесткого электромагнитного излучения Солнца на протяжении всего предполагаемого периода их эксплуатации. Неучет эффекта разбухания атмосферы из-за повышенных потоков жесткого электромагнитного излучения Солнца привел в 1979 г. к неуправляемому сходу с орбиты и падению на Землю американской орбитальной станции Skylab.

Ниже описано воздействие мощного радиоизлучения солнечных вспышек на коммуникационные и навигационные космические технологии.

## Спутниковые коммуникационные и навигационные технологии

Помимо влияния на электронику и работу оборудования самих спутников, космическая погода оказывает влияние на распространение радиоволн и сигналы современных космических радиосистем — навигационных систем (GPS – Global Positioning System, ГЛОНАСС – Глобальная навигационная спутниковая система, Galileo), систем спутников связи и т. д., приводя к нарушению спутниковой навигации, потере космической связи и космических данных. Распространяясь через возмущенную ионосферу и атмосферу, эти сигналы подвергаются рассеянию и ослаблению на ионосферных неоднородностях, которые возникают в периоды сильных геомагнитных возмущений и бурь (рис. 10).

Широко используемая система GPS, состоящая из 24 спутников, чувствительна к космической погоде, а именно, к ионосферным неоднородностям плотности, которые возникают в экваториальной ионосфере и ионосфере средних широт во время магнитной бури и влияют на распространение сигналов от GPS-спутников к приемникам на Земле. Когда ионосфера становится турбулентной и неоднородной, сигнал GPS как от одного, так и от нескольких спутников может быть потерян. Такому эффекту подвержены системы, работающие и на одной, и на двух частотах. Навигационные радиосистемы, которые используют приемники на одной частоте, уязвимы даже по отношению к слабым ионосферным возмущениям. В периоды магнитных бурь ошибки в позиционировании возрастают в несколько раз и могут достигать сотни метров и более.



Рис. 10. Сигналы всех радиосистем подвержены воздействиям космической погоды через изменения среды, в которой они распространяются [12, 13]

Мощное радиоизлучение от солнечных вспышек (солнечные радиовсплески) интерферирует с приемо-передающими сигналами спутников и навигационными сигналами GPS, нарушая оказание услуг и передачу космических данных. Это излучение проходит через ионосферу Земли и отражается от океана во все стороны, попадая в детекторы и приемо-передающие устройства спутников, что приводит к сильным помехам или к зашкалу. Так, мощный микроволновый всплеск от солнечной вспышки привел к насыщению телеметрических каналов спутника ТRMM на частоте 11 ГГц и потере передаваемой на Землю информации. Интерференция солнечных радиовсплесков с сигналами GPS приводит к их ослаблению или подавлению (сигнал-шум), что ухудшает точность позиционирования или дает потерю навигационного сигнала на дневной стороне Земли [4]. Фиксируемые высотные изменения нижней ионосферы в 7...10 км могут давать ошибки в позиционировании в 1...12 км.

Обусловленные космической погодой риски при использовании *GPS* и ГЛОНАСС связаны с прекращением услуг навигации для ведомственных, правительственных и гражданских пользователей, для таких жизненно важных отраслей как транспорт (авиация, железные дороги, мореплавание и морской подводный флот и т. д.), морское строительство, фермерство, нефте- и газодобыча (прибрежное бурение), геофизика, сейсмология, океанология, лидарный обзор и т. д.

Спутниковая связь, обеспечивающая радио- и телевещание, Интернет, пейджеры, передачу информации и данных, подвержена влиянию космической погоды через состояние среды, в которой она функционирует. Это влияние состоит в воздействии космической среды на сами спутники (радиация, аномальное торможение), в воздействии факторов космической погоды на наземный сегмент (отключение электроэнергии в периоды магнитных бурь), и в воздействии на сигналы спутниковой связи при их распространении через верхнюю и нижнюю атмосферу Земли.

#### Геомагнитные возмущения

В периоды сильных геомагнитных возмущений и бурь создаются наиболее опасные условия в ОКП — повышается общий уровень опасности в результате возрастания корпускулярной радиации (космонавты, сбои в электронике спутников), возникновения возмущений ионосферы и ионосферных неоднородностей (нарушения радиосвязи и спутниковой связи, нарушения или ухудшения точности спутниковой навигации), разбухания атмосферы (аномальное торможение спутников, запуски спутников), генерации геомагнитно-индуцированных токов (отключение наземных линий электропередач, влияние на точность прибрежного бурения и т. д.).

В результате глобальной перестройки геомагнитного поля во время главной фазы магнитной бури условия проникновения в магнитосферу энергичных частиц ГКЛ и СКЛ становятся более благоприятными, из-за чего потоки энергичных частиц могут существенно возрастать. Кроме того, может происходить прямой захват энергичных частиц из межпланетной среды в магнитосферу, в результате чего формируется новый радиационный пояс, способный просуществовать несколько месяцев. Такая ситуация наблюдалась 24 марта 1991 г., когда после магнитной бури в магнитосфере Земли образовался новый радиационный пояс, который просуществовал до сентября 1991 г., увеличив в несколько раз радиационную нагрузку на борту орбитальной станции «Мир». Особенно опасно сочетание начала магнитной бури с приходом к Земле СКЛ от мощного протонного события на Солнце, как это было, например, 6–7 апреля и 15-16 июля 2000 г., когда во время магнитных бурь мощные потоки СКЛ проникли в магнитосферу и атмосферу Земли вплоть до средних широт, где наблюдалось красное свечение ночного неба, вызванное вторжением в атмосферу энергичных протонов. Аналогичная ситуация имела место в октябре-ноябре 2003 г., когда во время последовательной серии солнечных вспышек и магнитной бури СКЛ проникли на орбиту МКС.

В периоды сильных магнитных бурь из-за разбухания атмосферы МКС теряет высоту орбиты быстрее обычного, в целом примерно на 7-10 км. Возникает необходимость поднятия орбиты и доставки топлива на МКС, что требует времени и дополнительных затрат. В период Квебекского события 1989 г. американская спутниковая система определения местоположения была парализована. так как многие спутники вследствие аномального торможения изменили параметры своих орбит, некоторые из них были потеряны. Изменения плотности атмосферы вдоль траектории запуска спутников в периоды геомагнитных возмущений влияют на точность их выведения на орбиту, а также на тепловое и механическое взаимодействие спутника с атмосферой, которое способно нарушить штатную процедуру запуска.

В периоды магнитных бурь из-за возмущений ионосферы точность *GPS* и других навигационных систем уменьшается в несколько раз, возникают случаи потери навигационного сигнала. Так, во время магнитной бури в октябре 2003 г. из-за ионосферных неоднородностей американская система WAAS (Wide Area Augmentation System) в течение 30 ч была неспособна обеспечить услуги по вертикальной навигации [4].

Самые мощные магнитные бури, которые были зарегистрированы и описаны, произошли в 1859, 1921, 1989 и 2003 гг.

#### Космический мусор

Космический мусор представляет опасность для функционирующих космических аппаратов, и особенно для пилотируемых станций. По данным, опубликованным Управлением ООН по вопросам космического пространства в октябре 2009 г., вокруг Земли вращается около 300 000 обломков мусора.

Запуски космических аппаратов осуществляются с учетом распределения космического мусора в ОКП, на орбиты, свободные от мусора. Однако, в периоды магнитных бурь происходит разбухание атмосферы, и эти изменения плотности, носящие глобальный планетарный характер, затрагивают как орбиты спутников, так и космического мусора. Происходит понижение высоты низкоорбитального мусора и его последующее сгорание в атмосфере. Такая динамика орбит мусора делает его особо опасным для низкоорбитальных спутников, также меняющих свои орбиты во время магнитных бурь.

Известны многочисленные случаи столкновения космических аппаратов с мусором [4]: в 1983 г. маленькая песчинка (менее 1 мм в диаметре) оставила серьезную трещину на иллюминаторе шаттла; в июле 1996 г. на высоте около 660 км французский спутник столкнулся с фрагментом третьей ступени французской же ракеты Arian; в 2001 г. МКС едва не столкнулась с семикилограммовым прибором, утерянным американскими астронавтами. 29 марта 2006 г. из-за столкновения с космическим мусором потерпел аварию российский спутник «Экспресс-АМ11». 10 февраля 2009 г. коммерческий спутник американской компании спутниковой связи Iridium, выведенный на орбиту в 1997 г., столкнулся с военным российским спутником связи «Космос-2251», запущенным в 1993 г. и выведенным из эксплуатации в 1995 г.

Учитывая, что при столкновении спутника с космическим мусором часто образуется новый мусор (синдром Кесслера), во избежание неконтролируемого роста засоренности космоса мониторинг магнитных бурь и связанных с ними изменений орбитальных характеристик космического мусора и спутников должен стать неотъемлемой и составной частью мероприятий по обеспечению безопасности космической деятельности. Эта работа проводится в рамках Комитета по мирному использованию космического пространства ООН.

## Экстремальные проявления космической погоды

История наблюдений знает примеры экстремальных событий космической погоды, когда Земля и ее космическое окружение испытывали мощнейшее воздействие, носившее катастрофический характер. Такими событиями были Каррингтоновское событие 1 сентября 1859 г., события 14–15 мая 1921 г., Квебекское событие 13-14 марта 1989 г. и событие октября-ноября 2003 г. Если самое мощное из наблюдавшихся проявлений солнечной активности — Каррингтоновское событие 1859 г. произошло в период слабой технической оснашенности общества, и наблюдалось только нарушение телеграфной связи, то во время известного Квебекского события 1989 г. многие спутники были потеряны или изменили орбиты из-за эффекта разбухания атмосферы. В 1921 г. Земля испытала мощнейшую магнитную бурю, скорость роста магнитного поля в которой была в 10 раз больше, чем в Квебекском событии, и такие экстремальные события, если они были в прошлом, повторятся и в будущем, а предсказывать их мы пока не умеем. Сегодня, в эпоху развитой космической деятельности, экстремальное событие, подобное Каррингтоновскому, не только очистит низкие орбиты от космического мусора за счет эффекта разбухания атмосферы, но и существенно затронет всю космическую группировку в околоземном космическом пространстве.

Более подробная информация о космической погоде и ее воздействующих факторах содержится, например, в работах [2–4].

#### Заключение

Современное технологическое общество характеризуется сложным переплетением зависимостей и взаимозависимостей его критических инфраструктур. Космическая и наземная инфраструктуры тесно взаимосвязаны, поэтому помимо прямого влияния космической погоды на космическую деятельность существенными являются косвенные последствия такого влияния, связанные с отдельными взаимосвязанными инфраструктурами и услугами. Серьезный и длительный отказ из-за влияния космической погоды таких элементов космической инфраструктуры как космические связь и навигация, способен парализовать функционирование других важнейших критических инфраструктур, например, нефтяной и газовой индустрий, которые используют данные *GPS*-позиционирования, таких инфраструктур как энергетика, банковские операции, службы безопасности, государственное управление, которые также прямо или косвенно зависят от космической связи и навигации.

Приведенные в статье факты воздействия космической погоды на космическую технику и технологии, на космическую деятельность в целом, а также зарегистрированные экстремальные проявления космической погоды свидетельствуют о том, что развитие технических систем, и в их числе космических систем, достигло такого уровня, когда воздействие на них со стороны факторов космической погоды способно привести к серьезным катастрофам и ущербам. Это ставит перед нами задачи создания средств мониторинга космической погоды, разработки методов ее прогнозирования и мер смягчения ее воздействий, а также проведения углубленных фундаментальных космических исследований солнечной активности и ее воздействий на Землю.

#### Список литературы

1. Соловьев А.А., Хохлов А.В., Жалковский Е.А., Березко А.Е., Лебедев А.Ю., Харин Е.П., Шестопалов И.П., Мандеа М., Кузнецов В.Д., Бондарь Т.Н., Нечитайленко В.А., Рыбкина А.И., Пятыгина О.О., Шибаева А.А. Атлас магнитного поля Земли / Под ред. Гвишиани А.Д., Фролова А.В., Лапшина В.Б. // Москва. ГЦ РАН. 2012. 364 с., doi:10.2205/2012Atlas MPZ.

2. Effects of Space Weather on Technology Infractucture// Ed. Daglis I.A. Kluwer Academic Publishers. Dordrecht. 2004.

3. Bothmer M., Daglis I.A., Space Weather – Physics and Effects // Chichester. Praxis Publishing Ltd. 2007. 4. Severe Space Weather Events – Understanding Societal and Economic Impacts // A Workshop Report. Washington DC. The National Academies Press. 2009.

5. *Кузнецов В.Д*. Солнечно-земная физика и ее приложения // УФН. 2012. Т. 182. № 3. С. 327–336.

6. Кузнецов В.Д. Солнечные источники космической погоды / Под ред. Григорьева А.И. и Зеленого Л.М. // Труды Международной конференции «Влияние космической погоды на человека в космосе и на Земле», Москва, 4–8 июня 2012 г. ИКИ РАН. 2013. Т. 1. С. 11–27.

7. Lanzerotti L.J., Maclennan C.G., Thomson D.J. Engineering issues in space weather // In: Modern Radio Science. Ed. Stuchly M.A. International Union of Radio Science. Oxford Univ. Press. 1999.

8. Marov M.Ya., Kuznetsov V.D. Solar Flares and Impact on Earth // In: Handbook of Cosmic Hazards and Planetary Defense. Eds. Pelton J. and Allahdadi F. 2014 (in press).

9. Baker D.N. How to Cope with Space Weather// Science. 2002. V. 297. P. 1486.

10. Obara T. Status report of expert group on Space Weather // COPUOS UN, 2012.

11. Baker D.N. The Economic and Societal Impacts of Space Weather // Presentation STP-12, Berlin. 2010.

12. Kintner P.M., Jr. A Beginner's Guide to Space Weather and GPS // Cornell University. 2008. Available at http://gps.ece.cornell.edu/ SpaceWeatherIntro\_update\_2-20-08\_ed.pdf (дата обращения 04.06.2014 г.).

13. Hand K.J. Space Weather – A DOD User Perspective // 2008. Presentation to the space weather workshop. May 22, 2008.

14. Cosmic ray intensity and sunspot activity. URL: http://www.climate4you.com/Sun (дата обращения 15.03.2014 г.).

Статья поступила в редакцию 25.03.2014 г.

УДК 629.76/.78.018:519.8

## РОЛЬ КОМПЬЮТЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ И ФИЗИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА В ИССЛЕДОВАНИЯХ АЭРОГАЗОДИНАМИКИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ В ПРОЦЕССЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

© 2014 г. Алабова Н.П., Брюханов Н.А., Дядькин А.А., Крылов А.Н., Симакова Т.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

В статье анализируется опыт использования РКК «Энергия» компьютерного моделирования для прогнозирования аэрогазодинамических характеристик в процессе проектирования изделий ракетно-космической техники. Показана тенденция изменения во времени соотношения характеристик, определяемых расчетным и экспериментальным путем, а также роль физического эксперимента в исследованиях аэродинамики изделий. Рассмотрены преимущества и недостатки двух взаимодополняющих друг друга методов исследования.

**Ключевые слова:** компьютерное (математическое) моделирование, эксперимент, ракетнокосмическая техника.

## ROLE OF COMPUTER SIMULATION AND PHYSICAL EXPERIMENT IN INVESTIGATIONS OF SPACE ROCKET SYSTEM AEROGASDYNAMICS THROUGHOUT THE DESIGNING

Alabova N.P., Bryukhanov N.A., Dyadkin A.A., Krylov A.N., Simakova T.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper analyses the RSC Energia experience in using computer simulations to predict aerogasdynamic characteristics when designing rocket and space hardware. It outlines the problems in studying aerodynamic properties by analysis and by experiment. It shows how the ratio between characteristics determined by analytical and experimental methods changes over time, as well as the role of physical experiment in studying the aerodynamics of the hardware. It discusses the advantages and the drawbacks of the two mutually complementary methods of research. It provides a brief account of the technology of using computer simulations in industrial practice in order to determine aerodynamic properties of a product. It lays down conditions for successful introduction of analytical methods into design process. It presents some results of comparing analytical and experimental data for a reentry vehicle that has a cone segment shape which is now being designed by RSC Energia.

Key words: computer (mathematical) simulation, experiment, space rocket technology.



АЛАБОВА Н.П.



БРЮХАНОВ Н.А.



**ДЯДЬКИН** А.А.

КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ № 3 (6)/2014



КРЫЛОВ А.Н.



СИМАКОВА Т.В.

АЛАБОВА Надежда Павловна — техник РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru ALABOVA Nadezhda Pavlovna — Technician at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

БРЮХАНОВ Николай Альбертович — первый заместитель генерального конструктора, главный конструктор пилотируемых космических систем РКК «Энергия», e-mail: nikolay.bryukhanov@rsce.ru BRYUKHANOV Nikolay Albertovich — Deputy General Designer, Chief Designer for manned space systems at RSC Energia, e-mail: nikolay.bryukhanov@rsce.ru

ДЯДЬКИН Анатолий Александрович — ктн, начальник отдела РКК «Энергия»,

e-mail: anatoly.a.dyadkin@rsce.ru

DYADKIN Anatoly Alexandrovich – Candidate of Science (Engineering), Head of Department at RSC Energia, e-mail: anatoly.a.dyadkin@rsce.ru

КРЫЛОВ Андрей Николаевич — кфмн, начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: andrey.n.krylov@rsce.ru KRYLOV Andrey Nikolayevich — Candidate of Science (Physical and Mathematical), Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: andrey.n.krylov@rsce.ru

СИМАКОВА Татьяна Владимировна — ведущий инженер-математик РКК «Энергия», e-mail: tatiana.simakova@rsce.ru SIMAKOVA Tatiana Vladimirovna — Lead mathematical engineer at RSC Energia,

e-mail: tatiana.simakova@rsce.ru

#### Введение

Практически до последнего времени основным методом определения аэродинамических характеристик (АДХ) изделий ракетнокосмической техники различного назначения являлись экспериментальные исследования на масштабных моделях в аэродинамических трубах (АДТ). Так, при создании многоразовой системы «Энергия-Буран» и ее модификаций в 1970-80-е гг. до 90% аэрогазодинамических характеристик, необходимых для решения проектных вопросов, определялось экспериментально в АДТ и на стендах Центрального аэрогидродинамического института им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ), ЦНИИмаш, Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН (ИТПМ СО РАН), НИИ «Геодезия». Только для исследования характеристик связки ракеты-носителя (РН) «Энергия» с орбитальным кораблем (ОК) «Буран» было изготовлено и испытано за период разработки системы (в течение ~10 лет) 79 аэрогазодинамических моделей разного назначения и масштаба и проведено свыше 10 000 испытаний продолжительностью около 15 000 трубочасов. Необходимый объем информации по аэродинамике был получен только к моменту начала летных испытаний. Исследования характеристик велись параллельно с совершенствованием аэродинамической компоновки и формы блоков PH и OK.

Ситуация в промышленности начала кардинально меняться в последние полтора-два десятилетия с появлением мощных (высокопроизводительных) вычислительных средств и программных комплексов (ПК) для решения задач течения вязкой сжимаемой жидкости. В значительной мере этому способствовало резкое удорожание испытаний в аэродинамических трубах, наметившиеся трудности в проектировании и изготовлении аэродинамических моделей и средств измерений (тензовесы, коммутаторы), существенное сокращение финансирования отрасли и переход к рыночным отношениям (кадровые проблемы). В силу этого был начат поиск альтернативных путей определения характеристик вновь проектируемых изделий.

В качестве такого направления было выбрано внедрение в практику проектирования математического (компьютерного) моделирования обтекания тел произвольной формы вязким сжимаемым газом. Выбору этого направления способствовало появление высокопроизводительной вычислительной техники и доступных программных комплексов отечественной и зарубежной разработки [1–3] в конце 1990-х гг.

В статье анализируется опыт РКК «Энергия» по использованию компьютерного моделирования для решения задач аэрогазодинамики при проектировании изделий разного назначения, а также оценивается роль компьютерного и физического моделирования на современном этапе.

## Роль компьютерного моделирования на этапе проектных исследований

Первые попытки внедрения компьютерного моделирования были предприняты в период 1994...97 гг. в рамках реализации международного проекта «Морской старт» для исследования ветровых аэродинамических характеристик ракеты космического назначения (РКН) «Зенит-ЗSL» на начальном участке полета со стартовой платформы (СП) «Одиссей» и газодинамических воздействий струй двигательных установок (ДУ) РКН на поверхность платформы и установленное на ней ракетное оборудование [7]. Для решения этих задач использовались первые версии ПК FlowVision разработки фирмы «ТЕСИС» [1]. Опыт оказался весьма успешным. Расчетные значения АДХ и газодинамических воздействий использованы при проектировании комплекса и подтверждены в дальнейшем результатами модельных экспериментальных исследований и данными натурных измерений при пусках. Это в значительной мере способствовало реализации проекта в кратчайшие сроки и введению в эксплуатацию комплекса «Морской старт» в 1999 г.

С этого момента РКК «Энергия» начала интенсивно внедрять в практику проектирования компьютерное моделирование обтекания моно- и многоблочных РКН, космических головных частей (КГЧ) в составе различных ракет-носителей, космических аппаратов (КА), перспективных пилотируемых транспортных кораблей (ППТК) и их возвращаемых аппаратов (ВА). В результате за период 1995...2012 гг. удалось в два-три раза сократить объем дорогостоящих экспериментальных исследований на проектных стадиях создания изделий и практически исключить испытания при модернизации существующих изделий и создании изделий, имеющих аналоги.

Рис. 1 демонстрирует изменение соотношения аэродинамических характеристик, определяемых расчетом, к общему перечню данных по аэродинамике для различных изделий, последовательно создававшихся РКК «Энергия». По-видимому, на данный момент достигнуто то предельное соотношение расчетных и экспериментальных данных, ниже которого нельзя опускаться без риска снижения надежности определения АДХ для изделий, не имеющих аналогов с соответствующими экспериментальными данными.



Рис. 1. Изменение по времени соотношения аэродинамических характеристик, определяемых расчетом и экспериментально: ■ – эксперимент; ■ – расчет; 1 – «Энергия-Буран»; 2 – «Морской старт»; 3 – «ПТК НП»; 4 – «Перспективные изделия»

Компьютерное моделирование позволяет в три-пять раз сократить сроки получения всей необходимой для проектных исследований информации и изменить динамику определения АДХ по времени разработки изделия.

Внедрение компьютерного моделирования в промышленную практику является сложным и длительным процессом, требующим комплексного подхода, который включает:

подготовку квалифицированных кадров
 с хорошим знанием прикладной математики
 и аэрогазодинамики;

• приобретение ПК, способных решать класс задач, необходимых разработчикам изделий, и их постоянное обновление; • приобретение высокопроизводительной вычислительной техники и современной сервисной техники, обеспечивающей отображение, анализ и хранение информации;

• внедрение нескольких ПК с целью параллельного решения поставленной задачи для определения доверительных интервалов исследуемых АДХ;

• приобретение и поддержка лицензий на право использования ПК в количествах, отвечающих объему и интенсивности проводимых исследований;

• создание скоростных сетей обмена информацией между вычислительным кластером и рабочими местами пользователей;

• приобретение ПК, обеспечивающих создание 3*D*-моделей проектируемых изделий в среде, совместимой со средой расчетных пакетов.

Сам процесс расчета АДХ с использованием любого ПК является задачей нетривиальной, требующей трудоемкой предварительной подготовки, включающей выбор размеров расчетной области, генерирование расчетной сетки, постановку граничных условий, выбор шага интегрирования по времени и модели турбулентности. Как правило, не удается с первой попытки получить оптимальное сочетание перечисленных параметров. На адаптацию ПК к решению конкретной задачи затрачивается значительное время даже при наличии опыта работы с данным комплексом.

Для реализации изложенного подхода в полной мере РКК «Энергия» потребовалось порядка 15 лет. Была разработана определенная технология использования математического моделирования для надежного прогнозирования АДХ, которая предусматривает:

• проведение предварительных тестовых расчетов АДХ для аналогов и их сравнение с имеющимися экспериментальными данными для принятия решения о целесообразности использования выбранных ПК в исследуемых диапазонах чисел Маха ( $M_{\infty}$ ), Рейнольдса, углов атаки ( $\alpha$ ), нерасчетности струй ДУ и т. д.;

• параллельное использование двухтрех ПК для решения одной и той же задачи для получения доверительных интервалов АДХ;

• проведение дублирующих расчетов с привлечением смежников, располагающих ПК собственной разработки и более мощными вычислительными ресурсами (суперкомпьютерами).

Реализация именно такой технологии диктуется тем, что современные математи-

ческие модели, используемые в известных ПК, не адекватны в полной мере описываемым физическим процессам. Различные ПК используют расчетные сетки разных типов (структурированные, неструктурированные, автоматически генерируемые и создаваемые вручную), а также свои методы решения, что отражается на конечном результате.

При проведении промышленных расчетов для огромного перечня режимов полета (~1 000 расчетных случаев) в сжатые сроки (3...6 месяцев) с использованием ЭВМ с ограниченными ресурсами и быстродействием (расчетные сетки с 1,5...2,0 млн узлов, 2...3 тыс. итераций по времени счета) требуется проведение дублирующих расчетов для критических (выборочных) режимов с использованием суперкомпьютера на сетках с 10...15 млн узлов и более для подтверждения АДХ. Этот вопрос решается с привлечением смежников, обладающих соответствующими ресурсами.

Библиотека лицензированных ПК, используемых РКК «Энергия» для решения задач аэрогазодинамики проектируемых и модернизируемых изделий, насчитывает шесть наименований комплексов, используемых на постоянной основе. Примеры успешного использования изложенного подхода расчетного определения АДХ демонстрируются на рис. 2, где показано сравнение результатов дублирующих расчетов с использованием ПК AeroShape-3D (FloEFD) [2] и Fluent [3] между собой и с экспериментальными данными для ВА ППТК. Расчет с использованием ПК Fluent проводился для двух вариантов модели ВА – с донной державкой, используемой в экспериментах, и без нее. Вертикальными линиями на рис. 2 показана полоса разброса характеристик (доверительный интервал). Аналогичные результаты получены на различных режимах полета для изделий, существенно различающихся по внешним обводам [4].

Компьютерное моделирование обладает рядом неоспоримых преимуществ, которые делают его привлекательным, особенно на этапе проектных исследований, для совершенствования аэродинамической компоновки изделия и выбора варианта для реализации. К их числу относятся:

• возможность получения необходимой информации в полном объеме в сжатые сроки на начальном этапе разработки изделия, что снижает риск получения негативных результатов (критических ситуаций) на этапах выпуска конструкторской документации и изготовления материальной части;

• возможность определения всей номенклатуры АДХ для конкретного режима ( $M_{\infty}$ ,  $\alpha$ , H) в процессе одного решения (поля параметров течения около изделия, распределение давления по поверхности, коэффициенты суммарных аэродинамических сил и моментов, эпюры распределения сил по длине) с одинаковой погрешностью;

• возможность определения АДХ во всем необходимом диапазоне чисел Маха и углов атаки ( $\alpha - 0...180^{\circ}$ ), что практически нереализуемо при испытаниях в АДТ или требует колоссальных временных и финансовых затрат;

• чрезвычайно высокая информативность, обусловливающая возможность проведения комплексного анализа аэрогазодинамики изделия с использованием данных по параметрам (давление, плотность, скорость, температура) и структуре течения около и вблизи поверхности тела (включая линии тока), распределения давления на поверхности и сил по длине тела, а также интегральных значений сил и моментов;

• возможность объяснять на основе расчетных данных аномальное поведение АДХ, получаемых экспериментально;

• возможность сравнительного анализа АДХ большого числа вариантов компоновки изделия в ограниченные сроки с целью выбора рациональной аэродинамической формы;

• возможность оценки влияния на АДХ немоделируемых в испытаниях факторов (холодные-горячие струи, выступающие элементы конструкции и т. д.), подвесных устройств моделей в АДТ для корректного пересчета результатов экспериментальных исследований на условия полета;

• возможность исследования влияния на АДХ реальных свойств газа (физико-химических процессов между головным скачком уплотнения и поверхностью тела) при гиперзвуковых скоростях полета, не моделируемых в наземных экспериментальных установках.

Несмотря на перечисленные достоинства математического (компьютерного) моделирования, решение каждой задачи является уникальным и достаточно трудоемким процессом. Длительность непрерывного счета для одного режима полета ( $M_{\infty}$ , H,  $\alpha$ ) может меняться в диапазоне от двух-трех недель при использовании персонального компьютера до двух-трех дней на суперкомпьютере типа «Ломоносов».

Основным недостатком компьютерного моделирования является неполная адекватность современных математических моделей описываемым физическим процессам и связанные с этим трудности использования существующих программных комплексов.



Рис. 2. Зависимость аэродинамических характеристик возвращаемого аппарата от угла атаки о при числе  $M_{\infty} = 1,5$ :  $a - коэффициента продольной силы <math>C_{x}$ ;  $\delta - коэффициента нормальной силы <math>C_{y}$ ; b - коэффициента $момента тангажа <math>m_{z}$ ; r - коэффициента аэродинамического качества К

Примечание. ■ – расчет с использованием ПК AeroShape-3D; • – расчет с использованием ПК Fluent (без учета влияния державки); • – расчет с использованием ПК Fluent (с учетом влияния державки); • – эксперимент в аэродинамической трубе Т-109 ЦАГИ, М<sub>∞</sub> = 1,7; • – эксперимент в аэродинамической трубе У-3М ЦНИИмаш; – эксперимент на летающей модели в аэродинамической трубе ЦНИИмаш.

За период 1994...2013 гг. с использованием компьютерного моделирования в РКК «Энергия» с участием Санкт-Петербургского государственного Политехнического университета (СПбГПУ), ЦНИИмаш, ЦАГИ, ИТПМ СО РАН, Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН (ИПМех РАН), ООО «ТЕСИС», Института автоматизации проектирования РАН (ИАП РАН) успешно решены задачи определения АДХ в процессе проектных исследований для РКН «Зенит-ЗSL», «Зенит-ЗSLБ», «Аврора», «Русь-М», ПТК типа «несущий корпус», «трансформер», крылатых и сегментально-конической формы, отделяемых головных блоков систем аварийного спасения (ОГБ САС) с работающими ДУ и др. с последующим подтверждением экспериментальными данными. Наряду с задачами внешнего обтекания решены задачи внутренних течений в отсеках РКН [4].

#### Экспериментальные исследования

Экспериментальные исследования, модельные и натурные, по-прежнему остаются основным методом верификации аэродинамических характеристик изделий.

Однако успешное использование компьютерного моделирования для прогнозирования аэродинамических характеристик тел самой разной формы привело к пересмотру роли физического эксперимента в процессе исследования аэродинамики изделий ракетнокосмической техники, особенно на начальных стадиях проектирования. Вместо инструмента определения АДХ физическое моделирование все в большей мере превращается в инструмент верификации (валидации) расчетных значений характеристик и исследования малоизученных аномальных явлений.

Изменение роли физического эксперимента обусловлено следующими основными факторами:

• резко возросшими возможностями компьютерного моделирования и совершенствованием математических моделей описания процессов обтекания тел произвольной формы во всем необходимом диапазоне скоростей полета и углов атаки;

• длительными сроками подготовки и проведения экспериментальных исследований;

• невозможностью одновременного соблюдения всего комплекса параметров подобия при проведении испытаний в аэродинамических трубах и необходимостью пересчета результатов модельных экспериментальных исследований на условия полета; • сравнительно малой информативностью экспериментальных исследований, даже в случае создания комплексных моделей, позволяющих одновременно определять суммарные АДХ, распределение и пульсации давления;

• невозможностью оперативного реагирования на изменения внешних обводов изделия в процессе проектирования в связи с необходимостью доработки материальной части или изготовления ее заново, что требует частичного или полного повторения испытаний;

• сложностью и дороговизной исследования АДХ разделяющихся объектов в силу многообразия их относительных положений и широкого диапазона изменения режимов полета (число Маха, углы атаки и крена) даже в случае использования автоматизированных стендов, обеспечивающих относительное перемещение моделей в процессе работы АДТ.

Длительность подготовки и проведения экспериментальных исследований обусловлена необходимостью проектирования и изготовления моделей, оснащения их аттестованным измерительным оборудованием. Даже при хорошо организованном процессе проектирования и изготовления моделей, в том числе с использованием станков с ЧПУ, производственный цикл составляет 3...12 месяцев в зависимости от назначения, типа и сложности внешних обводов модели и наличия ДУ. С учетом времени на проведение испытаний и обработку данных длительность цикла составляет 4...18 месяцев для одной модели. В результате вся необходимая для проектирования информация, как показывает опыт создания системы «Энергия–Буран» и других изделий, может быть получена лишь к началу, а в ряде случаев и в процессе проведения летных испытаний, что связано с определенным риском.

Модельные экспериментальные данные, как правило, требуют пересчета на условия полета. Это связано с тем, что в АЛТ не воспроизводятся натурные значения числа Рейнольдса ( $Re_{J}$ ), посчитанные по характерному размеру d, особенно в дозвуковом-сверхзвуковом диапазоне чисел Маха ( $M_{\infty} = 0, 3...3, 0$ ). То есть в испытаниях не моделируется влияние вязкости, что особенно опасно для конфигураций с развитыми зонами отрыва в поле течения. Кроме того, на течение около моделей оказывают влияние подвесные устройства-державки, предназначенные для крепления моделей в рабочей части АДТ. Влияние державок на АДТ может быть довольно значительным при обтекании тел малого удлинения [5]. Для моделирования влияния струй работающих ДУ на АДХ в условиях испытаний в трубах чаще всего истечение из сопел продуктов сгорания топлива заменяют истечением холодного воздуха. Это связано с чрезвычайно высокой стоимостью изготовления «горячих» моделей и проведения их испытаний. Такой подход требует перехода от реальной геометрии сопел ДУ к модельной и соответствующему изменению газодинамических параметров на их срезе. Приближенные критерии моделирования на холодном воздухе вносят свою неопределенность (погрешность) в получаемые результаты.

Как показывает опыт разработки ППТК, расчетные исследования позволяют получить полный перечень АДХ, необходимых для решения проектных вопросов, в течение одногополутора лет с момента начала работ. В последующие периоды идут исследования, связанные с уточнением характеристик и оптимизацией аэродинамической компоновки. Такая динамика исследования АДХ позволяет существенно снизить риски получения негативного результата на заключительной стадии разработки изделия.

Как показывает опыт создания системы «Энергия–Буран» и других изделий, на определение АДХ экспериментальным путем уходит 5...10 лет в зависимости от сложности исследуемой конфигурации. Длительность получения данных в этом случае в значительной мере обусловлена необходимостью изготовления серии моделей разного назначения:

• весовых (для определения суммарных АДХ);

• дренажно-пульсационных (для исследования распределения давления и пульсаций давления);

• струйных (для исследования влияния струй на АДХ);

• специальных (для исследования АДХ при разделении и сбросе створок головных обтекателей, для визуализации и др.).

Для получения информации во всем полетном диапазоне чисел Маха ( $M_{\infty} = 0,3...10,0$ ) используются АДТ с разными размерами рабочих частей. В связи с этим возникает необходимость изготовления однотипных моделей разного масштаба, что увеличивает номенклатуру моделей и перечень измерительных устройств в два-три раза.

В процессе экспериментальной отработки меняется геометрия проектируемого изделия, что требует соответствующей доработки моделей. В результате АДХ исполнительного варианта компоновки могут быть получены лишь к моменту начала летно-конструкторских испытаний (ЛКИ), что связано с определенными рисками.

В силу сказанного, экспериментальные исследования все в меньшей мере используются для получения аэродинамических характеристик на начальных стадиях проектирования, оставаясь основным инструментом верификации АДХ и получения данных по погрешностям их определения.

Изложенная точка зрения согласуется с зарубежным подходом к исследованию аэрогазодинамики разрабатываемых летательных аппаратов, в частности, корабля *ORION*. Огромный экспериментальный материал по аэрогазодинамике корабля *APOLLO* используется для разностороннего тестирования программного обеспечения с последующим его применением для прогнозирования AДХ KA ORION на различных режимах полета.

Тем не менее ряд физических процессов и соответствующих характеристик вплоть до настоящего времени может быть исследован только экспериментально в аэродинамических трубах или на стендах. К числу таких характеристик относятся ударно-волновые воздействия на изделия при запуске маршевых ДУ РН или ОГБ САС, пульсации давления на внешней поверхности, акустическое излучение струй ДУ. В настоящее время предпринимаются первые попытки расчетного определения этих характеристик для изделий относительно простой конфигурации [6].

## Аналогия между компьютерным и физическим моделированием

Анализ процедур (операций) расчетного и экспериментального исследования АДХ показывает их практически полную идентичность. Таблица демонстрирует перечень и последовательность выполняемых операций в процессе получения результата.

Компьютерное и физическое моделирование органично дополняют друг друга, повышая надежность прогнозирования доверительных интервалов аэродинамических характеристик при проектировании. Разбросы АДХ, получаемых при использовании различных ПК, сопоставимы с разбросами, получаемыми на моделях разного масштаба и в разных аэродинамических трубах (см. рис. 2). Таким образом, компьютерное моделирование позволяет на начальных стадиях исследований задать достаточно обоснованные полосы разброса (погрешностей) характеристик, которые могут быть уточнены на последующих этапах по результатам многократных экспериментальных исследований на моделях в аэродинамических трубах и по данным ЛКИ.

Эксперименты. Содержание работы	Расчеты. Содержание работы					
Выбор аэродинамических труб в соответствии с диапазонами ${ m M}_{\infty}, lpha, Re$ и необходимостью дублирования	Выбор ПК в соответствии с диапазонами М $_{\infty}$ , а, $Re$ и необходимостью дублирования					
Выбор масштаба моделей	Выбор размеров расчетной области					
Проектирование и изготовление моделей	Создание 3Д-модели внешних обводов изделия					
Определение типа моделей (весовые, весовые с тензометрией)	Определение перечня характеристик, подлежащих исследованию					
Формирование программы испытаний в соответствии с режимами полета	Формирование матрицы расчетных случаев для полетных режимов					
Подготовка моделей, оснащение их средствами измерений, тарировки	Выбор числа узлов расчетной сетки. Адаптация ПК для решения поставленной задачи					
Выбор типа перфорации стенок аэродинамической трубы. Испытания эталонной модели	Тестовые расчеты для аналога, по которому имеются экспериментальные данные					
Промышленные испытания	Серийные расчеты					
Обработка первичной информации, формирование массивов экспериментальных данных по АДХ	Обработка результатов расчетов, получение АДХ по полям давления					
Исследования погрешностей определения АДХ: • многократные испытания одной модели в разных трубах; • многократные испытания моделей разного масштаба в одной трубе	Исследования погрешностей определения АДХ (определение доверительных интервалов): • расчеты с использованием разных программных комплексов; • вариации областей, сеток, моделей турбулентностей и т.д.					
Пересчет результатов модельных экспериментальных данных на условия полета (влияние подвесных устройств, <i>Re = var</i> , горячие-холодные струи и т. д.)	Сравнение расчетных и модельных экспериментальных данных. Расчеты для условий модельных испытаний					
Формирование исходных данных и банков АДХ	Формирование исходных данных и банков АДХ					

#### Аналогия между экспериментальными и расчетными исследованиями АДХ изделий РКТ

#### Заключение

Разработка в России и за рубежом программных комплексов для расчета течения вязкой сжимаемой жидкости и появление высокопроизводительной вычислительной техники позволили существенно увеличить долю (перечень) аэрогазодинамических характеристик проектируемых изделий, определяемых расчетом, и сократить сроки их исследований.

Изменилась роль экспериментальных исследований — из инструмента определения АДХ они все в большей мере превращаются в инструмент верификации (подтверждения) расчетных значений характеристик.

Компьютерное и физическое моделирование — два взаимодополняющих метода прогнозирования АДХ, окончательно подтверждаемых результатами летных испытаний.

#### Список литературы

1. Система моделирования движения жидкости и газа *FlowVision*, версия 2.05.04, Руководство пользователя. М.: ООО «ТЕ-СИС», 2005. 1230 с.

2. Gavriliuk V.N., Lipatnikov A.V., Kozlyaev A.N., Odintsov E.V. et al Computation Modeling of the Combustion Problems with the use of AeroShape-3D Numerical Technique, ISTS.94-d-27, 1994.

3. ANSYS FLUENT 12.1 Theory guide, Solver Theory. ANSYS Inc., 2010.

4. Дядькин А.А., Крылов А.Н., Симакова Т.В. Опыт применения в КБ математического моделирования для исследования аэродинамических характеристик ракетно-космических систем // Международный форум «Инженерные системы–2012». ООО «ТЕ-СИС», Москва, 10–11 апреля 2012 г.

5. Машиностроение. Энциклопедия. Ракетно-космическая техника. Кн. 1. Т. IV–22. М.: Машиностроение, 2012. С. 275–276.

6. Аксенов А.А., Дядькин А.А., Маркова Т.В., Москалев И.В., Рыбак С.П. Численное моделирование ударно-волновых воздействий на возвращаемый аппарат пилотируемого транспортного корабля при срабатывании системы аварийного спасения // Международный форум «Инженерные системы–2013». ООО «ТЕСИС», Москва, 15–16 апреля 2013 г. С. 86–96.

7. Дядькин А.А. Аэрогазодинамика ракетно-космического комплекса "Морской старт"// Космическая техника и технологии. 2014. № 2(5). С. 14–31.

Статья поступила в редакцию 06.12.2013 г.

УДК 629.784.051.062.2:531.5/7

## ОТРАБОТКА МЕТОДОВ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТОВ В ОБЛАСТИ МИКРОГРАВИТАЦИИ В АВТОНОМНОМ ПОЛЕТЕ ГРУЗОВОГО КОРАБЛЯ «ПРОГРЕСС М-20М»

© 2014 г. Беляев М.Ю.<sup>1</sup>, Легостаев В.П.<sup>1</sup>, Матвеева Т.В.<sup>1</sup>,

Монахов М.И.<sup>1</sup>, Рулев Д.Н.<sup>1</sup>, Сазонов В.В.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

<sup>2</sup>Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН (ИПМ РАН) Миусская пл., 4, г. Москва, Россия, 125047, *e-mail: office@keldysh.ru* 

Описаны эксперименты по выбору режимов неуправляемого вращательного движения транспортного грузового корабля (ТГК) «Прогресс» для проведения исследований в области микрогравитации. Приведены результаты определения неуправляемого вращательного движения ТГК «Прогресс M-20М» в режиме гравитационной ориентации вращающегося спутника, обеспечивающем весьма малый уровень остаточных микроускорений. Исследования проводились для трех вариантов вращательного движения спутника в данном режиме одноосной гравитационной ориентации: с угловой скоростью вокруг продольной оси ТГК w = 0,1°/c, с угловой скоростью вокруг продольной оси ТГК w = 0,15°/c и с угловой скоростью вокруг продольной оси ТГК w = 0,2°/c. В результате обработки телеметрических значений угловой скорости и тока солнечных батарей оценивались начальные условия движения и параметры используемой математической модели. Показано, что выполненные варианты режима гравитационной ориентации обеспечивают устойчивое угловое движение ТГК, достаточный приход электроэнергии и остаточные микроускорения, приемлемые для выполнения исследований в области микрогравитации.

Отработка режимов гравитационной ориентации была выполнена в порядке подготовки к проведению на кораблях «Прогресс» экспериментов с датчиком конвекции «Дакон».

**Ключевые слова:** микрогравитация, гравитационная ориентация, остаточные микроускорения, динамические уравнения Эйлера, кинематические уравнения Пуассона.

## DEVELOPMENT OF METHODS OF CONDUCTING MICROGRAVITY EXPERIMENTS IN FREE FLIGHT OF PROGRESS M-20M LOGISTICS VEHICLE

Belyaev M.Yu.<sup>1</sup>, Legostaev V.P.<sup>1</sup>, Matveeva T.V.<sup>1</sup>,

Monakhov M.I.<sup>1</sup>, Rulev D.N.<sup>1</sup>, Sazonov V.V.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

<sup>2</sup>Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences (IAM RAS), 4 Miusskaya Sq., Moscow, 125047, Russia, e-mail: office@keldysh.ru

The paper discusses experiments designed to select uncontrollable rotation modes of Progress spacecraft for conducting microgravity studies. It provides results of determining uncontrollable rotation of Progress M-20M logistics vehicle in the mode of gravity orientation of the rotating spacecraft, which provides a fairly low level of residual microaccelerations.

The studies were conducted for three variants of satellite rotational motion in the given mode of one-axis gravitational orientation: with angular rate w = 0,1°/s about the longitudinal axis of the logistic vehicle, with angular rate w = 0,15°/s about the longitudinal axis of the logistic vehicle, and angular rate w = 0,2°/s about the longitudinal axis of the logistic vehicle. As a result of processing telemetry data on angular rates and solar array currents, initial motion conditions and parameters of the math model that was used were evaluated.

It was shown that the implemented variants of the gravitation orientation mode provide stable angular motion of the logistics vehicle, sufficient electrical energy input and residual microaccelerations, that are acceptable for conducting microgravity studies.

Development of gravitation orientation modes was carried out within the framework of preparations for conducting experiments with convection sensor DAKON onboard Progress spacecraft.

*Key words:* microgravity, gravitation orientation, residual microaccelerations, dynamic Euler equations, kinematic Poisson equations.



БЕЛЯЕВ М.Ю.



МОНАХОВ М.И.



ЛЕГОСТАЕВ В.П.



РУЛЕВ Д.Н.



MATBEEBA T.B.



CA3OHOB B.B.

БЕЛЯЕВ Михаил Юрьевич — дтн, профессор, заместитель руководителя НТЦ РКК «Энергия», e-mail: mikhail.belyaev@rsce.ru

BELYAEV Mikhail Yuryevich – Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy Head of Center at RSC Energia, e-mail: mikhail.belyaev@rsce.ru

ЛЕГОСТАЕВ Виктор Павлович — академик РАН, первый заместитель генерального конструктора по научной работе РКК «Энергия», e-mail: viktor.legostaev@rsce.ru

LEGOSTAEV Viktor Pavlovich – RAS academician, First Deputy General Designer in charge of research work at RSC Energia, e-mail: viktor.legostaev@rsce.ru

MATBEEBA Татьяна Владимировна — ведущий инженер-испытатель РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru MATVEEVA Tatiana Vladimirovna — Lead testing engineer at RSC Energia, e-mail: post @rsce.ru

MOHAXOB Михаил Иванович — ктн, начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: mihail.monahov@rsce.ru MONAKHOV Mikhail Ivanovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: mihail.monahov@rsce.ru

РУЛЕВ Дмитрий Николаевич — кфмн, заместитель начальника отдела РКК «Энергия», e-mail: dmitry.rulev@rsce.ru

RULEV Dmitry Nikolaevich – Candidate of Science (Physics and Mathematics), Deputy Head of Department at RSC Energia, e-mail: dmitry.rulev@rsce.ru

САЗОНОВ Виктор Васильевич — дфмн, профессор, главный научный сотрудник ИПМ РАН, e-mail: sazonov@keldysh.ru

SAZONOV Viktor Vasilyevich – Doctor of Science (Physics and Mathematics), Professor, Chief research scientist at IAM RAS, e-mail: sazonov@keldysh.ru

#### Режимы вращательного движения ТГК «Прогресс» для проведения экспериментов в области микрогравитации

Начиная с 1978 г., транспортные грузовые корабли (ТГК) «Прогресс» успешно работают по программам долговременных орбитальных станций. После выполнения своих основных задач ТГК нередко обладают ресурсами основных систем, позволяющими им совершать автономный полет в течение нескольких месяцев. Целесообразно использовать возможности такого полета для проведения различных исследований [1], в частности, экспериментов в области микрогравитации.

Остаточные микроускорения на Российском сегменте Международной космической станции (МКС) слишком велики для исследования некоторых гравитационно-чувствительных процессов. В связи с этим изучается возможность проведения экспериментов с ними на ТГК «Прогресс» во время автономного неуправляемого полета. Неуправляемый полет необходим для обеспечения малого уровня остаточных микроускорений на борту, причем, чтобы минимизировать этот уровень, режим вращательного движения ТГК должен быть выбран специальным образом. В некоторых экспериментах режим неуправляемого вращательного движения должен обеспечивать заданные уровень микроускорений и характер их изменения во времени. В ходе соответствующих летных испытаний [2-4] производился выбор устойчивых режимов вращательного движения, обеспечивающих в течение нескольких суток как минимальный, так и требуемый для экспериментов уровень остаточных микроускорений. Эксперименты по поиску режимов, обеспечивающих малый уровень микроускорений, проводились на ТГК «Прогресс М1-11» (май-июнь 2004 г.), «Прогресс-51» (февраль-март 2005 г.) и «Прогресс М-20» (февраль 2014 г.). Поиск режимов, обеспечивающих заданные уровень микроускорений и характер их изменения во времени, проводился на перечисленных кораблях, а также на ТГК «Прогресс М-11М», «Прогресс M-13M», «Прогресс M-14M», «Прогресс M-15М» и «Прогресс М-17М». Один из найденных вариантов — режим закрутки на Солнце, опробованный в шести последних по времени полетах [3, 4], предназначен для экспериментов с датчиком конвекции «Дакон».

Минимальный уровень микроускорений обеспечивается при гравитационной ориентации ТГК. В этом режиме продольная ось корабля совершает малые колебания относительно местной вертикали, нормаль к плоскости солнечных батарей составляет малый угол с нормалью к плоскости орбиты. Однако, во-первых, этот режим сохраняется сравнительно недолго вследствие дестабилизирующего действия на корабль аэродинамического момента и ошибок в задании начальных условий. Во-вторых, приемлемый энергосъем с солнечных батарей обеспечивается в этом режиме только в том случае, когда Солнце находится достаточно высоко над плоскостью орбиты.

Устойчивая одноосная гравитационная ориентация и необходимый приход электроэнергии от Солнца могут быть обеспечены выполнением закрутки ТГК вокруг продольной оси в определенный момент времени и с определенной скоростью [5, 6].

При этом средневитковый энергосъем даже в наихудшем случае, когда Солнце лежит в плоскости орбиты корабля, составляет не менее 10% от максимально возможного (реализуется при непрерывном освещении батарей и нулевом угле падения солнечных лучей на их плоскость). Максимальный средневитковый энергосъем в этом режиме — 32% реализуется на орбите, плоскость которой ортогональна направлению «Земля – Солнце». Однако даже на орбитах с наклонением 51,6° средневитковый энергосъем может быть повышен при надлежащем фазировании вращения корабля вокруг продольной оси с его орбитальным движением [5, 6].

Ниже описываются результаты использования этого режима на корабле «Прогресс M-20М» 7-9 марта 2014 г., которые существенно полнее результатов [2], поскольку основаны на более полной телеметрической информации. В работе [2] для определения движения кораблей использовались только значения тока, снимаемого с солнечных батарей (СБ). В новых экспериментах были дополнительно получены еще и измерения угловой скорости корабля, гораздо более информативные, чем измерения тока. Кроме того, измерения тока, согласно [3], содержат не только легко учитываемый вклад от прямого солнечного излучения, но и вклад от излучения, отраженного поверхностью Земли. Специфика режима гравитационной ориентации вращающегося спутника такова, что измерений угловой скорости достаточно для определения движения корабля в этом режиме. Именно так было выполнено определение вращательного движения МКС [7].

Ниже приводится описание методики обработки собранной телеметрической информации и результаты определения с ее помощью фактического вращательного движения корабля.

#### Математическая модель вращательного движения корабля

Корабль считается твердым телом. Для записи уравнений движения корабля относительно центра масс и соотношений, используемых при обработке данных измерений, вводятся три правые декартовы системы координат.

Строительная система  $Oy_{4}y_{2}y_{3}$  жестко связана с корпусом корабля. Точка О – центр масс корабля, ось Оу, параллельна его продольной оси и направлена от стыковочного узла к агрегатному отсеку, ось Оу2 перпендикулярна плоскости СБ. В этой системе интерпретируются данные измерений угловой скорости. Светочувствительная сторона СБ обращена к полупространству  $y_2 > 0$ . Полагаем, что оси строительной системы являются главными центральными осями инерции корабля. Обработка по методике [3] измерений угловой скорости корабля «Прогресс М-20М», выполненных в режиме закруток на Солнце в марте 2014 г., показала, что отклонение главной центральной оси минимального момента инерции от оси  $Oy_1$  составляет менее 1°, отклонения осей максимального и среднего моментов инерции соответственно от осей  $Oy_2$  и  $Oy_3$  не превосходят 5°.

Система  $CY_1Y_2Y_3$  близка ко второй геоэкваториальной системе координат эпохи даты. Ее начало находится в центре масс Земли, плоскость  $CY_1Y_2$  совпадает с плоскостью экватора, ось  $CY_3$  направлена в северный полюс мира, ось  $CY_1$  направлена приблизительно в точку весеннего равноденствия — повернута от плоскости Гринвичского меридиана на среднее звездное время против вращения Земли. В системе  $CY_1Y_2Y_3$  задаются двухстрочные элементы NORAD, которые использованы для задания орбитального движения корабля. Эту систему считаем инерциальной.

В орбитальной системе координат  $OX_1X_2X_3$ оси  $OX_3$  и  $OX_2$  направлены соответственно по геоцентрическому радиусу-вектору центра масс корабля и по вектору его орбитального кинетического момента. Положение системы  $Oy_1y_2y_3$  относительно системы  $OX_1X_2X_3$  будем задавать углами  $\gamma$ ,  $\delta$  и  $\beta$ , которые введем посредством следующего условия. Система  $OX_1X_2X_3$  может быть переведена в систему  $Oy_1y_2y_3$  тремя последовательными поворотами:

1) на угол  $\delta + \pi/2$  вокруг оси  $OX_2$ ;

2) на угол  $\beta$  вокруг новой оси  $OX_3$ ;

3) на угол  $\gamma$  вокруг новой оси  $OX_1$ , совпадающей с осью  $Oy_1$ . Углы  $\delta$  и  $\beta$  задают направление оси  $Oy_1$  в орбитальной системе координат, угол  $\gamma$  задает поворот корабля вокруг этой оси.

Матрицу перехода от системы  $Oy_1y_2y_3$  к системе  $CY_1Y_2Y_3$  обозначим  $\|b_{ij}\|_{i,j=1}^3$ . Здесь  $b_{ij}$  – косинус угла между осями  $CY_i$  и  $Oy_j$ . Элементы этой матрицы параметризуем углами  $\gamma_b$ ,  $\delta_b$  и  $\beta_b$ , которые вводятся аналогично углам  $\gamma$ ,  $\delta$  и  $\beta$ .

Уравнения вращательного движения корабля образованы динамическими уравнениями Эйлера для компонент его угловой скорости  $\omega_i$  (i = 1, 2, 3) в системе  $Oy_1y_2y_3$  и кинематическими уравнениями Пуассона для первой и второй строк матрицы  $\|b_{ij}\|$ . В уравнениях Эйлера учитываются действующие на корабль гравитационный и восстанавливающий аэродинамический моменты, а также постоянный момент вдоль оси  $Oy_1$ . Уравнения движения имеют вид

$$\begin{split} \dot{\omega}_{1} &= \mu(\omega_{2}\omega_{3} - \nu y_{2}y_{3}) + \kappa(v_{2}p_{3} - v_{3}p_{2}) + \varepsilon; \\ \dot{\omega}_{2} &= \frac{\mu' - \mu}{1 - \mu\mu'}(\omega_{1}\omega_{3} - \nu y_{4}y_{3}) + \frac{\kappa(1 - \mu')}{1 - \mu\mu'}(v_{3}p_{1} - v_{4}p_{3}); \\ \dot{\omega}_{3} &= -\mu'(\omega_{1}\omega_{2} - \nu y_{4}y_{2}) + \frac{\kappa(1 - \mu')}{1 - \mu}(v_{1}p_{2} - v_{2}p_{1}); \\ \dot{b}_{11} &= b_{12}\omega_{3} - b_{13}\omega_{2}; \qquad \dot{b}_{21} &= b_{22}\omega_{3} - b_{23}\omega_{2}; \\ \dot{b}_{12} &= b_{13}\omega_{1} - b_{14}\omega_{3}; \qquad \dot{b}_{22} &= b_{23}\omega_{1} - b_{24}\omega_{3}; \qquad (1) \\ \dot{b}_{13} &= b_{14}\omega_{2} - b_{12}\omega_{4}; \qquad \dot{b}_{23} &= b_{24}\omega_{2} - b_{22}\omega_{4}; \\ \mu &= \frac{J_{2} - J_{3}}{J_{1}}; \qquad \mu' &= \frac{J_{2} - J_{1}}{J_{3}}; \qquad \nu &= \frac{3\mu_{e}}{R^{5}}; \\ R &= \sqrt{y_{1}^{2} + y_{2}^{2} + y_{3}^{2}}; \qquad \kappa &= E\rho_{a}\sqrt{v_{1}^{2} + v_{2}^{2} + v_{3}^{2}}, \end{split}$$

где точка над символом означает дифференцирование по времени t;  $y_i$  и  $v_i$  — компоненты в системе  $Oy_1y_2y_3$  геоцентрического радиусавектора точки O и скорости этой точки относительно поверхности Земли;  $p_i$  — параметры аэродинамического момента;  $\varepsilon$  — угловое ускорение, создаваемое постоянным моментом;  $J_i$  — моменты инерции корабля относительно осей  $Oy_i$ ;  $\mu_e$  — гравитационный параметр Земли;  $\rho_a$  — плотность атмосферы в точке O (рассчитывается согласно модели ГОСТ Р 25645.166-2004); *Е* — масштабирующий множитель.

При численном интегрировании уравнений (1) единицами измерения времени и длины служат 1 000 с и 1 000 км, единицы измерения других величин:  $[v_i] = \kappa M/c; [\omega_i] = 10^{-3}c^{-1};$  $[p_i] = c_M/\kappa r; [\rho_a] = \kappa r/M^3; E = 10^{10}$ . Третья строка матрицы  $\|b_{ij}\|$  вычисляется как векторное произведение ее первой и второй строк, начальные значения переменных  $b_{1i}$  и  $b_{2i}$  выражаются через углы  $\gamma_b$ ,  $\delta_b$  и  $\beta_b$ . Тем самым обеспечивается нужная точность выполнения условий ортогональности этой матрицы. Величины  $y_i$  и  $v_j$  задаются формулами

$$y_{i} = \sum_{k=1}^{3} Y_{k} b_{ki};$$
$$v_{i} = \sum_{k=1}^{3} V_{k} b_{ki} \ (i = 1, 2, 3)$$

где  $V_1 = \dot{Y}_1 + \omega_e Y_2$ ;  $V_2 = \dot{Y}_2 - \omega_e Y_1$ ;  $V_3 = \dot{Y}_3$ .

Здесь  $\omega_e -$ угловая скорость вращения Земли, координаты  $Y_k$  и компоненты скорости  $\dot{Y}_k$ точки O в системе  $CY_1Y_2Y_3$  вычисляются в функции времени с помощью модели *SGP*4 [11] по подходящему набору двухстрочных элементов.

Параметры  $\mu$ ,  $\mu'$  в уравнениях (1) были найдены в результате обработки по методике [3] измерений угловой скорости корабля «Прогресс M-20М», выполненных в режиме закруток на Солнце в марте 2014 г. Их значения  $\mu = 0,159$ ;  $\mu' = 0,871$ . Параметры є и  $p_i$ определяются из обработки данных измерений наряду с неизвестными начальными условиями движения корабля, т. е. служат параметрами согласования.

#### Режим гравитационной ориентации вращающегося спутника

Чтобы пояснить этот режим, рассмотрим уравнения (1) в упрощенной ситуации, которая в случае кораблей «Прогресс» близка к реальности. Примем, что орбита корабля круговая и неизменна в системе координат  $CY_1Y_2Y_3$ . Матрицу перехода от орбитальной системы к системе  $CY_1Y_2Y_3$  обозначим  $\|c_{ij}\|_{i,i=1}^3$ , где  $c_{ij}$  — косинус угла между осями  $CY_i$  и  $OX_j$ . Элементы этой матрицы будем выражать через наклонение орбиты, долготу ее восходящего узла и аргумент широты точки O. В рассматриваемом случае наклонение и долгота восходящего узла постоянны, аргумент широты линейно зависит от времени. Скорость изменения аргумента широты (среднее движение)  $\omega_0 = \sqrt{\mu_e/R^3}$ , где R — радиус орбиты корабля. Движение точки O по

орбите описывается соотношениями  $Y_i = Rc_{i3}$ (i = 1, 2, 3). Матрицу перехода от системы  $Oy_1y_2y_3$ к орбитальной системе обозначим  $||a_{ij}||_{i,j=1}^3$ , где  $a_{ij}$  — косинус угла между осями  $OX_i$  и  $Oy_j$ . Элементы  $a_{ij}$  выражаются через введенные выше углы  $\gamma$ ,  $\delta$  и  $\beta$  [2]. Введенные матрицы позволяют получить соотношения  $y_i = Ra_{3i}$ , где

 $a_{31} = -\cos \delta \cos \beta;$   $a_{32} = -\sin \delta \sin \gamma + \cos \delta \sin \beta \cos \gamma;$   $a_{33} = -\sin \delta \cos \gamma - \cos \delta \sin \beta \cos \gamma,$ а также вывести соотношения

$$\dot{\gamma} = \omega_1 - \operatorname{tg} \beta(\omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma);$$
  
$$\dot{\delta} = \frac{1}{\cos \beta} (\omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma) - \omega_0; \qquad (2)$$
  
$$\dot{\beta} = \omega_2 \cos \gamma - \omega_3 \sin \gamma.$$

Предположим далее, что корабль имеет два равных момента инерции  $J_2 = J_3$ , и к нему приложен только один внешний механический момент — гравитационный. Это значит, в системе (1) следует положить  $\mu = 0$ ;  $\varepsilon = 0$ ;  $p_1 = p_2 = p_3 = 0$ . В результате первые три уравнения этой системы можно записать в виде

$$\dot{\omega}_{1} = 0;$$
  

$$\dot{\omega}_{2} = \mu'(\omega_{1}\omega_{3} - 3\omega_{0}^{2}a_{31}a_{33});$$
  

$$\dot{\omega}_{3} = -\mu'(\omega_{1}\omega_{2} - 3\omega_{0}^{2}a_{31}a_{32}).$$
(3)

Уравнения (2, 3) образуют замкнутую систему, описывающую вращательное движение корабля относительно орбитальной системы координат. Эта система допускает два семейства частных решений, в которых

$$\omega_{1} = \Omega;$$

$$\omega_{2} = \omega_{0} \cos \beta \cos \gamma;$$

$$\omega_{3} = -\omega_{0} \cos \beta \sin \gamma;$$

$$\gamma = \frac{4\mu'\Omega t}{1+3\mu'} + \gamma_{0};$$

$$\sin \delta = 0;$$

$$\beta = \arcsin \frac{(1-\mu')\Omega}{(1+3\mu')\omega_{0}},$$
(4)

где  $\gamma_0$  и  $\Omega$  — произвольные постоянные;  $(1 - \mu') |\Omega| \leq (1 + 3\mu')\omega_0$ . Одно семейство получается при  $\delta = 0$ , другое при  $\delta = \pi$ . При  $0 < \mu' < 1$ решения (4) устойчивы по переменным  $\delta$ ,  $\beta$ ,  $\dot{\delta}$ и  $\dot{\beta}$  [8]. При  $0 < 1 - \mu' << 1$  эти решения можно использовать для реализации режима гравитационной ориентации вращающегося спутника. Например, при  $\mu' = 0,87$  и  $\Omega = 0,2$  °/с имеем в (4)  $\beta = 6,2$ °, т. е. ось  $Oy_1$  мало отклоняется от оси  $OX_3$  при  $\delta = \pi$  или оси ( $-OX_3$ ) при  $\delta = 0$ .

У кораблей «Прогресс» эксцентриситет орбиты и параметры  $\mu$ , є,  $p_i$  — малые величины.

По этой причине уравнения (1) допускают решения, которые, если их выразить через углы γ, δ и β, оказываются близкими решениям (4). Движения, описываемые такими решениями, были реализованы в экспериментах с кораблем «Прогресс M-20М». Результаты определения этих движений описаны ниже.

#### Методика обработки данных измерений

В экспериментах с вращательным движением корабля измерялись компоненты угловой скорости  $\omega_i$  (i = 1, 2, 3) и электрический ток, вырабатываемый СБ. Данные измерений по телеметрическому каналу передавались на Землю. Обработка этих данных, относящихся к одной и той же реализации режима, состояла в поиске решения уравнений (1), наилучшим образом согласующего эти данные с их расчетными аналогами.

Данные измерений угловой скорости имеют вид

$$t_n, \omega_1^{(n)}, \omega_2^{(n)}, \omega_3^{(n)}, (n = 1, 2, ..., N),$$
 (5)

где  $\omega_i^{(n)}$  (i = 1, 2, 3) — приближенные значения компонент угловой скорости  $\omega_i$  в момент времени  $t_n: \omega_i^{(n)} \approx \omega_i(t_n), t_1 < t_2 < ... < t_N$ . Разности  $t_{n+1} - t_n$ принимают значения от нескольких секунд до нескольких десятков секунд в зависимости от способа сбора телеметрической информации.

Данные измерений тока СБ представляют собой три ряда значений, получаемых от трех датчиков:

$$t'_m, I_1^{(m)}, I_2^{(m)}, I_3^{(m)}, (m = 1, 2, ..., M),$$
 (6)

где  $I_j^{(m)}$  — приближенное значение тока, фиксируемое в момент времени  $t'_m$  датчиком с номером j $(j = 1, 2, 3); t'_1 < t'_2 < \ldots < t'_M$ . Если не принимать во внимание дублирующие данные, то  $t'_{m+1} - t'_m = 1$  с. Расчетный аналог тока СБ имеет вид

$$I = I_0 \eta; \eta = \sum_{k=1}^{3} S_k b_{k2}, \tag{7}$$

где  $I_0$  — максимально возможный ток СБ;  $\eta$  — косинус угла между осью  $Oy_2$  и ортом направления «Земля — Солнце», имеющим в системе  $CY_1Y_2Y_3$ компоненты  $S_k$ . Зависимость величин  $S_k$  от времени рассчитывается по приближенным формулам.

Объем данных (5, 6), собранных во время одной и той же реализации режима гравитационной ориентации, велик, поэтому перед подгонкой к ним решения уравнений (1), описывающего фактическое движение корабля, проводилось их предварительное сжатие. Целесообразность сжатия данных измерений угловой скорости и его способ описаны в [7]. Способ состоит в следующем. Телеметрические значения каждой компоненты угловой скорости сглаживались дискретным рядом Фурье: последовательности точек  $(t_n, \omega_i^{(n)}), n = 1, 2, ..., N$ аппроксимировались выражениями

$$\chi_i(t) = a_{i,L+1} + a_{i,L+2}(t-t_1) + \sum_{l=1}^{L} a_{i,l} \sin \frac{\pi l(t-t_1)}{t_N - t_1}, \quad (8)$$

где  $a_{i,l}$  — коэффициенты, и число L одинаково для всех i = 1, 2, 3. Это число не должно превосходить N - 2 и быть таким, чтобы выражения (8) позволяли достаточно точно аппроксимировать на отрезке  $t_1 \le t \le t_N$  переменные  $\omega_i$  системы (1) в ее решениях, описывающих возможные движения корабля [7]. Коэффициенты  $a_{i,l}$  находились методом наименьших квадратов. Точность аппроксимации данных  $(t_n, \omega_i^{(n)})$  выражением  $\chi_i(t)$  характеризовалась соответствующим среднеквадратичным отклонением  $s_{\omega,i}$ .

Графики данных (5) и графики сглаживающих эти данные выражений (8) для одной из реализаций режима гравитационной ориентации приведены на рис. 1. Графики данных расположены в левой части рисунка. Это — ломаные, звенья которых соединяют соседние по времени точки  $(t_n, \omega_i^{(n)})$ .

Выражения (8) построены при L = 60. Их графики расположены на рисунке справа. Величины *N*,  $s_{\omega,i}$  и декретное московское время (ДМВ) точки  $t_1$  приведены в подписи к рис. 1.

С помощью выражений (8) вычислялись псевдоизмерения — совокупность чисел

$$\hat{t}_{l} = t_{1} + \frac{(l-1)(t_{N} - t_{1})}{4L},$$
$$\hat{\omega}_{i}^{(l)} = \chi_{i}(\hat{t}_{l}) \quad (l = 1, 2, ..., 4L + 1; i = 1, 2, 3),$$

используемых при обработке вместо исходных данных. Чтобы не усложнять обозначений, далее будем считать, что данные (5) — это псевдоизмерения.

Похожим образом псевдоизмерениями заменялись и измерения тока (6). Эти измерения разбивались на отрезки, соответствующие освещенным Солнцем участкам орбиты корабля. Совокупности точек  $(t'_m, I_j^{(m)})$  для значений  $t'_m$ , попавших в один и тот же отрезок, сглаживались выражением  $\chi_j(t)$  при L = 60 (j = 1, 2, 3). Примеры двух отрезков измерений и сглаживающих выражений (8) иллюстрируются графиками на рис. 2.

В подписи к рис. 2 приведены число M точек  $t'_m$  на данном отрезке, среднеквадратичные значения  $s_{L,i}$  разностей  $I_i^{(m)} - \chi_i(t'_m)$  и ДМВ точки  $t'_1$ . При выбранном масштабе рисунков оба графика практически сливаются, что согласуется с приведенными значениями  $s_{L,i}$ .



**Рис. 1.** Измерения угловой скорости и их аппроксимация: N = 2515;  $s_{\omega,1} = 0,060 \cdot 10^{-3}c^{-1}$ ;  $s_{\omega,2} = 0,063 \cdot 10^{-3}c^{-1}$ ;  $s_{\omega,3} = 0,064 \cdot 10^{-3}c^{-1}$ ; момент t = 0 отвечает 13:53:07 ДМВ 08.02.2014 г.



**Рис. 2. Измерения тока солнечных батарей и их аппроксимация:**  $a - M = 3\ 040$ ;  $s_{l,1} = 0,076\ A$ ;  $s_{l,2} = 0,075\ A$ ;  $s_{l,3} = 0,077\ A$ ; момент t = 0 отвечает 16:20:06 ДМВ 07.03.2014 г.;  $6 - M = 3\ 175$ ;  $s_{l,1} = 0,129\ A$ ;  $s_{l,2} = 0,129\ A$ ;  $s_{l,3} = 0,130\ A$ ; момент t = 0 отвечает 13:46:43 ДМВ 08.02.2014 г.

С помощью построенных сглаживающих выражений данные (6) на отрезке заменялись псевдоизмерениями  $\hat{t}_l = t'_1 + lh$ ;  $\hat{I}_j^{(l)} = \chi_j(\hat{t}_l)$ , где h = 20 с, l = 1, 2, ... и  $\hat{t}_l$  принадлежат отрезку сглаживания. Далее предполагается, что данные (6) — это псевдоизмерения. При фиксированном *m* величины  $I_j^{(m)}$  (j = 1, 2, 3) почти одинаковы, поэтому измерением тока в момент  $t'_m$  считается величина  $I_m = [I_1^{(m)} + I_2^{(m)}]/3$ . Сначала совместная обработка данных

Сначала совместная обработка данных измерений (5, 6) была выполнена по схеме, описанной в [3], и дала неплохие результаты. Однако, как показано в [3], измерения (6) содержат составляющую, которая обусловлена светом, идущим от поверхности Земли, и для которой нет простого и точного расчетного аналога. С другой стороны, данных измерений (5) оказалось достаточно для определения движения корабля. Ниже приведены результаты такого определения только по этим данным, данные (6) использовались для проверки.

Определением движения корабля по значениям угловой скорости (5) будем считать решение уравнений (1), доставляющее минимум функционалу

$$\Phi = \sum_{i=1}^{3} \left\{ \sum_{n=1}^{N} \left[ \omega_{i}^{(n)} - \omega_{i}(t_{n}) \right]^{2} - N \Delta_{i}^{2} \right\};$$

$$\Delta_{i} = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^{N} \left[ \omega_{i}^{(n)} - \omega_{i}(t_{n}) \right],$$
(9)

где  $\Delta_i$  — постоянное смещение в данных (5) для *i*-ой компоненты угловой скорости. Функционал Ф получен в результате преобразования стандартного функционала метода наименьших квадратов, возникающего при уравнивании соотношений  $\omega_i^{(n)} \approx \omega_i(t_n) + \Delta_i$  (i = 1, 2, 3;n = 1, 2, ..., N). Минимизация Ф проводится по начальным условиям решения в точке  $t_0$  ( $t_0 \leq t_1$ ), задаваемым величинами  $\gamma_b$ ,  $\delta_b$  и  $\beta_b$ ,  $\omega_{i0} = \omega_i(t_0)$ , и параметрам є,  $p_i$ , всего — по 10 переменным.

Минимизация функционала (9) выполнялась в несколько этапов. На заключительном этапе использовался метод Гаусса – Ньютона [9]. Чтобы обеспечить его надежную сходимость, надо иметь достаточно точное начальное приближение точки минимума и предусмотреть возможность регуляризации процесса минимизации. Регуляризация сводилась к использованию метода Левенберга – Марквардта [9] перед переходом к методу Гаусса. Поиск начального приближения состоял в минимизации Ф на движениях (4) при  $\delta = \pi$ . В этом случае функционал зависит только от двух переменных – γ<sub>0</sub> и Ω. Минимизация этого упрощенного функционала проводилась сначала случайным перебором в прямоугольнике  $0 \leq \gamma_0 \leq 2\pi$ ;  $\Omega_{\min} \leq \Omega \leq \Omega_{\max}$ , где  $\Omega_{\min}$  и  $\Omega_{\max}$  – заданные числа. Приближенное значение  $\Omega$  известно, поэтому разность  $\Omega_{\text{max}} - \Omega_{\text{min}}$  бралась малой. После перебора 500 вариантов применялся метод Левенберга – Марквардта. Найденное движение (4) позволяло задать начальную точку минимизации функционала (9) на решениях уравнений (1).

Точность аппроксимации данных измерений (5) и разброс в определении оцениваемых параметров будем характеризовать, следуя методу наименьших квадратов, соответствующими стандартными отклонениями. Хотя теоретиковероятностные допущения метода наименьших квадратов в данной ситуации не выполнены, стандартные отклонения оказались полезными характеристиками. Стандартное отклонение ошибок в данных (5) обозначим  $\sigma$ , оно рассчитывается по формуле  $\sigma = \sqrt{\Phi_{min}/(3N-10)}$ ; стандартные отклонения начальных условий и параметров обозначим  $\sigma_{s}$ ,  $\sigma_{g}$ ,  $\sigma_{gi}$ ,  $\sigma_{gi}$ ,  $\sigma_{pi}$  (i = 1, 2, 3).

#### Результаты определения движения корабля

Определение вращательного движения корабля «Прогресс М-20М» по измерениям угловой скорости было выполнено для всех трех реализаций режима гравитационной ориентации. Результаты двух реализаций приведены на рис. 3, 4. Рисунки организованы следующим образом. В их левых частях изображены графики зависимости от времени углов γ, δ, β, а также график разности  $\Delta \gamma(t) = \gamma(t) - c_0 - c_1 t$ , где *c*<sub>0</sub> - *c*<sub>1</sub>*t* - линейная аппроксимация функции  $\gamma(t)$ , построенная методом наименьших квадратов. В правых частях этих рисунков помещены графики компонент угловой скорости  $\omega_{i}(t)$  в найденных решениях уравнений (1) и функции  $\eta(t)$ . Рядом с графиками компоненты угловой скорости ω(t) маркерами указаны точки  $(t_n, \omega_i^{(n)} - \Delta_i), n = 1, 2, ..., N;$  рядом с графиками функции  $\eta(t)$  — точки  $(t'_m, I_m/I_0)$ , m = 1, 2, ..., M, для которых  $I_m > 3A$ . Представленные на рисунках решения построены на отрезках  $t_0 \leq t_1 \leq T$ , где  $t_0 = \min(t_1, t_1') - 10$  с;  $T = \max(t_N, t_M') + 10$  с. Моменты  $t_0$  на рисунках приняты за начало отсчета времени t = 0.

Как видно из рис. 3, 4, движения корабля близки движениям вида (4) при  $\delta = \pi$ . Найденные решения уравнений (1) достаточно хорошо аппроксимируют данные (5), графики функции  $\eta(t)$  хорошо согласуются с данными (6). Однако следует отметить, что уравнения (1) описывают не все детали движения корабля. Это видно по графикам компоненты угловой скорости  $\omega_1$ . С другой стороны, диапазон изменения ординат этих графиков в несколько раз меньше аналогичного диапазона компонент  $\omega_2$  и  $\omega_3$ , поэтому первое впечатление о больших значениях разностей  $\omega_1^{(n)} - \Delta_1 - \omega_1(t_n)$  обманчиво.



**Рис. 4. Движение корабля в режиме гравитационной ориентации:** момент t = 0 отвечает 14:22:26 ДМВ 09.02.2014 г.

Приведем некоторые количественные характеристики. Поведение функционала (9) в окрестности точки минимума можно характеризовать собственными числами и векторами матрицы системы нормальных уравнений, возникающей в методе Гаусса – Ньютона. В точке минимума, где следует вычислять перечисленные величины, эта матрица приближенно совпадает с матрицей квадратичной формы  $d^2\Phi/2$ . Как оказалось, для выполненных определений движения собственные числа указанной матрицы имеют примерно одинаковые значения. Например, для варианта определения движения, приведенного на рис. 5, указанные собственные числа составляют (в порядке возрастания) 1,467; 10,50; 110,2; ...; 24 347; 7 423 000. Собственный вектор, отвечающий минимальному собственному числу, имеет вид:

> (0,102; 0,133; 0,073; -0,022; -0,143; $-0,039; 0,972; 0,000; 0,001; 0,000)^{T}$ .

В этом векторе доминирует седьмая компонента, отвечающая параметру *p*<sub>1</sub>. Следовательно, этот параметр определяется наименее точно. Такое доминирование имеет место и для двух других случаев определения движения корабля.

Точность определения движения корабля характеризуется стандартными отклонениями начальных условий. Если начальные условия задаются вне интервала с обрабатываемыми измерениями, то их значения обычно превышают стандартные отклонения фазовых переменных в средней части интервала. Эти стандартные отклонения приведены в табл. 1. Угловые переменные в таблице выражены в радианах. Стандартные отклонения углов  $\gamma_b$ ,  $\delta_b$  и  $\beta_b$  не превосходят 1,5°. Оценки параметров модели и их стандартные отклонения приведены в табл. 2. Как видно из этой таблицы, параметр  $p_1$  определен наименее точно.



Таблица 1

Номер интервала	Дата	$t_N - t_1$ , мин	$\sigma$ , $10^{-3} c^{-1}$	$\sigma_{\gamma}$	$\sigma_{\delta}$	$\sigma_{_{\beta}}$	$\sigma_{\omega^1}, 10^{-3} c^{-1}$	$\sigma_{\omega 2}, 10^{-3} c^{-1}$	$\sigma_{_{\omega 3}},10^{_{-3}}c^{_{-1}}$
1	07.02.2014	423	0,108	0,022	0,013	0,0087	0,0059	0,017	0,028
2	08.02.2014	418	0,078	0,019	0,014	0,0059	0,0044	0,013	0,022
3	09.02.2014	432	0,102	0,020	0,012	0,0073	0,0072	0,017	0,022

Оценки точности определения движения корабля

Номер интервала	$\Delta_1^{}, 10^{-3} c^{-1}$	$\Delta_2^{}, 10^{-3} c^{-1}$	$\Delta_3, 10^{-3} c^{-1}$	$p_1$	$\sigma_{p1}$	$p_2$	$\sigma_{p2}$	$p_{3}$	$\sigma_{p3}$	З	$\sigma_{\epsilon}$
1	0,073	-0,045	-0,017	0,064	0,087	-0,016	0,0017	-0,018	0,0021	-0,0108	0,00032
2	0,074	-0,005	0,081	0,176	0,061	0,024	0,0031	0,054	0,0045	0,0135	0,00062
3	0.077	-0.054	-0.008	0.270	0.084	0.003	0.0077	-0.010	0.0082	-0.0046	0.00027

#### Оценки уточняемых параметров

#### Выводы

Полученные результаты позволяют сделать вывод, что движение ТГК «Прогресс» в режиме гравитационной ориентации вращающегося спутника может быть надежно определено по данным измерений вектора его угловой скорости. Режим обеспечивает устойчивое угловое движение ТГК и достаточный приход электроэнергии даже в случае нахождения Солнца вблизи плоскости орбиты корабля. Расчеты остаточных микроускорений на борту в этом режиме показывают [2, 10], что рассматриваемый режим обеспечивает комфортные условия для выполнения многих экспериментов в области микрогравитации.

Закрутки ТГК на Солнце вокруг нормали к плоскости солнечных батарей [3] или вокруг близкой к этой нормали главной центральной оси максимального момента инерции корабля [4] обеспечивают устойчивое вращение и практически максимальный энергосъем. Изменяя угловую скорость вращения ТГК, можно обеспечивать калибровочные значения микроускорений, что важно при планируемом изучении конвективных течений с помощью научной аппаратуры «Дакон» [1, 3, 4].

#### Список литературы

1. Matveeva T.V., Belyaev M.Yu., Tsvetkov V.V. Hallenges and perspectives of transport cargo vehicles utilization for performing research in free flight // Acta Astronautica. 2014. V. 94. P. 139–144.

2. Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В. Экспериментальное исследование режимов неуправляемого вращательного движения КА «Прогресс» // Космические исследования. 2006. Т. 44. № 1. С. 52–61.

3. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В., Цветков В.В. Определение вращательного движения кораблей «Прогресс» по данным измерений

угловой скорости и тока солнечных батарей // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. C. 19-32.

4. Беляев М.Ю., Матвеева Т.В., Монахов М.И., Рулев Д.Н., Сазонов В.В. Эксперименты с вращательным движением космических кораблей «Прогресс» // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2014. № 4. 39 с.

5. Патент RU 2457159. Российская Федерация. Способ одноосной ориентации космического аппарата вытянутой формы. Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В., Цветков В.В.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка № 2010136341; приоритет от 30.08.2010 г.

6. Патент RU 2457158. Российская Федерация. Способ управления ориентацией космического аппарата с неподвижными панелями солнечных батарей при выполнении экспериментов на орбитах с максимальной длительностью теневого участка. Беляев М.Ю., Брюханов Н.А., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В., Цветков В.В.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка № 2010139068; приоритет от 22.09.2010 г.

7. Ветлов В.И., Новичкова С.М., Сазонов В.В., Матвеев Н.В., Бабкин Е.В. Режим гравитационной ориентации Международной космической станции // Космические исследования. 2001. Т. 39. № 4. С. 436-448.

8. Белецкий В.В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле. М.: Издательство МГУ, 1975. 308 с.

9. Гилл Ф., Мюррей У., Райт М. Практическая оптимизация. М.: Мир, 1985. 509 с.

10. Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Сазонов В.В. Режимы неуправляемого вращательного движения КА «Прогресс», для экспериментов в области микрогравитации // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. 2004. № 44. 29 с.

11. Hoots F.R., Roehrich R.L. Spacetrack report № 3 Models for Propagation of NORAD Element Sets., 1980.

Статья поступила в редакцию 18.06.2014 г.

#### Таблииа 2

УДК 629.78.051.062.2-562:528.8

## О ТОЧНОСТИ СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ БЕЗ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИНФОРМАЦИИ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ

© 2014 г. Платонов В.Н.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Рассматривается управление ориентацией космического аппарата (КА), предназначенного для съемки заданных районов земной поверхности с высоким пространственным разрешением (1,0 м при съемке в надир), функционирующего на круговой орбите с высотой 720 км и наклонением 51,6°. За один сеанс наблюдений (длительностью 20 мин) система управления движением и навигации (СУДН) должна обеспечить съемку до 12 отдельных объектов, или выполнить шесть стереосъемок.

СУДН включает: три звездных датчика, датчик угловой скорости, annapamypy спутниковой навигации, систему инерционных исполнительных органов из восьми маховиков, электромагнитные исполнительные органы для сброса накопленного кинетического момента маховиков.

Во время разворотов КА перед съемкой угловая скорость превышает диапазон измерений датчика угловой скорости. Точностные характеристики датчика угловой скорости непосредственно после вхождения в диапазон измерений разработчиками прибора не гарантируются. Поэтому для определения угловой скорости КА во время разворота и при проведении съемки используются звездные датчики.

Проведено исследование возможности выполнения требований по точности стабилизации КА и количеству проводимых в сеансе наблюдений без использования измерений с датчиков угловой скорости. Выбраны параметры наблюдателя и регулятора динамического контура управления ориентацией КА. Приведены результаты моделирования динамических режимов КА.

Ключевые слова: маховики, угловая скорость, кинетический момент, ковариационная матрица.

## ABOUT ACCURACY OF AN EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT ATTITUDE-KEEPING WITHOUT USING DATA FROM INERTIAL SENSORS

#### Platonov V.N.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper discusses attitude control of a spacecraft (SC) designed for imaging specified areas on the Earth surface at high spatial resolution (of 1,0 m when pictures are taken in nadir direction), operating in a circular orbit with altitude of 720 km and inclination 51,6°. During one observation session (lasting 20 minutes), the Guidance, Navigation and Control System (GN&CS) must provide support for imaging of up to 12 individual targets, or take 6 stereoscopic images.

GN&CS includes: three star trackers, an angular rate sensor, satellite navigation equipment, a system of inertial end-effectors consisting of eight fly wheels, electromagnetic end-effectors for cancelling the angular momentum accumulated in the fly wheels.

When the SC turns prior to the imaging session, the angular rate exceeds the measuring range of the angular rate sensor. The accuracy characteristics of the angular rate sensor immediately after entry into the measuring rate are not guaranteed by the developers of the instrument. That is why star trackers are used to determine the SC angular rate during the turn and the imaging session.

A study was done on the feasibility of meeting the requirements for the SC stabilization accuracy and the number of observations in a session without using measurements from the angular rate sensors. Parameters were selected for the observer and regulator of the dynamic control loop for the SC attitude control. The paper provides SC dynamic mode simulation results.

Key words: flywheels, attitude rate, angular momentum, covariance matrix.



ник отдела – заместитель начальника отделения РКК «Энергия», e-mail: valery.platonov@rsce.ru PLATONOV Valery Nikolaevich — Doctor of Science (Engineering), Professor, Head of Department – Deputy Head of Division at RSC Energia,

— ДТН,

e-mail: valery.platonov@rsce.ru

ПЛАТОНОВ Валерий Николаевич

#### ПЛАТОНОВ В.Н.

Рассматривается управление ориентацией перспективного космического аппарата (КА), предназначенного для съемки заданных районов земной поверхности с высоким пространственным разрешением (1,0 м при съемке в надир), функционирующего на круговой орбите с высотой 720 км и наклонением 51,6°.

Состав системы управления движением и навигации (СУДН) высокоманевренного КА для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) включает: три звездных датчика *SED*-26, датчик угловой скорости ГИВУС (имеющий четыре измерительных канала), аппаратуру спутниковой навигации АСН-Е, систему инерционных исполнительных органов из восьми маховиков (два комплекта маховиков «Колер», по четыре маховика в каждом комплекте), три электромагнитных исполнительных органа (ЭМИО) для сброса накопленного кинетического момента маховиков. При проведении наблюдений одновременно работают два звездных датчика.

Введем связанную с КА систему координат *ОХҮZ*. КА является осесимметричным телом с продольной осью *Y*. При проведении наблюдений КА ось *ОУ* КА направлена на объект съемки, ось минус *ОZ* КА — по направлению бега местных предметов (вектор относительной скорости движения объектов наблюдения ортогонален оси X).

За один сеанс наблюдений (длительностью порядка 20 мин) СУДН должна обеспечить съемку до 12 отдельных объектов, или выполнить шесть стереосъемок.

При проведении разворотов для съемки угловая скорость КА составляет до 1,8 °/с, во время съемок (длительность съемки составляет несколько секунд) угловая скорость КА, как правило, близка к орбитальной угловой скорости 0,06 °/с. При проведении съемки должна быть обеспечена точность стабилизации вокруг каждой из осей X и Z КА не более 0,001 °/с.

Датчик угловой скорости ГИВУС имеет диапазон измерений 0,4 °/с. Съемка происходит примерно через 20 с после входа угловой скорости ГИВУС в диапазон измерений. Точностные характеристики прибора ГИВУС через 20 с после входа в диапазон измерений разработчиками прибора не гарантируются. Возможность использования датчика ГИВУС при проведении наблюдений будет определена в ходе летно-конструкторских испытаний КА. Альтернативным способом является определение угловой скорости КА с использованием измерений звездных датчиков.

профессор,

началь-

Работа посвящена определению динамических характеристик стабилизации КА без использования датчика ГИВУС в контуре управления ориентацией.

Схема установки восьми маховиков приведена на рис. 1. Оси вращения всех маховиков расположены по равномерной конической схеме, в которой они параллельны восьми образующим круглого прямого конуса, делящим его поверхность на равные части, с углом полураствора конуса, равным 70°.



**Рис. 1. Схема размещения маховиков:**  $\overline{e_i}$  (*i* = 1, 2, ..., 8) — оси вращения маховиков

Закон управления угловыми ускорениями роторов маховиков  $\dot{p}_i$  (i = 1, 2, ..., n), обеспечивающий создание заданного момента управления  $M_T$ , имеет вид [1]:

$$\dot{P} = G^{T}(GG^{T})^{-1}M_{T}/J + \rho[G^{T}(GG^{T})^{-1}G - E]f, \quad (1)$$

где  $\dot{P} - n$ -мерный вектор, координатами которого являются величины  $\dot{p}_i$ ; E — единичная матрица размера  $n \times n$ ; J — момент инерции ротора i-го маховика; G — матрица, векторыстолбцы которой — векторы  $e_i$  (i = 1, 2, ..., n);  $\rho(P)$  — весовая функция, имеющая размерность угловой скорости, а компоненты n-мерного вектора f равны

 $f_i=\partial\Phi/p_i,$ где  $\Phi=\!\!\sum_{i=1}^8 H_i^2~-$  функция от угловых скоростей

маховиков, минимизируемая в процессе управления. Здесь  $H_i = Jp_i - кинетический момент$ *i*-го маховика.

## Оценка угловой скорости космического аппарата

Рассмотрим следующие два варианта оценки угловой скорости КА: по информации с звездных датчиков *SED*-26; по информации с звездных датчиков и датчиков угловой скорости маховиков.

Рассмотрим задачу построения оптимального фильтра в контуре одноканальной стабилизации.

Уравнения движения и уравнения измерений имеют вид

$$\dot{x} = Fx + Bu + w; \tag{2}$$

$$z = Hx + v, \tag{3}$$

где x — вектор состояния системы;  $\dot{x}$  — производная вектора состояния; u — вектор управления; w — вектор возмущений (нормальный случайный процесс с нулевым математическим ожиданием и ковариационной матрицей Q); z — вектор измерений; v — вектор шума измерений (белый гауссовский шум с нулевым математическим ожиданием и ковариационной матрицей R); F, B, H — соответственно матрицы эволюции процесса, управления и измерений.

Оптимальный фильтр Калмана-Бьюси имеет вид [2]

$$\dot{x}_{f} = Fx_{f} + Bu + K[z - Hx_{f}], x_{f}(t_{0}) = 0, \qquad (4)$$

где  $x_f$  – прогнозируемый вектор состояния, оптимальная матрица коэффициентов усиления  $K = PH^TR^{-1}$ , где матрица ковариационной ошибки прогнозируемого вектора состояния P определяется уравнением

$$\dot{P} = FP + PF^{T} - KHK^{T} + Q, P(t_{0}) = P_{0}.$$
 (5)

Решение уравнения (5), соответствующее стационарному состоянию, определяется системой

$$FP + PF^T - KHK^T + Q = 0.$$
 (6)

Проведем оценку угловой скорости по информации с звездных датчиков *SED*-26.

Возьмем вектор состояния  $[\phi, \omega]^T$ . Уравнения движения имеют вид

$$\dot{\phi} = \omega;$$
  
 $\dot{\omega} = -u + \varepsilon_1,$ 

где u = M/J; M — управляющий момент маховиков; J — момент инерции КА;  $\varepsilon_1 = M_B/J$ ( $\varepsilon_1$  включает сумму внешнего возмущающего ускорения и возмущающего углового ускорения маховиков, возникающего из-за ошибок в отработке управляющих моментов).

Тогда  $B = [0 -1]^T$ ;  $w = [0 \varepsilon_1]$ ; H = [1 0];  $v = [\Delta \phi]$ , где  $\Delta \phi$  — шум измерений.

Будем полагать, что возмущение ε<sub>1</sub> и шум измерений Δφ — некоррелированные гауссовские случайные процессы с известными статическими характеристиками.

$$E[\varepsilon_1(t)] = 0; E[\Delta \varphi(t)] = 0;$$
  

$$E[\varepsilon_1(t) \varepsilon_1(\tau)] = q\delta(t - \tau);$$
  

$$E[\Delta \varphi(t) \Delta \varphi(\tau)] = r\delta(t - \tau).$$

Соответственно матрицы Q, R равны  $\{0, q\}$ ;  $\{r\}$ . Запишем ковариационную матрицу P в виде

$$P = \begin{bmatrix} P_{11} & P_{12} \\ P_{12} & P_{22} \end{bmatrix}.$$

Тогда  $K = [P_{11}/r P_{12}/r]^T$ .

Проводя расчеты параметров ковариационной матрицы, соответствующей стационарному состоянию (6), получим:

$$P_{12} = \sqrt{qr};$$

$$P_{11} = \sqrt{2rP_{12}};$$

$$P_{22} = \frac{P_{11}P_{12}}{r}.$$
(7)

Оценим значения параметров ковариационной матрицы и точностные характеристики, используя известные величины случайных составляющих ошибок *SED*-26 и маховиков:  $r = 3,05 \cdot 10^{-10}$  с;  $q = 1,41 \cdot 10^{-11}$  с<sup>-3</sup>. Значение qрассчитано для оси КА с минимальным моментом инерции. Все расчеты проводятся для вероятностей отклонения параметров от их номинальных значений, равных трем  $\sigma$ , где  $\sigma$  — среднее квадратичное отклонение.

Проводя расчеты в соответствии с уравнениями (7), найдем ошибку оценки угловой скорости, она составляет  $-3,75 \cdot 10^{-4}$  °/с (3 $\sigma$ ). Коэффициенты  $K = [0,656 \ 1/c; \ 0,215 \ 1/c^2]^T$ .

Рассмотрим оценку угловой скорости для случая использования информации с датчиков *SED*-26 и датчиков угловых скоростей маховиков.

В

Возьмем вектор состояния  $[\phi, g, h]^T$ . Здесь введены следующие обозначения:

$$g = G_{\Sigma}/J; h = -H_{\Sigma}/J,$$

где  $H_{\scriptscriptstyle{\Sigma}}$  — суммарный кинетический момент системы маховиков;  $G_{\Sigma}$  — суммарный кинетический момент системы маховиков и корпуса КА; *J* – момент инерции КА.

Уравнения движения имеют вид

$$\begin{split} \dot{\varphi} &= g + h; \, \dot{g} = \varepsilon_1; \, \dot{h} = u + \varepsilon_2; \\ \text{B этом случае } B &= [0 \ 0 \ 1]^T; \, w = [0 \ \varepsilon_1 \ \varepsilon_2]^T; \\ v &= [\Delta \varphi \ \Delta h]^T. \\ F &= \begin{pmatrix} 0 \ 1 \ 1 \\ 0 \ 0 \ 0 \\ 0 \ 0 \ 0 \end{pmatrix}; \end{split}$$

$$H = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Будем полагать, что возмущения  $\varepsilon_1$ ,  $\varepsilon_2$  и шумы измерений  $\Delta \phi$ ,  $\Delta h$  – некоррелированные гауссовские случайные процессы с известными статистическими характеристиками:

$$E[\varepsilon_{1}(t)] = 0; E[\Delta\varphi(t)] = 0; E[\varepsilon_{2}(t)] = 0;$$
  

$$E[\Delta h(t)] = 0; E[\varepsilon_{1}(t) \varepsilon_{1}(\tau)] = q_{1}\delta(t - \tau);$$
  

$$E[\Delta\varphi(t) \Delta\varphi(\tau)] = r_{1}\delta(t - \tau);$$
  

$$E[\varepsilon_{2}(t) \varepsilon_{2}(\tau)] = q_{2}\delta(t - \tau);$$
  

$$E[\Delta h(t) \Delta h(\tau)] = r_{2}\delta(t - \tau).$$

Соответственно,  $Q = \{0 q_1 q_2\}; R = \{r_1 r_2\}.$ 

Воспользовавшись результатами работы [3], найдем параметры ковариационной матрицы и коэффициенты усиления динамического фильтра для невязок с использованием угловых измерений  $K_{11}, K_{12}, K_{13}$  и для невязок с использованием измерений кинетического момента маховиков  $K_{21}$ ,  $K_{22}$ ,  $K_{23}$ , соответствующие решению уравнения (6).

Для оценок возьмем следующие значения

$$\begin{aligned} r_1 &= 3,05 \cdot 10^{-10} \text{ c}; \ q_1 &= 1,41 \cdot 10^{-13} \text{ c}^{-3}; \\ r_2 &= 2,47 \cdot 10^{-10} \text{ c}^{-1}; \ q_2 &= 1,41 \cdot 10^{-11} \text{ c}^{-3}. \end{aligned}$$

Следует заметить, что значение параметра  $r_2$  соответствует минимальным ошибкам измерений угловых скоростей маховиков и может быть увеличено в несколько раз для случая максимальных ошибок измерений.

Коэффициенты динамического фильтра рав-HIG:  $K_{11} = 0.59 \text{ 1/c}; K_{12} = 0.016 \text{ 1/c}^2; K_{13} = 0.19 \text{ 1/c}^2; K_{21} = 0.19 \text{ 1/c}^2; K_{21} = 0.19; K_{22} = -0.019 \text{ 1/c}; K_{23} = 0.16 \text{ 1/c}.$ 

Среднеквадратическая ошибка угловой скорости при точном знании момента инерции

КА 
$$\sqrt{P_{22} + P_{33}}$$
 составляет 0,4·10<sup>-3</sup> °/с (3 $\sigma$ ).

Такая же величина ошибки и в варианте без использования информации с датчиков угловых скоростей маховиков.

Таким образом, при отсутствии измерений с датчика ГИВУС и проведении измерений с использованием датчиков SED-26 привлечение дополнительной измерительной информации с датчиков угловых скоростей маховиков не улучшает оценку угловой скорости КА.

#### Выбор параметров наблюдателя и регулятора для обеспечения требования по количеству съемок

При коэффициентах, соответствующих стационарному состоянию (6), полоса пропускания наблюдателя составляет 0,46 рад/с.

Закон формирования требуемого управляющего момента инерционных исполнительных органов (маховиков или силовых гироскопов) приведен в работе [4]. При малых значениях углов и угловых скоростей закон формирования требуемого управляющего момента имеет следующий вид

$$\begin{split} u &= C \, x_f; \\ C &= [c_2, c_1], \end{split}$$

где *c*<sub>2</sub>, *c*<sub>1</sub> — коэффициенты управления, соответственно, по углу и угловой скорости КА.

Для выбора коэффициентов управления проводилось предварительное моделирование углового движения КА в сеансе наблюдения. При проведении моделирования предполагалось, что угловая скорость КА известна точно. Для обеспечения проведения 12 угловых маневров за один сеанс наблюдений коэффициент управления по угловой скорости КА должен составлять не менее  $c_1 = 0,72$  1/с. При этом  $c_1/c_2 = 4,5$  с. В этом случае полоса пропускания регулятора составляет 0,4 рад/с.

При вычисленных для решения соответствующего стационарному состоянию уравнения (6) коэффициентах К и выбранных значениях С полюсы наблюдателя и регулятора близки между собой. Вместе с тем необходимо, чтобы наблюдатель имел большее быстродействие, чем регулятор. Проведем оценку ошибки угловой скорости при увеличенных значениях коэффициентов  $K = [k_1, k_2]$ .

Уравнение ошибок имеет вид:

$$\Delta \dot{x} = (F - KH)\Delta x + q - Kr, \qquad (8)$$

где  $\Delta x = x - x_{f}$ 

Ковариаци́онная матрица  $P = M[\Delta x \ \Delta x^T]$ находится как решение дисперсионного уравнения [5].

$$\dot{P} = (F - K H)P + P(F - K H)^{T} + Q + K R K^{T}.$$
 (9)
Для стационарного случая имеем решение

$$P_{12} = (q + rk_2^2)/2k_2;$$

$$P_{11} = (2P_{12} + rk_1^2)/2k_1;$$

$$P_{22} = k_1P_{12} + k_2P_{11} - k_1k_2r.$$
Отсюда получаем
$$P_{22} = q(k_1/2k_2 + 1/2k_1) + rk_2^2/2k_1.$$

Для частоты полосы пропускания наблюдателя, равной 1,6 рад/с ( $k_2 = 2,56 \ 1/c^2$ ;  $k_1 = 2,26 \ 1/c$ ), ошибка оценки угловой скорости КА составит ~1·10<sup>-3</sup> °/с (З $\sigma$ ).

#### Результаты математического моделирования

Оценка точностных характеристик стабилизации проводится путем математического моделирования динамических режимов КА. При проведении моделирования учитываются упругие колебания конструкции КА, ошибки измерений датчиков *SED*, ошибки маховиков (ошибки в формировании управляющего момента маховиков, в знании моментов сопротивления маховиков, ошибки установки маховиков, знания моментов инерции маховиков, измерений угловой скорости маховиков).

На рис. 2 приведены изменения угловых скоростей КА ДЗЗ при проведении типового сеанса наблюдений. В процессе сеанса обеспечивается съемка 12 отдельных объектов наблюдений. При этом углы направления на объекты наблюдений относительно орбитальной системы координат изменяются по углу крена в диапазоне ±45°, а по углу тангажа — в диапазоне ±30°.



Рис. 2. Изменение угловых скоростей космического аппарата для дистанционного зондирования Земли при проведении наблюдений

На рис. З показано изменение угловых скоростей КА ДЗЗ на участке переходного процесса («успокоения») перед съемкой одного из объектов наблюдений. Видно, что переходный процесс осуществляется практически без перерегулирования, время переходного процесса составляет не более 20 с, и по окончании переходного процесса точность стабилизации составляет менее 0,001 °/с по каждому из каналов управления.



Рис. 3. Изменение угловых скоростей космического аппарата для дистанционного зондирования Земли на участке переходного процесса («успокоения») перед съемкой

Из представленных результатов следует, что требования по точности стабилизации и по количеству проводимых в сеансе наблюдения съемок выполняются.

#### Заключение

Для перспективного КА проведено исследование возможности выполнения требований по точности стабилизации и количеству проводимых в сеансе наблюдений без использования в контуре управления инерциальных датчиков. Рассмотрены два варианта оценки угловой скорости КА: по информации с звездных датчиков SED-26 и по информации с звездных датчиков и датчиков угловой скорости маховиков. Показано, что при отсутствии измерений с датчика угловой скорости ГИВУС и проведении измерений с использованием датчиков SED-26 привлечение дополнительной измерительной информации с датчиков угловых скоростей маховиков не улучшает оценку угловой скорости космического аппарата.

Выбраны параметры наблюдателя и регулятора динамического контура управления ориентацией. Проведено моделирование динамических режимов КА. Результаты моделирования подтверждают выполнение требований, предъявляемых к системам управления движением и навигации КА.

#### Список литературы

1. Богачев А.В., Платонов В.Н., Тимаков С.Н. Анализ возможности обеспечения точностных характеристик стабилизации перспективного космического аппарата, предназначенного для дистанционного зондирования Земли // Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 2. С. 83–89. 2. Брайсон А., Хо Ю-ши. Прикладная теория оптимального управления. М.: Мир, 1972. 544 с.

3. Беленький А.Д. Построение оптимального фильтра в задаче управления ИСЗ при помощи маховиков // Космические исследования. 1983. Т. 21. № 1. С. 119–120.

4. Кульба В.В., Микрин Е.А., Павлов Б.В., Платонов В.Н. Теоретические основы проектирования информационно-управляющих систем космических аппаратов. М.: Наука, 2006. 579 с.

5. Александров В.В., Болтянский В.Г., Лемак С.С., Парусников Н.А., Тихомиров В.М. Оптимальное управление движением. М.: Физматлит, 2005. 376 с.

Статья поступила в редакцию 20.11.2013 г.

УДК 629.78.05:621.375.826

## ОПТИМИЗАЦИЯ МАССЫ И ЭНЕРГОПОТРЕБЛЕНИЯ ЛАЗЕРНЫХ ЛОКАЦИОННЫХ СИСТЕМ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ И СТЫКОВКОЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2014 г. Зубов Н.Е.<sup>1,2</sup>, Савчук Д.В.<sup>1</sup>, Старовойтов Е.И.<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

> <sup>2</sup>ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана» (МГТУ им. Н.Э. Баумана) 2-я Бауманская ул., д. 5, г. Москва, Россия, 105005, *e-mail: mail@bmstu.ru*

Решена задача оптимизации энергопотребления и массы лазерной локационной системы (ЛЛС) для управления сближением и стыковкой космических аппаратов по критериям массы приемного объектива и мощности, потребляемой лазерными источниками, в качестве которых рассматривались твердотельные лазеры с диодной накачкой, что позволило определить суммарную потребляемую мощность и массу ЛЛС. В результате определены значения массы и потребляемой мощности, которые удовлетворяют требованиям для существующих аналогов ЛЛС. Ключевые слова: лазерная локационная система, космический аппарат, сближение и стыковка, Парето-оптимизация, твердотельный лазер.

### OPTIMIZATION OF THE MASS AND POWER CONSUMPTION OF LASER RANGING SYSTEMS TO CONTROL THE RENDEZVOUS AND DOCKING SPACECRAFT

Zubov N.E.<sup>1,2</sup>, Savchuk D.V.<sup>1</sup>, Starovoytov E.I.<sup>1</sup>

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

<sup>2</sup> Bauman Moscow State Technical University (Bauman MSTU) 5 2<sup>nd</sup> Bauman Street, Moscow, 105005, Russia, e-mail: mail@bmstu.ru

The authors solved the problem of optimization of power consumption and the mass of the onboard laser ranging systems (LRS) to control the rendezvous and docking spacecraft beyond Earth orbit, on the criteria of the mass the receiver objective and the power consumed by laser sources, as they were considered as solid-state diode-pumped lasers and optical parametric oscillator on the basis of a neodymium laser with diode pumping, which allowed to determine of total power consumption and weight of the LRS. As a result, with using of Pareto sets, found the values of weight and power consumption, which meet the requirements to the analogue of LRS, specified in literature.

Key words: laser ranging system, space vehicles, rendezvous and docking, Pareto optimization, solid-state laser.



ЗУБОВ Н.Е.



САВЧУК Д.В.



СТАРОВОЙТОВ Е.И.

ЗУБОВ Николай Евгеньевич — дтн, заместитель руководителя по науке НТЦ РКК «Энергия», декан факультета РКТ МГТУ им. Н.Э. Баумана, e-mail: nikolay.zubov@rsce.ru ZUBOV Nikolay Evgenyevich — Doctor of Science (Engineering), Deputy Director for Science of STC at RSC Energia, Dean of the Faculty of the Bauman MSTU, e-mail: nikolay.zubov@rsce.ru

САВЧУК Дмитрий Владимирович — аспирант, инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru SAVCHUK Dmitry Vladimirovich — Postgraduate, Engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

СТАРОВОЙТОВ Евгений Игоревич — ктн, инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru STAROVOYTOV Evgeny Igorevich — Candidate of Science (Engineering), Engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

#### Введение

Осуществление экспедиций на Луну и другие небесные тела пилотируемыми космическими аппаратами (КА) подразумевает сближение и стыковку взлетно-посадочного комплекса с орбитальным КА. Для управления этой операцией могут быть использованы бортовые лазерные приборы [1].

Преимущества лазерных локационных систем (ЛЛС) перед радиотехническими системами заключаются в меньшей массе и энергопотреблении. У известных ЛЛС максимальная измеряемая дальность равна 4 км, потребляемая мощность составляет 26...75 Вт, а масса 3,0...16,3 кг (табл. 1). Для сравнения: масса и потребляемая мощность комплекта радиотехнической системы «Курс» на активном КА составляют 93 кг и 240 Вт [2]. Меньшая масса ЛЛС позволяет снизить затраты топлива и увеличить массу полезного груза при полетах КА вне околоземной орбиты. Кроме того, у ЛЛС отсутствуют крупногабаритные раскладывающиеся антенны, которые должны помещаться под головным обтекателем ракеты-носителя и в случае нераскрытия могут создать трудности при стыковке КА.

ЛЛС определяют дальность до пассивного КА и скорость сближения с ним. Сравнительные характеристики бортовых ЛЛС, прошедших летные испытания на борту различных КА, представлены в табл. 1.

При разработке ЛЛС возникает необходимость получения наилучших значений самых разных показателей в пределах конструктивных ограничений. Поэтому для реализации аппаратуры необходимо решение задачи многокритериальной оптимизации.

Оптимизация параметров ЛЛС и уголковых отражателей для управления сближением КА по нескольким критериям рассмотрена в работах [8, 9]. В работе [10] при оптимизации параметров лазерного высотомера, предназначенного для управления спуском на поверхность Луны, были рассмотрены такие критерии, как потребляемая мощность и масса аппаратуры.

Параметры бортовых лазерных локационных систем, прошедших летные испытания на борту КА

Таблица 1

ЛЛС	КА-носитель	Дальность	Потребля- емая мощ- ность, Вт	Масса, кг
VDM [3]	ATV	300 м	26 (36)*	7,6
RVS (TGM) [4]	ATV, HTV	1730 м	35 (61)*	14,3
AVGS [5]	ASTRO	1300 м	33	16,3
RLS [6]	XSS-1	2 м3 км	75	10
DragonEye [7]	Dragon	1 м4 км	30	3

*Примечание*. \* — максимальное значение; ЛЛС — лазерная локационная система.

В указанных работах предложено использование метода поиска множеств Парето (Парето-оптимизация) для решения этих задач, и представлен соответствующий математический аппарат.

Целью данной работы является определение оптимальных характеристик для разработки перспективной ЛЛС, предназначенной для управления сближением и стыковкой КА, в части оптимизации массы и потребляемой мощности с использованием математического аппарата и характеристик лазеров, описанных в [10]. Рассматривается применение *Nd:YAG*-лазеров, параметрических генераторов света (ПГС) на их основе и эрбиевых лазеров.

Массовые и энергетические ограничения соответствуют ЛЛС, предназначенной для сближения и стыковки с возвращаемым модулем на орбите Марса: 7 кг и 45 Вт [1].

#### Методика оценки параметров ЛЛС

Если зондирующий пучок ЛЛС не перекрывает полностью весь объект, то энергетические соотношения описываются, как и в случае с лазерным высотомером, выражением [10, 11]:

$$D = \sqrt{\frac{E_{\rm n} d_{\rm BX}^2 \rho_{\rm n} \tau_{\rm nep} \tau_{\rm np}}{4q E_{\rm nop}}} , \qquad (1)$$

где  $E_{_{n}}$  — энергия лазерного импульса;  $d_{_{\rm px}}$  — диаметр входного зрачка приемного объектива; q — отношение сигнал/шум;  $\rho_{_{\rm n}}$  — коэффициент отражения подстилающей поверхности планеты (альбедо);  $E_{_{\rm nop}}$  — пороговая регистрируемая фотоприемником энергия принятого сигнала;  $\tau_{_{\rm nep}}$ ,  $\tau_{_{\rm np}}$  — коэффициенты пропускания передающего и приемного оптических трактов.

ЛЛС измеряет дальность до пассивного КА с площадью, равной  $S_{o6} = 3,14 \text{ м}^2$  (мидель 2 м), и коэффициентом отражения поверхности  $\rho_{o6} = 0,5$ . Максимальная дальность измерений ЛЛС принята равной 5 км, что соответствует точностям предварительного выведения кооперируемых КА в случае, описанном в [1].

В работе [10] показано, что фоновая засветка от подстилающей поверхности планеты не снижает чувствительность фотоприемника (лавинного фотодиода).

При работе ЛЛС по точечному объекту возникает проблема наведения и удержания на нем зондирующего пучка, из-за чего используются относительно широкие диаграммы направленности излучения. Расходимость зондирующего пучка принимается равной  $\gamma = 6$  мрад, т. е. на два порядка больше, чем в лазерном высотомере.

В выражении (1) предполагалось, что отражающая площадь объекта занимает все поле зрения, и энергия принятого сигнала равна

$$E_{\rm m} = \frac{E_{\rm m} d_{\rm BX}^2 \rho_{\rm ob} \tau_{\rm mep} \tau_{\rm mp}}{4D^2}$$

где  $E_{\pi}$  — энергия лазерного импульса;  $d_{\text{вх}}$  — диаметр входного зрачка приемного объектива;  $\rho_{o6}$  — коэффициент отражения поверхности объекта;  $\tau_{\text{пер}}$ ,  $\tau_{\text{пр}}$  — коэффициенты пропускания передающего и приемного оптических трактов; D — измеряемая дальность.

Если площадь пятна зондирующего пучка с расходимостью  $\gamma$  превосходит площадь подсвечиваемого объекта  $S_{\rm o6}$  (симметричного относительно пучка)

$$\frac{\pi\gamma^2 D^2}{4} \ge S_{o6}$$

то энергия принятого сигнала зависит от отношения площади удаленного точечного объекта к площади поперечного сечения зондирующего пучка

$$E_{\rm n} = \frac{E_{\rm n} S_{\rm o6} d_{\rm BX}^2 \rho_{\rm o6} \tau_{\rm nep} \tau_{\rm np}}{\pi \gamma^2 D^4}, \qquad (2)$$

и дальность определяется выражением [11]

$$D = \sqrt[4]{\frac{E_{\pi}S_{\rm o6}d_{\rm BX}^2\rho_{\rm o6}\tau_{\rm nep}\tau_{\rm np}}{\pi\gamma^2 qE_{\rm nop}}},$$
(3)

где q — отношение сигнал/шум;  $E_{\text{пор}}$  — пороговая регистрируемая фотоприемником энергия принятого сигнала. В выражениях (2, 3) энергия импульса пропорциональна уже не второй, а четвертой степени дальности.

Отношение сигнал/шум составляет q = 10, пороговая энергия фотоприемного устройства  $E_{\text{пор}} = 10^{-16}$  Дж, потери в передающем и приемном оптическом тракте принимаются  $\tau_{\text{пер}} = \tau_{\text{пр}} = 0,7$ . Частота повторения зондирующих импульсов ЛЛС f = 10 Гц. Масса приемного объектива и энергопотребление лазерных источников ЛЛС определяются согласно [10]. Множества Парето для массы приемного объектива ЛЛС и энергопотребления Nd:YAG-лазера и ПГС на его основе представлены в виде кривых на рис. 1.



Рис. 1. Множества Парето для массы (т) приемного объектива лазерной локационной системы и энергопотребления Nd:YAG-лазера и параметрического генератора света на его основе (Р): 1 — рабочая длина волны λ = 1,06 мкм; 2 — рабочая длина волны λ = 1,57 мкм

Принадлежность кривых к множеству Парето подтверждается методом обхода конусом. Массе приемного объектива 1 кг соответствует энергопотребление *Nd:YAG*-лазера около 1 Вт. При потребляемой мощности электроники 4 Вт суммарное энергопотребление равно 5 Вт. При КПД источника питания  $\eta_n = 0,7$  мощность, подводимая к ЛЛС, должна быть не менее 7,1 Вт.

Если *Nd:YAG*-лазер будет иметь массу около 0,5 кг, при массе объектива передающей оптической системы 0,5 кг, электроники — 3 кг, корпуса — 1 кг, суммарная масса ЛЛС составит 6 кг. В результате, ограничения не превышены.

При использовании ПГС на основе *Nd:YAG*лазера в точке, соответствующей массе приемного объектива 1,5 кг, показатели ЛЛС составят 7 кг (при массе лазера 1 кг) и 7,9 Вт, что также соответствует ограничениям.

На рис. 2 представлено множество Парето для массы приемного объектива ЛЛС и энергопотребления эрбиевого лазера.



Рис. 2. Множество Парето для массы (т) приемного объектива лазерной локационной системы и энергопотребления эрбиевого лазера (Р)

Массе приемного объектива 2 кг соответствует энергопотребление эрбиевого лазера около 11,5 Вт. Показатели ЛЛС при этом будут равны 7 кг (при массе лазера 0,5 кг) и 22,1 Вт, что не превышает ограничений.

Суммарная масса ЛЛС и потребляемая ею мощность при использовании различных лазерных источников представлены в табл. 2.

Таблица 2

Суммарные масса лазерной локационной системы и потребляемая ею мощность при использовании рассмотренных лазерных источников

Тип лазера	Суммарная масса ЛЛС, кг	Суммарная потребляемая мощность ЛЛС, Вт
Nd:YAG-лазер	6	7,1
ПГС на основе <i>Nd:YAG-</i> лазера	7	7,9
Эрбиевый лазер	7	22,1

*Примечание*. ЛЛС — лазерная локационная система; ПГС — параметрический генератор света.

#### Результаты исследований и их обсуждение

Для достижения наилучших показателей ЛЛС, предназначенной для управления сближением и стыковкой КА при заданных значениях дальности измерений и отношения сигнал/ шум, с использованием метода поиска множеств Парето решена задача оптимизации массы и потребляемой мощности аппаратуры.

Парето-оптимизация энергопотребления и массы ЛЛС по критериям массы приемного объектива и мощности, потребляемой лазерным источником, выполнялась для измеряемой дальности 5 км и нескольких видов твердотельных лазеров: *Nd:YAG*-лазера, ПГС на основе *Nd:YAG*-лазера и эрбиевого лазера.

В результате получены множества решений, из которых выбраны значения, не превышающие ограничений 7 кг по массе и 45 Вт по потребляемой мощности, что соответствует известным аналогам ЛЛС.

#### Список литературы

1. Pereira do Carmo J., Moebius B., Pfennigbauer M. Imaging LIDARs for Space Applications // Proc. of SPIE Vol. 7061 70610J-1. Режим доступа: http://www.sensl.com/ downloads/irp/2008\_doCarmo\_Img\_LIDAR\_ Space\_Apps.pdf (дата обращения 14.01.2012 г.).

2. Оружие и технологии России. Т. 5. Космические средства вооружения / Под общ. ред. Иванова С.Б. М.: ИД Оружие и технологии. 2002. 704 с.

3. Videometer. Режим доступа: http://www. sodern.com/sites/docs\_wsw/RUB\_54/VDM.pdf (дата обращения 14.01.2012 г.).

4. Michel K., Ullrich A. Scanning time-offlight laser sensor for rendezvous manoeuvres. Режим доступа: http://robotics.estec.esa.int/ ASTRA/Astra2004/Papers/astra2004\_S-02.pdf (дата обращения 14.01.2012 г.).

5. Granade S.R., Roe F.D. Ground Testing the Hydra® AR&D Sensor System. Режим доступа: http://144.206.159.178/FT/ CONF/16414843/16414863.pdf (дата обращения 20.01.2012 г.).

6. Liadsky J. Recent Advancements in Commercial LIDAR Mapping and Imaging Systems. Режим доступа: http://www.nps.edu/Academics/ Centers/RSC/documents/RecentAdvancements.pdf (дата обращения 26.01.2013 г.).

7. 3D Flash LIDAR Cameras<sup>™</sup> for OOS Applications. March 26, 2010. Режим достуна: http://ssco.gsfc.nasa.gov/workshop\_2010/ day3/Roger\_Stettner/Stettner\_ASC\_Workshop\_ Presentation.pdf (дата обращения 15.01.2012 г.).

8. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В. Паретооптимизация параметров бортовых лазерных локационных систем космических аппаратов // Наука и образование (МГТУ им. Н.Э. Баумана). 2013. № 4. Электронное научно-техническое издание. Режим доступа: http://technomag.edu.ru/ doc/574259.html (дата обращения 03.06.2013 г.).

9. Старовойтов Е.И., Савчук Д.В. Исследование и оптимизация применения уголковых отражателей для локации космических объектов // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 38–43.

10. Зубов Н.Е, Савчук Д.В, Старовойтов Е.И. Анализ возможностей и оптимизация массы и энергопотребления лазерного высотомера для управления спуском с окололунной орбиты // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 67–74.

11. Назаров В.Н., Балашов И.Ф. Энергетическая оценка импульсных лазерных дальномеров. СПбГУИТМО, 2002. 38 с. Режим доступа: *http://de.ifmo.ru/bk\_netra/start.php?bn=27* (дата обращения 19.01.2012 г.).

Статья поступила в редакцию 16.05.2014 г.

УДК 629.764.021.8.017.1

## ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К НАДЕЖНОСТИ НОВЫХ МОДИФИКАЦИЙ РАЗГОННЫХ БЛОКОВ ТИПА ДМ С УЧЕТОМ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПРОТОТИПОВ

© 2014 г. Задеба В.А.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

В статье представлены основные положения методики подтверждения количественных требований к надежности разгонных блоков типа ДМ по результатам летных испытаний с учетом итогов эксплуатации прототипов.

Методика построена на основе объединения статистических данных в форме биномиальной статистики по результатам летных испытаний вновь разработанной модификации разгонного блока и результатов эксплуатации прототипов.

В математической модели, используемой для объединения статистических данных, за основу принят достигаемый уровень значимости критерия проверки гипотезы о принадлежности биномиальных выборок к одной генеральной совокупности.

Рассмотрено применение усеченного последовательного плана испытаний для статистического контроля качества продукции с целью принятия решения о завершении летных испытаний разгонного блока с учетом результатов эксплуатации прототипов. Применение этого плана позволяет сократить количество запусков в рамках летных испытаний для подтверждения заданного требования к вероятности безотказной работы разгонного блока в полете.

**Ключевые слова:** разгонный блок типа ДМ, оценка количественных показателей надежности по результатам испытаний, априорная информация.

### VALIDATING REQUIREMENTS FOR THE RELIABILITY OF NEW VERSIONS OF THE BLOCK-DM-TYPE UPPER STAGES TAKING INTO ACCOUNT THE RESULTS OF THE OPERATION OF PROTOTYPES

#### Zadeba V.A.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper presents basic provisions of the procedure for verifying quantitative requirements for the reliability of the block DM-type upper stages based on flight test results taking into account lessons learned from the operation of prototypes.

The procedure is based on combining statistical data in the form of binomial statistics on the results of flight tests of the newly developed modification of the upper stage with the results of the prototype operation.

The math model used to combine statistical data takes as its basis the achievable significance level of the testing criterion for the hypothesis that binomial samplings belong to one entire assembly.

The paper discusses the use of a truncated sequential testing plan for statistical monitoring of the product quality in order to make a decision on the completion of the upper stage flight tests taking into account the results of the prototype operation. The use of this plan allows to reduce the number of launches needed within the framework of flight tests in order to confirm the specified requirement for the probability of faultless operation of the upper stage in flight.

#### Задеба В.А.

*Key words:* upper stage of the block-DM type, quantitative reliability estimate based on test results, apriori information.



ЗАДЕБА Владимир Анатольевич — ктн, заместитель начальника отделения РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

ZADEBA Vladimir Anatolyevich – Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of Division at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

ЗАДЕБА В.А.

#### Постановка задачи

Одной из задач, решаемых при создании изделий ракетно-космической техники, является выбор критериев для принятия решения о завершении летных испытаний (ЛИ) с точки зрения выполнения количественных требований к надежности.

Количество пусков в рамках ЛИ, как правило, недостаточно для подтверждения требований к вероятности безотказной работы (ВБР) только стандартными методами математической статистики.

Если изделие создается как модификация на основе ранее разработанных прототипов, близких по составу, конструкции, технологии изготовления и подготовки к пуску, имеющих большой объем статистических данных по результатам испытаний и эксплуатации, то естественно учитывать такие данные при подтверждении надежности новой модификации изделия.

Однако, напрямую объединять статистические данные по результатам испытаний можно лишь при условии принадлежности этих данных к одной генеральной совокупности.

Характерным примером изделий, для которых эта задача представляет интерес, является семейство разгонных блоков (РБ) типа ДМ, разработанных РКК «Энергия».

Всего было создано 11 модификаций блоков ДМ (рис. 1), отличающихся по конструкции и составу бортовых систем, но все они в значительной степени базируются на общих проектноконструкторских решениях, принятых при создании исходной модификации — блока Д (изделия 11С824), который эксплуатировался в 1967–1975 гг. в составе ракеты космического назначения (РКН) «Протон-К».

Различия между модификациями РБ обусловлены в основном совершенствованием энергетических характеристик, заменой устаревающей радиоэлектронной аппаратуры, доработками, связанными с адаптацией к ракетамносителям (PH) и выводимым полезным нагрузкам.

В ходе летной отработки и штатной эксплуатации разгонных блоков типа ДМ накоплена большая статистика. По состоянию на начало 2014 г. — 287 пусков, подавляющее большинство из которых были успешными.

В настоящее время РКК «Энергия» изготавливаются три модификации РБ: ДМ-SL, ДМ-SLБ и 11C861-03 первого этапа для применения в составе РН космического назначения «Зенит-ЗSL», «Зенит-ЗSLБ» и «Протон-М» соответственно. РБ 11C861-03 первого этапа с декабря 2010 г. проходит ЛИ в составе РКН «Протон-М».

Формально из-за различий по конструкции и составу указанных модификаций разгонных блоков статистические данные по результатам пусков для количественной оценки надежности должны учитываться отдельно для каждой модификации. В этом случае предшествующий опыт эксплуатации прототипов явно не учитывается, что приводит к увеличению количества ЛИ, необходимых для подтверждения требований к вероятности безотказной работы разгонных блоков в полете. Количество летных испытаний новых модификаций можно сократить, если использовать априорную информацию о надежности прототипов.

В данной статье рассмотрен один из возможных методических подходов к решению задачи объединения результатов испытаний вновь создаваемых разгонных блоков с результатами эксплуатации прототипов, который в сочетании с применением последовательного плана для контроля вероятности безотказной работы разгонных блоков позволяет уменьшить необходимое количество летных испытаний.

Разгонные блоки типа ДМ

#### Блок Д (исходная модификация)

11C824							
Эксплуатация	19671975 гг.						
Тип РН	«Протон-К»						
Количество запусков	38						
Отказы РБ	4						
Аварии, не связанные с работой РБ	2						



Ų			<u> </u>				•		•			
<b>ДМ1, ДМ2, ДМ3, ДМ4</b>		ДМ2			ДМ- <i>SL</i> Б			ДМ-SL				
Эксплуатация	19962006 гг.		Эксплуатация	19972002 гг.		Эксплуатация с 1998 г.			Эксплуатация	с 1999 г.		
Тип РН	«Протон-К»		Тип РН	«Протон-К»		Тип РН	«Зенит-З <i>SL</i> Б»		Тип РН	«Зенит-З <i>SL</i> »		
Количество	27		Количество	4	Количе	Количество	6		Количество запусков	36		
запусков			запусков			запусков	Ŭ	Г	Отказы РБ	0		
Отказы РБ	2		Отказы РБ	0	]	Отказы РБ	0		Частично успешные пуски	1		
								A	аварии, не связанные с работой РБ	3		

Рис. 1. Статистические данные по результатам эксплуатации модификаций разгонных блоков типа Д и ДМ на май 2014 г.

#### Математическая модель для учета априорной информации о надежности при оценке ВБР изделия по результатам биномиальных испытаний

При оценке показателей надежности вновь разрабатываемых или модернизируемых технических объектов разработчик во многих случаях располагает некоторой информацией об этих показателях еще до начала испытаний. Она основывается на накопленном опыте создания подобных изделий, являющихся для проектируемого объекта прототипами. Информацию, имеющуюся до начала испытаний, называют априорной. Эта информация может быть представлена в виде совокупностей выборок результатов независимых испытаний изделий-аналогов, оценок числовых характеристик надежности или априорных распределений этих характеристик. Задача заключается в том, чтобы за счет объединения априорной информации и экспериментальных данных вновь создаваемого или модернизируемого изделия получить достоверные оценки показателей надежности при минимальном количестве испытаний.

Для решения этой задачи могут использоваться различные методы математической статистики для оценки неизвестных параметров по экспериментальным данным, выбор которых определяется видом статистических данных по результатам испытаний и количеством наблюдений.

Сущность принятой математической модели для объединения информации состоит в следующем: допустим, имеется биномиальная статистика по результатам испытаний вновь созданной модификации изделия — n, d и изделия прототипа —  $n_1, d_1$ , где  $n, n_1$  — количество испытанных образцов, а d и  $d_1$  — количество отказов.

В качестве нулевой статистической гипотезы принимаем предположение о том, что значения ВБР *P* и *P*<sub>1</sub> обоих изделий одинаковы  $-H_0$ : (*P* = *P*<sub>1</sub>) при альтернативной гипотезе  $H_1$ : (*P* ≠ *P*<sub>1</sub>).

Если гипотеза  $H_0$  справедлива, то точечная оценка вероятности безотказной работы изделия определяется по объединенной статистике:

$$\hat{P}_{H_0} = 1 - \frac{d+d_1}{n+n_1}$$

В противном случае

$$\hat{P}_{H_1} = 1 - \frac{d}{n}$$

В математической статистике в качестве критерия при проверке справедливости гипотезы  $H_0$  используется уровень значимости, равный вероятности ошибки первого рода (принимается альтернативная гипотеза  $H_1$ , когда справедлива нулевая гипотеза  $H_0$ ).

Обычно для проверки нулевой гипотезы нужно задаться некоторым достаточно малым фиксированным значением уровня значимости  $\alpha$  (например,  $\alpha = 0,05...0,1$ ), относительно которого строится критическая область  $\Omega_{\alpha}$  для наблюдаемой статистики  $T_0$ .

Вместо того, чтобы назначать фиксированный уровень значимости  $\alpha$  и только соглашаться с принятием или отклонением  $H_0$ , можно использовать понятие «достигаемого уровня значимости» W, который при справедливой нулевой гипотезе определяется как вероятность получить отклонение большее, чем наблюдается, т. е.  $W = \min{\{\alpha : T_0 \in \Omega_{\alpha}\}}$ .

При известном значении *W* точечная оценка ВБР новой модификации изделия с учетом прототипа может быть определена по формуле полной вероятности:

$$P_{\Sigma} = W \hat{P}_{H_0} + (1 - W) \hat{P}_{H_1}.$$
 (1)

Конкретное значение величины *W* определяется выбранным статистическим критерием для проверки гипотезы о принадлежности двух биномиальных выборок к одной генеральной совокупности.

Выбор критерия зависит от имеющегося количества наблюдений. Обычно количество ЛИ модифицированных изделий невелико, поэтому даже при большой статистике *n* результатов эксплуатации прототипов критерии, основанные на нормальной аппроксимации биномиального закона распределения, здесь не подходят. В связи с этим для решения поставленной задачи принимается критерий, предложенный в работе [1] для сравнения двух частот, основанный на биномиальном распределении. Применение этого критерия для решения задачи оценки ВБР изделия по результатам разнородных испытаний обосновано в работе [2] и рекомендовано в виде расчетных соотношений в справочном пособии [3].

С учетом указанных предпосылок значение величины *W* определяется по формуле:

$$W = 2\min\{w, (1 - w)\},$$
 (2)

пде 
$$w = \frac{\sum\limits_{r=d_1}^{\min(d_1+d,n_1)} C_n^{r} C_n^{d_1+d-r}}{C_{n_1+n}^{d_1+d}}, C_{n_1}^{r}, C_{n_1}^{d_1+d-r} \text{ и } C_{n_1+n}^{d_1+d}$$
 - бино-

миальные коэффициенты.

Следует обратить внимание, что формула (2) позволяет получать нетривиальный результат, только если выборки по результатам испытаний содержат хотя бы один отказ.

#### Расчетные соотношения для оценки надежности вновь разработанной модификации РБ с учетом результатов эксплуатации прототипов

Рассмотрим возможность применения принятой математической модели для контроля за выполнением требований к надежности по результатам ЛИ новых модификаций РБ типа ДМ с учетом результатов эксплуатации прототипов на примере блока 11С861-03 первого этапа.

При оценке надежности вновь создаваемых модификаций РБ статистику по результатам эксплуатации РБ типа ДМ с учетом конструктивных особенностей и условий эксплуатации можно представить в виде трех подмножеств (таблица).

## Статистические данные по результатам эксплуатации РБ

			Зачетная статистика*			
№ п/п	Модификации разгонных блоков (см. рис. 1)	РКН, в составе которых приме- нялись разгонные блоки	Запуски	Отказы или случаи неполного выполнения задачи		
1	11С824М, 11С824Ф, 11С861, 11С861-01, 17С40, ДМ1-ДМ4	«Протон-К» или «Протон-М»	232	4		
2	ДМ-SL	«Зенит-3 <i>SL</i> »	33	1**		
3	ДМ- <i>SL</i> Б	«Зенит-З <i>SL</i> Б»	6	0		

Примечание. \* Зачетными считаются все запуски разгонных блоков без учета случаев, когда причина аварий не была связана с работой блоков в автономном полете (отказы ракет-носителей, наземных систем, обеспечивающих подготовку к пуску, и проч.).

\*\* Имеется в виду преждевременное окончание топлива при пуске РБ ДМ-*SL* № 11Л с космическим аппаратом *Telstar*-18 29.06.2004 г. Непосредственное объединение статистики, полученной по результатам пусков ранее созданных модификаций РБ, и результатов ЛИ блока новой модификации для оценки его надежности правомерно, если они принадлежат одной генеральной совокупности, т.е. когда справедливо равенство  $P = P_1 = P_2 = P_3$ , где  $P, P_1, P_2$  и  $P_3$  — значения вероятностей безотказной работы новой модификации блока и, соответственно, его прототипов.

Применительно к случаю, когда нужно учитывать статистику по трем видам прототипов, соотношение (1) для определения точечной оценки ВБР нового изделия приобретает вид:

$$\hat{P}_{\Sigma} = 1 - (q_1 \frac{d}{n} + q_2 \frac{d + d_1 + d_2 + d_3}{n + n_1 + n_2 + n_3} + q_3 \frac{d + d_1 + d_2}{n + n_1 + n_2} + q_4 \frac{d + d_1 + d_3}{n + n_1 + n_3} + q_5 \frac{d + d_2 + d_3}{n + n_2 + n_3} + q_6 \frac{d + d_1}{n + n_1} + q_7 \frac{d + d_2}{n + n_1 + n_2 + n_3} + q_8 \frac{d + d_3}{n + n_3}),$$
(3)

где  $\hat{P}_{\Sigma}$  — точечная оценка вероятности безотказной работы по объединенной статистике; nи d — количество зачетных испытаний и отказов изделия новой модификации;  $n_i$  и  $d_i \forall i = 1...3$  — результаты испытаний соответствующих подмножеств прототипов;  $q_i \forall$ i = 1...8 — весовые коэффициенты, определяемые по формулам:

 $W_i \forall i = 1...3$  — достигаемые значимости гипотез  $H_{0,i}$ :  $(P = P_i)$  при альтернативе  $H_{1,i}$ :  $(P \neq P_i), \forall i = 1...3$ .

Для оценки доверительных границ для ВБР вновь разработанной модификации РБ по объединенной статистике можно воспользоваться понятием эквивалентного количества испытаний [2], в котором испытания прототипа учитываются в виде относительной доли, пропорциональной соответствующему значению достижимого уровня значимости. С учетом этого эквивалентная статистика определяется по формулам:

$$N_{s} = n + \sum_{i=1}^{s} W_{i} n_{i};$$
 (4)

$$D_{g} = N_{g}(1 - \hat{P}_{\Sigma}), \qquad (5)$$

где  $N_{_{3}}$  и  $D_{_{3}}$  — эквивалентное количество испытаний и отказов блока новой модификации с учетом результатов эксплуатации прототипов, значение  $\hat{P}_{_{5}}$  определяется по формуле (3).

В отличие от реальной биномиальной статистики, значения  $N_{g}$  и  $D_{g}$  могут принимать дробные значения, поэтому оценка нижней доверительной границы ВБР  $P_{g}$  определяется как решение уравнения Клоппера-Пирсона [3] в следующем представлении:

$$I_{p}(N_{y} - D_{y}; D_{y} + 1) = 1 - \gamma, \qquad (6)$$

где  $I_{P_{\gamma}}$  — неполная  $\beta$ -функция,

$$I_{P_{\gamma}}(n-r;r+1) = \frac{\int_{0}^{r_{\gamma}} t^{n-r-1}(1-t)^{r} dt}{\int_{0}^{1} t^{n-r-1}(1-t)^{r} dt}, \quad где \ r - коли-$$

чество отказов. При целых n и r

$$I_{P_{\gamma}}(n-r;r+1) = \sum_{i=0}^{r} C_{i}^{n} P_{\gamma}^{n-i} (1-P_{\gamma})^{i}.$$

Для численного решения уравнения (6) можно воспользоваться стандартной функцией БЕТАОБР программы *Microsoft Excel*.

В качестве численного примера применения формул (3–5) на рис. 2 приведен график зависимости оценки нижней доверительной границы ВБР при  $\gamma = 0,8$  от количества безотказных ЛИ изделия с учетом данных по прототипам, приведенным в таблице. Для сравнения на рис. 2 показан график такой же зависимости, но без учета прототипов.



Рис. 2. Численный пример зависимостей подтвержденного уровня нижней доверительной границы вероятности безотказной работы новой модификации разгонного блока от количества безотказных летных испытаний при  $\gamma = 0,8$  с учетом и без учета информации о результатах эксплуатации прототипов: — – с учетом результатов испытаний прототипов; • • • – без учета статистики по прототипам

# Контроль за выполнением требований к надежности РБ по результатам летных испытаний

Как правило, количественное требование к надежности в полете отечественных средств выведения, включая РБ, устанавливается в форме нормативного значения ВБР  $P_{\rm H}$ , которое должно подтверждаться испытаниями через контрольные уровни этого показателя с некоторой доверительной вероятностью  $\gamma$ .

Решение этой задачи может быть получено на основе стандартизированных методов статистического контроля качества продукции. Для контроля за соответствием изделия установленным требованиям к ВБР в ГОСТ Р27.403-2009 [4] предусматривается применение усеченных одноступенчатых и последовательных планов испытаний.

Летные испытания вновь разрабатываемых модификаций РБ типа ДМ осуществляются на фоне пусков прототипов. Количество пусков прототипов и их результаты сложно прогнозировать, поэтому для планирования количества ЛИ блоков с учетом данных по прототипам целесообразно использовать последовательный план, который не требует априори назначать необходимое количество испытываемых образцов. Положительной стороной последовательных планов испытаний является то, что их применение позволяет при прочих равных условиях на 40% уменьшать потребное количество испытываемых образцов по сравнению с одноступенчатыми планами.

Смысл последовательного плана состоит в том, что решение о соответствии изделия требованиям по надежности принимается, если сочетание значений эквивалентного количества испытаний и отказов —  $N_{_{3}}$  и  $D_{_{3}}$  — окажется в зоне приемки, в противном случае испытания продолжаются до попадания в зону приемки. При попадании значений  $N_{_{3}}$  и  $D_{_{3}}$  в зону браковки должно приниматься решение о доработке изделия (рис. 3).



Рис. 3. Положение зон браковки, приемки и продолжения летных испытаний (ЛИ) для контроля за соответствием заданным требованиям вероятности безотказной работы при  $\gamma = 0,8$ ;  $\beta = \alpha = 0,2$ ;  $P_{\beta} = 0,9$ ;  $P_{\alpha} = 0,985$ Примечание. 1 — одно безотказное ЛИ; 2 — два безотказных ЛИ; 3 — три безотказных ЛИ.

Исходными данными для последовательного плана испытаний являются значения приемочного  $P_{\alpha}$  и браковочного  $P_{\beta}$  уровней и значения рисков поставщика ( $\alpha$ ) и потребителя ( $\beta$ ).

Риск поставщика — это вероятность ошибки первого рода, т. е. принятие решения о браковке изделий при условии, что истинное значение ВБР равно приемочному уровню. Традиционно обозначается так же, как уровень значимости при проверке статистических гипотез —  $\alpha$  (см. выше).

Риск потребителя  $\beta$  — это ошибки второго рода, т. е. принятие решения о приемке изделий при условии, что истинное значение ВБР равно браковочному уровню  $P_{\rm g}$ .

Границами указанных зон являются две наклонные прямые в системе координат  $N_{_{3}}$  и  $D_{_{3}}$ :  $D_{_{3}} = aN_{_{3}} + d_{_{0}}$  — граница области браковки;  $D_{_{3}} = a(N_{_{3}} + n_{_{0}})$  — граница области приемки.

Параметры  $a, d_0$  и  $n_0$  этих прямых зависят от принятых значений  $\beta$ ,  $\alpha$ ,  $P_{\beta}$ ,  $P_{\alpha}$  и определяются по формулам, приведенным в ГОСТ P27.403-2009 [4].

Значения рисков поставщика и заказчика  $\alpha$ и  $\beta$  должны устанавливаться в согласованной методике, разрабатываемой в рамках реализации программы ЛИ изделия. В типовом случае в качестве приемочного уровня  $P_{\alpha}$  принимается нормативное значение ВБР  $P_{\rm H}$ , заданное в техническом задании. Значения рисков поставщика и заказчика привязываются к заданной в техническом задании доверительной вероятности так, чтобы  $\beta = \alpha = 1 - \gamma$ .

Браковочный уровень  $P_{\beta}$  можно определить из условия минимизации количества испытаний для плана однократной выборки, удовлетворяющего системе неравенств [5]:

$$\begin{cases} 1 - I_{P_{\beta}}(N - R; R + 1) \leq \alpha \\ I_{P_{\alpha}}(N - R; R + 1) \leq \beta \end{cases},$$
(7)

где *N* и *R* — количество испытываемых изделий и браковочное количество отказов для плана типа однократной выборки.

Например, если задано нормативное значение ВБР РБ в полете  $P_{\rm H} > 0,985$ , то браковочный уровень, удовлетворяющий неравенствам (7) при R = 0, принимает значение  $P_{\rm B} \approx 0,9$ .

На рис. З приведена диаграмма, и́ллюстрирующая положение зон браковки, приемки и продолжения испытаний для контроля за соответствием заданным требованиям ВБР при  $\gamma = 0.8$ ;  $\beta = \alpha = 0.2$ ;  $P_{\beta} = 0.9$ ;  $P_{\alpha} = 0.985$ . На эту же диаграмму нанесены точки с ко-

На эту же диаграмму нанесены точки с координатами  $N_{\rm o}$  и  $D_{\rm o}$ , определенными по формулам (4) и (5), при одном, двух и трех безотказных испытаниях нового изделия с учетом статистических данных по прототипам, приведенным в таблице. Как следует из диаграммы на рис. 3, в рамках предпосылок, принятых для численного примера, требования к надежности функционирования РБ 11С861-03 могут считаться подтвержденными по результатам уже третьего успешного летного испытания.

#### Заключение

Рассмотренный в данной статье методический подход количественной оценки показателей надежности разгонных блоков с учетом априорной информации по результатам эксплуатации прототипов позволяет сократить количество летных испытаний для подтверждения заданных требований к вероятности безотказной работы в полете.

Использование последовательного плана для контроля вероятности безотказной работы по результатам летных испытаний позволяет учитывать результаты эксплуатации прототипов в условиях, когда летные испытания новой модификации изделия проходят на фоне эксплуатации прототипов. Кроме того, при равных исходных предпосылках последовательные планы испытаний требуют меньшего количества образцов, необходимых для испытаний, по сравнению с однократной выборкой, когда количество образцов назначается заранее. Данный методический подход может представлять интерес и для других видов изделий, где новые образцы создаются как модификации отработанных прототипов с сохранением общих принципов обеспечения надежности и контроля качества при изготовлении.

#### Список литературы

1. Хальд А. Математическая статистика с техническими приложениями. М. Иностранная литература, 1956. 664 с.

2. Тескин О.И. Оценка надежности систем на этапе экспериментальной отработки // Сб. Обработка результатов испытаний на надежность. М.: Знание, 1981. С. 3–30.

3. Надежность и эффективность в технике. Экспериментальная отработка и испытания. Справочник / Под ред. Авдуевского В.С. М.: Машиностроение, 1989. Т. 6. 376 с.

4. ГОСТ Р27.403-2009. Надежность в технике. Планы испытаний для контроля вероятности безотказной работы. М.: Стандартинформ, 2010.

5. Надежность технических систем. Справочник / Под ред. Ушакова И.Н. М.: Радио и связь, 1985. 606 с.

Статья поступила в редакцию 14.04.2014 г.

УДК 629.78.001.5:629.78.05

## РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ПОЛИГАРМОНИЧЕСКОГО МЕТОДА АВТОИНТЕГРИРОВАНИЯ ДЛЯ РАСЧЕТА АМПЛИТУДНО-ФАЗОВЫХ ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ДИНАМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ И СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

© 2014 г. Белоногов О.Б.<sup>1</sup>, Попов Д.Н.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

> <sup>2</sup> ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана» (МГТУ им. Н.Э. Баумана) 2-я Бауманская ул., д. 5, г. Москва, Россия, 105005, *e-mail: mail@bmstu.ru*

В статье содержатся результаты разработки и исследования работоспособности нового полигармонического метода автоинтегрирования для расчета частотных характеристик динамических объектов и систем управления.

**Ключевые слова:** частотные характеристики, динамические объекты, системы управления.

## DEVELOPMENT AND STUDY OF A POLYHARMONIC AUTOINTEGRATION METHOD FOR CALCULATING AMPLITUDE-PHASE-FREQUENCY CHARACTERISTICS OF DYNAMIC OBJECTS AND CONTROL SYSTEMS

Belonogov O.B.<sup>1</sup>, Popov D.N.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

<sup>2</sup> Bauman Moscow State Technical University (Bauman MSTU) 5 2nd Bauman Street, Moscow, 105005, Russia, e-mail: mail@bmstu.ru

The paper discusses the development and study the efficiency of a new polyharmonic autointegration method with full averaging of Fourier coefficient for calculating amplitude-phasefrequency characteristics of non-linear dynamic objects and control systems within a specified computational error and a minimum amount of time. The proposed version of the polyharmonic autointegration method is based on numerical integration of systems of non-linear differential equations of the math models of the objects and control systems with monoharmonic inputs at fixed frequencies and analysis of periodic responses to these inputs using Fourier method. According to the proposed method the process of integrating differential equations of the math model at each of the fixed frequencies continues until the average values of Fourier coefficients of the harmonic under study and the additional harmonics of the output periodic response of a dynamic object or a control system to a monoharmonic input over the elapsed number of periods of the input signal become sufficiently constant.

Key words: frequency response characteristics, dynamic objects, control systems.



БЕЛОНОГОВ О.Б.



попов д.н.

БЕЛОНОГОВ Олег Борисович — ктн, начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru BELONOGOV Oleg Borisovich — Candidate of Science (Engineering), Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

ПОПОВ Дмитрий Николаевич — дтн, профессор кафедры МГТУ им. Н.Э. Баумана, e-mail: popov@bsmtu.ru POPOV Dmitry Nikolaevich — Doctor of Science (Engineering), Professor of the Chair at Bauman MSTU, e-mail: popov@bsmtu.ru

#### Введение

Для проведения идентификации параметров, анализа устойчивости и оптимизации динамических объектов, регуляторов и следящих систем управления требуется определение амплитудно-частотных и фазовых частотных искажений, возникающих при отработке ими входных моногармонических сигналов на заданных частотах. Кроме этого, при проектировании регуляторов и следящих систем управления часто требуется определять полосы их пропускания. С этой целью проводятся расчеты амплитудно-фазовых частотных характеристик (АФЧХ) [1, 2].

В работе [3] авторами установлено, что переходные процессы втягивания в вынужденные колебания при гармонических входных воздействиях даже у некоторых линейных динамических объектов могут длиться достаточно долго, а у такого звена, как консервативное, переходные процессы могут не заканчиваться вообще. Поэтому для нелинейных и некоторых линейных динамических объектов заранее никогда не известно число периодов входного моногармонического сигнала, в течение которого длится переходный процесс втягивания в вынужденные колебания. Игнорирование этой особенности при расчетах частотных характеристик может приводить к существенным ошибкам.

В связи с этим теоретический и практический интерес представляет задача разработки методов и алгоритмов расчета частотных характеристик регуляторов и следящих систем, содержащих существенно-нелинейные элементы и позволяющих получать результаты вычислений автоматически с заданной погрешностью вычислений и за минимальное время (так называемых методов автоинтегрирования).

До определенного времени создание и внедрение подобных методов и алгоритмов для расчета АФЧХ следящих систем и других сложных динамических объектов, основанных на численном интегрировании нелинейных дифференциальных уравнений их математических моделей при моногармонических входных воздействиях, сдерживались низким уровнем быстродействия вычислительной техники.

Стремительное развитие вычислительной техники и совершенствование ее характеристик (в частности, возрастание уровня быстродействия компьютеров в последние годы) позволили практически полностью переориентировать методы расчета частотных характеристик динамических объектов и систем управления с приближенных, получаемых из переходных характеристик, на более точные, основанные на численном интегрировании дифференциальных уравнений математических моделей систем при моногармонических входных воздействиях на фиксированных частотах и анализе откликов на эти воздействия методом Фурье.

Согласно этим методам, процесс интегрирования дифференциальных уравнений математической модели динамического объекта на каждой из заданных частот продолжается до тех пор, пока средние значения вычисляемых параметров периодического отклика динамического объекта на моногармоническое воздействие не станут достаточно постоянными.

#### Постановка задачи

Анализ постоянства параметров реакций динамических объектов и систем на моногармонические воздействия можно проводить различными способами, которые, в частности, могут быть основаны на сравнении вычисляемых значений амплитуд и фазовых сдвигов или на сравнении вычисляемых значений коэффициентов Фурье исследуемых гармоник выходных сигналов (откликов).

В работе [4] показано, что наиболее эффективные алгоритмы метода автоинтегрирования должны базироваться на сравнении действительных и мнимых составляющих (коэффициентов Фурье) исследуемой гармоники периодического отклика динамического объекта на входное моногармоническое воздействие. При таком подходе к построению методов и алгоритмов сокращается продолжительность вычислений АФЧХ динамических объектов.

В работе [4] также показано, что наиболее эффективный алгоритм моногармонического метода автоинтегрирования базируется на сравнении средних за (n - k) периодов значений действительных и мнимых составляющих (коэффициентов Фурье) исследуемой гармоники периодического отклика динамического объекта на входное моногармоническое воздействие, получаемых на *n*-ном периоде входного моногармонического сигнала (здесь k — число неанализируемых периодов), со средними значениями этих же параметров на (n - 1) периоде (вариант моногармонического метода автоинтегрирования с полным осреднением коэффициентов Фурье).

Этот метод существенно сокращает продолжительность вычислений и позволяет более точно рассчитывать АФЧХ любых гармоник нелинейных динамических объектов. Однако точность вычисления АФЧХ при таком методе также недостаточна потому, что переходный процесс втягивания динамического объекта в вынужденные периодические колебания заканчивается только тогда, когда средние значения коэффициентов Фурье и соответствующих им амплитуд и фазовых сдвигов всех составляющих гармоник выходного периодического сигнала становятся достаточно постоянными. Но такой подход к построению метода расчета частотных характеристик динамического объекта в принципе невозможен, так как число составляющих гармоник выходного периодического сигнала бесконечно. Тем не менее, точность метода расчета может быть повышена, если при анализе помимо исследуемой гармоники анализировать несколько близких к ней наиболее значимых гармоник. Такие методы расчета частотных характеристик называются полигармоническими.

В настоящей работе поставлена задача разработки и исследования варианта нового полигармонического метода автоинтегрирования с полным осреднением коэффициентов Фурье для расчета АФЧХ четных и нечетных гармоник нелинейных динамических объектов и следящих систем управления.

## Описание полигармонического метода автоинтегрирования

Алгоритм исследуемого полигармонического метода автоинтегрирования предписывает завершение процесса интегрирования уравнений математической модели динамического объекта, регулятора или следящей системы управления на каждой из фиксированных частот входного моногармонического сигнала после того, как относительные изменения сравниваемых параметров анализируемых гармоник станут по модулю меньше заранее заданного числа, регламентирующего погрешность вычислений.

Алгоритм полигармонического метода автоинтегрирования для расчета АФЧХ первой гармоники динамического объекта, в котором дополнительно анализируются гармоники со второй по десятую, имеет два основных цикла по частоте и по времени, при этом входной моногармонический сигнал вычисляется по соотношению [4]:

$$U_i = A_v \sin[2\pi f(nf)t],$$

где  $U_i$  — текущее значение входного моногармонического сигнала;  $A_y$  — амплитуда входного моногармонического сигнала; f(nf) — частота входного моногармонического сигнала (здесь nf — номер частоты); t — текущее время.

В цикле по частоте, который начинается с nf = 1 и заканчивается nf = nfm, на каждой из фиксированных частот f(nf) входного моногармонического сигнала выполняется интегрирование дифференциальных уравнений, составляющих математическую модель исследуемого динамического объекта.

В цикле по времени в течение первых kпериодов входного моногармонического сигнала (т. е. когда номер периода  $i \leq k$ ), где искажения наиболее велики, операции анализа не проводятся. По завершении k-го периода на каждом из следующих периодов последовательно выполняются следующие действия:

1. Вычисляются коэффициенты Фурье с первой по десятую гармоник выходного периодического сигнала по соотношениям:

$$P(i,m) = 2f(nf)\sum_{j=1}^{jm} \frac{U_0(j) + U_0(j-1)}{2} h\sin[2\pi m f(nf)t];$$

$$Q(i,m) = 2f(nf)\sum_{j=1}^{jm} \frac{U_0(j) + U_0(j-1)}{2}h\cos[2\pi mf(nf)t],$$

где m — номер гармоники (m = 1, 2, ..., 10); Q(i, m) — действительные составляющие (действительные коэффициенты Фурье) анализируемых гармоник выходного периодического сигнала; P(i, m) — мнимые составляющие (мнимые коэффициенты Фурье) анализируемых гармоник выходного периодического сигнала;  $U_0$  — выходного периодического сигнала;  $U_0$  — выходной периодический сигнал динамического объекта; j — номер шага интегрирования; jm = T/h — число шагов h, содержащихся в одном периоде T входного моногармонического сигнала.

Чтобы получить результаты вычислений с одинаковой точностью на каждой из фиксированных частот входного моногармонического сигнала, шаг интегрирования h по времени варьируется, и его значение в зависимости от частоты f(nf) вычисляется по выражению [4]:

$$h = 1/[K_f(nf)],$$

где  $K_f$  — коэффициент, величина которого определяет максимальное значение шага интегрирования по времени на минимальной частоте входного моногармонического сигнала, обеспечивающего устойчивый процесс интегрирования. Он определяется экспериментально для каждой конкретной математической модели динамического объекта, регулятора или следящей системы управления.

2. Проводится определение средних значений коэффициентов Фурье анализируемых гармоник выходного периодического сигнала за пройденное количество периодов входного моногармонического сигнала

$$P_{c}(n,m) = \frac{\sum_{i=k+1}^{n} P(i,m)}{n-k};$$
$$Q_{c}(n,m) = \frac{\sum_{i=k+1}^{n} Q(i,m)}{n-k},$$

где *n* — значение номера последнего периода входного моногармонического сигнала.

3. Проводится анализ достаточности постоянства средних значений коэффициентов Фурье анализируемых гармоник по выражениям:

$$\left|\frac{\left|P_{c}(n,m)\right|-\left|P_{c}(m-1,m)\right|}{\left|P_{c}(n,m)\right|}\right|100\leq\varepsilon;$$

$$\left|\frac{\left|Q_{\varepsilon}(n,m)\right|-\left|Q_{\varepsilon}(n-1,m)\right|}{\left|Q_{\varepsilon}(n,m)\right|}\right|100 \leq \varepsilon,$$

где є — число, определяющее заданную погрешность вычислений (при умножении сравниваемых функционалов на 100, число є определяет погрешность в процентах).

Если все приведенные выше неравенства выполняются, тогда вычисляется относительная амплитуда (коэффициент усиления) исследуемой первой гармоники выходного периодического сигнала как отношение амплитуды первой гармоники выходного периодического сигнала, определяемой по средним значениям коэффициентов Фурье первой гармоники на последнем периоде входного моногармонического сигнала, к амплитуде входного моногармонического сигнала возбуждения:

$$A(n, 1) = \frac{\sqrt{[P_c(n, 1)]^2 + [Q_c(n, 1)]^2}}{A_u}$$

Для получения логарифмических амплитудно-фазовых частотных характеристик (ЛАФЧХ) вместо приведенного соотношения используется выражение:

$$A_{L}(n, 1) = 20 \log \left( \frac{\sqrt{[P_{c}(n, 1)]^{2} + [Q_{c}(n, 1)]^{2}}}{A_{y}} \right).$$

Фазовый сдвиг исследуемой первой гармоники выходного периодического сигнала к входному моногармоническому сигналу определяется по средним значениям коэффициентов Фурье первой гармоники на последнем периоде входного моногармонического сигнала по соотношению:

$$\varphi(n, 1) = \begin{cases} 57,3^{\circ} \arctan \frac{Q_{c}(n, 1)}{P_{c}(n, 1)} \\ \Pi \text{ри} P_{c}(n, 1) > 0 \text{ и } Q_{c}(n, 1) < 0; \\ -180^{\circ} + 57,3^{\circ} \arctan \frac{Q_{c}(n, 1)}{P_{c}(n, 1)} \\ \Pi \text{ри} P_{c}(n, 1) < 0 \text{ и } Q_{c}(n, 1) < 0; \\ -180^{\circ} + 57,3^{\circ} \arctan \frac{Q_{c}(n, 1)}{P_{c}(n, 1)} \\ \Pi \text{ри} P_{c}(n, 1) < 0 \text{ и } Q_{c}(n, 1) > 0; \\ -360^{\circ} + 57,3^{\circ} \arctan \frac{Q_{c}(n, 1)}{P_{c}(n, 1)} \\ \Pi \text{ри} P_{c}(n, 1) > 0 \text{ и } Q_{c}(n, 1) > 0; \\ 180^{\circ} [-1 - 0,5 \operatorname{sign} Q_{c}(n, 1)] \\ \Pi \text{ри} P_{c}(n, 1) = 0. \end{cases}$$

При необходимости, в рамках данного метода, кроме относительной амплитуды и фазового сдвига исследуемой первой гармоники выходного периодического сигнала динамического объекта на каждой частоте f(nf) входного моногармонического сигнала могут быть вычислены относительные амплитуды (коэффициенты усиления) и фазовые сдвиги всех его анализируемых дополнительных гармоник по выражениям:

$$A(n,m) = \frac{\sqrt{[P_{c}(n,m)]^{2} + [Q_{c}(n,m)]^{2}}}{A_{y}};$$

$$A_{L}(n,m) = 20 \log \left( \frac{\sqrt{[P_{c}(n,m)]^{2} + [Q_{c}(n,m)]^{2}}}{A_{y}} \right);$$

$$\left\{ \begin{array}{l} 57,3^{\circ} \arctan \left( \frac{Q_{c}(n,m)}{P_{c}(n,m)} \right) \\ \Pi \mu P_{c}(n,m) > 0 \ \mu \ Q_{c}(n,m) < 0; \\ -180^{\circ} + 57,3^{\circ} \arctan \left( \frac{Q_{c}(n,m)}{P_{c}(n,m)} \right) \\ \Pi \mu P_{c}(n,m) < 0 \ \mu \ Q_{c}(n,m) < 0; \\ -180^{\circ} + 57,3^{\circ} \arctan \left( \frac{Q_{c}(n,m)}{P_{c}(n,m)} \right) \\ \Pi \mu P_{c}(n,m) < 0 \ \mu \ Q_{c}(n,m) > 0; \\ -360^{\circ} + 57,3^{\circ} \arctan \left( \frac{Q_{c}(n,m)}{P_{c}(n,m)} \right) \\ \Pi \mu P_{c}(n,m) > 0 \ \mu \ Q_{c}(n,m) > 0; \\ 180^{\circ} [-1 - 0,5 \ \text{sign} \ Q_{c}(n,m)] \\ \Pi \mu P_{c}(n,m) = 0. \end{array} \right\}$$

#### Математические модели тестовых нелинейных динамических объектов

Поскольку реальные динамические объекты в большинстве своем содержат фильтрующие элементы, представляется целесообразным исследование работоспособности полигармонического метода проводить с помощью математических моделей сугубо нелинейных объектов.

Работоспособность рассматриваемого полигармонического метода автоинтегрирования для расчета ЛАФЧХ нелинейных динамических объектов исследуем на примерах получения ЛАФЧХ первой гармоники нелинейного колебательного элемента с квадратичным вязким трением, а также первой–десятой гармоник существенно нелинейного колебательного элемента с классическим сухим (кулоновым) трением (нелинейность — разрыв первого рода) для трех различных вариаций безразмерных величин амплитуды входного гармонического воздействия и силы сухого трения.

*Математическая модель колебательного* элемента с квадратичным вязким трением описывается дифференциальным уравнением:

$$m\frac{d^{2}Y}{dt} + K_{\rm KBT}\left(\frac{dY}{dt}\right)^{2} \operatorname{sign}\left(\frac{dY}{dt}\right) + K_{\rm m}Y = U_{i},$$

где m — безразмерная масса; Y — безразмерная координата перемещения;  $K_{\rm квт}$  — коэффициент квадратичного вязкого трения;  $K_{\rm n}$  — коэффициент безразмерной позиционной нагрузки.

После приведения к виду Коши это уравнение можно представить как:

$$\frac{dY}{dt} = V;$$

$$\frac{dV}{dt} = (U_i - K_{\text{\tiny KBT}}V^2 \text{sign}(V) - K_{\text{\tiny II}}Y)m^{-1}$$

где *V* – безразмерная скорость.

Математическая модель колебательного элемента с сухим трением представляет собой систему следующих нелинейных дифференциальных уравнений, описывающих тестовый элемент для условий покоя и движения:

$$\frac{dY}{dt} = V;$$

$$\frac{dV}{dt} = F_R m^{-1}$$

где  $F_R$  — безразмерная движущая сила, действующая на выходной орган колебательного элемента, для режимов покоя и движения определяемая как:

$$F_{R} = \begin{cases} U_{i} - F_{cr} \text{sign}(V) - K_{n} Y \text{ при } V \neq 0; \\ U_{i} - F_{cr} \text{sign}(U_{i} - K_{n} Y) - K_{n} Y \\ \text{при } V = 0 \text{ и } |U_{i} - K_{n} Y| > F_{cr}; \\ 0 \text{ при } V = 0 \text{ и } |U_{i} - K_{n} Y| \leq F_{cr}, \end{cases}$$

здесь  $F_{\rm cr}-$ безразмерная сила сухого трения.

#### Результаты вычислительных экспериментов

Для проведения вычислительных экспериментов с колебательным элементом с квадратичным вязким трением были приняты следующие значения безразмерных параметров:  $m = 2,533 \cdot 10^{-4}; K_{\text{квт}} = 0,001; K_{\text{п}} = 1,0; A_i = 0,01.$ 

Вычислительные эксперименты с колебательным элементом с сухим трением были проведены при следующих значениях безразмерной силы сухого трения *F*<sub>ст</sub>: 0,001; 0,008; 0,0095. Значения его остальных безразмерных параметров:  $m = 2,533 \cdot 10^{-2}$ ;  $K_n = 1,0$ ;  $A_y = 0,01$ . ЛАФЧХ колебательного элемента с квад-

ЛАФЧХ колебательного элемента с квадратичным вязким трением рассчитывались для ряда фиксированных частот *f(nf)* (Гц): 0,10; 0,13; 0,20; 0,23; 0,30; 0,33; 0,40; 0,43; 0,50; 0,53; 0,60; 0,63; 0,70; 0,73; 0,80; 0,83; 0,90; 0,93; 1,0; 1,3; 2,0; 2,3; 3,0; 3,3; 4,0; 4,3; 5,0; 5,3; 6,0; 6,3; 7,0; 7,3; 8,0; 8,3; 9,0; 9,3; 10,0; 13,0; 20,0; 23,0; 30,0; 33,0; 40,0; 43,0; 50,0; 53,0; 60,0; 63,0; 70,0; 73,0; 80,0; 83,0; 90,0; 93,0; 100; 130; 200; 230; 300; 330, 400; 430; 500; 530; 600; 630; 700; 730; 800; 830; 900; 930; 1 000.

ЛАФЧХ колебательного элемента с сухим трением рассчитывались для ряда фиксированных частот 0,10...10,0 из приведенного выше списка.

На рис. 1 представлены ЛАФЧХ первой гармоники колебательного элемента с квадратичным вязким трением, рассчитанные традиционным моногармоническим методом автоинтегрирования [4] и предлагаемым новым полигармоническим методом автоинтегрирования при заданной погрешности вычислений  $\varepsilon = 0,1\%$ .



Рис. 1. Логарифмические амплитудно-фазовые частотные характеристики первой гармоники колебательного элемента с квадратичным вязким трением: 1 — рассчитанные традиционным моногармоническим методом автоинтегрирования; 2 — рассчитанные новым полигармоническим методом автоинтегрирования

Как видно из сопоставления графиков, представленных на рис. 1, частотные характеристики, рассчитанные с помощью предлагаемого полигармонического метода, имеют гладкий монотонный характер, в то время как частотные характеристики, рассчитанные с помощью традиционного метода автоинтегрирования, имеют выбросы в области высоких частот.

Таким образом, вследствие того, что анализ завершенности переходного процесса втягивания нелинейного динамического объекта в вынужденные периодические колебания проводится не только по исследуемой гармонике, но и по нескольким дополнительным гармоникам, повышается точность вычисления его АФЧХ.

На рис. 2 представлены результаты вычислительных экспериментов по определению ЛАФЧХ первой, второй, третьей и десятой гармоник выходного периодического отклика колебательного элемента с сухим трением при моногармоническом входном воздействии с погрешностью вычислений  $\varepsilon = 0.01\%$  для значений безразмерной силы сухого трения  $\overline{F_{cr}} = F_{cr}/A_F = 0.1; 0.8; 0.95.$ 



Рис. 2. Логарифмические амплитудно-фазовые частотные характеристики гармоник колебательного элемента с сухим трением: a — первой; b — второй; b — третьей; r — decsmoй; —  $-\overline{F}_{cr} = 0,1$ ; —  $-\overline{F}_{cr} = 0,8$ ; —  $-\overline{F}_{cr} = 0,95$ 

На рис. З представлены зависимости потребного числа *n* периодов входного моногармонического сигнала, необходимых для достижения заданной

погрешности вычислений ЛАФЧХ исследуемых гармоник периодического отклика колебательного элемента с сухим трением на моногармоническое входное воздействие, от частоты входного моногармонического сигнала f(nf) для указанных выше значений безразмерной силы сухого трения.



Рис. 3. Количество периодов, необходимых для достижения заданной точности вычислений логарифмических амплитудно-фазовых частотных характеристик колебательного элемента с сухим трением: —  $-\overline{F}_{cr} = 0,1;$  —  $-\overline{F}_{cr} = 0,8;$  —  $-\overline{F}_{cr} = 0,95$ 

#### Заключение

В итоге проведенных в работе исследований получены следующие основные результаты:

 разработан и исследован новый полигармонический метод автоинтегрирования для расчета амплитудно-фазовых частотных характеристик динамических объектов, регуляторов и систем управления, в котором процесс интегрирования на каждой из фиксированных частот продолжается до тех пор, пока сравниваемые параметры исследуемой и дополнительных гармоник периодического отклика динамического объекта на входное моногармоническое воздействие не станут достаточно постоянными;

 показано, что в качестве критерия достаточности постоянства коэффициентов Фурье в методе автоинтегрирования может быть использовано сравнение средних значений коэффициентов Фурье исследуемых гармоник выходного периодического сигнала динамического объекта или следящей системы, получаемых на последнем периоде входного моногармонического сигнала, со средними значениями этих же коэффициентов Фурье на предпоследнем периоде;

• показано, что предложенный новый полигармонический метод автоинтегрирования с полным осреднением коэффициентов Фурье для расчета АФЧХ нелинейных динамических объектов повышает точность результатов расчетов по сравнению с традиционным моногармоническим методом автоинтегрирования при одинаковых заданных параметрах погрешностей вычислений, что позволяет более точно идентифицировать параметры нелинейных динамических объектов.

• впервые получены семейства ЛАФЧХ первых десяти гармоник колебательного элемента с сухим трением для вариаций значений безразмерной силы сухого трения, позволяющие более точно идентифицировать такие объекты, входящие в состав электрогидравлических и электропневматических приводов ракетных блоков.

**Выводы** по результатам проведенных в работе исследований:

предложенный вариант полигармонического метода автоинтегрирования с полным осреднением коэффициентов Фурье применим для расчета амплитудно-фазовых частотных характеристик динамических систем, содержащих существенно нелинейные объекты типа колебательного элемента с сухим трением, например, узла управления рулевой машины системы управления вектором тяги ракетного двигателя;

• с помощью предложенного варианта метода автоинтегрирования можно рассчитывать амплитудно-фазовые частотные характеристики как четных, так и нечетных гармоник динамических объектов и следящих систем, содержащих существенно нелинейные звенья типа колебательного элемента с сухим трением, с заданной погрешностью вычислений и за минимальное время.

Представленный полигармонический метод автоинтегрирования для расчета амплитуднофазовых частотных характеристик динамических объектов и систем управления может найти широкое применение для расчетов, идентификации параметров, оптимизации и анализа устойчивости систем управления вектором тяги ракетных двигателей, систем автоматики двигателей ракетных блоков и других следящих устройств.

#### Список литературы

1. Вавилов А.А., Солодовников А.И. Экспериментальное определение частотных характеристик автоматических систем. М.–Л.: Госэнергоиздат, 1963. 252 с.

2. Вавилов А.А. Частотные методы расчета нелинейных систем. Л.: Энергия, 1970. 324 с.

3. Белоногов О.Б., Белицкий Д.С., Жарков М.Н., Кудрявцев В.В., Шутенко В.И. Исследование переходных процессов втягивания типовых динамических звеньев в вынужденные гармонические колебания // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 1998. Вып. 3–4. С. 245–258.

4. Белоногов О.Б., Белицкий Д.С., Жарков М.Н., Зорин Ю.А., Кудрявцев В.В., Шутенко В.И. Методы расчета частотных характеристик систем управления вектором тяги ракетных двигателей // Ракетно-космическая техника. Труды. Сер. XII. Королев: РКК «Энергия», 1998.Вып. 3–4. С. 259–284.

Статья поступила в редакцию 15.01.2014 г.

УДК 629.783:528.7/.8

## ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ МАРШРУТОВ СЪЕМОК ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

© 2014 г. Ковтун В.С., Строченкин А.В., Фролов В.Н.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

В данной статье рассматривается система управления космической системой дистанционного зондирования Земли. Рассмотрена основная задача рабочего процесса управления системой с помощью метода анализа иерархий и декомпозиции сложного процесса моделирования начальных условий съемки поверхности Земли. Этот метод позволяет минимизировать временные затраты на подготовку и планирование съемок, а также оценить реализуемость программы наблюдения и ее эффективность с точки зрения использования ресурсов космической системы дистанционного зондирования Земли.

**Ключевые слова:** космическая система, дистанционное зондирование Земли, система управления, иерархическая структура, декомпозиция структуры, матричный метод анализа иерархий.

### CHOOSING OPTIMAL SURVEY ROUTES FOR EARTH REMOTE SENSING SPACE SYSTEM

Kovtun V.S., Strochenkin A.V., Frolov V.N.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

Earth Remote Sensing Space Systems (ERS SS) are the systems with the fastest development dynamics and the program of work on them is considerably expanding. Therefore, much attention is always focused on such subjects as selection of ERS SS configuration and parameters, efficient control of their operation under engineering and technological constraints, expanding their capabilities under the said constraints. There exists a broad spectrum of various ERS system types, each to address a specific application and social or economic objective, and each having a different set of features. Developing methods for systems analysis of specific system modifications is an important scientific and engineering problem. This paper discusses the management system of the E-Star ERS SS. It addresses the key task of the system operational management using the hierarchy analysis and decomposition of the complex process of simulating initial conditions of the Earth surface imaging. This method allows minimizing the time spent on preparations for and planning of imaging from space, as well as to evaluate the feasibility of an observational program and its efficiency from the standpoint of the use of ERS SS resources.

*Key words:* space system, Earth remote sensing, management system, hierarchic structure, structure decomposition, matrix method for hierarchy analysis.



КОВТУН В.С.



СТРОЧЕНКИН А.В.



ФРОЛОВ В.Н.

КОВТУН Владимир Семенович - ктн, начальник отделения РКК «Энергия»,

e-mail: vladimir.s.kovtun@rsce.ru

KOVTUN Vladimir Semenovich – Candidate of Science (Engineering), Head of Division at RSC Energia, e-mail: vladimir.s.kovtun@rsce.ru

СТРОЧЕНКИН Алексей Владимирович — ведущий инженер РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru STROCHENKIN Aleksey Vladimirovich — Lead engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

ФРОЛОВ Владимир Николаевич — квн, начальник сектора РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru FROLOV Vladimir Nikolaevich — Candidate of Science (Military), Head of Subdepartment at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

Космические снимки широко используются в самых разных областях человеческой деятельности — исследование природных ресурсов, мониторинг стихийных бедствий, строительные и проектно-изыскательские работы, городской и земельный кадастр, градостроительство, освоение недр, туризм и т. д. Современные геоинформационные технологии и создание карт различных масштабов также немыслимы без использования космических снимков [1].

РКК «Энергия» участвует в ОКР по созданию космической системы дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ) *E-Star* для Арабской Республики Египет. Назначение космической системы *E-Star* — получение изображений заданных районов земной поверхности в оптическом диапазоне спектра с высоким разрешением в требуемых заказчиком форматах. На данном этапе в состав разрабатываемой КС ДЗЗ входит только один космический аппарат, что накладывает определенные ограничения на возможности съемки и выполнение заявок.

Постановка задачи и исходные данные. Для эффективного использования КС ДЗЗ необходимо повышение качества организации управления процессом.

Исходя из поставленных технических требований по созданию КС ДЗЗ, основными задачами системы управления являются:

1. Управление системой (в целом):

• сбор и обработка данных по состоянию и готовности к совместной работе наземных составных частей космической системы;

• разработка, доведение и контроль за выполнением планов совместной работы наземных составных частей космической системы;

 организация скоординированной работы наземных составных частей космической системы по целенаправленному выполнению поступающих от внешних пользователей заказов на получение цифровых изображений поверхности Земли;

• формирование и доведение докладов по результатам использования космической системы в вышестоящие инстанции заказчика по принятой форме.

#### 2. Обеспечение эффективного взаимодействия с внешними пользователями:

• получение и обработка заказов от внешних пользователей на предоставление цифровых изображений поверхности Земли;

• анализ реализуемости заказов по предъявленным внешними пользователями требованиям;

• формирование заказов на получение цифровых изображений требуемых районов поверхности Земли и на проведение обработки цифровых изображений;

 получение из наземного комплекса приема и обработки изображений (НКПОИ) предварительно обработанных изображений и формирование на их основе документов выходной информации;

• распределение и доведение выходной информации внешним пользователям.

3. Планирование программы наблюдений:

• комплексное автоматизированное планирование выполнения заказов с учетом метеоинформации о районах наблюдений и прогнозируемого разрешения;

• формирование программы наблюдений на основе принятых заказов.

Рассматриваемая система управления относится к классу сложных технических систем [2] (рис. 1). Она характеризуется относительно устойчивой схемой (фиксацией) связей между элементами.

Подсистема обработки заказов служит главным инструментом в процессе моделирования начальных условий съемки поверхности Земли и предоставления оператору данных о сроках выполнения заказов на основе информации о:

• состоянии бортовых средств КА;

- баллистике КА;
- зонах видимости КА;

• погодных условиях в зонах съемки.

Процесс обработки заказа можно представить в виде схемы (рис. 2).

Процесс определения приоритета  $P_i$  для обработки заказа осуществляется с помощью шаблона приоритетов. Пример выбора приоритетов показан на рис. 3.



**Рис. 1.** Функционирование системы управления космической системой дистанционного зондирования Земли Примечание. ПНб — программа наблюдений; Q/L — предварительно обработанные изображения; НКПОИ — наземный комплекс приема и обработки изображений; НКУ — наземный комплекс управления.



#### Рис. 2. Процесс обработки заказа

*Примечание*. ЦИ — целевая информация; БД — база данных; \* — можно не выполнять, если в заказе оговорена актуальность (новизна) снимков.



Рис. 3. Пример выбора приоритетов

*Примечание.* ■ — Очередь на обработку с учетом приоритета заказа; ■ — очередь на предварительную обработку.

Существует три вида заказов. Заказ, имеющий приоритет  $P_z = 1$ , получает более высокий статус, чем заказ с приоритетом  $P_z = 3$ .

В то же время существует приоритет на обработку целевой информации  $P_o = 1...4$ , что позволяет наиболее результативно выстраивать очередность подготовки товарной продукции и определять приоритеты частично отснятых заказов для последующего их включения в программу наблюдения (ПНб) на следующие сутки.

Процесс моделирования начальных условий съемки можно представить в виде схемы (рис. 4).

Процесс формирования ПНб отчасти схож с процессом моделирования начальных условий съемки поверхности Земли, и его конечным результатом является сформированная ПНб с результатом оценки ее эффективности. Оценку эффективности ПНб целесообразно рассчитывать по формуле

$$E = \frac{\sum_{i=1}^{n} Sr_i}{\sum_{i=1}^{n} Sz_i} 100\%,$$
(1)

где *Sr* — общая площадь отснятых полос заказов, вошедших в ПНб; *Sz* — общая площадь заказов, вошедших в ПНб.

Рассмотрим подробно процесс формирования ПНб, удовлетворяющий заданным начальным условиям моделирования.

Для формирования маршрутов съемки (входят в состав ПНб) заданного района поверхности Земли необходимо проанализировать следующие параметры:

• состояние системы оптико-электронного наблюдения (СОЭН);

 состояние бортового запоминающего устройства (БЗУ);

• состояние аккумуляторной батареи (АКБ);

• угол склонения Солнца (УС);

• баллистическую информацию (БИ) – выражается через коэффициент (чем ближе к центру маршрута съемки, тем выше коэффициент);

• метеоинформацию (МЕТЕО) — коэффициент облачности (прогноз облачности/100).



Рис. 4. Моделирование начальных условий съемки

На рис. 5 представлена иерархия выбора оптимального варианта маршрута съемки заданного района поверхности Земли.



**Рис. 5. Иерархия выбора оптимального варианта маршрута съемки:**  $a_c$ ..... $a_{M}$ ;  $b_c$ ..... $b_{M}$ ;  $c_c$ ..... $c_{M}$  — веса оценки параметров маршрутов съемки (A, B, C) по некоторому критерию; C, Б3, A, У, БИ, М — вес критерия (важность) в общей оценке оптимальности маршрута съемки

*Решение задачи*. Для решения данной задачи применим метод анализа иерархий (МАИ) [3, 4].

Для этого, во-первых, необходимо нечетко сформулированной задаче придать строгую математическую форму. Этот существенный шаг является наиболее важным в любой задаче, в которой требуется представить жизненную ситуацию в терминах абстрактной математической структуры. Особенно важен он в рассматриваемой задаче, поскольку в ней процесс математической формулировки включает в себя ряд неявно видимых переходов.

Поэтому в данной задаче желательно четко определить основные этапы процесса ее формулирования и как можно подробней описать каждый этап.

На первом этапе решения данной задачи необходимо:

• оценить важность шести параметров (рис. 5);

• гарантировать количественную интерпретацию оценки важности по всем параметрам.

Пусть  $C_1, C_2,...,C_n$  — совокупность объектов (параметров). Количественные оценки важности пар объектов ( $C_i, C_j$ ) представляются матрицей размера  $n \times n$ :

$$A = (a_{ii}), (i, j = 1, 2, ..., n).$$

Элементы  $a_{ij}$  определены по следующим правилам:

Правило 1. Если  $a_{ii} = \alpha$ , то  $a_{ii} = 1/\alpha$ ,  $\alpha \neq 0$ .

Правило 2. Если оценки важности таковы, что  $C_i$  имеет одинаковое с  $C_j$  значение, то  $a_{ij} = 1$ ,  $a_{ji} = 1$ ; в частности,  $a_{ii} = 1$  для всех *i*.

Итак, матрица А имеет вид:

$$A = \begin{bmatrix} 1 & \dots & a_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 1/a_{1n} & \dots & 1 \end{bmatrix}$$
(2)

После представления количественных оценок важности о паре параметров  $(C_i, C_j)$  в числовом выражении через  $a_{ij}$  задача сводится к тому, чтобы *n* возможными действиями  $C_1$ ,  $C_2$ , ...,  $C_n$  поставить в соответствие зафиксированным оценкам важности множество числовых весов  $w_1, w_2, ..., w_n$ . Таким образом, отношения между числовыми весами  $w_i$  и оценками  $a_{ij}$  выражаются в виде

$$\frac{w_i}{w_j} = a_{ij}$$
 (для  $i, j = 1, 2, ..., n$ ).

В случае, когда значения  $a_{ij}$  основаны не на точных, а на приближенных суждениях, они будут отклоняться от «идеальных отношений»  $w_i/w_i$ .

Индекс согласованности суждений

$$I_{s} = (\lambda_{\max} - n)/(n-1), \qquad (3)$$

где  $\lambda_{\max}$  — наибольшее собственное число матрицы порядка *n*, рассматривается при анализе иерархий как показатель согласованности суждений. В идеальном случае  $\lambda_{\max} \rightarrow n$ .

Оценки важности параметров базируются на результатах отработки программного обеспечения с использованием модели КА ДЗЗ, а их проверка осуществлялась на основе результатов моделирования начальных условий съемки, а также на результатах испытаний системы в целом.

Степень важности параметров, исходя из которых будем производить попарные сравнения, представлена в табл. 1.

Таблица 1

Степень важности параметров

Степень важности	Определение	Объяснение
1	Одинаковая значимость	Два фактора вносят одинаковый вклад в достижение цели
3	Некоторое преобладание значимости одного фактора перед другим (слабая значимость, умеренное превосходство)	Опыт и суждение дают легкое предпочтение одному фактору перед другим
5	Существенная или сильная значимость (сильное превосходство)	Опыт и суждение дают сильное предпочтение одному факту перед другим
7	Очевидная или очень сильная значимость (очень сильное превосходство)	Убедительное свидетельство в пользу одного действия (альтернативы) перед другим
9	Абсолютная значимость	Свидетельство в пользу предпочтения одного фактора другому в высшей степени убедительно
2, 4, 6, 8	Промежуточные значения между соседними значениями шкалы	Ситуация, когда необходимо компро- миссное решение

Использовав правила 1 и 2, получим матрицу попарных сравнений, представленную в табл. 2.

Таблица 2

Матрица попарных сравнений параметров

	СОЭН	БЗУ	АКБ	УС	БИ	METEO
СОЭН	1	5	3	1	3	5
БЗУ	1/5	1	5	4	1/5	1
АКБ	1/3	1/5	1	1/7	1/4	1/3
УС	1	1/4	7	1	1	1/4
БИ	1/3	5	4	1	1	2
METEO	1/5	1	3	4	1/2	1

Следует иметь в виду, что данный метод относится к методам экспертных оценок, и веса, приведенные в табл. 2, являются средними значениями количественных суждений группы экспертов, которые они выразили, основываясь на определениях и объяснениях табл. 1. Основной целью группы экспертов на данном этапе было вынесение суждения об относительной важности этих объектов и гарантирование такого процесса получения суждений, который позволит количественно интерпретировать суждения по всем объектам. Необходимо нечетко сформулированной задаче придать строгую математическую форму. «Этот существенный (хотя и безобидный с виду) шаг является наиболее важным в любой задаче, в которой требуется представить жизненную ситуацию в терминах абстрактной математической структуры» [4].

Далее необходимо найти вектор приоритетов,  $\lambda_{\max}$ ,  $I_s$  и отношение согласованности  $O_s$ .

Для начала необходимо вычислить вектор приоритетов. Разделим элементы каждого столбца на сумму элементов этого столбца (т. е. нормализуем столбец). Затем сложим элементы каждой полученной строки и разделим на число элементов строки (процесс усреднения по нормализованному столбцу).

Вектор-столбец — (1,978; 0,857; 0,257; 0,935; 1,152; 0,819).

Вектор-столбец после деления на размерность столбцов позволяет получить векторстолбец приоритетов (0,33; 0,143; 0,043; 0,156; 0,192; 0,136).

Вычислим  $\lambda_{\max}$ , для чего матрицу A умножим на вектор приоритетов (0,33; 0,143; 0,043; 0,156; 0,192; 0,136). Компоненты получившегося вектора делим на вектор приоритетов и получаем (7,836 + 8,545 + 6,907 + 6,724 + 8,422 + 8,779)/6 =  $\lambda_{\max}$  = 7,8. Отсюда  $Is = (\lambda_{\max} - n)/(n - 1) = 0,3.$ Отношение согласованности  $O_s = I_s / S_I =$ 

= 0,242, где  $S_I$  — случайный индекс, т. е. индекс согласованности, сгенерированной случайным образом по шкале от 1 до 9 обратно-симметричной матрицы с соответствующими обратными величинами элементов.

Для матрицы 6×6 случайный индекс S<sub>n</sub> сгенерированный в Национальной лаборатории Оук-Ридж, равен 1,24 [5].

Сравнение параметров ПНб относительно шести характеристик представлено в табл. 3.

Нормализовав матрицу (табл. 3), получим матрицу, приведенную в табл. 4.

Таблица 3

Сравнение параметров ПНб относительно шести характеристик

		соэн			БЗУ			АКБ			УС			БИ		Ν	<i>IETE</i>	)
	А	В	С	А	В	С	А	В	С	Α	В	С	Α	В	С	Α	В	С
A	1	80/70	80/60	1	40/58	40/75	1	90/50	90/35	1	10/90	10/145	1	1/10	1/3	1	7/6	7/7
В	70/80	1	70/60	58/40	1	58/75	50/90	1	50/35	90/10	1	90/145	10/1	1	10/3	6/7	1	6/7
С	60/80	60/70	1	75/40	75/58	1	35/90	35/50	1	145/10	145/90	1	3/1	3/10	1	7/7	7/6	1
	$\lambda_{\max} = 3, I_s = 0, O_s = 0$		λ <sub>i</sub>	$I_s = 3,16$ $I_s = 0,084$ $I_s = 0,144$	8, i, 5	$\lambda_1$ $I_s$ C	$a_{max} = 3,00$ $a_s = 0,000$ $a_s = 0,000$	1, 5, )9	λ	$I_{s}^{max} = 3,02$ $I_{s} = 0,01$ $O_{s} = 0,01$	21, , 7	$\lambda_n I_s O$	= 3,00 = 0,000 = 0,000	01, 05, 09	$\lambda_{m}$ $I_s = O_s$	= 3,00 = 0,001 = 0,00	)3, 5, 25	

Таблица 4

#### Нормализованная матрица

	СОЭН	БЗУ	АКБ	УС	БИ	METEO
A	0,380	0,231	0,514	0,041	0,071	0,350
В	0,333	0,335	0,286	0,367	0,714	0,300
С	0,287	0,434	0,200	0,592	0,215	0,350

Общую оценку маршрутов съемки можно представить в виде матричного произведения:

						0,33(C)
I					1	0,143(БЗ)
$0,380(a_{\rm c})$	$0,231(a_{63})$	$0,514(a_{a})$	$0,041(a_y)$	$0,071(a_6)$	$0,350(a_{_{\rm M}})$	0,043(A)
$0,333(b_{\rm c})$	$0,335(b_{63})$	$0,286(b_{a})$	$0,367(b_y)$	$0,714(b_6)$	$0,300(b_{M})$	0.156(Y)
$0,287(c_{\rm c})$	$0,434(c_{63})$	$0,200(c_{a})$	$0,592(c_y)$	$0,215(c_6)$	$0,350(c_{_{\rm M}})$	0,192(БИ)
						0,136(M)

Общая оценка маршрутов съемки:

• маршрут съемки  $A = a_c C + a_{63} B 3 + a_a A + a_y Y + a_6 B H + a_M M = 0,24;$ 

<sup>у</sup> маршрут съемки  $B = b_{c}C + b_{63}B3 + b_{a}A + b_{y}V + b_{6}BH + b_{M}M = 0,41;$ 

• маршрут съемки  $C = c_c C + c_{63} E3 + c_a A + c_v Y + c_6 E H + c_M M = 0.35.$ 

На основе приведенных расчетов программа выберет маршрут съемки *B*, посчитав его наиболее оптимальным для включения его в ПНб.

Подготовленная таким образом ПНб передается в ЦУП, где обрабатывается, уточняется и подвергается детальной проверке на возможность ее реализации с помощью бортовых систем КА ДЗЗ. Также ПНб передается в НКПОИ для формирования сеансов приема целевой информации с КА.

На основе подготовленной программы наблюдений ЦУП формирует соответствующие массивы полетного задания (МПЗ) для передачи в ближайшем сеансе связи после утверждения программы наблюдения.

После успешного выполнения МПЗ подсистемы приема и обработки изображений в ходе сеанса связи с КА принимают и обрабатывают целевую информацию от КА ДЗЗ и на ее основе формируют предварительные цифровые изображения поверхности Земли. Далее их передают в подсистему диспетчеризации для определения уровня покрытия заказа полученными снимками.

После получения уведомления о полном покрытии заказа на предоставление цифровых изображений поверхности Земли подсистема планирования формирует план-задание на обработку и пересылает его в НКПОИ.

НКПОИ на основе план-задания проводит окончательную обработку результатов съемок, полученных в ходе выполнения программы наблюдений, и передает получившееся изображение в подсистему подготовки товарной продукции.

#### Выводы

Учитывая большое разнообразие использования КС ДЗЗ, полный состав задач ДЗЗ велик по номенклатуре и содержит весьма разнородные требования к видам и характеристикам космических данных. Это требует четкой организации процесса управления.

Рассмотренный подход к решению проблем управления наиболее универсален, гибок, эффективен и экономически целесообразен, так как уже на этапе предварительной обработки заказов на предоставление цифровых снимков поверхности Земли дает возможность оценить сроки выполнения заказов, эффективность использования КС ДЗЗ и достичь максимальной производительности КС ДЗЗ, что немаловажно для коммерческого (и не только) подхода к использованию ресурсов КС. Подход использован при создании КС ДЗЗ *E-Star*.

#### Список литературы

1. Бакланов А.И. Системы наблюдения и мониторинга. М.: БИНОМ, 2009. 234 с.

2. Космические информационные системы и приборы оптического диапазона для дистанционного зондирования Земли // Под ред. Урличича Ю.М. М.: ИД «Медиа Паблишер», 2012. 124 с.

3. Ковтун В.С. Методология вариабельного управления расходом топлива реактивных двигателей космических аппаратов // Известия РАН. Энергетика. 2012. № 2. С. 31–42.

4. *Саати Т.Л.* Принятие решений при зависимостях и обратных связях. Аналитические сети. М.: Издательство ЛКИ, 2008. 360 с.

5. Охтилев М.Ю. Соколов Б.В., Юсупов Р.М. Интеллектуальные технологии мониторинга состояния и управления структурной динамикой сложных технических объектов. М.: Наука, 2006. 410 с.

Статья поступила в редакцию 12.12.2013 г.

УДК 536.24:621.762.016:629.7.023.8

## О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИИ «ХОЛОДНОГО» ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО НАПЫЛЕНИЯ ТЕПЛОПРОВОДНОГО ПОРОШКОВОГО МАТЕРИАЛА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО КОНТАКТА МЕЖДУ ЭЛЕМЕНТАМИ КОНСТРУКЦИИ

© 2014 г. Басов А.А.<sup>1</sup>, Клочкова М.А.<sup>1</sup>, Махин И.Д.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

<sup>2</sup> ЗАО «Завод экспериментального машиностроения» РКК «Энергия» имени С.П. Королёва» (ЗАО «ЗЭМ») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

В работе рассмотрена задача обеспечения теплового контакта между элементами конструкции на примере тепловых труб узлового модуля Российского сегмента Международной космической станции. Описана технология «холодного» газодинамического напыления теплопроводного порошкового материала между трубой и корпусом. На пяти экспериментальных образцах рассмотрены различные схемы расположения теплопроводных швов. Описан порядок экспериментального исследования образцов. Приведены результаты экспериментального исследования. Проведен анализ стойкости порошкового слоя при использовании различных схем. Проведено сравнение значения интегральной характеристики теплопередачи для порошкового слоя с аналогичной величиной, полученной для одного из теплопроводных клеев — клея-герметика марки «Эласил». Показана возможность использования «холодного» газодинамического напыления теплопроводного порошкового материала для обеспечения теплового контакта между элементами конструкции.

Ключевые слова: тепловой контакт, газодинамическое напыление, порошковый материал.

### ON THE FEASIBILITY OF USING «COLD» GAS DYNAMIC SPRAYING OF A HEAT-CONDUCTING POWDER TO PROVIDE THERMAL CONTACT BETWEEN STRUCTURAL ELEMENTS

Basov A.A.<sup>1</sup>, Klochkova M.A.<sup>1</sup>, Makhin I.D.<sup>2</sup>

<sup>1</sup> S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

 <sup>2</sup> Closed Joint-Stock Company Experimental Machinebuilding Plant of S.P. Korolev RSC Energia (CJSC EMP)
 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper discusses the problem of providing thermal contact between structural elements using the heat pipes in the node module of the Russian Segment of the International Space Station as an example. It describes the process for gas dynamic spraying of a heat-conducting powder between the pipe and the primary structure. Illustrated by five experimental samples are various layouts for heat-conducting joints. It describes the procedure for experimental study of the samples. It provides the results of the experimental study. Powder layer durability with the use of different layouts was analyzed. It compares an integral characteristic of heat transfer for the power layer with a similar value obtained for a heat conductive adhesive – adhesive sealant Elasil. It demonstrates the feasibility of using gas dynamic spraying of a heat-conducting powder to provide thermal contact between structural elements.

Key words: thermal contact, gas dynamic spraying, powder material.



БАСОВ А.А.







МАХИН И.Д.

БАСОВ Андрей Александрович — начальник отделения систем терморегулирования РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

BASOV Andrey Alexandrovich – Head of thermal control systems Division at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

КЛОЧКОВА Мария Александровна — ведущий инженер-математик отдела теплового проектирования РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru

KLOCHKOVA Maria Alexandrovna – Lead mathematical engineer of thermal design department at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

MAXИН Игорь Дмитриевич — главный сварщик ЗАО «ЗЭМ», e-mail: post@rsce.ru MAKHIN Igor Dmitrievich – Chief Welder of CJSC EMP, e-mail: post@rsce.ru

#### Введение

Задача обеспечения теплового контакта между двумя поверхностями часто встречается при разработке систем обеспечения теплового режима (СОТР) различных изделий. Это, например, контакт между прибором и термостатируемой поверхностью, между двумя звеньями цепочки теплопередающих элементов, между теплопередающим элементом и радиационной поверхностью и т. д.

Способы обеспечения теплового контакта можно условно разбить на два типа. К первому относятся способы, обеспечивающие точечный тепловой контакт, например, сварное или болтовое соединения. В таких случаях получение хорошего теплового контакта обусловлено в т.ч. высокой теплопроводностью материалов (в данном случае металлов), которые используются для соединения. Однако при необходимости обеспечения хорошей тепловой связи между двумя поверхностями относительно большой площади используются способы второго типа, такие как клеевое соединение, применение различных теплопроводящих прокладок и др. При этом теплопроводящие прокладки или пасты используются в сочетании с некоторым набором силовых элементов, которые при этом не решают задачу обеспечения теплового контакта. Недостатком способов второго типа является низкая теплопроводность используемых материалов — более чем в 50 раз ниже по сравнению, например, с теплопроводностью алюминия.

# Задача обеспечения теплового контакта между корпусом узлового модуля и тепловой трубой

Подобная задача решалась в ходе разработки системы обеспечения теплового режима узлового модуля (УМ).

Узловой модуль, имеющий шесть стыковочных портов, должен быть доставлен к Международной космической станции (МКС) и пристыкован к надирному порту многоцелевого лабораторного модуля в качестве многоцелевого адаптера для модулей Российского сегмента МКС следующего поколения. Модуль с герметичным объемом 19 м<sup>3</sup> и усовершенствованной системой обеспечения теплового режима имеет сферический корпус диаметром 3,3 м, оснащенный активными и адаптивными стыковочными узлами [1].

На этапе проектирования была выбрана пассивная СОТР, построенная с применением тепловых труб для передачи тепла по корпусу модуля. Форма модуля, близкая к сферической, наличие большого количества элементов, устанавливаемых снаружи модуля, а также определенные с помощью тепловых расчетов оптимальные трассы прокладки тепловых труб обусловливали необходимость использования тепловых труб круглого профиля [2]. В этом случае обеспечение теплового контакта между трубой и корпусом невозможно было осуществить стандартными методами, как для труб Ω-образного профиля. В качестве одного из возможных вариантов обеспечения необходимого теплового контакта был рассмотрен способ «холодного» газодинамического напыления теплопроводного порошкового материала.

Сущность способа «холодного» газодинамического напыления состоит в том, что металлические частицы, разогнанные потоком газа до скорости 500...1 000 м/с и находящиеся в нерасплавленном состоянии, при столкновении с преградой испытывают сильную деформацию и закрепляются на поверхности, образуя толстое покрытие [3]. В Обнинском центре порошкового напыления (ОЦПН) было разработано специализированное оборудование Димет, предназначенное для ручного и автоматического нанесения ряда металлических покрытий [4].

Подобный способ напыления металлических покрытий широко применяется для проведения ремонтных работ, в частности, для восстановления изношенных или поврежденных участков поверхностей и устранения течи, а также — при нанесении электропроводящих покрытий, создании антикоррозионной защиты, восстановлении подшипников скольжения и т. д. [5].

При работе с УМ было принято решение попытаться использовать порошковый слой в качестве материала для создания поверхностного теплового контакта между корпусом модуля и тепловой трубой. В качестве силовых элементов использовались хомуты, отстоящие друг от друга не более чем на 500 мм.

## Образцы для экспериментальных исследований

Для обоснования возможности применения вышеописанного способа было проведено экспериментальное подтверждение стойкости получившейся тепловой прокладки к внешним воздействиям. Также требовалось провести сравнение между различными схемами нанесения порошка.

Для этого были созданы экспериментальные образцы, позволяющие провести проверку на стойкость к статическим и динамическим нагрузкам, характерным для различных этапов эксплуатации УМ.

Образцы представляли собой дюралюминиевые пластины специальной формы с механически закрепленными на них алюминиевыми трубками длиной 520 мм. Зазоры между образующей трубки и поверхностью пластины составляли для разных образцов величину 0,5...2 мм.

Было изготовлено пять образцов.

На образцах № 1, 3, 4, 5 было нанесено теплопроводящее покрытие, создаваемое с помощью порошкового материала на основе алюминия и цинка. Для предотвращения коррозии, обусловленной наличием в покрытии цинка, вся поверхность покрытия обрабатывалась порошковым материалом, состоящим из чистого алюминия. Эта обработка создавала тонкий слой плотного алюминиевого покрытия, не допускающего проникания кислорода к основной массе покрытия.

Образец № 1 содержал семь односторонних швов длиной 50 мм каждый, расположенных вплотную друг к другу. Образец № 3 содержал три двусторонних шва длиной 50 мм каждый с шагом 100 мм. Образец № 4 содержал три двусторонних шва длиной 70 мм каждый с шагом 70 мм. Образец № 5 содержал три односторонних шва длиной 100 мм каждый, расположенных вплотную друг к другу.

Таким образом, сравнение между различными схемами нанесения порошка с точки зрения прочности можно было провести по следующим критериям:

• по длине шва при использовании односторонних швов, расположенных вплотную друг к другу (образцы № 1 и 5);

• по отношению длины шва к шагу между швами при использовании двусторонних швов (образцы № 3 и 4);

• по использованию односторонних или двусторонних швов при равных величинах площади контакта до испытаний (образцы № 3 и 5).

На образце № 2 было нанесено покрытие, обеспечивающее последующую пайку соответствующими припоями. Первый подслой данного покрытия представляет собой порошковый материал на основе меди и корунда, второй — оловянный припой в виде специального порошкового состава. Данное покрытие было нанесено по всей длине трубы.

#### Технология нанесения порошка

Газодинамическое напыление порошкового материала осуществлялось на базе ОЦПН.

Для нанесения покрытия использовалось оборудование Димет-404 и пылезащитная камера ПЗК-С5. В качестве источника сжатого воздуха использовалась стационарная трасса ОЦПН. Описание работы оборудования Димет приведено в [6], схема оборудования представлена на рис. 1.

Для нанесения подслоев под пайку использовался автоматизированный комплекс Димет-С5, обеспечивающий автоматическое перемещение напылительного сопла над поверхностью обрабатываемой детали. Для очистки воздуха рабочей зоны (пылезащитной камеры) использовалось стационарное оборудование ОЦПН.



Рис. 1. Схема работы оборудования для «холодного» газодинамического напыления

Обрабатываемая деталь размещалась в пылезащитной камере. Нанесение покрытий осуществлялось ручным способом с учетом влияния формы деталей и их сочетания на аэродинамику напыляющей сверхзвуковой струи. Специальной подготовки для нанесения покрытия не требовалось. На рис. 2 проиллюстрирована особенность нанесения покрытия на участок сопряжения тепловой трубы и пластины.



**Рис. 2. Нанесение порошкового материала:** 1 — тепловая труба; 2 — сопло; 3 — пластина; 4 — слой порошкового материала

#### Динамические и статические испытания образцов

На базе РКК «Энергия» были проведены динамические и статические испытания образцов.

*Динамические* испытания включали в себя:

• ударные испытания (2 500 ударов для каждого из осевых направлений, не более 120 ударов в минуту с ускорением 9*g*);

• вибрационные испытания (спектральные плотности виброускорений  $0,002...0,050 g^2/\Gamma$ ц в диапазоне частот 20...2 000 Гц, длительность действия до 480 с);

• акустические испытания (суммарный уровень акустического нагружения 146 дБ, длительность действия 120 с).

Статические испытания проводились для максимальных местных эксплуатационных нагрузок, достигаемых при железнодорожном транспортировании. Испытания представляли собой нагружение образцов со скоростью 10 кгс/с растягивающим усилием до величины 2 000 кгс с выдерживанием максимального усилия не менее 120 с.

#### Результаты

## экспериментального исследования качества нанесенного порошкового слоя

После динамических испытаний был проведен визуальный осмотр образцов, на основании которого была подтверждена целостность контакта между трубой и пластиной: трещины, отслаивания и разрушения визуально обнаружены не были.

После статических испытаний был также проведен визуальный осмотр, и подтверждена целостность контакта между трубой и пластиной для образцов № 1, 2, 3. В образце № 5 на швах 1 и 3 после снятия нагрузки обнаружены нитевидные трещины (рис. 3, а). В процессе нагружения образца № 4 отмечались характерные потрескивания, и при осмотре выявлены нарушения соединений: при нагрузке 1 500 кгс образовалась сквозная трещина в шве 3, через 5-7 с при нагрузке 1 600 кгс образовалась сквозная трещина в шве 2 (рис. 3, б).



a)



Рис. 3. Поперечное сечение трубы и слоя порошкового материала: а — образец № 5, шов 1; б — образец № 4, шов 3 (слева — вид до испытаний, в центре — вид после динамических испытаний, справа — вид после статических испытаний)

Примечание. А – микротрещина, Б – полость, В – трещина.

На следующем этапе было проведено томографирование образцов на базе ЗАО «ЗЭМ». Каждый образец томографировался отдельно до испытаний, после динамических испытаний и после статических испытаний. Разрешающая способность полученных томограмм составляет 0,07 мм. К сожалению, результаты томографирования образца № 2 не могли быть проанализированы, поскольку нанесенное покрытие содержит элементы экранирующего вещества.

Томографирование образцов показало наличие трех видов нарушения целостности покрытия: полости, микротрещины (до 0,1 мм) и трещины (от 0,1 мм). На образце № 3 целостность покрытия не нарушена, образец № 1 содержит микротрещину малой длины, образцы № 4, 5 содержат полости, микротрещины и трещины (в т. ч. сквозные на образце № 4).

По результатам томографирования образцов видно, что образование критичных трещин на образцах № 4 (швы 1 и 3) и № 5 (шов 1) имеет причиной наличие полостей в напыленном слое, появившихся на этапе нанесения порошка.

#### Вычисление величины теплового контакта

Каждая схема нанесения порошкового слоя характеризуется следующими величинами:

*s*<sub>1</sub>, м — длина одного участка порошкового слоя;

 $s_2$ , м — расстояние между участками;

*n*, шт. — количество участков порошкового слоя;

*а*, м — ширина участка порошкового слоя;

 $F_{\rm пк}$ , м<sup>2</sup> — суммарная площадь потерянного контакта для образца (данная величина рассчитывается по результатам томографического исследования).

```
Таблица 1
```

Результаты томографирования и расчета доли сохраняемого теплового контакта для образцов № 1, 3, 4, 5

Образец	Nº 1	Nº 3	№ 4	№ 5
Длина шва s <sub>1</sub> , м	0,05	0,05	0,07	0,10
Длина шага между швами <i>s</i> <sub>2</sub> , м	0,00	0,10	0,07	0,00
Количество швов <i>n</i> , шт.	7	3	3	3
Ширина шва <i>а</i> ·10 <sup>3</sup> , м	6,13	12,30	12,30	6,13
<i>F</i> <sub>пк</sub> ·10 <sup>3</sup> , м <sup>2</sup> (до испытаний)	0,00	0,00	0,04	0,18
$F_{\Pi \kappa} \cdot 10^3$ , м <sup>2</sup> (после динамических испытаний)	0,00	0,00	0,42	0,19
<i>F</i> <sub>ПК</sub> ·10 <sup>3</sup> , м <sup>2</sup> (после статических испытаний)	0,03	0,00	2,56	1,20

Значения указанных величин для каждой схемы нанесения порошкового слоя приведены

в табл. 1. В ней также приведены значения площадей потери контакта, вычисленные по результатам томографирования до начала испытаний и после проведения динамических испытаний. Схемы нанесения порошкового материала и результаты томографирования для образцов № 1, 4, 5 представлены на рис. 4.



Рис. 4. Результаты томографирования образцов после статических и динамических испытаний: а — образец № 1; б — образец № 4; в — образец № 5 (слева — вид до испытаний, в центре — вид после динамических испытаний, справа — вид после статических испытаний)

Примечание. А – микротрещина, Б – полость, В – трещина.

Для проведения анализа результатов эксперимента необходимо вычислить интегральную характеристику тепловой связи *k*, позволяющую провести сравнение различных способов обеспечения теплового контакта при одинаковом зазоре между тепловой трубой и корпусом УМ

$$k = \lambda_{\rm H} a_{_{\rm 3KB}} L_{\rm TT}(s_1 n) / (s_1 n + s_2 (n-1)),$$

где  $\lambda_{\rm H}$ , [Вт/(м·К)] — коэффициент теплопроводности напыленного слоя;  $L_{\rm TT} = 2,5$  м — средняя длина тепловой трубы на УМ. Величина  $a_{_{3KB}}$  представляет собой эквивалентную ширину участка контакта с учетом потери контакта после испытаний и вычисляется по формуле

$$a_{_{\mathrm{ЭKB}}} = (F_{\mathrm{b}} - F_{\mathrm{IIK}})/L,$$

где  $F_{\rm b} = La$ , м<sup>2</sup> — базовая площадь контакта до проведения испытаний;  $L = s_1 n$ , м — суммарная длина участков порошкового слоя.

Согласно [3], размер частиц порошка составляет 1...50 мкм, что существенно больше размеров молекул исходного материала. Таким образом можно принять, что теплофизические характеристики порошкового слоя будут отличаться от характеристик исходного материала так же, как единица объема, заполненного шарами, от сплошного объема, что составляет  $\frac{4}{3} \cdot \frac{\pi}{8} \approx 0.5$ . Тогда теплопроводность порошкового слоя составит поло-

водность порошкового слоя составит половину теплопроводности исходного материала, и, принимая во внимание, что в состав напыленного слоя входят алюминий и цинк, для расчета «худшего» (наименее теплопроводного) случая было принято  $\lambda_{\rm H} = 0.5\lambda_{\rm Zn} =$ = 30 BT/(м·K).

## Обсуждение результатов технологического эксперимента

Было проведено сравнение значения указанной интегральной характеристики для порошкового слоя с аналогичной величиной, полученной для одного из теплопроводных клеев — клея-герметика марки «Эласил», имеющего коэффициент теплопроводности 1,6 Вт/(м·К) и нанесенного сплошным слоем по всей длине тепловой трубы.

В табл. 2 приведены значения интегральной характеристики тепловой связи, отношение базовой площади к площади потери контакта, а также отношение интегральных характеристик тепловой связи для образца и клея «Эласил».

Для известной, обусловленной формой сечения трубы, зависимости величины зазора между трубой и плоскостью от поперечной координаты сечения, принимающей значения от нуля до диаметра трубы *D*, коэффициент тепловой проводимости вычисляется следующим образом:

$$\rho = k \frac{1}{n} \sum_{i=1}^{n} \frac{1}{\delta_i},$$

где  $\delta_i$ , i = 1, ..., n — кусочно-линейная функция, аппроксимирующая указанную зависимость.

Таблица 2

Характеристика тепловой связи между трубой и корпусом узлового модуля

Образец	Nº 1	Nº 3	№ 4	Nº 5	«Эласил»
Интегральная характеристика тепловой связи k, Вт·м/К	0,453	0,394	0,002	0,158	0,049
Процентное отношение площади потери контакта F <sub>IIK</sub> к базовой площади контакта F <sub>Б</sub>	14,7%	0,0%	99,7%	65,5%	_
Отношение интегральных характеристик тепловой связи для образца и клея-герметика «Эласил»	9,2	8,0	0,0	3,2	1,0

Из табл. 2 видно, что худшим является образец № 4, имеющий почти 100% потери контакта. Образец № 5 после испытаний потерял 2/3 контакта, однако благодаря высокой теплопроводности порошкового материала величина интегральной характеристики тепловой связи все же в три раза больше, чем при использовании клея «Эласил». Только образец № 3 не имеет потери контакта, применение такой схемы в восемь раз эффективнее, чем нанесение сплошного слоя клея. Образец № 1 имеет небольшую потерю контакта, однако за счет конфигурации схемы тепловой контакт в этом случае на 15% лучше, чем у образца № 3, и более чем в девять раз лучше, чем в случае применения клея «Эласил».

При сравнении схем нанесения порошкового слоя по критериям, приведенным выше, можно сделать следующие выводы:

• при использовании односторонних швов, расположенных вплотную друг к другу, швы меньшей длины являются более прочными (образцы № 1 и 5);

• при использовании двусторонних швов меньшее отношение длины шва к шагу между швами приводит к лучшим прочностным характеристикам (образцы № 3 и 4);

• при равных величинах площади контакта приоритетным является использование односторонних швов (образцы № 3 и 5).

Из табл. 1, в свою очередь, видно, что большая потеря контакта у образцов № 4 и 5 обусловлена наличием полостей в порошковом слое, появившихся при осуществлении напыления.

Следует также отметить, что вопросы возможности возникновения электрохимической коррозии напыляемых слоев и работоспособности соединения при циклических температурных нагрузках могут быть предметом дальнейших исследований.

#### Выводы

По результатам проведенных испытаний можно сказать, что опыт применения «холодного» газодинамического напыления для обеспечения теплового контакта между элементами конструкции оказался успешным. Три из четырех исследуемых образцов показали результат лучше, чем при использовании клеягерметика «Эласил». При потере контакта до 15% под действием внешних нагрузок сохраняются преимущества газодинамического напыления. Большие потери контакта обусловлены наличием полостей, появившихся при осуществлении напыления.

В заключение следует отметить, что для успешного внедрения метода порошкового напыления в качестве способа обеспечения теплового контакта необходимы, во-первых, разработка метода контроля за отсутствием полостей внутри напыленного слоя и, во-вторых, разработка и выпуск нормативной документации по проведению «холодного» газодинамического напыления.

#### Список литературы

1. Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В. Целевое использование российского сегмента МКС: значимые научные результаты и перспективы // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 3–18.

2. Клочкова М.А. Проектирование системы обеспечения теплового режима узлового модуля Международной космической станции // Космонавтика и ракетостроение. 2013. Вып. 1 (70). С. 46–50.

3. Каширин А.И., Шкодкин А.В. Метод газодинамического напыления металлических покрытий: развитие и современное состояние // Упрочняющие технологии и покрытия. 2007. № 12. С. 22–33.

4. Каширин А.И. Оборудование Димет и газодинамическая технология нанесения металлических покрытий // Техномир. 2004. № 2 (20). С. 46–48.

5. *Клюев О.Ф., Каширин А.И.* «Холодное» напыление металлических покрытий // Наука и жизнь. 2005. № 3. С. 82–85.

6. Клюев О.Ф., Каширин А.И., Шкодкин А.В., Буздыгар Т.В. Технология газодинамического нанесения металлических покрытий. Часть З. Оборудование Димет // Сварщик. 2003. № 6 (34). С. 25–27.

Статья поступила в редакцию 19.05.2014 г.

УДК 629.76/.78.018.4.02

### МОДЕЛИРОВАНИЕ В ЗАДАЧАХ ВИБРОПРОЧНОСТИ КОНСТРУКЦИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

#### © 2014 г. Безмозгий И.М., Софинский А.Н., Чернягин А.Г.

<sup>1</sup> ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Рассмотрена роль конечно-элементной модели в системном многоэтапном процессе обеспечения вибропрочности конструкции изделий ракетно-космической техники. Изложены принципы построения модели, проблемные вопросы, сложности и особенности процессов ее разработки и использования для решения расчетно-теоретических и экспериментальных задач в процессе создания изделия. Показаны методы уточнения параметров, настройки модели и ее верификации для задач вибропрочности. Приведены примеры динамического моделирования конструкций автоматического космического аппарата и модуля космической станции.

**Ключевые слова:** конструкция, вибропрочность, конечно-элементная модель, модальный анализ, гармонический анализ, экспериментальная отработка.

# THE SIMULATION IN PROBLEMS OF VIBRATION STRENGTH OF ROCKET AND SPACE HARDWARE

Bezmozgiy I.M., Sofinskiy A.N., Chernyagin A.G.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The concept of the current system ensuring strength of the rocket and space hardware under the vibration loading is described. The role of the finite-element dynamic model of the design at each stage of product development is shown. The use of a model in calculation, theoretical and experimental works is demonstrated. The principles of the model construction are stated. These principles are formulated for most convenient model application in an iterative process of the structure design and calculation. Complexity and special feature of the specific constructions simulation, the methods of refining the model parameters, model tuning and its verification are shown. Every issue is posed in the perspective of vibration strength problems. The possibilities of modern computer technology and universal software systems for solving the problem of dynamic effects on the structure are presented. The special features of the dynamic simulation of loading processes of experimental product (prototype) during the tests are presented. For the tests simulation the development of the specific models of prototype and equipment is required. Examples of the dynamic simulation of the automatic spacecraft for Earth remote sensing and space station module are given. The types of finite elements used in the model are described. The results of calculations and measurements during the experimental testing are given. Refinement and adjustment models based on experimental data are shown.

*Key words:* structure, vibration strength, finite-element model, modal analysis, harmonic response analysis, developmental testing.



БЕЗМОЗГИЙ И.М.



СОФИНСКИЙ А.Н.



ЧЕРНЯГИН А.Г.

БЕЗМОЗГИЙ Иосиф Менделевич — ктн, начальник лаборатории РКК «Энергия», e-mail: iosif.bezmozgy@rsce.ru

BEZMOZGIY Iosif Mendelevich — Candidate of Science (Engineering), Head of Laboratory at RSC Energia e-mail: iosif.bezmozgy@rsce.ru

СОФИНСКИЙ Алексей Николаевич — ктн, заместитель начальника отделения РКК «Энергия», e-mail: alexey.sofinskiy@rsce.ru

SOFINSKIY Alexey Nikolaevich – Candidate of Science (Engineering), Deputy of Head of Division at RSC Energia, e-mail: alexey.sofinskiy@rsce.ru

ЧЕРНЯГИН Александр Григорьевич — ктн, ведущий научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: alexander.chernyagin@rsce.ru

CHERNYAGIN Alexander Grigorievich – Candidate of Science (Engineering), Leading research scientist at RSC Energia, e-mail: alexander.chernyagin@rsce.ru

Современное изделие ракетно-космической техники (РКТ), будь то пилотируемый или грузовой космический корабль, модуль космической станции, автоматический космический аппарат (КА), блок ракеты-носителя или разгонный блок, содержит множество систем служебного и специального назначения, обеспечивающих функционирование изделия и выполнение им целевой задачи. С точки зрения прочности изделие представляет собой механическую систему, состоящую из первичной конструкции — корпуса и вторичной конструкции – навесного оборудования (НО). Вторичную конструкцию формируют элементы систем: аппаратура, автоматика, двигатели, механизмы, приводы, баки, баллоны и т.п., соединенные гидравлическими, пневматическими и электрическими коммуникациями. Все НО крепится к корпусу либо непосредственно, либо через промежуточные конструкции: кронштейны, опоры, фланцы, рамы, фермы и т. д. Возбуждающие эксплуатационные факторы динамического характера вызывают в системе корпус-вторичная конструкция колебательные процессы. При этом многообразие и плотный спектр динамических воздействий [1] обусловливают неизбежность резонансных явлений. В этой связи вибрационные нагружения являются для вторичной конструкции доминирующими, лимитирующими прочность узлов крепления оборудования, промежуточных элементов, крепежных деталей и местную прочность корпуса.

## Обеспечение вибропрочности как системный процесс

Действующая в настоящее время в масштабах отечественной ракетно-космической отрасли система обеспечения вибропрочности конструкций РКТ [2] реализует комплексный подход, состоящий из двух частей: расчетно-теоретической и экспериментальной, и базируется

на двух основных принципах. Первый — это нормирование уровня вибрационного нагружения на первичной конструкции, второй проведение вибропрочностных испытаний на специальном экспериментальном изделии. На корпусе, как для расчетов, так и при экспериментальной отработке, задаются нормативные значения либо нагрузок, либо спектральной плотности в функции частоты. В отношении экспериментального изделия выдвигаются требования конструктивно-технологической идентичности летному изделию: оно изготавливается по той же конструкторской, технологической и нормативной документации, что и летное изделие, и в тех же производственных условиях. Уровень нагружения, а следовательно, и напряженно-деформированного состояния (НДС) вторичной конструкции зависит от парциальной собственной частоты и коэффициента усиления виброускорений на этой частоте. Собственная частота определяется массово-инерционными и жесткостными характеристиками, а коэффициент усиления диссипативными свойствами конструкции, количественно выраженными через логарифмический декремент колебаний или через добротность колебательной системы.

Следует отметить, что проведение прямого расчета на прочность конструкции при вибрационном воздействии — задача сложная и трудоемкая даже для разработанной конструкции, облик которой определен чертежной документацией или 3D-моделью. В качестве проектного расчета при разработке конструкции в такой постановке задача становится не только невыполнимой, но и нецелесообразной из-за неопределенности исходных параметров. Поэтому на этом этапе итерационная задача расчетно-теоретического анализа прочности разрабатываемой конструкции при вибрационном нагружении практически решается в статической постановке на квазистатические нагрузки.
В целом процесс обеспечения прочности конструкции на вибрационные нагрузки можно разделить на следующие этапы.

Первый этап. По упрощенной модели конструкции с приближенными значениями массовых и жесткостных характеристик проводится модальный анализ с определением значений собственных частот. По этим значениям выбираются нормативные значения перегрузок на корпусе, и через принятое, как правило, в запас, значение логарифмического декремента или добротности определяются перегрузки на НО. Далее путем проектировочных расчетов на эти квазистатические нагрузки проводится разработка конструкции с назначением размеров, определяющих ее прочность, и в заключение проводится проверочный расчет.

Второй этап. На основе полученных на первом этапе параметров строится конечноэлементная модель (КЭМ) конструкции, адекватно отражающая ее массово-инерционные и жесткостные характеристики, и достаточно подробная для проведения анализа прочности. Эта модель является инструментом для проведения повторного модального анализа с целью уточнения собственных частот и форм, а также гармонического и спектрального анализа при заданной добротности с целью получения коэффициентов усиления для перегрузок или спектральной плотности для всех узлов модели и отклика конструкции для всех элементов НО. В рамках этих расчетов может быть получено НДС конструкции, соответствующее нормативным нагрузкам, а также число циклов нагружения, соответствующее условиям эксплуатации. На основе последних можно определить предельное состояние конструкции и, соответственно, запасы прочности.

*Третий этап.* Разработанная модель и проведенный анализ позволяют построить экспериментальную отработку вибропрочности: назначить места установки датчиков, задающих и измеряющих вибрационные ускорения, выделить параметры модели, подлежащие проверке и уточнению.

Четвертый этап. В процессе экспериментальной отработки проверяется и подтверждается вибропрочность конструкции, а также проводятся измерения, уточняющие и подтверждающие основные параметры модели.

Пятый этап. Проводится анализ результатов измерений, полученных в процессе испытаний. Осуществляется настройка модели, корректировка ее параметров. Проводятся расчеты, моделирующие процесс нагружения конструкции при испытаниях, подтверждающие степень достоверности откорректированной модели. Шестой этап. Откорректированная и верифицированная по результатам испытаний КЭМ конструкции может быть использована для достоверных расчетов изделия при измененных условиях эксплуатации, внесении изменений в конструкцию, модернизации изделия или разработки конструкции нового изделия подобного класса.

#### Роль конечно-элементной модели

Ключевая роль на всех этапах работ в рамках действующей системы отработки вибропрочности принадлежит модели. Развитие системы неизбежно пойдет в двух направлениях: во-первых, переход от нормативных значений нагрузок к действительным, соответствующим условиям эксплуатации, во-вторых, перенос экспериментальных работ со специализированного макета на летное изделие (protoflight) с вырезкой (notching) в процессе нагружения опасных для изделия частотных диапазонов или ограничения в них амплитудных значений нагрузок, если, естественно, это допускают условия эксплуатации. В процессе прогнозируемого развития роль динамической модели будет только возрастать, как и требования к ней по полноте, подробности, достоверности. Метод конечных элементов [3, 4] в силу своих многочисленных достоинств вытеснил практически все другие численные способы решения краевых и начальнокраевых задач математической физики. Поэтому под динамической моделью конструкции в задачах вибропрочности однозначно понимается КЭМ, содержащая, помимо матрицы жесткости, матрицы масс и демпфирования.

# Создание и использование конечно-элементной модели

Динамическая КЭМ является математическим отображением конструкции и ее важнейших параметров: геометрических характеристик, массовых характеристик, упругих свойств конструкционных материалов, диссипативных свойств материалов и конструкции.

Динамический анализ конструкции основывается на решении общего уравнения движения [3, 5]:

$$[M]{u''} + [C]{u'} + [K]{u} = {F(t)}, \quad (1)$$

где параметры модели: [M] — матрица масс; [C] — матрица сопротивлений (демпфирования); [K] — матрица жесткости; кинематические параметры:  $\{u''\}$  — вектор узловых ускорений;  $\{u'\}$  — вектор узловых скоростей;  $\{u\}$  — вектор узловых перемещений; внешние воздействия:  $\{F\}$  — вектор нагрузок;  $\{t\}$  — время. Инженерный опыт расчетных и экспериментальных работ позволяет сформулировать следующие практически важные принципы разработки КЭМ конструкций РКТ:

1. Модель формируется из линейных (стержневых и балочных), двумерных (пластинчатых и оболочечных) элементов.

2. Применение трехмерных (объемных) элементов, приводящих к существенному увеличению размерности матриц модели, должно быть обосновано.

3. Для моделирования стыков отсеков используются специальные интегральные элементы, адекватно отражающие нелинейные деформативные процессы.

4. Для моделирования закрепления дискретного вводимого в модель НО применяются специальные соединительные элементы.

5. Степень дискретности разбиения на конечные элементы по размерам и массам выбирается, исходя из необходимости обеспечения адекватного отражения частотных характеристик до определенного значения (как правило, до 100 Гц).

6. Размеры элементов в зонах высокоградиентного напряженного состояния должны позволять выявлять места, опасные с точки зрения разрушения или зарождения усталостных трещин.

7. Геометрические, массовые, упругие характеристики вводятся в модель номинальными значениями, демпфирующие свойства минимальными, с учетом статистических данных для данного класса конструкций.

8. Модель строится таким образом, чтобы предусматриваемые ее трансформации, изменения и модификации были наиболее легко реализуемы.

Основные сложности, которые приходится преодолевать разработчику КЭМ, связаны с нелинейными эффектами, специфическими особенностями нетрадиционных конструкторских решений, контактными задачами на стыке отсеков корпуса, необходимостью введения условных конечных элементов, отображающих интегральные характеристики совокупности соединенных между собой или взаимодействующих элементов конструкции. Особого подхода требуют механизмы и геометрически изменяемые конструкции. Как правило, возникают трудности, связанные с неопределенностью параметров демпфирования.

В качестве инструмента для моделирования конструкций, проведения с помощью моделей расчетов и постановки экспериментальных работ используются мощные универсальные программные комплексы (ПК). Самые популярные в задачах прочности — это NASTRAN [6–8] и ANSYS [9, 10]. Современный уровень программного обеспечения (ПО) позволяет в полной мере реализовать указанные выше принципы и преодолеть сложности, обеспечивая возможность использования набора стандартных конечных элементов, а также реализации различных видов демпфирования (конструкционное демпфирование, демпфирование по материалам, по частотам и др.). В процессе расчета ЭВМ осуществляет операции с матрицами высокой размерности ленточной структуры. Размерность матриц определяется количеством узлов и типом применяемых конечных элементов: линейные, двух- или трехмерные, и колеблется в диапазоне от сотен тысяч до нескольких миллионов элементов, причем полный цикл задач прочности, включая моделирование вибропрочностных испытаний и настройку параметров модели по результатам испытаний, предполагает многократное проведение различных видов ресурсоемких расчетов.

Работа с моделями изделий проводится как на наиболее мощных многопроцессорных (многоядерных) персональных ЭВМ (сегодня это ЭВМ с числом процессоров 4...24 и оперативной памятью 64...512 Гб), так и на ЭВМ кластерного типа, мощность которых наращивается в соответствии с потребностями задачи. Кроме того, в последнее время хорошие результаты по производительности вычислительной техники демонстрируются при распараллеливании вычислений с использованием графических процессоров. Последние версии программных комплексов ANSYS, NASTRAN также используют возможности ускорения расчетов за счет графических процессоров.

Тем не менее, для детального анализа локального НДС в критических, с точки зрения прочности, местах приходится использовать дополнительные, более подробные локальные модели. При этом из общей модели определяются граничные условия и силовые факторы, необходимые для расчетов локальной модели.

# Конечно-элементная модель как инструмент в решении задач

КЭМ является основным инструментом расчетного решения задач вибропрочности конструкции, целью которого является теоретическое определение запасов прочности конструкций при динамических воздействиях (динамические расчеты).

Динамические расчеты складываются из модального анализа, гармонического анализа и (или) спектрального анализа. В результате модального анализа определяются собственные частоты и формы колебаний, в результате гармонического или спектрального анализа отклик конструкции на гармоническое или случайное воздействие, и может быть рассчитано напряженно-деформированное состояние конструкции.

Модальный анализ — это решение задачи о собственных колебаниях дискретной системы, которая описывается уравнением (1). Этому уравнению придается форма, соответствующая задаче о собственных значениях:

$$([K] - \omega^2[M])\{\hat{u}\} = 0, \qquad (2)$$

где ω — собственная частота; {û} — собственные формы колебаний.

Модальный анализ позволяет определить частотные характеристики изделия:

- собственные частоты;
- формы колебаний;

• коэффициенты участия, характеризующие вклад каждого тона в колебания изделия.

Как видно, точность определения собственных форм и частот зависит только от точности представления в модели матрицы жесткости [K] и матрицы масс [M].

Гармонический анализ — это анализ отклика вынужденных колебаний конструкции на гармоническое воздействие обобщенной возмущающей силы, действующей по синусоидальному закону

$$\{F(t)\} = F_{\text{areasin}} \sin \omega t,$$

где  $F_{_{3KB}}$  постоянна для всех частот.

Гармонический анализ основывается на решении полного уравнения движения (1). Количественные характеристики демпфирующей способности колебательной системы определяются матрицей демпфирования [С] и зависят от многих факторов: материалов, из которых изготовлена конструкция, характера соединений элементов конструкции между собой, вида колебательных процессов, характера НДС, частоты, амплитуды и формы колебаний, температуры, гистерезисных явлений и т. д. Методики исследования диссипативных свойств конструкций, определения демпфирующей способности и вибронагруженности элементов конструкций с учетом конструктивно-технологических и эксплуатационных факторов, а также соответствующие экспериментальные установки описаны в монографии [11]. Конкретная форма представления общей матрицы демпфирования в различных ПК отличается в зависимости от учитываемых в нем параметров демпфирования. Например, в ANSYS матрица демпфирования, используемая в гармоническом анализе, записывается в форме [12]:

$$\begin{bmatrix} C \end{bmatrix} = \alpha \begin{bmatrix} M \end{bmatrix} + (\beta + \beta_c) \begin{bmatrix} K \end{bmatrix} +$$

$$\sum_{j=1}^{N_m} \left[ \left( \beta_j^m + \frac{2}{\Omega} \beta_j^{\xi} \right) \begin{bmatrix} K_j \end{bmatrix} \right] + \sum_{k=1}^{N_e} \begin{bmatrix} C_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} C_{\xi} \end{bmatrix},$$
(3)

где  $\alpha$  — коэффициент массового демпфирования;  $\beta$  — коэффициент жесткостного демпфирования;  $\beta_c = \frac{\xi}{\pi f} = \frac{2}{\Omega} \xi$  — переменный коэффициент

жесткостного демпфирования;  $\xi$  — коэффициент затухания;  $N_m$  — количество материалов, на которые задается коэффициент демпфирования;  $\beta_j^m$  — коэффициент жесткостного демпфирования для используемого j-го материала;  $\beta_j^{\xi}$  — частотно-независимый коэффициент матрицы жесткости для j-го материала;  $\Omega$  — круговая частота возбуждения;  $K_j$  — часть матрицы жесткости, зависящая от j-го материала;  $N_e$  — число элементов с заданным демпфированием;  $C_k$  — матрица демпфирования,  $C_{\xi}$  — частотно-зависимая матрица демпфирования.

На основании решения уравнения (1) строятся резонансные кривые, которые позволяют оценить коэффициенты усиления виброускорений элементов конструкции по отношению к возбуждающим ускорениям.

Если внешнее воздействие не может быть представлено в виде какой-либо известной функции по времени, используются статистические методы. Теоретическое моделирование данного воздействия производится на основе спектрального анализа конструкции. Колебательный процесс в данном случае также описывается уравнением движения (1), в котором правая часть представляет собой стационарное случайное воздействие с заданной спектральной плотностью. В этом случае внешняя нагрузка задается в виде функции спектральной плотности случайного процесса в зависимости от частоты, являющейся своего рода статистической характеристикой распределения энергии процесса по частотам непрерывного спектра. В результате спектрального анализа определяется распределение спектральной плотности виброускорений для всех узлов конечно-элементной модели. Напряжения и перемещения, вычисленные в этом случае, носят статистический характер.

Результатом динамического анализа является вычисление НДС конструкции, в соответствии со спецификой которого определяется ее предельное состояние. Необходимо отметить, что при вибрационных воздействиях предельное состояние конструкции наступает, как правило, по критерию усталостной прочности. В этой связи представляет самостоятельный интерес моделирование процесса зарождения и развития усталостной трещины. Способ построения КЭМ конструкции с трещиной [13] состоит в разрыве связей между узлами ее сетки на поверхности, разделяющей берега трещины. Для адекватного описания сближения– расхождения берегов («дыхания») трещины и решения контактной задачи используются трехмерные элементы [14]. В результате получается изменяющаяся сетка конечных элементов, содержащая разделяющую поверхность с не связанными между собой двойными узлами, воспроизводящими берега трещины.

Отношение факторов предельного состояния к максимальным действующим, с учетом коэффициентов безопасности, нагрузкам дает коэффициент запаса прочности.

# Конечно-элементная модель как объект экспериментальной отработки

КЭМ изделия занимает центральное место и в экспериментальной части отработки вибропрочности. Роль модели важна как при постановке, так и в процессе проведения экспериментальных работ [2]. Например, при испытаниях экспериментального изделия на вибростенде на гармоническую вибрацию необходима реализация единого уровня виброускорения во всех зонах крепления НО на корпусе. Практическое приближение к выполнению этого условия основано на том, что максимальные нагрузки на различном НО реализуются на его резонансных (парциальных) частотах, а нормативное значение виброперегрузки на каждой частоте задается на корпусе в местах установки конкретного НО, резонансная частота которого соответствует текущей. Управление процессом нагружения в каждом частотном диапазоне ведется по задающему датчику в зоне крепления резонирующего на данной частоте НО. Проводимое на основе КЭМ математическое моделирование нагружений позволяет на этапе подготовки экспериментальной отработки обоснованно назначить места установки задающих датчиков и управлять уровнем нагружения в процессе испытаний. Кроме того, моделирование позволяет установить уровень нагружения НО и в соответствии с ним расставить измерительнорегистрирующие датчики. Математическое моделирование выявляет также наиболее нагруженные места конструкции корпуса, силовых каркасов, кронштейнов, других элементов крепления НО, что позволяет организовать измерение деформаций, установив в интересующих зонах конструкций тензодатчики.

КЭМ, выполняя роль главного инструмента инженера-разработчика изделия в решении задач вибропрочности на всех этапах создания конструкции, на стадии экспериментальной отработки в процессе испытаний проявляется также как объект исследований, настройки и верификации. Предметом измерения, уточнения и экспериментального подтверждения являются важнейшие динамические характеристики конструкции: собственные частоты и коэффициенты усиления. Эти характеристики определяющим образом влияют на нагружение вторичной конструкции, а следовательно, на ее прочность, прочность элементов крепления НО и местную прочность корпуса в зонах крепления НО. Естественно, что для экспериментального получения не только полной частотной карты конструкции, но и коэффициентов усиления по каждому дискретно включенному в модель элементу НО требуется значительное число измерительно-регистрирующих датчиков, для автоматической обработки показаний которых используется специальное ПО [15]. Результатом анализа несоответствий между расчетными и экспериментальными значениями динамических характеристик являются мероприятия по корректировке модели, направленные на сокращение величины рассогласований. Инженерная практика показывает, что хорошим соответствием можно считать расхождение в пределах 10% по частотным характеристикам и 20% — по коэффициентам усиления для указанного выше диапазона частот (100 Гц).

Как отмечалось выше и как следует из уравнения (2), собственные частоты полностью определяются матрицами масс [M] и жесткостей [K] модели, и точность их расчета практически полностью определяется соответствием интегральных характеристик условных конечных элементов реальной конструкции.

Настройка КЭМ по частотным характеристикам производится варьированием жесткостных параметров, в первую очередь, условных конечных элементов, моделирующих крепление НО к корпусу, стыки корпуса, специфические особенности конструкции. В некоторой степени настройка частотных характеристик может быть проведена за счет уточнения геометрических параметров элементов конструкции, заданных первоначально номинальными значениями. Сложность в подборе жесткостных характеристик заключается в том, что изменение параметров одного элемента модели приводит к изменению расчетных частотных характеристик других частей модели, в связи с чем настройка КЭМ требует итерационного подхода и связана с необходимостью проведения многократных расчетов, моделирующих вибронагружения. Следует отметить, что изменение жесткостных характеристик влияет и на величины коэффициентов усиления, поэтому верификация последних проводится после настройки жесткостных характеристик варьированием демпфирующих характеристик модели в целом, а также демпфирующих свойств отдельных элементов конструкции. Сложность, возникающая при этой настройке, вызвана наличием большого количества диссипативных факторов (см. формулу (3)), существенным образом влияющих друг на друга.

Необходимо отметить, что процесс испытаний математически воспроизводится на системе вибростенд-оснастка-макет. Для макета разрабатывается своя КЭМ, учитывающая его конструктивные особенности и отличия от штатного изделия: отсутствие некоторых элементов конструкции, габаритно-массовое исполнение НО, отсутствие жидкостей в баках и др. Оснастка, как и указанные отличия, вносит искажения в динамическую картину деформирования изделия. Поэтому распространение результатов эксперимента на летное изделие и корректировка КЭМ летного изделия сопровождается дополнительными параллельными расчетами, учитывающими различие и фиксирующими соответствие между моделями штатного изделия и макета.

#### Примеры

Изложенная концепция моделирования в процессе отработки вибропрочности конструкций РКТ иллюстрируется двумя примерами. В качестве первого примера на рис. 1 показана КЭМ спутника ДЗЗ, разрабатываемого РКК «Энергия» для Египта [16], выполненная с использованием ПК ANSYS.



Рис. 1. Конечно-элементная модель автоматического космического аппарата: 1 — панели солнечных батарей; 2 — приборная панель; 3 — корпусная панель; 4 — нижняя торцевая панель

КЭМ создана на основе изложенных выше принципов. Особенности ее в значительной степени определились спецификой моделирования панелей корпуса, приборных панелей и панелей солнечных батарей трехслойной конструкции, состоящей из несущих слоев и сотового заполнителя. В приборные панели, кроме того, встроены тепловые трубы, а углепластиковые несущие слои панелей солнечных батарей имеют явно выраженную анизотропную структуру. Некоторые сложности были связаны с моделированием оборудования, установленного на приборных панелях, а также включением в матрицу масс оборудования, не представленного в модели дискретно (кабели, теплоизоляция и т.п.). Полная КЭМ содержит в себе 386 000 элементов и 327 000 расчетных узлов. В модели использованы следующие типы элементов: оболочечные элементы SHELL43 и SHELL181, балочные элементы BEAM4 и BEAM188, массовые элементы MASS21, контактные элементы TARGET170, CONTA174 и СОЛТА175. В модели применены также объемные элементы SOLID185, что обусловлено большой толщиной сотового заполнителя в нижней торцевой трехслойной панели корпуса. Связь элементов корпуса между собой осуществляется специальными элементами CAPLING, которые обеспечивают совместное перемещение стыкуемых узлов по заданному направлению. Связь элементов навесного оборудования с корпусом осуществлена элементами COMBIN14, позволяющими варьировать жесткость и демпфирующие характеристики связи.

С помощью КЭМ рассчитаны динамические характеристики и параметры для наиболее интересных с точки зрения динамики мест конструкции, определены зоны, в которых реализуются максимальные коэффициенты усиления. В эти места установлены датчики виброускорений. Результаты расчета амплитудно-частотных характеристик для центра приборной панели в месте установки датчика 21 представлены на рис. 2. Как видно из резонансной кривой, максимальное значение коэффициента усиления виброускорения для этой зоны  $K_1 \approx 15$  получено на частоте  $f_1 = 13$  Гц. Кроме того, отмечается еще один резонанс, с уровнем  $K_2 \approx 13$  на частоте  $f_2 = 22$  Гц.



Рис. 2. Первоначальная расчетная резонансная кривая (резонансные кривые: Nx — по оси X, Ny — по оси Y, Nz — по оси Z): — — Nx \_21; — — Ny\_21; — — Nz\_21 Примечание. К — коэффициент усиления; f — частота колебаний.

Проведенные измерения при виброиспытаниях для режима определения амплитудночастотных характеристик (соответствующая экспериментальная резонансная кривая приведена на рис. 3) показали, что в том же месте конструкции в близком частотном диапазоне действительно имеются два ярко выраженных резонанса с частотами  $f_1 = 16$  Гц и  $f_2 = 22$  Гц и коэффициентами усиления виброускорений  $K_1 \approx 43$  и  $K_2 \approx 19$  соответственно.



Рис. 3. Экспериментальная резонансная кривая (резонансный отклик: Bx — по оси X, By — по оси Y, Bz по оси Z): — — Bx\_21; — — By\_21; — — Bz\_21 Примечание. К — коэффициент усиления; f — частота колебаний.

Таким образом, в исходной КЭМ по сравнению с экспериментом наблюдается отличие до 3 Гц в первой резонансной частоте, совпадение по второй резонансной частоте и трехкратное отличие по коэффициентам усиления виброускорений. Основной причиной этих отличий являются использованные в модели более жесткие характеристики соединительных элементов на стыках панелей корпуса и завышенные параметры демпфирования.

По результатам испытаний в процессе настройки в модели были проведены следующие изменения и уточнения:

• замена элементов *CAPLING*, обеспечивающих жесткую связь узлов между отдельными панелями корпуса, на элементы *COMBIN*14, которые позволили уточнить жесткостные и демпфирующие характеристики этих соединений;

 изменены жесткостные характеристики конструкции и демпфирующие параметры отдельных элементов конструкции и материалов (см. формулу (3)).

Резонансная кривая после проведения указанных изменений показана на рис. 4.

Из сравнения графиков следует, что в результате уточнения КЭМ введением упругих крепежных элементов между панелями космического аппарата и настройки их условных интегральных жесткостных характеристик, частота первого расчетного резонанса (рис. 4) для приборной панели сблизилась с экспериментальным значением и составила  $f_1 = 15$  Гц, частота второго резонанса практически не изменилась. Величины коэффициентов усиления виброускорений, рассчитанные по уточненной модели, составили  $K_1 \approx 47$  и  $K_2 \approx 20$ .



**Рис. 4. Расчетная резонансная кривая после уточнения** параметров модели: —  $-Nx_21$ ; —  $-Ny_21$ ; —  $-Nz_21$ Примечание. К — коэффициент усиления; f — частота колебаний.

В целом, по автоматическому КА после корректировки различие в резонансных частотах не превысило 1 Гц в диапазоне до 20 Гц и 3 Гц в диапазоне до 150 Гц, различие в коэффициентах усиления виброускорений для основных элементов конструкции не превысило 20%. В то время как в исходной КЭМ в диапазоне до 150 Гц несовпадение резонансных частот достигало 5...7 Гц, а некоторые собственные частоты не проявлялись вообще. Коэффициенты усиления виброускорений на резонансных частотах отличались в 2-3 раза.

Пример динамической КЭМ узлового модуля Международной космической станции [17] показан на рис. 5.



**Рис. 5. Конечно-элементная модель модуля космической станции:** 1 — элементы магистралей; 2 — блок телекамер; 3 — корпус узлового модуля

Разработанная КЭМ имеет 456 000 элементов и 458 000 расчетных узлов. Для моделирования использовались те же типы элементов, что и в предыдущем примере.

Специфика данной модели обусловлена особенностью конструкции модуля, содержащего в своем составе большое количество гидравлических и пневматических магистралей. Сложность моделирования в данном случае заключалась в построении большого количества сопряжений элементов навесного оборудования и магистралей с элементами сферической оболочки корпуса.

Результаты настройки КЭМ, проводимой аналогично описанной выше схеме, представлены на рис. 6-8 для блока телекамер в месте установки датчика 22. Начальные амплитудночастотные характеристики представлены на рис. 6. Максимальный резонанс наблюдается на частоте 17 Гц и имеет коэффициент усиления  $K \approx 10$ . В соответствии с результатами эксперимента, приведенными на рис. 7, максимальный резонанс имеет место на частоте 20 Гц с коэффициентом усиления  $K \approx 6$ . Резонансные кривые, полученные после верификации модели, приведены на рис. 8. Таким образом, проведенная верификация модели позволила снизить расхождение резонансных частот конструкции корпуса и основных элементов НО по сравнению с экспериментальными данными до 1...5%, по коэффициентам усиления — до 20%.





*Примечание. К* — коэффициент усиления; *f* — частота колебаний.





Рис. 8. Расчетная резонансная кривая после уточнения параметров модели: — – Nx \_22; — – Ny\_22; — – Nz\_22

*Примечание. К* – коэффициент усиления; *f* – частота колебаний.

# Значение верифицированной конечно-элементной модели

Приведенные примеры показывают, что начальная КЭМ дает достаточно большие расхождения по коэффициентам усиления для отдельных сосредоточенных масс, дискретно включенных в модель. Эти расхождения особенно существенны для новых нетрадиционных конструкций, где приходится вводить условные элементы, интегрально моделирующие соединения нескольких конструктивных элементов с явно выраженными нелинейностями. Значительные расхождения имеют место и по собственным парциальным частотам, особенно для высоких тонов.

Обработанные и систематизированные измерения, полученные при вибрационных нагружениях в процессе экспериментальной отработки, позволяют настроить модель, уточнить ее параметры, поднять уровень ее достоверности, адекватности отражения внутренних свойств конструкции и ее реакции на внешние воздействия.

Отстроенная с погрешностью до 7% по низшим тонам собственных колебаний и с погрешностью до 20% по коэффициентам усиления на низших частотах КЭМ является надежным инструментом для проведения расчетнотеоретических работ с изделием и его модификациями. Без повторения сложных и дорогостоящих испытаний она позволяет прогнозировать поведение конструкции при различных измененных, в т. ч. несанкционированных, динамических воздействиях, проводить анализ модификаций конструкций, изменений в составе НО и т. д.

#### Выводы

Динамической конечно-элементной модели принадлежит ключевая роль в решении комплексной задачи обеспечения вибропрочности конструкции изделия. Современная вычислительная техника, программные продукты, испытательноизмерительные комплексы позволяют создать подробную модель конструкции изделия, а на основе эксперимента отстроить и подтвердить ее достоверность.

Верифицированная модель является надежным инструментом анализа прочности изделия при изменении условий его эксплуатации, изменениях его конструкции, а также при создании новых изделий подобного класса.

Роль динамической конечно-элементной модели в отработке вибропрочности изделия будет возрастать при прогнозируемом развитии отраслевой системы обеспечения прочности в направлении перенесения экспериментальной отработки на летное изделие.

#### Список литературы

1. Гладкий В.Ф. Динамика конструкции летательного аппарата // М.: Наука. Физматлит, 1969. 496 с.

2. Кармишин А.В., Лиходед А.И., Паничкин Н.Г., Сухинин С.Н. Основы отработки прочности ракетно-космических конструкций // М.: Машиностроение, 2007. 480 с.

*3. Зенкевич О.* Метод конечных элементов в технике // М.: Мир, 1975. 541 с.

*4. Галлагер Р.* Метод конечных элементов, основы // М.: Мир, 1984. 431 с.

5. Theory Reference for the Mechanical ADPL and Mechanical Applications. ANSYS Release 14.0, SAS IP, Inc. 2011.

6. Шатров Б.В., Бухаров С.А., Мартыненко Ю.Р., Осипов Д.М. Система конечно-элементного анализа общего назначения MSC/ NASTRAN, перевод с англ. // М.: МАИ, 1994. 50 с. 7. Lahey R.S., Miller M.R., Reymond M.A. (eds.), MSC/NASTRAN Reference Manual, Version 68, The MacNeal-Schwendler Corporation, Los Angeles, California, 1994.

8. Blakely K.D., MSC/NASTRAN Basic Dynamic Analysis User's Guide, Version 68, The MacNeal-Schwendler Corporation, Los Angeles, California, 1993.

*9. Каплун А.Б., Морозов Е.М., Олферьева М.А. ANSYS* в руках инженера // М.: УРСС, 2003. 272 с.

10. Чигарев А.В., Кравчук А.С., Смалюк А.Ф. ANSYS для инженеров // М.: Машиностроение, 2004. 510 с.

11. Трощенко В.Т., Куриат Р.И., Лебедев А.А. и др. Прочность материалов и конструкций // Киев: Академпериодика, 2005. 1086 с.

12. Structural Analysis Guide. ANSYS Release 12.1, SAS IP, Inc. 2009.

13. Асаенок А.В., Зайцев Б.Ф., Шульженко Н.Г. Методика введения разрывов в схеме конечных элементов в задачах статики и собственных колебаний трехмерных конструкций // Проблемы машиностроения. 2013. № 3. С. 58–63.

14. Шульженко Н.Г., Зайцев Б.Ф., Викман Н.Е., Асаенок А.В. Расчет колебаний ротора с «дышащей» трещиной по трехмерной модели // Проблемы прочности. 2012. № 6. С. 137–145.

15. LMS-Test.Lab Solutions Guide, LMS International, 2011.

16. Афанасьев И., Красильников А., Ильин А. Рабочая площадка *MAKS* 2013 // Новости космонавтики. 2013. № 10. С. 2–8.

17. Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В. Целевое использование российского сегмента МКС: значимые научные результаты и перспективы // Космическая техника и технологии. 2013. № 2. С. 3–18.

Статья поступила в редакцию 15.01.2014 г.

УДК 005.591.6:001.895

# УПРОЩЕННЫЙ АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ ВЕРОЯТНОСТНОЙ МОДЕЛИ ОЦЕНКИ СТЕПЕНИ РИСКОВ ИННОВАЦИОННЫХ ПРОЕКТОВ

© 2014 г. Великоиваненко В.И., Гусаков Н.В., Пантенков Д.Г., Соколов В.М.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru* 

Представляется перспективный научно-методический аппарат построения вероятностной модели оценки степени рисков и целесообразности выполнения инновационных проектов создания высокотехнологичной продукции на основе теории нечетких множеств, приводятся результаты численного моделирования и алгоритм программной реализации предложенного метода.

Предлагается модель оценки степени рисков по одному критерию, которая далее распространена для случаев оценки степени рисков по двум и более критериям.

Под инновационными проектами понимаются такие проекты, которые требуют научнотехнического и научно-методического обеспечения их реализации, использования новых видов технологических платформ и материалов, критических технологий, а также имеют большие сроки разработки и риски сроков окупаемости.

*Ключевые слова:* вероятностная модель оценки, критерий, показатели, нечеткие множества, инновационный проект, оценки рисков.

## A SIMPLIFIED ALGORITHM TO CONSTRUCT A PROBABILISTIC MODEL TO EVALUATE THE LEVEL OF RISKS INVOLVED IN INNOVATION PROJECTS

Velikoivanenko V.I., Gusakov N.V., Pantenkov D.G., Sokolov V.M.

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper presents an advanced scientific procedural apparatus for constructing a probabilistic model for evaluating the level of risks and practicability of implementing innovation projects to develop hightechnology products that is based on fuzzy sets theory; also presented are results of numerical simulations and an algorithm for the software implementation of the proposed method.

This paper presents a model for evaluating the level of risks by one criterion, which is then extended to cover the cases where risk levels are evaluated by two or more criteria.

By innovation projects this paper means such projects which require scientific engineering and methodological support for their implementation, the use of new types of technology platforms and materials, and of critical technologies, as well as have long development periods and high risks of payback time.

*Key words:* new method, probabilistic evaluation model, criterion, fuzzy sets, innovation project, numerical estimates.



ВЕЛИКОИВАНЕНКО В.И.



ГУСАКОВ Н.В.



ПАНТЕНКОВ Д.Г.



СОКОЛОВ В.М.

ВЕЛИКОИВАНЕНКО Владимир Ильич — дтн, профессор, начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: vladimir.velikoivanenko@rsce.ru

VELIKOIVANENKO Vladimir Ilyich – Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Head of Department at RSC Energia, e-mail: vladimir.velikoivanenko@rsce.ru

ГУСАКОВ Николай Васильевич — ктн, заместитель генерального конструктора РКК «Энергия», e-mail: nicolay.gusakov2@rsce.ru

GUSAKOV Nikolay Vasilyevich — Candidate of Science (Engineering), Deputy General Designer at RSC Energia, e-mail: nicolay.gusakov2@rsce.ru

ПАНТЕНКОВ Дмитрий Геннадьевич — инженер-программист РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru PANTENKOV Dmitry Gennadievich — Software engineer at RSC Energia, e-mail: post@rsce.ru

СОКОЛОВ Виталий Михайлович — ктн, доцент, начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: vitaliy.sokolov1@rsce.ru

SOKOLOV Vitaly Mikhaylovich – Candidate of Science (Engineering), Assistant professor, Head of Department at RSC Energia, e-mail: vitaliy.sokolov1@rsce.ru

В статье предлагается новый упрощенный метод построения вероятностной модели оценки степени риска инновационного проекта. Метод базируется на теории нечетких множеств, методах математического и имитационного моделирования [1–8].

Существующие научно-методические подходы [9–16] имеют ряд следующих недостатков:

 отсутствует обобщенная модель оценки степени рисков, инвариантная ко входным параметрам;

• представленные результаты математического моделирования в части оценки степени рисков требуют более наглядной графической интерпретации;

• известные модели определения степени рисков ориентированы на их оценку лишь по одному параметру (частный случай), что приводит к невозможности сопоставления сравнительной оценки степени рисков по двум и более параметрам одновременно.

#### Постановка задачи

Требуется предложить алгоритм построения вероятностной модели оценки степени рисков инновационных проектов, позволяющий в первом (грубом) приближении дать экспресс-оценку рентабельности и реализуемости инновационного проекта по одному, двум и, в самом общем случае, N выбранным критериям. На основе предложенного математического аппарата провести компьютерное моделирование, проанализировать полученные результаты, сделать выводы.

#### Упрощенный алгоритм построения вероятностной модели оценки степени рисков инновационных проектов по одному критерию

**Исходные** данные. В качестве оценки степени риска инновационного проекта целесообразно взять параметр рентабельности  $C_{\text{рент}}$  [12–15]. Входными параметрами в данном случае являются полученные методом статистического анализа (выборки) усредненная величина  $Z_{\text{пор}}$  (норма прибыли от внедрения инновационного проекта) и предполагаемое значение рентабельности проекта  $C_{\text{рент}}$ . Пусть для данного параметра, при условии выполнения неравенства  $C_{\text{рент}} < Z_{\text{пор}}$ , внедрение инновационного проекта считается нецелесообразным.

Предположим, что множества возможных значений параметра  $C_{\text{рент}}$  и критерия оценки (порога)  $Z_{\text{пор}}$  заданы в виде *треугольных не-четких множеств*  $\overline{C}_{\text{рент}} = [C_{\min}, C_0, C_{\max}], \overline{Z}_{\text{пор}} = [Z_{\min}, Z_0, Z_{\max}]$ . Требуется, используя заданные параметры нечетких множеств  $\overline{C}_{\text{рент}}, \overline{Z}_{\text{пор}}$ , оценить риск внедрения инновационного проекта.

*Решение задачи.* Функции принадлежности треугольных чисел имеют вид соответственно [1–3]

$$\mu_{C}(x) = \begin{cases} \frac{1}{C_{0} - C_{\min}} x + \frac{C_{\min}}{C_{\min} - C_{0}}, C_{\min} < x < C_{0}; \\ \frac{1}{C_{0} - C_{\max}} x + \frac{C_{\max}}{C_{\max} - C_{0}}, C_{0} < x < C_{\max}; (1) \\ 0, (x < C_{\min}) \lor (x > C_{\max}). \end{cases}$$

$$\mu_{Z}(x) = \begin{cases} \frac{1}{Z_{0} - Z_{\min}} x + \frac{Z_{\min}}{Z_{\min} - Z_{0}}, Z_{\min} < x < Z_{0}; \\ \frac{1}{Z_{0} - Z_{\max}} x + \frac{Z_{\max}}{Z_{\max} - Z_{0}}, Z_{0} < x < Z_{\max}; \end{cases} (2) \\ 0, (x < Z_{\min}) \lor (x > Z_{\max}). \end{cases}$$

Если построить графики функций  $\mu_{C}(x)$ ,  $\mu_{Z}(x)$  в одной системе координат, то в зависимости от текущих значений  $[Z_{\alpha}^{1}, Z_{\alpha}^{2}]$  и  $[C_{\alpha}^{1}, C_{\alpha}^{2}]$  возможны различные варианты расположения графиков заданных функций относительно друг друга. Общая схема рассуждений, используемых в данном методе, не зависит от расположения треугольных чисел  $\overline{C}_{\text{рент}}, \overline{Z}_{\text{пор}},$  следовательно, будем рассматривать более подробно один из вариантов, представленный на рис. 1.



Рис. 1. Зависимость величин  $\overline{C}_{\text{рент}}$  и  $\overline{Z}_{\text{пор}}$  от рентабельности в  $\alpha$ -уровневых интервалах для одного выбранного критерия

Рассмотрим <u>а-уровн</u>евые множества нечетких чисел  $\overline{C}_{\text{рент}}$ ,  $\overline{Z}_{\text{пор}}$ . Будем полагать, что условие  $C_{\text{рент}} < \overline{Z}_{\text{пор}}$  в а-уровневых множествах порождает риск неэффективности внедрения инновационного проекта.

При  $\alpha \ge \alpha_0$  (рис. 1) соответствующие  $\alpha$ -уровневые интервалы не пересекаются и, следовательно, рисковая зона отсутствует, а при  $\alpha < \alpha_0$  существует опасность того, что значения  $C_{\text{рент}}$ , входящие в пересечение интервалов  $[Z^1_{\alpha}, Z^2_{\alpha}]$  и  $[C^1_{\alpha}, C^2_{\alpha}]$ , могут быть меньше, чем значения  $Z_{\text{пор}}$ , т. е. интервал  $[C^1_{\alpha}, Z^2_{\alpha}]$  является зоной риска.

Перенеся для выбранного  $\alpha$  соответствующие интервалы на (*C*, *Z*)-плоскость, получим график, представленный на рис. 2.

На рис. 2 заштрихованная область показывает зону риска, а весь прямоугольник область возможных реализаций значений выбранного параметра.



Рис. 2. Результат перехода от  $\alpha$ -уровневых интервалов в (C, Z)-плоскость для одного выбранного критерия

Для выбранного  $\alpha$ -уровня вероятность попадания точки с текущими координатами (*C*, *Z*) в заштрихованную область представляет собой вероятность недостаточного уровня рентабельности для данной пары значений параметров.

Обозначим эту вероятность через  $P(\alpha)$ . Тогда  $P(\alpha)$  определяется согласно выражению (график функции представлен на рис. 3) [3]

$$P(\alpha) = \frac{S_1(\alpha)}{S_2(\alpha)},$$
(3)

где  $S_1(\alpha)$  — площадь заштрихованной области;  $S_2(\alpha)$  — площадь прямоугольной области.



Рис. 3. Вероятность попадания точки с текущими координатами (C, Z) в заштрихованную область для выбранного α-уровня

Отметим некоторые важные свойства функции  $P(\alpha)$ :

1. Если выразить площади  $S_1(\alpha)$ ,  $S_2(\alpha)$  через  $\alpha$  в явном виде, то после элементарных преобразований получим выражение вида:

$$P(\alpha) = \begin{cases} \frac{1}{2ML} \left( \frac{A\alpha + B}{\alpha - 1} \right)^2, 0 < \alpha < \alpha_0 \\ 0, (\alpha < 0) \lor (\alpha > \alpha_0), \end{cases}$$

где  $A = Z_{\text{пор}} - C_{\text{окуп}} - Z_{\text{max}} + C_{\text{min}}; B = Z_{\text{max}} - C_{\text{min}};$   $M = Z_{\text{min}} - Z_{\text{max}}; L = C_{\text{min}} - C_{\text{max}}.$ 2.  $0 \le P(\alpha) \le 1.$ 

3. *P*(α) — убывающая на отрезке [0, α<sub>0</sub>] функция.

4. 
$$\max_{0 < \alpha < \alpha_0} P(\alpha) = P(0) = \frac{B^2}{2ML}$$
$$\min_{0 < \alpha < \alpha_0} P(\alpha) = P(\alpha_0) = 0.$$

5. 
$$0 \leq \int_{0}^{\alpha_{0}} P(\alpha) d\alpha \leq 1.$$

После того, как определены вероятности для всех  $0 \le \alpha \le \alpha_0$ , целесообразно оценить риск недостаточного уровня рентабельности инновационного проекта.

В предложенном методе в качестве оценки риска берется значение вероятности  $P(\alpha)$ в интересующей точке. Таким образом, для каждого отдельного значения  $\alpha$  имеется свой риск. Однако риск для отдельного значения  $\alpha$  не может характеризовать величину недостатка рентабельности в целом, так как  $P(\alpha)$ имеет локальный характер. Поэтому здесь уместно ввести величину максимального риска рентабельности, т. е.

$$R_{\max} = \max_{0 < \alpha < 1} P(\alpha) = \frac{B^2}{2ML}.$$
 (4)

Максимальный риск *не зависит* от значений  $\alpha$ , а зависит исключительно от значений параметров  $C_{\min}, C_{\max}, Z_{\min}, Z_{\max}$ . Добавим, что предложенный метод явля-

Добавим, что предложенный метод является весьма универсальным и инвариантным к значениям параметров  $C_{\min}$ ,  $C_{\max}$ ,  $Z_{\min}$ ,  $Z_{\max}$ : вместо выбранного порогового значения недостаточного уровня рентабельности  $C_{\text{рент}}$  можно выбрать другой подходящий критерий, при этом сам научно-методический аппарат останется прежним.

В общем случае с помощью предложенного метода ищется *глобальный риск* (по нескольким критериям одновременно), а затем используется операция свертки, позволяющая его оценить количественно. При этом важно отметить, что критерии независимы, т. е. с позиций теории вероятности, по сути, идет речь об объединении событий, при котором имеет место логическое произведение вероятностей.

На рис. 4,  $a - \kappa$  представлены количественные оценки степени риска рентабельности инновационного проекта, полученные путем моделирования согласно предложенному методу для различных соотношений параметров  $C_{\min}$ ,  $C_{\max}$ ,  $Z_{\min}$ ,  $Z_{\max}$ .



Рис. 4. Этапы перехода от  $\alpha$ -уровневых интервалов в (C, Z) плоскость для одного выбранного критерия (вариант): a — первый; б — второй; в — третий; г — четвертый; д — пятый; е — шестой; ж — седьмой

В том случае, когда имеет место неравенство  $Z_{\max} < C_{\min}$  (рис. 4, *a*), риски являются минимальными. При этом кривая на графике в системе координат (*C*, *Z*) не пересекает прямоугольник. Далее, по мере движения вправо по оси абсцисс красного графика (увеличение значения *Z*) угол наклона кривой в системе координат (*C*, *Z*) возрастает и отсекает от прямоугольника все большую площадь, что демонстрирует возрастание рисков (рис. 4,  $\delta$ - $\mathfrak{m}$ ).

#### Упрощенный алгоритм построения вероятностной модели оценки степени рисков инновационных проектов по двум критериям одновременно

Распространим предложенный метод оценки рисков разработки инновационного проекта для случая оценки степени рисков по двум параметрам (критериям) одновременно. В этом случае в качестве критериев оценки степени риска инновационного проекта возьмем параметры рентабельности С<sub>рент</sub> и уровня новизны N инновационного проекта, под которой понимается, например, степень улучшения существующих образцов техники, способствующих получению большего эффекта (большей производительности). Входными параметрами в данном случае являются полученные методом статистического анализа величины  $Z_{\rm пор}$  (норма прибыли от внедрения инновационного проекта), Z'<sub>пор</sub> (экономический эффект от использования более производительной техники) и предполагаемые значения рентабельности С<sub>РЕНТ</sub> и уровня новизны инновационного проекта N.

**Исходные** данные. Пусть для двух параметров  $C_{\text{рент}}$ , N при условии, что  $(C_{\text{рент}} < Z_{\text{пор}}) \forall (N < Z'_{\text{пор}})$ , внедрение инновационного проекта считается нецелесообразным.

Предположим, что множества возможных значений параметров  $C_{\text{рент}}$ , N и критерии оценки (пороги)  $Z_{\text{ПОР}}$ ,  $Z'_{\text{ПОР}}$  заданы в виде треугольных нечетких множеств  $\underline{C}_{\text{рент}} = [C_{\min}, C_0, C_{\max}];$  $\underline{Z}_{\text{ПОР}} = [Z_{\min}, Z_0, Z_{\max}];$   $N = [N_{\min}, N_0, N_{\max}];$  $Z'_{\text{ПОР}} = [Z'_{\min}, Z'_0, Z'_{\max}].$  Требуется, используя заданные параметры нечетких множеств  $\overline{C}_{\text{рент}}, \overline{Z}_{\text{ПОР}},$  $N, \overline{Z'_{\text{ПОР}}}$ , оценить риск внедрения инновационного проекта по двум параметрам одновременно.

**Решение задачи.** Функции принадлежности треугольных чисел имеют вид [3]

$$\mu_{C}(x) = \begin{cases} \frac{1}{C_{0} - C_{\min}} x + \frac{C_{\min}}{C_{\min} - C_{0}}, C_{\min} < x < C_{0}; \\ \frac{1}{C_{0} - C_{\max}} x + \frac{C_{\max}}{C_{\max} - C_{0}}, C_{0} < x < C_{\max}; (5) \\ 0, (x < C_{\min}) \lor (x > C_{\max}). \end{cases}$$

$$\mu_{Z}(x) = \begin{cases} \frac{1}{Z_{0} - Z_{\min}} x + \frac{Z_{\min}}{Z_{\min} - Z_{0}}, Z_{\min} < x < Z_{0}; \\ \frac{1}{Z_{0} - Z_{\max}} x + \frac{Z_{\max}}{Z_{\max} - Z_{0}}, Z_{0} < x < Z_{\max}; (6) \\ 0, (x < Z_{\min}) \lor (x > Z_{\max}). \end{cases}$$

$$\mu_{N}(y) = \begin{cases} \frac{1}{N_{0} - N_{\min}} y + \frac{N_{\min}}{N_{\min} - N_{0}}, N_{\min} < y < N_{0}; \\ \frac{1}{N_{0} - N_{\max}} y + \frac{N_{\max}}{N_{\max} - N_{0}}, N_{0} < y < N_{\max}; (7) \\ 0, (y < N_{\min}) \lor (y > N_{\max}). \end{cases}$$

$$\mu_{Z}(y) = \begin{cases} \frac{1}{Z_{0}' - Z_{\min}'} y + \frac{Z_{\min}'}{Z_{\min}' - Z_{0}'}, Z_{\min}' < y < Z_{0}'; \\ \frac{1}{Z_{0}' - Z_{\max}'} y + \frac{Z_{\max}'}{Z_{\max}' - Z_{0}'}, Z_{0}' < y < Z_{\max}'; (8) \\ 0, (y < Z_{\min}') \lor (y > Z_{\max}'). \end{cases}$$

На рис. 5, *а* показан график функций  $\mu_{c}(x)$ ,  $\mu_{z}(x)$ , а на рис. 5,  $\delta$  — функций  $\mu_{N}(y)$ ,  $\mu_{z'}(y)$ . На рис. 6 представлены на одном графике функции  $\mu_{c}(x)$ ,  $\mu_{z}(x)$ ,  $\mu_{N}(y)$ ,  $\mu_{z'}(y)$  в трехмерной системе координат.

Рассмотрим  $\alpha$ -уровневые множества нечетких чисел  $\overline{C}_{\text{рент}}, \overline{Z}_{\text{пор}}, \overline{N}, \overline{Z}'_{\text{пор}}$ . Будем полагать, что условие ( $\overline{C}_{\text{рент}} < Z_{\text{пор}}$ )  $\forall$  ( $N < Z'_{\text{пор}}$ ) в  $\alpha$ -уровневых множествах порождает риск неэффективности разработки и внедрения инновационного проекта.

При условиях  $\alpha \ge \alpha_0$ ,  $\alpha' \ge \alpha'_0$  соответствующие  $\alpha$ -уровневые интервалы не пересекаются и, следовательно, зона риска отсутствует.

В случае, если  $\alpha < \alpha_0$ ,  $\alpha' < \alpha'_0$ , существует опасность того, что значения  $C_{\text{рент}}$ , N, входящие в пересечение интервалов  $[Z^1_{\alpha}, Z^2_{\alpha}] \cap [C^1_{\alpha}, C^2_{\alpha}]$ ,  $[Z^{'1}_{\alpha'}, Z^{'2}_{\alpha'}] \cap [N^1_{\alpha'}, N^2_{\alpha'}]$ , могут быть меньше, чем значения  $Z_{\text{пор}}$  (интервал  $[C^1_{\alpha}, Z^2_{\alpha}]$  является зоной риска) и  $Z'_{\text{пор}}$  (интервал  $[N^1_{\alpha'}, Z^{'2}_{\alpha'}]$  является также зоной риска).

Перенеся для выбранных  $\alpha$ ,  $\alpha'$  соответствующие интервалы на (*C*, *Z*)-плоскость и (*N*, *Z'*)-плоскость, получим следующую графическую интерпретацию зоны риска (рис. 7).

На рис. 7 сверху заштрихованная область показывает зону риска рентабельности инновационного проекта; на рис. 7 снизу — зону риска уровня новизны (недостаточной или, наоборот, слишком высокой), а прямоугольники в целом ограничивают области возможных значений выбранных параметров.



Рис. 5. Зависимость величин  $\overline{C}_{\text{РЕНТ}}$ ,  $\overline{Z}_{\text{ПОР}}$  и  $\overline{N}$ ,  $\overline{Z}'_{\text{ПОР}}$  в  $\alpha$ -уровневых интервалах для двух выбранных критериев в двумерной плоскости: a — от рентабельности;  $\delta$  — от окупаемости



Рис. 6. Зависимость величин  $\overline{C_{\text{рент}}}, \overline{Z_{\text{пор}}}$  от рентабельности и  $\overline{N}, \overline{Z'_{\text{пор}}}$  от окупаемости в  $\alpha$ -уровневых интервалах для двух выбранных критериев в трехмерной плоскости



Рис. 7. Переход от а-уровневых интервалов в (С, Z)плоскость, (N, Z')-плоскость для двух выбранных критериев (вариант)

На рис. 8 представлена в трехмерном пространстве зависимость C(Z, Z') и N(Z, Z').

Для выбранных значений  $\alpha$ ,  $\alpha'$ -уровней вероятность попадания точек (*C*, *Z*) и (*N*, *Z'*) в заштрихованные области соответствующих прямоугольников представляет собой вероятность недостаточного уровня рентабельности и уровня новизны для данной пары значений параметров.



Рис. 8. Результат перехода от  $\alpha$ -уровневых интервалов в (C, Z)-плоскость, (N, Z')-плоскость для двух выбранных критериев (вариант)

Обозначим эту вероятность через  $P(\alpha, \alpha')$ . Тогда  $P(\alpha, \alpha')$  определяется согласно следующему выражению [10]

$$P(\alpha, \alpha') = \frac{S_1(\alpha)}{S_2(\alpha)} \cdot \frac{S_1(\alpha')}{S_2(\alpha')} = \frac{V_1(C_{\alpha}^1, C_{\alpha}^2, N_{\alpha}^1, N_{\alpha}^2)}{0.5V_2}, \quad (9)$$

где  $S_1(\alpha)$  — площадь заштрихованной области в (C, Z) координатах;  $S_2(\alpha)$  — площадь прямоугольной области в (C, Z) координатах;  $S_1(\alpha')$  — площадь заштрихованной области в (N, Z') координатах;  $S_2(\alpha')$  — площадь прямоугольной области в (N, Z') координатах;  $V_1(\alpha, \alpha')$  — объем фигуры, которой принадлежат обе заштрихованные области;  $V_2$  — объем куба.

Следовательно, максимальный риск количественно оценивается аналитическим выражением вида [1, 3, 10]

$$R_{\max} = \max_{\substack{0 < \alpha < 1 \\ 0 < \alpha' < 1}} P(\alpha, \alpha') = \frac{B^2}{2ML} \cdot \frac{(B')^2}{2M'L'}, \quad (10)$$

где  $B' = Z'_{\text{max}} - N_{\text{min}}; M' = Z'_{\text{min}} - Z'_{\text{max}}; L' = N_{\text{min}} - N_{\text{max}}.$ Максимальная степень риска *не зависит* от

максимальная степень риска *не зависит* от значений  $\alpha$ ,  $\alpha'$ , а определяется исключительно

значениями параметров  $C_{\min}, C_{\max}, Z_{\min}, Z_{\max}, N_{\min}, N_{\max}, Z'_{\min}, Z'_{\max}$ 

#### Численное моделирование

Результаты численного моделирования с использованием формул (1–8) представлены на рис. 9. Полный алгоритм определения оценки рисков инновационного проекта по двум параметрам представлен на рис. 10.

Полученные на рис. 9 зависимости являются результатом численного моделирования. Его характеристики отражают зависимость риска от отношений  $Z_{\rm max}/C_{\rm max}, Z'_{\rm max}/N_{\rm max}$  при различных фиксированных отношениях  $Z_{\rm min}/C_{\rm min}, Z'_{\rm min}/N_{\rm min}$ . С увеличением отношений  $Z_{\rm min}/C_{\rm min}, Z'_{\rm min}/N_{\rm min}$  скорость нарастания функции увеличивается и, как следствие, риски также возрастают.

В настоящее время данный метод проходит программную реализацию, и в ближайшее время появится программное обеспечение, позволяющее в предельно сжатые сроки в наглядном виде количественно оценить риски от внедрения инновационного проекта по одному, двум, трем и более параметрам одновременно.



Рис. 9. Результаты численного моделирования оценки степени рисков окупаемости и рентабельности



Рис. 10. Алгоритм оценки степени риска по двум параметрам

В самом общем случае аналитические зависимости (9) и (10) имеют вид

$$P(\alpha, \alpha', \alpha'', ..., \alpha^n) = \frac{S_1(\alpha)}{S_2(\alpha)} \cdot \frac{S_1(\alpha')}{S_2(\alpha')} \times \frac{S_1(\alpha'')}{S_2(\alpha'')} \cdot ... \cdot \frac{S_1(\alpha^n)}{S_2(\alpha^n)} \cdot ..$$

$$= \frac{B^2}{2ML} \cdot \frac{(B')^2}{2M'L'} \cdot \frac{(B'')^2}{2M''L''} \cdot \dots \cdot \frac{(B^n)^2}{2M^nL^n}$$

Приведем пример использования данной модели для случая экспресс-оценки проекта по одному критерию (параметру).

Предположим, что пороговое множество задано нечетким множеством вида  $\overline{Z_{\text{пор}}} = [-1; 0; +1]$ , <u>а апр</u>иорная рентабельность проекта имеет вид  $\overline{C_{\text{рент}}} = [+0,1; +0,5; +1]$ . Функции принадлежности треугольных чисел в этом случае имеют вид соответственно

$$\mu_{Z}(x) = \begin{cases} x+1; -1 < x < 0; \\ -x+1; 0 < x < 1; \\ 0; (x < -1) \lor (x > 1). \end{cases}$$
$$\mu_{C}(x) = \begin{cases} 2,5x - 0,25; 0,1 < x < 0,5; \\ -2x+2; 0,5 < x < 1; \\ 0; (x < 0,1) \lor (x > 1). \end{cases}$$

На рис. 11 представлены графики функций  $\mu_c(x)$ ,  $\mu_z(x)$  в одной системе координат для  $\alpha$ -уровневого интервала неопределенности 0,5.

Средний риск окупаемости и рентабельности проекта в данном случае представляется возможным определить путем усреднения значений  $P(\alpha)$  для множества выборок  $\alpha$ -уровневых интервалов в пределах 0...1.



Рис. 11. Графики функций μ<sub>c</sub>(x), μ<sub>z</sub>(x) в одной системе координат для α-уровневого интервала неопределенности 0,5

Методом математического моделирования получены значения максимального и среднего рисков инновационного проекта:  $R_{\rm max} = 0,229, R_{\rm сред} = 0,14.$ 

#### Заключение

Приведенный научно-методический аппарат целесообразно рассматривать не как самостоятельный инструмент оценки степени рисков инновационных проектов, а в комплексе с другими инструментами управления рисками проектов, в частности, при создании (модернизации) перспективных космических систем и комплексов.

При применении представленного научнометодического аппарата в ракетно-космической промышленности необходимо учесть особенности проектирования ракетно-космической техники на ранних стадиях жизненного цикла космических систем (комплексов). Эти особенности заключаются в последовательном прохождении следующих этапов:

 подготовка технического предложения (аванпроекта);

• эскизное проектирование;

• разработка рабочей документации на опытные изделия комплекса и макеты.

Очевидно, что на данных этапах достаточно сложно давать прогнозные оценки степени различных видов рисков из-за ограничений объема априорной информации, в т. ч. по эффективности промышленной эксплуатации изделия в заданной временной перспективе, а следовательно, от реализации проекта в целом. В этой связи данный научно-методический аппарат (совместно с другими инструментами оценки рисков) позволит произвести начальное приближение в части отыскания возможных видов рисков внедрения инновационного проекта, их верификации и разработки эффективных мероприятий по их парированию.

#### Список литературы

1. *Орловский С.А.* Проблемы принятия решений при нечеткой исходной информации. М.: Наука, 1981. 206 с.

2. Царев В.В. Оценка экономической эффективности инвестиций. СПб.: Питер, 2004. 464 с.

3. *Недосекин А.О.* Оценка риска инвестиций по *NPV* произвольно-нечеткой формы. СПб.: Экономическая школа, 2004. 181 с.

4. Алтунин А.Е., Семухин М.В. Модели и алгоритмы принятия решений в нечетких условиях. Тюмень: Изд-во ТГУ, 2000. 352 с.

5. Бирман Г., Шмидт С. Экономический анализ инвестиционных проектов. М.: ЮНИТИ, 1997. 345 с.

6. *Кельтон В., Лоу А.* Имитационное моделирование. Классика *CS.* 3-е изд. СПб.: Питер; Киев: Издательская группа *BHV*, 2004. 847 с.

7. Деревянко П.М. Сравнение нечеткого и имитационного подхода к моделированию деятельности предприятия в условиях неопределенности // Современные проблемы экономики и управления народным хозяйством. Сб. научн. статей. Вып. 14. СПб.: СПбГИЭУ, 2005. С. 289–292.

8. Бузырев В.В., Васильев В.Д., Зубарев А.А. Выбор инвестиционных решений и проектов: оптимизационный подход. СПб.: Изд-во СПбГУЭФ, 1999. 224 с.

9. Севастьянов П., Севастьянов Д. Оценка финансовых параметров и риска инвестиций с позиций теории нечетких множеств // Сборник «Надежные программы». 1997. № 1. С. 10–18.

10. Виленский П.Л., Лившиц В.Н., Орлова Е.Р., Смоляк С.А. Оценка эффективности инвестиционных проектов. М.: Дело, 1998.

11. Недосекин А.О., Воронов К.И. Анализ риска инвестиций с применением нечетких множеств // Управление риском. 2000. № 1. С. 11–23.

12. Мазур Е.П, Смирнова Г.А., Титова М.Н. Инновационные риски в деятельности предприятия // Инновации. 2001. № 4–5 (41–42). С. 68–70.

13. Илляшенко С.М. Экономический риск. Киев: Центр учебной литературы, 2004. 220 с.

14. Гранатуров В.М. Экономический риск: сущность, методы измерения, пути снижения: Учебное пособие. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Дело и сервис, 2002. 160 с.

15. Илляшенко С.М. Управление инновационным развитием: проблемы, концепции, методы. Сумы: ВТД Университет, 2003. 278 с.

16. Инновации в промышленности. Справочник экономиста. Киев: 2004. № 2. 94 с. Статья поступила в редакцию 14.06.2014 г.

## ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ

1. К публикации в журнале «Космическая техника и технологии» принимаются оригинальные, ранее не публиковавшиеся научно-технические статьи, отвечающие профилю журнала и соответствующие настоящим требованиям.

2. Объем статьи не должен превышать 20 страниц печатного текста, включая таблицы. Статья должна содержать не более 10 рисунков, графиков, иллюстраций. Все страницы должны быть пронумерованы. В тексте статьи должны содержаться рисунки, таблицы, графики и иллюстрации, если они есть по тексту.

3. Изложение материала должно быть в следующей последовательности (ГОСТ Р 7.0.7-2009, требования ВАК):

• индекс УДК (слева);

• название статьи на русском и английском языках;

- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов на русском и английском языках;
- контактная информация: *e-mail*;

• аннотация на русском и английском языках, причем на английском языке не менее 100 слов (ГОСТ 7.9-95);

• ключевые слова на русском и английском языках;

- основной текст;
- выводы (или заключение);
- список литературы.

4. Рисунки, таблицы и графики оформляются согласно ГОСТ 7.32-2001. Размер рисунка, графика должен обеспечивать ясность передачи всех деталей. Таблицы должны содержать заголовки.

Иллюстративный материал предоставляется в цветном изображении в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff* (*tif*) с разрешением не менее 300 *dpi*. Размер иллюстраций должен быть не более формата A4.

Рисунки, таблицы, графики, иллюстративный материал и подрисуночные подписи дополнительно предоставляются в виде отдельных файлов.

5. Набирать текст необходимо в *MS Word*, используя стандартный шрифт *Times New Roman*, размер – 12, интервал – полтора. Поля со всех сторон – 25 мм.

6. Для набора формул следует использовать редактор формул *Math Equation* или встраиваемый формульный процессор *Math Type*. Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте согласно ГОСТ 2.105-95.

7. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы.

8. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

9. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы.

Для книг указывается место издания, издательство, год издания, количество страниц.

Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц согласно ГОСТ Р 7.0.5-2008, ГОСТ 7.82-2001.

Для патентов – страна, номер, название, автор, заявитель и патентообладатель, дата подачи заявки, дата приоритета, название издания и его номер, дата публикации.

Автор несет ответственность за правильность данных, приведенных в списке литературы.

10. К статье должны быть приложены сведения об авторах:

- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов;
- ученое звание и ученая степень каждого из авторов на русском языке;

• должность, место работы (полное название организации, страна, город) на русском и английском языках;

• контактная информация: *e-mail*, телефон;

• корреспондентский почтовый адрес (можно один на всех авторов)

• фотографии авторов (в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff (tif)* с разрешением не менее 300 *dpi*, размер не менее 60×40 мм).

Указать сферу профессиональных интересов (не более 7 слов) и общее количество публикаций каждого из авторов.

В сведениях об авторах должен быть указан ответственный автор (автор, которому делегированы полномочия представлять интересы группы авторов), с кем редакция будет взаимодействовать при работе над статьей. 11. Материалы для публикации, оформленные с нарушением указанных правил, не рассматриваются и возвращаются автору на доработку.

12. В редакцию статья представляется с полным комплектом следующих документов:

• представление (сопроводительное письмо) руководителя организации или члена редколлегии журнала;

• рукопись статьи в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной стороне стандартного листа формата А4, подписанная всеми ее авторами;

• подписанный лицензионный договор;

• оригинал экспертного заключения о возможности открытой публикации;

• *CD* или *DVD*-диск, содержащий файлы: текст статьи в формате *doc* с рисунками, графиками, таблицами, иллюстрациями; сведения об авторах; фотографии авторов; файлы иллюстраций, рисунков, таблиц, графиков.

13. Каждая рукопись статьи проходит предварительную экспертизу для определения:

• является ли материал научной или научно-технической статьей;

• является ли статья оригинальной (не публиковавшейся ранее или частично опубликованной и где), результаты получены автором или заимствованы, имеются ли соответствующие ссылки на литературные источники;

• актуальности, новизны и/или практической значимости работы.

По результатам предварительной экспертизы ответственному автору направляются рекомендации по возможности предоставления ее в редакцию или необходимости доработки статьи.

14. Зарегистрированная статья направляется на рецензирование одному из рецензентов журнала. При положительной рецензии с замечаниями авторы обязаны доработать статью в соответствии с рекомендациями рецензента, после чего представить в редакцию доработанный вариант с ответом на рецензию, подписанным авторами (ответственным автором по поручению авторов) с указанием даты. В этом случае датой поступления статьи в редакцию считается дата регистрации доработанного варианта статьи.

Авторы могут не согласиться с рецензентом и представить мотивированное обоснование о нецелесообразности полной или частичной доработки. При несогласии рецензента редколлегия может направить статью другому рецензенту или согласиться с мнением авторов и принять статью к публикации. При двух отрицательных рецензиях статья не может быть опубликована в настоящем журнале.

15. Отредактированная и сверстанная статья для оригинал-макета номера журнала (корректура статьи) в электронном виде по электронной почте или другим способом высылается автору (ответственному автору) вместе с правилами работы с корректурой. Автор обязан в срок до 5 рабочих дней по электронной почте выслать в редакцию предложения об исправлении ошибок, подготовленные в соответствии с правилами работы с корректурой. Автор в указанный срок может лично в редакции внести исправления в корректуру.

При отсутствии замечаний автор должен известить об этом редакцию.

При не поступлении в редакцию замечаний в течение 5 рабочих дней корректура считается согласованной и ответственность за возможные ошибки несут авторы. Замечания после этого срока не принимаются.

#### Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов можно получить в редакции журнала по тел.:8(495) 513-87-46 или по e-mail: ktt@rsce.ru.

Электронную версию журнала «Космическая техника и технологии» можно найти на сайте *http://www.energia.ru/ktt/index.html*.

#### <u>Издатель</u>

Четырежды ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королёва»

#### <u>Научный редактор</u> Синявский В.В.

-----

### <u>Редакторская группа</u>

Черных О.А. Лосикова А.А.

<u>Технический редактор</u> Бушуева Е.С.

> **Дизайн и верстка** Кузнецова Т.В.

### Разработка макета и дизайн обложки

Алексеева Т.А. Колесникова М.В. Милехин Ю.Н. Паук Е.В.

#### <u>Фотограф</u>

Григоренко Н.А.

### Перевод

Сектор переводов контрактной документации РКК «Энергия»

### Адрес редакции

Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070 Тел. 8(495)513-87-46 E-mail: ktt@rsce.ru

Подписано в печать 04.09.2014 г. Формат 60×84/8. Бумага мелованная. Цифровая печать. Объем 11,5 печ.л. Тираж 250 экз. Заказ № 2404

Отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ОАО «РКК "Энергия" им. С.П. Королёва»