

ИССЛЕДОВАНИЯ НАУКО ГРАДА

ISSN 2225-9449

Том 1
№ 4 (22)

Издается с января 2012 года
Научный журнал

октябрь – декабрь 2017
Выходит один раз в три месяца

«ЛУЧ-5В»

Производитель: АО «ИСС»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная информационная
спутниковая система



Деятельность технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» направлена на скоординированное решение комплекса образовательных, научных, технических, технологических и экономических проблем создания и использования перспективных космических систем и комплексов.

Стратегической целью технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» является разработка совокупности «прорывных» технологий для:

- радикального повышения показателей пользовательских свойств космических аппаратов новых поколений и доступности персональных пакетных космических услуг;
- значительного расширения присутствия на мировых рынках высокотехнологичной продукции и услуг в космической, телекоммуникационной и других некосмических отраслях экономики.

Журнал является официальным научным изданием технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система».

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru



Слово руководителя

Федеральный исследовательский центр «Красноярский научный центр Сибирского отделения Российской академии наук» (ФИЦ КНЦ СО РАН), созданный в 2016 году, объединил одиннадцать ведущих научных организаций Красноярского края. Космические и информационные технологии входят в число приоритетных направлений развития центра, поскольку научные институты красноярского Академгородка имеют давние традиции взаимодействия с российской и мировой аэрокосмической отраслью.

В 60-е годы XX века по заказу генерального конструктора ракетно-космической промышленности СССР С.П. Королёва в Красноярске разрабатывался прообраз лунной и марсианской баз – замкнутая биологическая система жизнеобеспечения БИОС-3. Проведённые уникальные эксперименты вошли в копилку передовых достижений человечества в сфере покорения космоса.

Сегодня учёные Красноярского научного центра реализуют целый ряд проектов, приоритетных для развития российской космической промышленности. Например, в рамках федерального проекта «Спектр-М» (космическая обсерватория «Миллиметрон») красноярские исследователи занимаются разработкой и изучением новых материалов, необходимых для защиты космических аппаратов от солнечного излучения. Ведётся разработка гипертеплопроводящих изделий, устанавливаемых на спутниковых бортовых системах для отвода тепла и выравнивания температурного поля. Создаются технологии, моделирующие функционирование бортовой аппаратуры космических аппаратов.

Давним партнёром Красноярского научного центра выступает АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнёва». Весной этого года на основе Сибирского регионального центра дистанционного зондирования Земли Госкорпорации «Роскосмос» на базе АО ИСС и Объединённого центра космического мониторинга ФИЦ КНЦ СО РАН открыт Единый региональный центр дистанционного зондирования Земли Красноярского края. Его создание позволит использовать данные дистанционного зондирования для повышения конкурентоспособности региона и страны.

Мы уверены, что развитие космических технологий представляет собой одно из прорывных направлений мировой и российской науки. Журнал «Исследования наукограда» вносит свой вклад в развитие этой значимой области науки, представляя на своих страницах место для информации о последних научных достижениях в областях создания космической техники и прикладного использования результатов космической деятельности.

Н. В. Волков,
директор ФИЦ КНЦ СО РАН,
доктор физико-математических наук, профессор

ISSN 2225-9449

ИССЛЕДОВАНИЯ
НАУКО
Издается с января 2012 года
Научный журнал
ГРАДА

Том 1

№ 4 (22)

октябрь – декабрь 2017

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

2017

Исследования наукограда

Научный журнал

Издается с января 2012 года

Главный редактор

Тестоедов Николай Алексеевич
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, председатель редакционного совета
(Железногорск)

Заместитель главного редактора

Халиманович Владимир Иванович
канд. физ.-мат. наук, профессор (Железногорск)

Ответственный секретарь

Хныкин Антон Владимирович
канд. техн. наук (Железногорск)

Редакционная коллегия

Гарин Евгений Николаевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Головёнкин Евгений Николаевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Двирный Валерий Васильевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Ковель Анатолий Архипович
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Косенко Виктор Евгеньевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Лопатин Александр Витальевич
д-р техн. наук (Красноярск)

Охоткин Кирилл Германович
д-р физ.-мат. наук, доцент (Железногорск)

Пономарев Сергей Васильевич
д-р физ.-мат. наук (Томск)

Цибульский Геннадий Михайлович
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Чеботарёв Виктор Евдокимович
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Матвеев Станислав Алексеевич
канд. техн. наук (Санкт-Петербург)

Непомнящий Олег Владимирович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Смотров Андрей Васильевич
канд. техн. наук (Жуковский)

Сухотин Виталий Владимирович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Хартов Станислав Викторович
канд. техн. наук (Красноярск)

Фернандес Кабальеро Антонио
профессор (Альбасете, Испания)

Нинкович Деян
д-р техн. наук (Белград, Сербия)

Редакционный совет

Аннин Борис Дмитриевич
академик РАН, д-р физ.-мат. наук (Новосибирск)

Шабанов Василий Филиппович
академик РАН, д-р физ.-мат. наук (Красноярск)

Попов Гарри Алексеевич
академик РАН, д-р техн. наук (Москва)

Васильев Валерий Витальевич
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук (Хотьково)

Махутов Николай Андреевич
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук (Москва)

Псахье Сергей Григорьевич
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук (Томск)

Шайдуров Владимир Викторович
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук (Красноярск)

Чернявский Александр Григорьевич
(Королёв)

Медведский Александр Леонидович
д-р физ.-мат. наук (Жуковский)

Овчинников Сергей Геннадьевич
д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск)

Пчеляков Олег Петрович
д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)

Хартов Виктор Владимирович
д-р техн. наук, профессор (Королёв)

ISSN 2225-9449

Издатель

Ассоциация «Технологическая платформа
«Национальная информационная спутниковая система»

Журнал «Исследования наукограда» – рецензируемый научный журнал технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система».

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (свидетельство ПИ № ФС 77 - 61605 от 07.05.2015 г.)

Импакт-фактор РИНЦ за 2016 г. – 0,268

«Исследования наукограда» публикуют оригинальные работы, обзорные статьи, очерки и обсуждения, охватывающие последние достижения в области космонавтики.

Тематические направления журнала:

- ракетно-космическая техника;
- новые материалы и технологии в космической технике;
- космическое приборостроение;
- космические услуги;
- инновации и экономика космической отрасли.

К публикации принимаются статьи, ранее нигде не опубликованные и не представленные к печати в других изданиях. Статьи, отбираемые для публикации в журнале, проходят закрытое (слепое) рецензирование.

Все материалы размещаются в журнале на бесплатной основе.

Полнотекстовый доступ к электронной версии журнала возможен на сайтах www.elibrary.ru, scholar.google.com, www.cyberleninka.ru

Учредитель

Общество с ограниченной ответственностью «Умный город»

Свидетельство о регистрации ПИ № ФС 77 - 61605 от 07.05.2015

Адрес редакции: 662971, г. Железногорск, ул. Кирова, 12а
E-mail: isercit@gmail.com; <http://www.journal-niss.ru>

Адрес издателя:

662972, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Ленина, 52

Допечатная подготовка:

ООО «Центр информации»
660079, г. Красноярск, ул. Свердловская, 23, к. 32
lev_zhivilo@mail.ru

Разработка макета Л. М. Живило

Редактор Н. Ф. Ткачук

Компьютерная верстка: Л. М. Живило, И. В. Манченкова

Тираж 200 экз. Заказ 3812

Распространяется бесплатно

Отпечатано Библиотечно-издательским комплексом

Сибирского федерального университета
660041, Красноярск, пр. Свободный, 82а
Тел. (391) 206-26-67; <http://bik.sfu-kras.ru>
E-mail: publishing_house@sfu-kras.ru

ISSN 2225-9449

THE RESEARCH OF THE
SCIENCE
CITY

Published since 2012
Scientific quarterly journal

Volume 1
№ 4 (22)
October – December 2017

Zheleznogorsk
Krasnoyarsk region
2017

The Research of the Science City

Scientific quarterly journal

Published since 2012

Chief Editor

Testoyedov N. A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering, Chairman of Editorial Board

Deputy Chief Editor

Khalimanovich V. I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor

Executive Secretary

Khnykin A. V.

PhD in Engineering

Editorial Staff

Garin E. N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Golovenkin E. N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Dvirny V. V.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Kovel A. A.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Kosenko V. E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Lopatin A. V.

Doctor of Engineering (Russia)

Okhotkin K. G.

Doctor of Physics and Mathematics, Associate Professor (Russia)

Ponomarev S. V.

Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Tsybul'sky G. M.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Chebotarev V. E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Matveev S. A.

PhD in Engineering (Russia)

Nepomnyashy O. V.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russia)

Smotrov A. V.

PhD in Engineering (Russia)

Sukhotin V. V.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russia)

Khartov S. V.

PhD in Engineering (Russia)

Fernández-Caballero Antonio

Professor (Spain)

Ninković Dejan

Doctor of Engineering (Serbia)

Editorial Board

Annin B. D.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Shabanov V. Ph.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Popov G. A.

Academician of RAS, Doctor of Engineering (Russia)

Vasiliev V. V.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering (Russia)

Makhutov N. A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering (Russia)

Psakhie S. G.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Shaidurov V. V.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Cherniavsky A. G.

(Russia)

Medvedtskiy A. L.

Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Ovchinnikov S. G.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Pchelyakov O. P.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Khartov V. V.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

ISSN 2225-9449

Publisher

Association «Technology Platform
«National Information Satellite System»

«The Research of the Science City» is peer-reviewed scientific journal of Technology Platform «National Information Satellite System».

The journal is registered by the the Federal Service for Supervision of Communications, Information Technology and Mass Communications (PI certificate no. FS 77 - 61605, May 05, 2015).

The journal publishes original papers, reviews articles, rapid communications and discussions covering recent advances in space.

The journal directions:

- Rocket and space equipment;
- New materials and technologies in space equipment;
- Space instrument engineering;
- Space Services;
- Innovation and economics of the space industry.

«The Research of the Science City» publishes only original research articles. All articles are peer reviewed by international experts. Both general and technical aspects of the submitted paper are reviewed before publication.

The publication of manuscripts is free of charge.

The journal is on open access on www.elibrary.ru, scholar.google.com, www.cyberleninka.ru

Founder

Limited Liability Company «Smart city»

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

И. И. Зимин, М. В. Валов, В. Е. Чеботарев
ПРИНЦИПЫ СУБМОДУЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ
УНИФИЦИРОВАННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ
ПЛАТФОРМЫ

**В. П. Зюзликов, Б. Е. Синильщиков,
В. Б. Синильщиков, М. В. Ракитская**
ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ
В ГАЗОХОДЕ СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА
МАЛОГО ЗАГЛУБЛЕНИЯ ДЛЯ РАКЕТ
КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ
ЛЕГКОГО КЛАССА

**Л. Ф. Ноженкова, О. С. Исаева,
Р. В. Вогоровский, А. В. Мишуров**
ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЦЕДУР
ВНЕШНЕГО КОМАНДНО-ПРОГРАММНОГО
УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ
КОМАНДНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

**С. Н. Дмитриев, Ф. Г. Зограф, А. А. Левицкий,
П. С. Маринушкин, М. С. Московских,**
РАЗРАБОТКА IBIS-МОДЕЛЕЙ
ЦИФРОВЫХ МИКРОСХЕМ НА ОСНОВЕ
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

**ИННОВАЦИИ И ЭКОНОМИКА
КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ**

**В. В. Двирный, В. В. Голованова, М. В. Елфимова,
Г. В. Двирный, Н. Н. Петяева**
СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ
НА ОСНОВЕ ВЕРОЯТНОСТНОГО АНАЛИЗА
РИСКОВ

В. С. Мараев
ИНСТРУМЕНТЫ ВИЗУАЛИЗАЦИИ
ВРЕМЕННЫХ РЯДОВ В КОСМИЧЕСКИХ
ИССЛЕДОВАНИЯХ

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

I. I. Zimin, M. V. Valov, V. E. Chebotarev
THE PRINCIPLES OF SUBMODULAR DESIGN
OF THE UNIFIED SPACE PLATFORM

**V. P. Zyuzlikov, B. E. Sinilshchikov, V. B. Sinilshchikov,
M. V. Rakitskaya**
GASODYNAMIC PROCESSES IN THE VENT
OF THE LAUNCH COMPLEX WITH SMALL
DEPTH FOR THE SPACE SMALL-LIFT ROCKETS

**L. F. Nozhenkova, O. S. Isaeva, R. V. Vogorovskiy,
A. V. Mishurov**
FORMATION OF PROCEDURES OF THE
EXTERNAL COMMAND-AND-SOFTWARE
CONTROL FOR TESTING THE SPACECRAFT
COMMAND-AND-MEASURING SYSTEM

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

**S. N. Dmitriev, F. G. Zograf, A. A. Levitskiy,
P. S. Marinushkin, M. S. Mockovskih,**
CREATING THE IBIS MODELS FOR A DIGITAL
IC BASED ON THE EXPERIMENTAL DATA

**INNOVATION AND ECONOMICS OF
THE SPACE INDUSTRY**

**V. V. Dvirnyi, V. V. Golovanova, M. V. Elfimova,
G. V. Dvirnyi, N. N. Petyaeva**
SPACECRAFT INSURANCE ON THE BASIS
OF PROBABILISTIC RISK

V. S. Maraev
TOOLS FOR VISUALIZATION OF TIME SERIES
IN SPACE RESEARCH

ПРИНЦИПЫ СУБМОДУЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ УНИФИЦИРОВАННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ

И. И. Зимин¹, М. В. Валов¹, В. Е. Чеботарев²

¹ООО «Научно-производственный центр «Малые космические аппараты»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

²АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Проведен анализ унифицированных космических платформ модульного построения отечественного и зарубежного производства. Представлены принципы проектирования унифицированной космической платформы. Отличием предлагаемого подхода от существующих является разделение платформы на отдельные субмодули. Данный подход к разработке платформы и космического аппарата в целом позволит сократить время разработки конкретного продукта и снизить его стоимость за счёт применения унифицированных субмодулей. Кроме того, это позволит сделать платформу более гибкой для адаптации под различные требования от полезной нагрузки и условий функционирования. Назначение платформы определяет состав субмодулей и их вариантное построение. Все субмодули монтируются на единую силовую конструкцию, являющуюся основой для конструктивно-силовой схемы космической платформы и малого космического аппарата в целом. Все субмодули в отдельности имеют четко определенные механические, электрические и тепловые интерфейсы. Каждый субмодуль протолетной платформы проходит полный цикл наземной отработки (электрической, механической и термовакуумной). Для последующих платформ субмодули проходят минимально необходимый (в объеме приемосдаточных испытаний) объем проверок (электрических, механических и термовакуумных), что сокращает время разработки и стоимость платформы.

Ключевые слова: космическая платформа, субмодуль, космический аппарат.

За период развития космонавтики технологии в области создания конструктивных элементов, материалов, электроники, бортовых приборов шагнули далеко вперед. Адаптация современных технологий, разработанных в смежных высокотехнологичных областях, для использования в космической технике позволяет создавать космические аппараты (КА) сегодняшнего поколения, более легкие и компактные, с расширенным функционалом, на принципах негерметичного конструктивного исполнения с использованием модульного принципа построения.

В отечественной практике передовые предприятия космической промышленности имеют опыт частичной реализации идеологии модульного построения для ряда космических проектов. Так, в АО «ИСС» создано семейство платформ негерметичного конструктивного исполнения «Экспресс-1000», «Экспресс-2000», уже имеющих положительный опыт летной эксплуатации в

составе КА связи, функционирующих на геостационарной орбите.

В данном случае принцип модульности реализуется на уровне КА, а точнее – космической платформы, модули полезной нагрузки могут меняться, но являются типовыми (задачи связи), и применение платформ, как показывает отечественная практика, ограничивается геостационарной орбитой.

Данная тенденция деления на две составляющие справедлива для создания КА определенного назначения. Эти ограничения обусловлены специфическими, часто противоречивыми требованиями к платформе со стороны полезных нагрузок различного назначения и несхожих условий функционирования на разных типах орбит. Исходя из этого, на практике область применения унифицированных космических платформ довольно ограничена. Без доработок и дополнительной наземной экспериментальной отработки космическая платформа может использоваться только для схожих типов полезных нагрузок, характеристики которых колеблются

в довольно узком диапазоне, и ограниченного класса орбит.

За рубежом подобные решения активно применяются как для геостационарных КА связи, так и для КА связи, функционирующих на низких и средних круговых орбитах. Наглядным примером является базовая платформа ELiTeBus. Малые КА на базе платформы ELiTeBus функционируют в составе КА связи IRIDIUM, Globalstar, O3b на орбитах в пределах 800–10 000 км.

Для разработки действительно универсальной платформы, способной служить основой для создания на ее базе космических аппаратов различного целевого назначения, работающих на всех типах орбит, необходимо иметь возможность замены специфических частей (систем) платформы в зависимости от конкретных требований со стороны полезной нагрузки и орбиты функционирования КА.

Для этого предлагается разделить космическую платформу на отдельные submodule. Такое техническое решение позволит подбирать submodule нужного варианта исполнения под конкретное требование к платформе со стороны полезной нагрузки и других ограничений, упростить производство, снизить затраты, повысить качество продукции, перевести производство космических платформ и МКА на более высокий автоматизированный и технологический уровень (использование элементов «конвейерного производства»).

Назначение платформы определяет состав submodule и их вариантное построение. Все submodule монтируются на единую силовую конструкцию, являющуюся основой для конструктивно-силовой схемы космической платформы и МКА в целом.

Стоит также отметить, что каждый submodule в отдельности имеет четко определенные механические, электрические и тепловые интерфейсы. Submodule протолетной платформы проходят полный цикл наземной отработки (электрической, механической и термовакуумной). Для последующих платформ они проходят минимально необходимый (в объеме приемосдаточных испытаний) объем проверок (электрических, механических и термовакуумных).

Для каждого submodule существуют свои массогабаритные ограничения и четкие механические и информационные интерфейсы с другими submodule и силовой конструкцией. Таким образом, платформа может строиться из любого набора разрабатываемых в ее рамках submodule и модернизироваться при изменении требований к конкретному проекту.

По сути, каждый submodule представляет собой определенную подсистему платформы, установленную на унифицированную конструкцию с четко определенными механическими,

тепловыми и электрическими интерфейсами. Далее рассмотрим каждый submodule более подробно.

Несущая конструкция

Несущая конструкция является конструктивно-силовой основой всей платформы и служит для обеспечения механического интерфейса submodule. Конструкция принимает основную часть механических возмущений, действующих на платформу во время транспортировки, выведения и функционирования КА. Кроме того, он обеспечивает механический интерфейс с устройством отделения КА.

Несущая конструкция предназначена:

- для размещения и обеспечения требуемого взаимоположения submodule платформы на всех этапах наземной и летной эксплуатации;
- для обеспечения необходимых значений уровней механических нагрузок на всех этапах изготовления, наземной и летной эксплуатации;
- для обеспечения механических интерфейсов с МПН;
- для обеспечения механических интерфейсов с устройством отделения КА.

Несущая конструкция проходит механические испытания на максимальные воздействия, что позволит квалифицировать ее однажды для всех вариантов построения платформы.

Submodule бортового комплекса управления

Submodule бортового комплекса управления (БКУ) предназначен для управления и контроля функционирования КА автономно и совместно с наземным комплексом управления (НКУ) и решает следующие задачи:

- обеспечение управляющей среды для реализации задач управления бортовыми системами КА от программного обеспечения систем и с НКУ;
- обеспечение организации внутреннего (автономного) контура контроля и управления КА;
- обеспечение информационно-логического взаимодействия с внешним контуром управления;
- прием и обработка сигналов навигационных КА, определение в режиме реального времени параметров движения КА (координат, составляющих вектора скорости, пространственной ориентации осей КА (при необходимости));
- обеспечение проведения комплексных испытаний и проверок КА на заводе-изготовителе и подготовка на техническом и стартовом комплексе.

Состав submodule БКУ должен быть оптимальным и неизменным для большинства решаемых задач.

емых задач МКА данного класса. Это позволит использовать субмодуль БКУ без доработок для многих проектов и, следовательно, сэкономить время на адаптацию платформы под конкретный МКА.

Субмодуль системы ориентации и стабилизации

Субмодуль системы ориентации и стабилизации (СОС) служит для выполнения следующих функций:

- проведение успокоения и начальной ориентации КА с момента включения СОС до перехода в штатный режим функционирования;
- обеспечение трехосной стабилизации КА в соответствии с требованиями по эксплуатации в течение всего САС;
- обеспечение ориентации солнечных батарей (БС) на Солнце;
- осуществление заданного программного разворота КА для целей проведения коррекции орбиты и поддержания заданной ориентации КА в процессе работы двигателей коррекции;
- обеспечение живучести КА путем осуществления ориентации рабочих панелей БС на Солнце при возникновении на борту аварийных ситуаций.

Очевидно, что требования со стороны возможных полезных нагрузок и орбиты функционирования к субмодулю СОС могут существенно отличаться, поэтому необходимо определить приборы и оборудование, которое не изменялось бы от целевого назначения спутника и его орбиты. Данный приборный состав будет являться базовым и неизменным, но он может быть функционально дополнен для выполнения конкретных требований к платформе со стороны полезной нагрузки.

Состав субмодуля СОС должен быть оптимальным для удовлетворения типовых требований к современным КА данного класса. При необходимости улучшения характеристик СОС, например, для МКА дистанционного зондирования Земли в его состав функционально добавляется оборудование, устанавливаемое на модуль полезной нагрузки. Таким образом, сохраняется неизменность базового состава субмодуля СОС и существует возможность улучшения характеристик платформы с минимальными доработками.

Субмодуль системы электропитания

Субмодуль системы электропитания (СЭП) предназначен для непрерывного обеспечения электроэнергией заданного номинала и качества бортовой аппаратуры КА на участке выведения,

в начальных режимах ориентации, в течение всего срока эксплуатации и при наземной подготовке.

Исходя из условий эксплуатации КА и сложившейся мировой практики, система электропитания КА состоит из основного источника электроэнергии, служащего для питания КА во всех режимах работы, вторичного источника электроэнергии, для обеспечения питанием нагрузки на теневых участках орбиты и в аварийных ситуациях. Данная архитектура построения системы электропитания КА имеет высокий уровень квалификации и эксплуатации с положительным результатом.

В качестве основного источника энергии, исходя из обеспечения больших мощностей потребления при малых массах, как и принято во всем мире, целесообразно использование энергии БС. Учитывая, что БС не работоспособны на теневых участках орбиты, необходимо применение вторичного источника энергии – аккумуляторной батареи (АБ). Для обеспечения стабилизированным питанием бортовой аппаратуры, заряда АБ и обеспечения совместной работы БС и АБ в составе модуля СЭП предусматривается энергопреобразующая аппаратура.

Субмодуль СЭП может иметь несколько вариантов построения, исходя из конкретных требований со стороны полезной нагрузки.

Вместе с тем субмодуль СЭП должен быть спроектирован таким образом, чтобы можно было при необходимости извлечь АБ для проведения с ними регламентных работ, не разбирая конструкцию субмодуля и не затрагивая другие субмодули платформы в целом.

Субмодуль двигательной установки

Субмодуль двигательной установки (ДУ) предназначен для выработки импульса тяги для коррекции орбиты МКА при выполнении маневров приведения в рабочую точку, удержания, ухода на орбиту захоронения и создания управляющих моментов для обеспечения ориентации МКА в пространстве (при необходимости).

Субмодуль ДУ может иметь несколько вариантов исполнения, исходя из требований к орбите, сроку активного существования и других характеристик конкретного КА.

Для высокоэнерговооруженных КА рационально использовать данный субмодуль на базе электрореактивных двигателей. Кроме того, в состав субмодуля ДУ могут входить двигатели ориентации, обеспечивающие совместно с субмодулем СОС ориентацию КА в пространстве, а также служащие для разгрузки двигателей-маховиков из состава субмодуля СОС.

Для низкоэнерговооруженных КА, работающих на низких круговых орбитах, оптимально использовать двигательную установку термokatалитического типа с небольшим энергопотреблением и высокой тягой.

Субмодуль ДУ собирается и заправляется автономно. Установка субмодуля на платформу должна происходить в последнюю очередь.

Размещение оборудования модуля ДУ на единой базовой конструкции несет в себе ряд преимуществ, таких как:

- минимизация длин трубопроводов;
- возможность автономной заправки модуля ДУ;
- в зависимости от назначения МКА возможен выбор наиболее подходящего по характеристикам модуля ДУ;
- при наземной экспериментальной отработке модуль ДУ отрабатывается как сборочная единица, которая впоследствии не требует дополнительной отработки.

Элементы системы терморегулирования

Элементы системы терморегулирования (СТР) предназначены для поддержания температуры оборудования и конструкции платформы в заданных температурных диапазонах в процессе орбитального функционирования в любом режиме эксплуатации в течение заданного САС, в том числе в режимах обеспечения живучести.

Элементы СТР совместно с технологическими средствами термостатирования обеспечивают тепловой режим оборудования платформы при наземных испытаниях.

Необходимая площадь радиационных поверхностей при их дефиците на каком-либо субмодуле (для орбит, на которых большая часть радиационных панелей субмодуля подвергается засветке Солнцем) достигается за счет применения дополнительных тепловых труб, которые обеспечивают тепловой интерфейс между радиационными поверхностями, расположенными на противоположных сторонах платформы.

Бортовая кабельная сеть

Каждый субмодуль платформы имеет собственный комплект бортовой кабельной сети (БКС). БКС модуля осуществляет электрическую интеграцию всей бортовой аппаратуры в пределах самого субмодуля, а также с приборами, расположенными на других субмодулях платформы, через перестыковочные соединители БКС. Электрический интерфейс для субмодулей платформы унифицирован, что, в свою очередь, обеспечивает легкую взаимную электрическую стыковку субмодулей между собой.

Применение унифицированной космической платформы, составленной из субмодулей, даст возможность решения различных целевых задач на всех орбитах функционирования, следовательно, позволит существенно сократить сроки создания и стоимость конкретного МКА за счет возможности модифицировать платформу под конкретную задачу, изменяя только необходимые субмодули, и минимизации объема наземной экспериментальной отработки.

Список литературы

1. Зимин И. И., Валов М. В. Принципы построения унифицированной космической платформы малого класса // Инновационный арсенал молодежи : труды седьмой науч.-техн. конф. / ФГУП "КБ "Арсенал" ; Балт. гос. техн. ун-т. СПб. : Инфо-да, 2016. С. 93–94.
2. Принципы построения малого космического аппарата ДЗЗ на базе унифицированной космической платформы малого класса / И. И. Зимин, М. В. Валов, А. В. Яковлев и др. // Системы наблюдения, мониторинга и дистанционного зондирования Земли : материалы XIII научно-технической конференции. Калуга : Манускрипт, 2016. С. 31–33.
3. Перспективные платформы для малых космических аппаратов АО «ИСС» / И. И. Зимин, М. В. Валов, А. В. Яковлев и др. // Системный анализ, управление и навигация : тезисы докладов. М. : Изд-во МАИ, 2016. С. 24–26.
4. Зимин И. И., Валов М. В., Яковлев А. В. Перспективные унифицированные платформы малого класса // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 1. С. 118–124.
5. Зимин И. И., Валов М. В. Разработка малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57807> (дата обращения: 19.01.2016).

История статьи

Поступила в редакцию 31 октября 2017 г.

Принята к публикации 18 ноября 2017 г.

THE PRINCIPLES OF SUBMODULAR DESIGN OF THE UNIFIED SPACE PLATFORM

I. I. Zimin¹, M. V. Valov¹, V. E. Chebotarev²

¹Research and production center Small Satellites Limited Liability Company, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

²JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

This article presents the analysis of existing unified space platforms of modular design manufactured in Russian Federation and in foreign countries. The principles of the unified space platform design are stated. The proposed approach differs from existing approaches by the platform division into separate submodules. This approach to a development of the platform and the SC as a whole will allow to reduce the development time for a specific product and to decrease its cost due to the use of unified submodules. In addition, it will allow to make the platform more flexible for an adaptation to the different requirements depending on the payload and the operating conditions. The platform purpose defines the composition of the submodules and their alternate design. All submodules are mounted on the common load-bearing structure which is a base for the structural design of the space platform and the spacecraft as a whole. Every separate submodule has well-defined mechanical, electrical and thermal interfaces. Every submodule of the protoflight platform is subjected to a full cycle of ground tests (electric, mechanical and thermal vacuum). For subsequent platforms the submodules are subjected to a minimum necessary (equal to acceptance tests) extent of checks (electric, mechanical and thermal vacuum) that reduces time and cost of the platform.

Keywords: space platform, spacecraft, satellite.

References

1. Zimin I. I., Valov M. V. Principy postroeniya unificirovannoj kosmicheskoy platformy malogo klassa [Principles of designing unified small class platform]. Innovatsionnyy arsenal molodezhi: trudy sed'moy nauch.-tekhn. konf. FGUP "KB "Arsenal", Balt. gos. tekhn. un-t, Spb., Info-da Publ., 2016, pp. 93–94. (In Russian)
2. Zimin I. I., Valov M. V., Yakovlev A. V. Principy postroeniya malogo kosmicheskogo apparata DZZ na baze unificirovannoj kosmicheskoy platformy malogo klassa [Principles of designing the small satellite for Earth observation based on the small class unified space platform]. Sistemy nablyudeniya, monitoring i distancionnogo zondirovaniya Zemli : Materialy XIII nauchno-tehnicheskoy konferencii, Kaluga, Manuscript Publ., 2016, pp. 31–33. (In Russian)
3. Zimin I. I., Valov M. V., Yakovlev A. V. Perspektivnye platformy dlya malyh kosmicheskikh apparatov AO «ISS» [Perspective space platforms for small satellites of JSC "ISS"]. Sistemy analiz, upravlenie i navigaciya: tezisy dokladov. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 2016, pp. 24–26. (In Russian)
4. Zimin I. I., Valov M. V., Yakovlev A. V. Perspektivnye unificirovannye platformy malogo klassa [Perspective unified small class platforms]. Vestnik SibGAU, 2009, vol. 17, no. 1, pp. 118–124. (In Russian)
5. Zimin I. I., Valov M. V. Razrabotka malogo kosmicheskogo apparata distancionnogo zondirovaniya Zemli [Designing the small satellite for Earth observation]. Trudy MAI, 2015, no. 81. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57807> (accessed 19.01.2016) (In Russian)

Article history

Received 31 October 2017

Accepted 18 November 2017

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В ГАЗОХОДЕ СТАРТОВОГО КОМПЛЕКСА МАЛОГО ЗАГЛУБЛЕНИЯ ДЛЯ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ЛЕГКОГО КЛАССА

**В. П. Зюзликов, Б. Е. Синильщиков, В. Б. Синильщиков,
М. В. Ракитская**

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация*

В настоящее время существует потребность в увеличении количества пусков малых и сверхмалых спутников. Для их выведения используются ракеты космического назначения легкого класса. Для старта таких ракет целесообразно создавать специальные малогабаритные пусковые установки. В разработанных авторами методике и программе расчета нестационарных струйных течений при старте с учетом работы систем водоподдачи учтены результаты экспериментов на физических моделях и натурных пусков ракет космического назначения. В процессе расчета определяются параметры двухфазного газокапельного течения в осесимметричной постановке, определяются величины силовых и тепловых нагрузок на элементы пусковой установки и ракету. Большой объем проведенных численных исследований показал, что создать для рассматриваемых условий пусковую установку минимальных размеров можно только при использовании одноразовых сменных элементов, устанавливаемых на вершине газоотражателя, который располагается на малом расстоянии от среза сопла, и двух поясов водоподдачи. Проведенные расчеты позволили выбрать сочетание основных параметров пусковой установки, обеспечивающих снижение тепловых и силовых нагрузок до допустимых значений.

В статье приводятся результаты расчетов, анализируются физические процессы, происходящие при пуске, в том числе особенности работы двух поясов системы водоподдачи, приводятся данные по силовым и тепловым нагрузкам при старте. Также даны результаты расчетов при варьировании основных размеров и значения нагрузок.

Ключевые слова: ракетный двигатель, струя, газоотражатель, водоподдача, пусковой стол, газоход.

В настоящее время существует потребность в увеличении количества малых и сверхмалых спутников. Для их пуска используются ракеты космического назначения (РКН) легкого класса. В РФ создается семейство РКН «Ангара», в состав которого входит РКН легкого класса «Ангара-1» с односопловым ракетным двигателем (РД) РД-191. Для запуска этой ракеты используется универсальный стартовый комплекс (СК), с которого также должны проводиться запуски РКН среднего и тяжелого класса «Ангара-3» и «Ангара-5». К недостаткам такого решения следует отнести ограничение по потенциальной частоте запуска РКН среднего и тяжелого класса, а также то, что при

аварии РКН (даже РКН легкого класса) СК надолго выводится из строя. В настоящее время находится в эксплуатации СК РКН «Наро-1» (KSLV-1 Республика Корея), которая является аналогом РКН «Ангара-1» и в которой также используется РД-191. Этот СК имеет глубину газохода 13,3 м (что составляет 60 % от глубины универсального СК для пуска РКН «Ангара») и сопоставимо высокую стоимость. Поэтому актуальным является обоснование возможности создания СК малого заглубления для РКН легкого класса. Минимально допустимое заглубление СК определяется газодинамическими процессами при старте.

Авторами разработана схема пусковой установки (ПУ) малого заглубления для РКН легкого класса [1] (глубина газохода для РКН типа «Ангара-1» – 2 м). Такую ПУ можно использовать совместно с универсальной ПУ (например, ПУ

для РКН «Ангара») – с общей инфраструктурой. Возможно и автономное использование такой ПУ в составе отдельного СК.

На рис. 1 показана схема ПУ [1] для РКН легкого класса с односопловым РД (на примере РД-191). Вершина 2 газоотражателя (ГО) выполнена из композиционного материала (например стеклопластика) и заменяется после каждого пуска. Проведенные исследования [2] показали, что унос материала с вершины, выполненной из стеклопластика, за один пуск составляет 10–15 мм. Таким образом, для обеспечения прочности сменный элемент должен иметь толщину около 30 мм при наружном диаметре 150–200 мм.

Термостойкость самого ГО 1, выполненного из стали, обеспечивается за счет подачи воды вдоль поверхности ГО, водяные патрубки пояса пристеночной водоподдачи 3 располагаются под стеклопластиковой вершиной 2. Другой пояс 4 подает воду на внешнюю границу струи РД при помощи водяных струй, истекающих в направлении оси СК из распылителей, расположенных на пусковом столе (ПС) 5. Подача воды в область внешней границы струи РД также способствует уменьшению излучения шума (а значит и акустического воздействия на РКН) и уменьшает возможное тепловое воздействие на днище РКН при забросе горячих газов, который может произойти в процессе выхода РД на режим. Внутри ПС 5 располагаются приводы опор РКН 8 и системы удержания РКН, а также комплект автоматических стыковочных и заправочных устройств и электрокоммуникаций.

Газоход имеет практически кольцевую форму. Опоры пускового стола 6 отнесены ближе к выходному сечению газохода (в область дозвуковых скоростей) и обеспечивают минимальное

перекрытие сечения газохода. Использование разрушаемой одноразовой вершины позволило увеличить допустимые тепловые нагрузки на вершину и таким образом уменьшить расстояние от среза сопла 7 до вершины ГО. Малый размер ПУ (максимальный радиус ПУ 7–8 м) приводит к тому, что башня обслуживания (если предполагается ее использование) будет располагаться вне ПУ.

Обоснование данной схемы связано в первую очередь с определением газодинамических (силовых и тепловых) нагрузок на РКН и элементы ПУ в процессе старта. Как показано в [3], поскольку процессы при впрыске воды в газовую струю строго не моделируются, единственным способом оценки этих нагрузок является численное решение нестационарных уравнений динамики двухфазных сред (газ+капли). Описание математической модели приведено в [3]. В расчетах учитывается отрывное течение в сопле [4]. Ниже представлены результаты расчетов газокапельных течений в предлагаемой ПУ. Целью расчетов является исследование влияния величины зазора между ПС и дном газохода, расстояния от среза сопла до дна газохода и других размеров, а также расхода воды внутреннего (вдоль ГО) и внешнего поясов водоподдачи на тепловые и силовые нагрузки, действующие на ПУ. Рассматривается осесимметричное течение. Общее число ячеек в расчетной области – 36 000.

Расчеты проводятся для РД типа РД-191 с диаметром сопла на срезе 1,43 м, числом Маха на срезе $M = 3,6$, топлива «кислород-керосин». Примем, что РД выходит на режим за 0,6 с, достигая нерасчетности $n = 0,8$ (принимается, что давление в камере сгорания РД растет по линейному закону). Отметим, что реальный РД при достижении нерасчетности $n \approx 0,55$ некоторое время рабо-

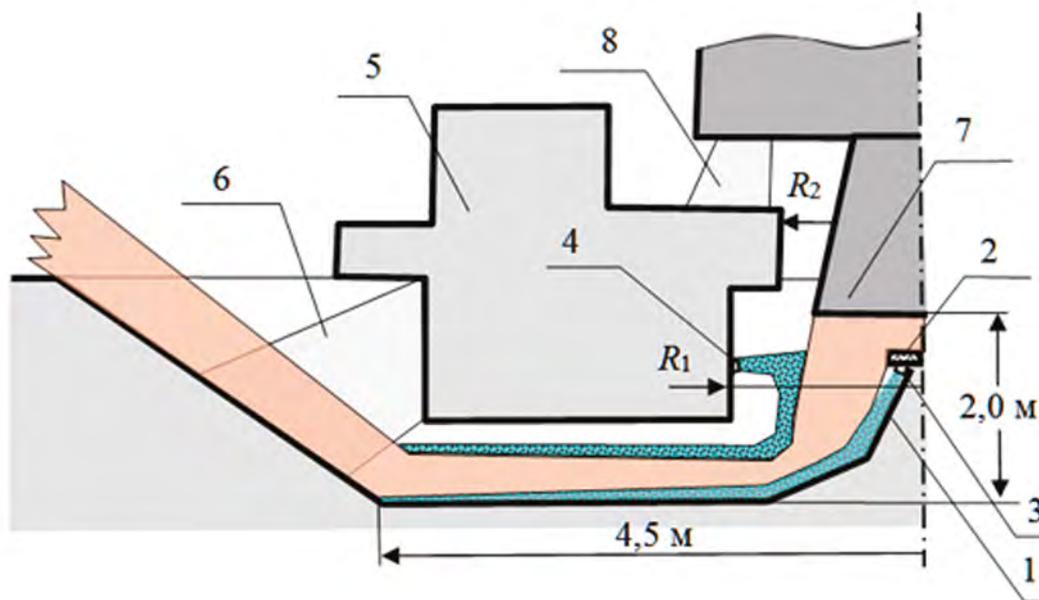


Рис. 1. Схема ПУ малого заглубления (показана половина ПУ)

тает с постоянным давлением в камере на предварительной ступени тяги, однако к этому времени нестационарные процессы в рассматриваемой ПУ практически заканчиваются (чему способствуют ее малые размеры). Поэтому выделять этот этап при расчете нет необходимости.

При подъеме РКН на высоту до 20 м с ГО взаимодействует начальный участок струи, поэтому характер течения и действующие силовые и тепловые нагрузки изменяются незначительно. Высоту 20 м РКН достигает на четвертой секунде после запуска РД. Далее тепловые и силовые нагрузки на ГО и элементы газохода быстро падают. Поэтому нагрузки при выходе РД на режим фактически являются определяющими и позволяют сделать выводы о приемлемости или неприемлемости рассматриваемого варианта.

На рис. 2–6 приводятся результаты расчетов для базового варианта: расстояние от среза сопла до дна газохода составляет 2,0 м, расстояние от дна газохода до ПС – 0,7 м, высота ГО над дном газохода – 1,4 м, угол верхней части конуса ГО от вертикали – 30°, нижней – 60°, высота нижней части конуса – 0,5 м. Расход воды из-под вершины ГО принят равным 700 кг/с, расход во внешнем поясе – 300 кг/с. При этом суммарный расход воды составляет 1,66 от расхода РД на полной тяге. При проведении расчетов считалось, что подача воды начинается одновременно с запуском РД и сразу с номинальным расходом; скорость водокапельного потока на выходе из распылителей принималась равной 30 м/с.

На рис. 2 для последовательных моментов времени цветом показано поле избыточного статического давления газа (см. уровни сверху рисунка), линиями – изолинии числа Маха. На данном и последующих рисунках показаны следующие изолинии: $M = 0,01$ – черным цветом; $M = 0,05$ – зеленым; $M = 0,1, 0,2$ – черным; $M = 0,5$ – коричневым; $M = 0,7$ – черным; $M = 1,0$ – красным (толстая линия); $M = 1,5$ – черным; $M = 2,0$ – синим; $M = 2,5$ – черным; $M = 3,0$ – фиолетовым; $M = 3,2$ – черным; $M = 3,5$ – красным; $M = 3,6, 3,7, 3,8$ и $3,9$ – черным. Так как рассматривается осесимметричное течение, то на рисунках показана только половина сечения. Вектора скорости газа показаны стрелками (течение из точки). В области больших скоростей, чтобы не перегружать рисунок, вектора не выводятся. На рис. 3 аналогично приведены поля температуры, а на рис. 4 – плотности капельной фазы. На поверхности РКН установлены два численных датчика давления: датчик 1 – на боковой поверхности, датчик 2 – на днище (см. рис. 2а). На рис. 5 приведены графики давления, «измеренного» этими датчиками, на рис. 6 – график вертикальной газодинамической силы, действующей на ПС (положительное направление силы – вниз).

На рис. 2а показано давление при $t = 0,006$ с (отсчет времени от запуска РД). Имеет место без-

отрывное истечение из сопла холодного воздуха (первоначально находившегося в сопле). Пусковые волны, распространяющиеся вниз, заходят в зазор между ПС и дном газохода; распространяющиеся вверх движутся по зазору РКН – ПС. На поверхности РКН установлены два численных датчика давления: датчик 1 – на боковой поверхности, датчик 2 – на днище (см. рис. 2а). После того, как весь холодный воздух выходит из сопла (в данном случае это происходит при $t = 0,01$ с), массовый расход газа, протекающего через срез сопла, резко падает и вслед за волнами сжатия от среза распространяются волны разрежения [4]. Пусковые волны многократно отражаются от ГО стенок и сопла, что и приводит к развитию дополнительных колебаний давления, регистрируемых датчиком 2 (рис. 5).

На рис. 2б–г видны последовательные этапы распространения пусковых волн. Из-за малости зазора между днищем РКН и ПС и отсутствия подпитки интенсивность воздействия на РКН волны, прошедшей этот зазор, незначительна. Более существенно воздействие волны, обошедшей ПС снизу и дифрагировавшей вокруг его верхней поверхности. При $t = 0,04$ с эта волна, уже достаточно ослабленная, достигает датчика 1. Как видно на рис. 5, соответствующий подъем давления оказывается весьма небольшим ($0,01$ кг/см²).

На рис. 4а показана плотность капельной фазы при $t = 0,04$ с. Водяные струи верхнего контура еще не достигли поверхности газовой струи – рис. 4а, а струи, истекающие из-под вершины ГО, достигли середины ГО.

На рис. 3а показано поле температур при $t = 0,08$ с, а на рис. 4б – поле плотности капельной фазы для этого же момента времени. Из сопла истекает с отрывом струя ($M = 2,5$), диаметр которой значительно меньше диаметра сопла. Над нижней частью ГО сформировался пусковой вихрь, который постепенно сносится вдоль ГО. В результате горячие газы начинают взаимодействовать с дном ПС. Водяные струи верхнего пояса достигли поверхности газовой струи и начинают взаимодействовать с ней, уменьшая ее температуру. Несмотря на то, что пусковые волны уже затухли, датчик на донном срезе продолжает регистрировать колебания давления. Частота этих колебаний близка к значению, полученному по гипотезе Пауэлла [4, 5]. По мере приближения точки отрыва к срезу сопла и увеличения поступления капельной фазы к границе струи РД амплитуда этих колебаний уменьшается.

На рис. 3б показана температура газа при $t = 0,08$ с. Вдоль днища ПС распространяется низкоскоростной поток газа с температурой 2000–2200 К.

На рис. 3в и 4в показаны поля температуры газа и плотности капельной фазы при $t = 0,23$ с. Продолжается истечение сверхзвуковой струи с от-

рывом, число Маха увеличивается до 3,8. Над дном газохода течение достигает сверхзвуковой скорости. Размер зоны с высокой температурой под ПС быстро уменьшается. Капельная фаза, распространяющаяся вдоль дна газохода, достигает участка подъема.

После $t = 0,2$ с течение устанавливается и давление в зазоре начинает падать. Это приводит к возникновению значительной вертикальной силы, действующей на ПС. Как видно на рис. 6, к $t = 0,28$ с величина газодинамической силы достигает 120 т. Следует, впрочем отметить, что к этому моменту тяга РД увеличивается примерно до 100 т, что приводит к соответствующему уменьшению усилия в опорах РКН (п. 8 на рис. 1). Таким образом, суммарная сила, действующая на ПС, увеличивается незначительно. Опасность для конструкции могут представлять низкочастотные пульсации этой силы при $0,26 \text{ с} \leq t \leq 0,37 \text{ с}$. Уменьшить амплитуду пульсаций можно за счет скругления нижнего входного угла ПС и некоторого увеличения зазора ПС – дно газохода.

Одновременно с уменьшением давления в зазоре ПС – дно газохода уменьшается давление в области, расположенной между ПС и ГО. Это приводит к падению давления на донном срезе РКН, как видно по показанию датчика 2, до $-0,05 \text{ кг/см}^2$ (рис. 5). Такое разрежение можно считать допустимым для полузаглубленных ПУ. Уменьшить разрежение можно за счет увеличения зазора между ПС и РКН.

На рис. 3г и 4г показаны данные по температуре газа и плотности капельной фазы на 0,29 с. Заканчивается истечение сверхзвуковой струи с отрывом. Зона под ПС с высокой температурой исчезла – в дальнейшем температура газа, распространяющегося вдоль дна ПС, не превышает 1200 К. Кратковременное (в течение 0,2 с) повышение температуры газа до 2000–2200 К при относительно малой скорости ($M \leq 0,1$) не представляет опасности для ПС.

На рис. 3д и 4д показаны поля температуры газа и плотности капельной фазы для $t = 0,40$ с. Истечение сверхзвуковой струи – безотрывное. Максимальные скорости струи, растекающейся по дну газоходов, соответствуют числу $M = 2,0$, а на участке подъема – $M = 1,0$. После участка подъема струя прилипает к поверхности нулевой отметки (реализуется эффект Коанда [6]). Это приводит к сепарации капель, небольшое количество которых остается в газовом потоке, особенно на первых этапах пуска. Капли по инерции продолжают лететь прямо и, попадая в область малоподвижного воздуха, тормозятся (см. верхний левый угол рис. 4д). Текущая по участку подъема и частично дну газохода струя интенсивно эжектирует окружающий воздух, который, как это видно по стрелкам-векторам, затекает под дно ПС.

На рис. 3е и 4е показаны поля температуры газа и плотности капельной фазы при $t = 0,60$ с. РД

вышел на режим. В струе, растекающейся по дну газоходов, скорости соответствуют числу $M = 2,5$, а на участке подъема – $M = 1,5$.

Рассмотрим изменение температуры торможения по газоходу. Температура торможения характеризует уровни теплового воздействия. Вдоль всей стенки ГО температура торможения не превышает 700 К при значительной плотности капельной фазы, поэтому тепловое воздействие на ГО практически отсутствует. Вдоль дна газохода температура торможения не превышает 800 К, повышаясь перед участком подъема. Вдоль всего дна газохода распространяются капли, однако высота слоя с каплями вдоль дна незначительна – не более 10 см, а перед участком подъема еще меньше (на рис. 4 слой капельной фазы на дне газохода трудно различим из-за его малой толщины). Как было отмечено выше, тепловое воздействие на дно ПС также не представляет опасности (вначале оно обтекается горячим, но малоскоростным газом, а в дальнейшем – относительно низкотемпературным). Отметим, что на входе в зазор на некотором расстоянии от дна температура торможения составляет около 2500 К при весьма высокой скорости. Таким образом, использование двухуровневой системы водоподачи позволяет эффективно защитить поверхности ПУ от теплового воздействия.

При натекании на участок подъема газ разворачивается вслед за стенкой. Остатки капельной фазы из внешнего (верхнего) слоя смешения по инерции пересекают газовую струю по направлению к стенке. Это приводит к уменьшению температуры торможения газа над стенкой до 1200–1300 К и одновременно – к практически полному испарению капель. В результате непосредственно вдоль наклонной стенки максимальная температура газа сначала повышается до 1100 К и далее медленно уменьшается по мере приближения к нулевой отметке. Таким образом, можно сделать вывод, что использование двух систем охлаждения с суммарным расходом 1000 кг/с обеспечивает теплостойкость стенок ПУ с запасом, так как температура торможения газа вдоль стенок ниже температуры плавления стали, используемой для листов металлооблицовки газохода и ПС.

Рассмотрим влияние размеров зазора между ПС и дном газохода на устойчивость течений, силовые и тепловые нагрузки. Расчеты проводились для варианта с двумя системами водоподачи с суммарным расходом 1000 кг/с. Вначале рассмотрим заведомо малый размер зазора 0,3 м. Характер течения до $t = 0,3$ с по сравнению с рассмотренным выше принципиально не изменяется. При $t > 0,3$ с по всему зазору ПС – дно газохода течение становится сверхзвуковым. Это приводит к увеличению давления в области между ПС и ГО до $+0,25 \text{ кг/см}^2$ и падению давления в канале ПС – дно газохода до $-0,5 \text{ кг/см}^2$. В результате суммарная отрицательная сила, действующая на ПС, увеличивается до 200 т,

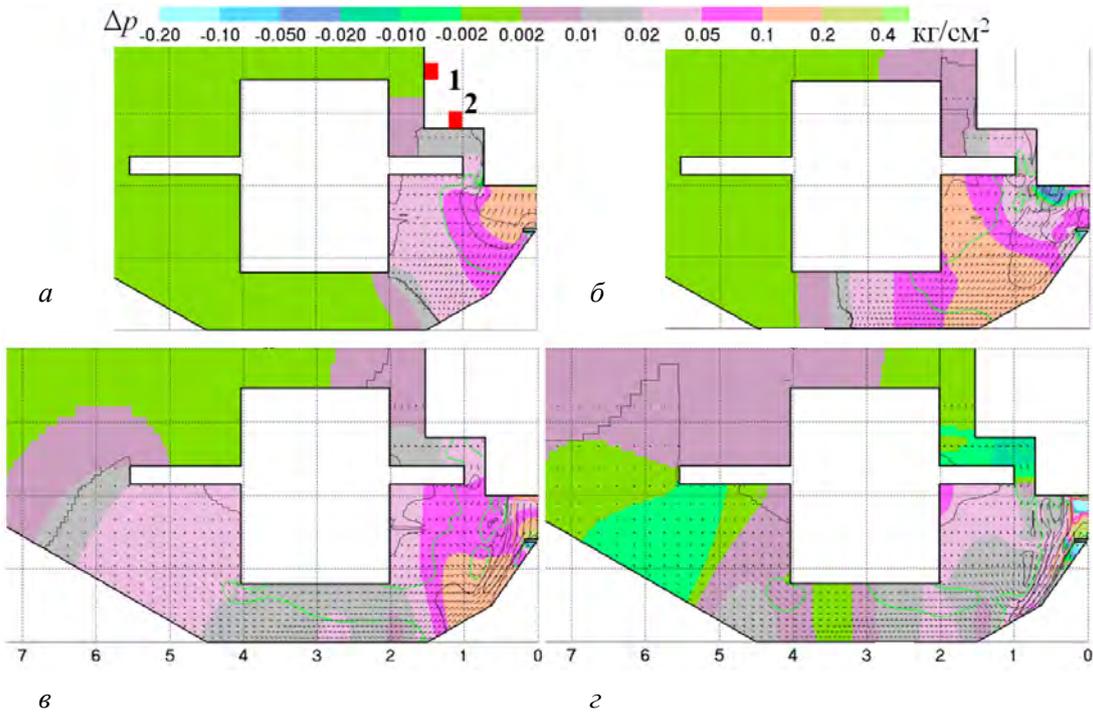


Рис. 2. Базовый вариант. Давление: а) $t = 0,006$ с; б) $t = 0,012$ с; в) $t = 0,023$ с; г) $t = 0,036$ с

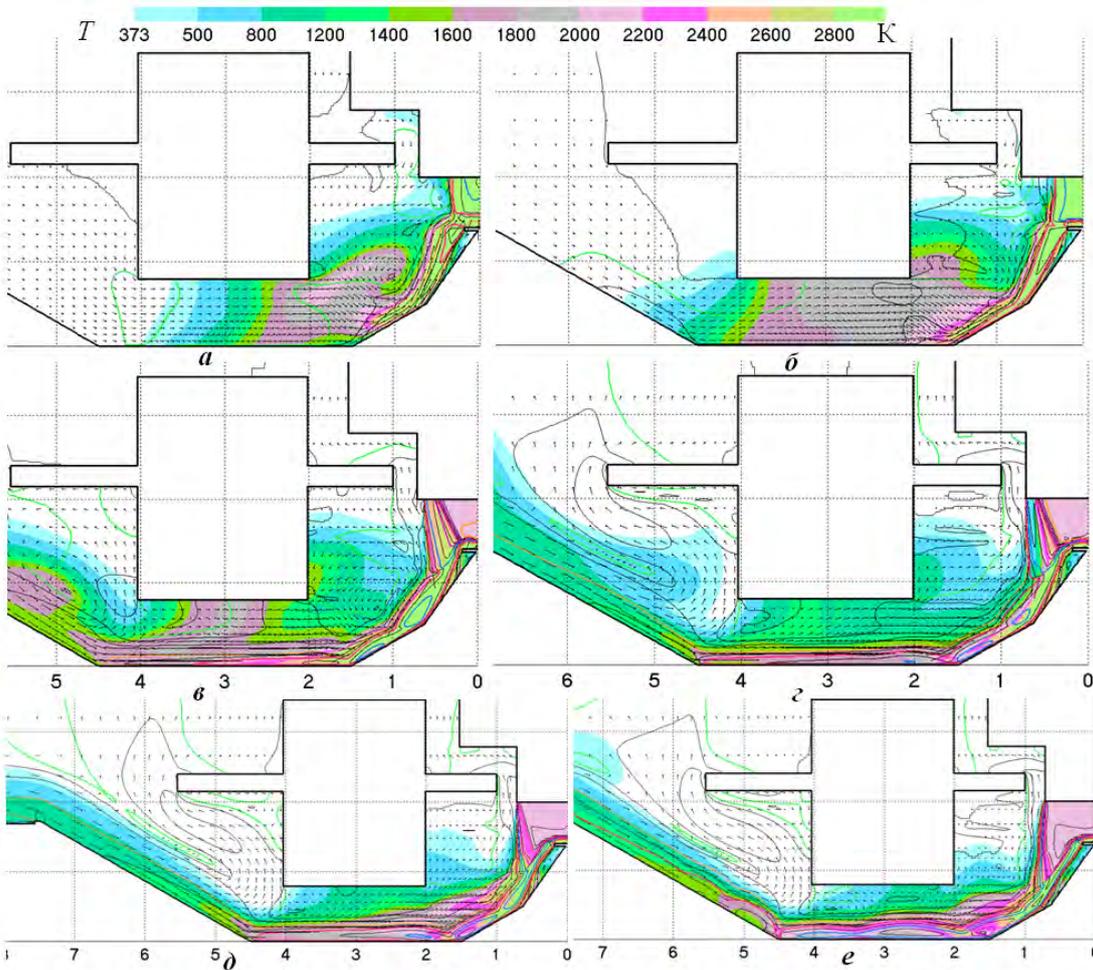


Рис. 3. Базовый вариант. Температура: а) $t = 0,08$ с; б) $t = 0,173$ с; в) $t = 0,23$ с; г) $t = 0,28$ с; д) $t = 0,4$ с; е) $t = 0,6$ с

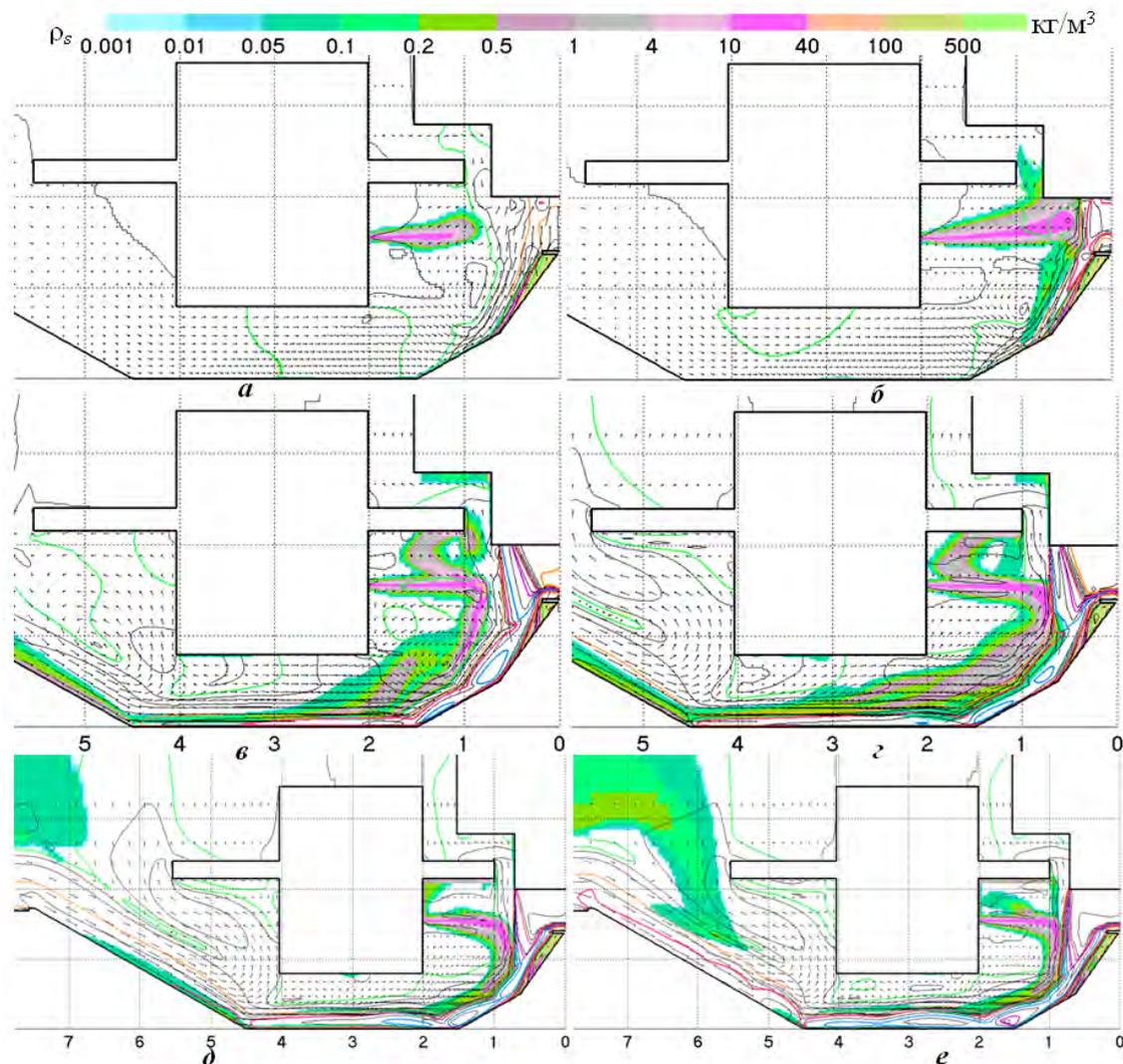


Рис. 4. Базовый вариант. Плотность капельной фазы: а) $t = 0,04$ с; б) $t = 0,08$ с; в) $t = 0,23$ с; г) $t = 0,29$ с; д) $t = 0,4$ с; е) $t = 0,6$ с

при этом наблюдаются пульсации силы с амплитудой 30 т. Относительно высокое давление в области между ПС и ГО вызвало устойчивое истечение газов из этой области вверх через зазор между РКН и ПС. В это течение вовлекаются как капли, так и горячие газы. За счет их взаимодействия температура горячих газов взаимодействующих с РКН, понижается, но остается достаточно высокой – около 700 К.

При увеличении зазора между ПС и дном газохода до 0,4 м дозвуковое течение в верхней части канала сохранялось до 0,4 с, после чего течение в канале становилось полностью сверхзвуковым. Так как высота зазора больше, чем в предыдущем варианте, максимальная скорость в нем оказывается выше и достигает $M = 2,6$. Разрежение в нем также выше – оно составляет $-0,69$ кг/см². Максимальное значение отрицательной силы увеличивается до 285 т, при этом также наблюдаются пульсации силы с амплитудой 35 т.

При увеличении зазора между ПС и дном газохода до 0,5 м дозвуковое течение в верхней

части канала также сохраняется до 0,4 с, после чего имеет место колебательный процесс, в котором реализуется то дозвуковое, то сверхзвуковое течение. При увеличении размера зазора до 0,6 м сверхзвуковое течение в канале не реализуется, но амплитуда пульсаций вертикальной силы, действующей на ПС, оказывается несколько больше, чем в базовом варианте с зазором 0,7 м.

Увеличение зазора между ПС и дном газоходов до 0,9 м и 1,2 м не приводит к существенному изменению рассматриваемых параметров в сравнении с базовым вариантом. Амплитуда колебаний для канала 1,2 м несколько выше, что, по-видимому, объясняется меньшими диссипативными потерями.

Уменьшение расстояния от среза сопла до дна газохода до 1,75 м при сохранении исходных размеров ГО приводит к тому, что распылители внешней системы водоподдачи необходимо также смещать вниз. В результате уменьшается путь смешения водокапельных струй внешней водоподдачи с газовой струей до ее разворота на

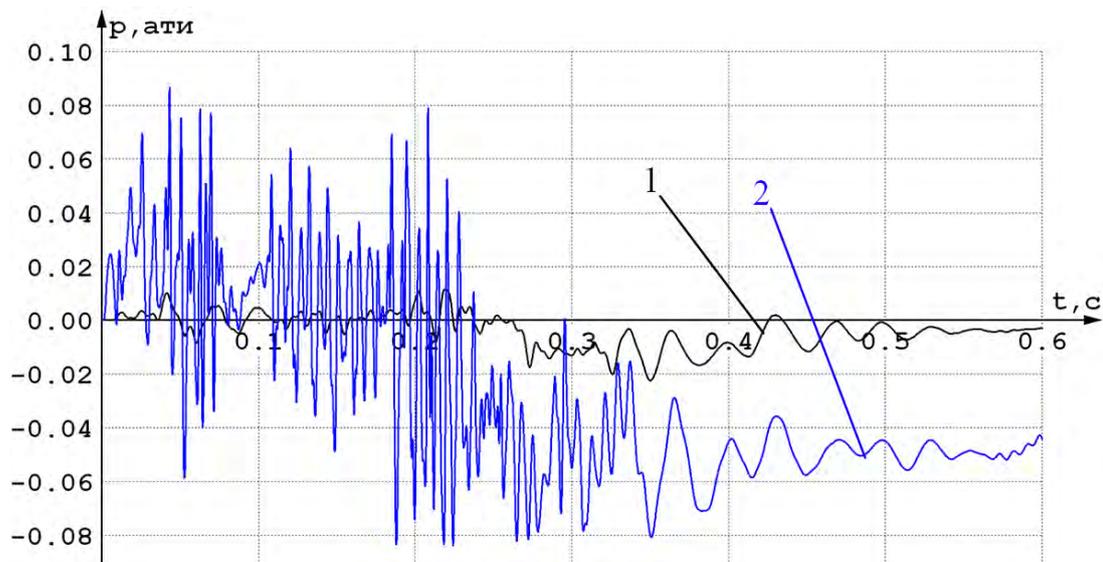


Рис. 5. Избыточное давление на боковой поверхности РКН (датчик 1) и днище РКН (датчик 2)

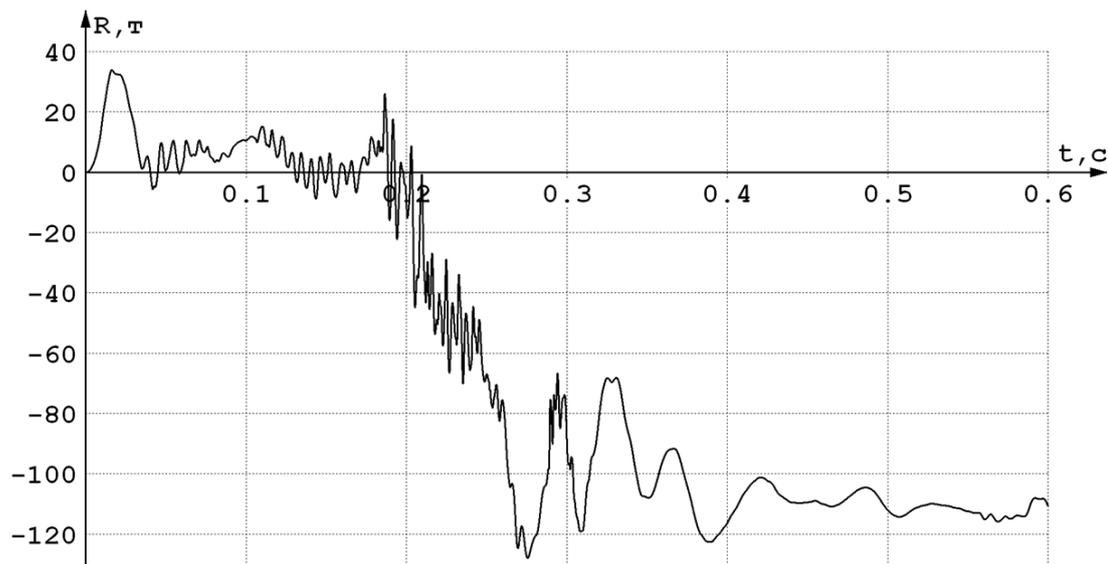


Рис. 6. Газодинамическая сила, действующая на ПС

дне газохода. Максимальная температура торможения внутри растекающейся струи увеличивается на 350 К, а вдоль дна газохода – на 100 К.

При уменьшении расстояния среза сопла до дна газохода до 1,6 м происходит дальнейшее повышение температур торможения (температура торможения газа, текущего вдоль дна газохода, приближается к температуре плавления стали). Кроме того, происходит существенное увеличение пульсаций на донном срезе РКН (до $\pm 0,15$ кг/см²). Впрочем, для более достоверного определения амплитуды пульсаций необходимы дополнительные исследования.

При увеличении всех внешних радиусов ПС и радиусов участка подъема на 1 м относительно размеров базового варианта характер течения практически не изменился, а вертикальная сила, действующая на ПС, увеличилась пропорциональ-

но увеличению площади ПС. Как было показано выше, под днищем ПС в сечениях, расположенных перед выходом из зазора, снаружи (из области над участком подъема) интенсивно подсасывается воздух, который смешивается с горячими газами, уменьшая их температуру. Увеличение длины днища ПС привело к тому, что воздух распространяется в сторону оси ПУ до радиуса $r = 2,8$ м.

Расчеты показали, что при малых размерах ГО могут возникнуть пульсации давления, аналогичные пульсациям при взаимодействии сверхзвуковой струи с преградой (эффект Гартмана). При высоте ГО 1,0 м и малых давлениях на срезе при взаимодействии газовой струи с вершиной ГО течение с присоединенным скачком перестраивается в течение с отсоединенным скачком и обратно. К реализации пульсационных режимов может

привести и чрезмерный расход воды из-под вершины ГО. Так, при малой протяженности нижнего участка ГО (с углом полураствора конуса 60°) и при большом расходе воды из-под вершины ГО ($G_{\text{вод}}/G_{\text{рд}} = 1,6$) происходил периодический отрыв газочапельного потока от дна, сопровождавшийся пульсациями давления.

Увеличение расхода воды во внешней системе водоподачи (до $G_{\text{вод}}/G_{\text{рд}} = 0,9$) в сочетании с относительно небольшим радиусом $R_1 = 0,9$ м (см. рис. 1) и с малым зазором между ПС и дном газохода также приводит к пульсационному изменению давления. Вследствие недостаточной эжекционной способности газовой струи в области между ПС и ГО образуются циркуляционные зоны с большой плотностью капельной фазы.

Попадание области с большой плотностью на вход в зазор приводит к росту давления в этой области. Далее происходит «продувка» зазора и процесс повторяется.

Описанные выше результаты получены для варианта, у которого значение минимального внутреннего диаметра кольца R_2 (рис. 1) составляет

1,0 м. Расчеты показали, что при таком размере кольца в процессе вертикального подъема РКН тепловое воздействие струи на поверхность этого кольца не представляет опасности. Однако при значительном боковом сносе РКН или при больших углах поворота сопла верхние поверхности ПС подвергнутся значительному тепловому воздействию, которое может привести к оплавлению поверхностей ПС. Увеличение размера R_2 позволяет уменьшить тепловые нагрузки, но увеличивает ударно-волновое воздействие и акустические нагрузки на РКН в процессе подъема. В этом случае целесообразно использовать дополнительные распылители водокапельных струй, устанавливаемые на ПС, водяные струи которых взаимодействуют со струей РД при подъеме РКН.

Таким образом, использование одноразовой вершины ГО позволяет приблизить ГО вплотную к срезу сопла и существенно уменьшить габариты ПУ, а использование двух систем водоподачи снижает тепловые и силовые нагрузки до уровня, который не удастся обеспечить в современных полуглубленных СК, предназначенных для запуска РКН «Зенит» и «Ангара».

Список литературы

1. Схемные решения СК малого заглубления для запуска РКН легкого класса / В. П. Зюзликов, Б. Е. Синильщиков, В. Б. Синильщиков, М. В. Ракитская // Сб. трудов научно-технической конференции «VII Уткинские чтения». СПб. : БГТУ, 2015.
2. Тепловые и эрозионные процессы в ПУ для запуска РКН легкого класса / В. П. Зюзликов, Б. Е. Синильщиков, В. Б. Синильщиков, В. А. Тенетко // Сб. материалов международной конференции «VI Уткинские чтения». СПб. : БГТУ, 2013.
3. Синильщиков Б. Е., Синильщиков В. Б. Исследование термосилового нагружения газоотражателей стартовых комплексов ракет космического назначения при работе систем водоподачи // Исследования наукограда. 2017. Т. 1, № 2. С. 61–71.
4. Зюзликов В.П., Синильщиков Б.Е., Синильщиков В.Б., Ракитская М.В. Численные исследования нестационарных процессов при запуске ракетного двигателя // Исследования наукограда. 2017. Т. 1, № 3. С. 103–114.
5. Газодинамика стартовых комплексов / Г. П. Бирюков, А. Б. Бут, В. А. Хотулев, А. С. Фадеев. М. : Рестарт, 2012. 364 с.
6. Parks E. K. and Peterson R. E. Analysis of a Coandă type flow. AJAA J, 1968, vol. 6, no. 1.

История статьи

Поступила в редакцию 29 мая 2017 г.

Принята к публикации 18 сентября 2017 г.

GASODYNAMIC PROCESSES IN THE VENT OF THE LAUNCH COMPLEX WITH SMALL DEPTH FOR THE SPACE SMALL-LIFT ROCKETS

**V. P. Zyuzlikov, B. E. Sinilshchikov, V. B. Sinilshchikov,
M. V. Rakitskaya**

*Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov,
Saint Petersburg, Russian Federation*

At present the consumer interest to the launch of small and very-small satellites rises. For their insertion the space small-lift rockets are used. It is expedient to create special small launchers for the launch of such rockets. The authors have developed a scheme of such a launcher, a technique and a calculation program

for nonstationary jet streams at launch taking into account the work of water supply systems in which the experimental results obtained for physical analogues and full-scale launching of space rockets are taken into consideration. In the process of calculation the parameters of the two-phase gas-droplet flow are determined, the values of force and heat loads on the elements of launcher and the rocket are found. Computationally intensive investigations show that one can create an operating launcher of minimum size with a short distance from the nozzle section to the jet deflector only when using two levels of water supply and nonrecoverable replaceable elements established at the vertex of jet deflector. The calculations performed make it possible to choose a combination of determining (key) parameters (a basic version) of the launcher that provide the decrease of heat and force loads down to accepted values.

The paper presents the computational results for this version, the physical processes, including peculiarities of the work of the two levels of water supply system, that occur at launch are analyzed, the data on the heat and force loads are given. The computational results with variation of the determining parameters are also offered. The processes that lead to increasing loads as the determining parameters vary are analyzed; the values of loads are presented.

Keywords: rocket engine, jet, jet deflector, water supply, launching table, flue-gas duct.

References

1. Zyuzlikov V. P., Sinilshchikov B. E., Sinilshchikov V. B., Rakitskaya M. V. *Skhemnye resheniya SK malogo zaglubleniya dlya zapuska RKN legkogo klassa* [Schematic Circuit Solutions for Launch Complex with Low Penetration for Launching an Light Class Space Rockets]. *Sb. trudov nauchno-tekhnicheskoy konferentsii «VII Utkinskiye chteniya»*. SPb, BGTU, 2015. (In Russian)
2. Zyuzlikov V. P., Sinilshchikov B. E., Sinilshchikov V. B., Tenetko V. A. *Teplovye i erozionnye protsessy v PU dlya zapuska RKN legkogo klassa* [Thermal and erosion processes in launchers for the launch of space rockets of light class]. *Sb. materialov mezhdunarodnoy konferentsii «VI Utkinskiye chteniya»*. SPb, BGTU, 2013. (In Russian)
3. Sinilshchikov B. E., Sinilshchikov V. B. *Issledovanie termosilovogo nagruzheniya gazootrazhatelej startovykh kompleksov raket kosmicheskogo naznacheniya pri rabote sistem vodopodachi* [Investigation of force and thermal loading of jet deflectors of launch complexes of space rockets during the work of water supply systems]. *The Research of the Science City*, 2017, vol. 1, no. 2, pp. 61–71. (In Russian)
4. Zyuzlikov V. P., Sinilshchikov B. E., Sinilshchikov V. B., Rakitskaya M. V. *Chislennye issledovaniya nestatsionarnykh protsessov pri zapuske raketnogo dvigatelya* [Numerical studies of nonstationary processes during the launch of a rocket engine]. *The Research of the Science City*, 2017, vol. 1, no. 3, pp. 103–114. (In Russian)
5. Biryukov G. P., But A. B., Khotulev V. A., Fadeev A. S. *Gazodinamika startovykh kompleksov* [Gasdynamics starting complexes]. Moscow, Restart Publ., 2012, 364 p. (In Russian)
6. Parks E. K. and Peterson R. E. Analysis of a Coandă type flow. *AJAA J*, 1968, vol. 6, no. 1.

Article history

Received 29 May 2017

Accepted 18 September 2017

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЦЕДУР ВНЕШНЕГО КОМАНДНО-ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ КОМАНДНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА*

**Л. Ф. Ноженкова¹, О. С. Исаева¹, Р. В. Вогоровский¹,
А. В. Мишуров²**

¹Институт вычислительного моделирования СО РАН,
г. Красноярск, Российская Федерация

²Сибирский федеральный университет, г. Красноярск, Российская Федерация

Разработан программный редактор, позволяющий формировать процедуры автономных испытаний приема и отработки команд и выполнять анализ функционирования бортовой аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата. Автономные испытания командно-измерительной системы проводятся без подключения бортовых систем, взаимодействующих с объектом контроля. Для проведения автономных испытаний требуется, с одной стороны, формировать и передавать команды в командно-измерительную систему, а с другой – собирать и передавать ответы. В условиях комплексных испытаний эти функции выполняют бортовые системы. Разработанное программное обеспечение обеспечивает работу имитаторов бортовых систем, позволяет настроить перечень команд и параметры приема-передачи данных: коммутационные интерфейсы, время ожидания реакции на команду, количество повторений отправки, способ передачи, эталонные значения полей телеметрии для контроля и анализа отработки команд и др.

Редактор интегрирован в программное обеспечение контрольно-проверочной аппаратуры командно-измерительной системы. При проведении автономных испытаний построенный программный комплекс функционирует как окружение объекта контроля. Упрощение процесса создания испытательных процедур приема-передачи команд расширяет возможности исследования бортовой аппаратуры, повышает качество и надежность испытаний.

В статье подробно описан порядок подготовки и настройки испытательных процедур. Описание сопровождается иллюстрациями, которые позволяют детально представить состав и функции программного обеспечения.

Ключевые слова: космический аппарат, бортовая аппаратура, командно-измерительная система, телекоманды, телеметрия, контрольно-проверочная аппаратура, поддержка проведения испытаний, анализ функционирования оборудования.

Введение

Бортовая аппаратура командно-измерительной системы космического аппарата представляет

© Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С., Вогоровский Р. В., Мишуров А. В., 2017

DOI: 10.26732/2225-9449-2017-4-175-183

* Исследование выполнено при поддержке краевого государственного автономного учреждения «Красноярский краевой фонд поддержки научной и научно-технической деятельности» в рамках реализации проекта «Подготовка к внедрению программно-аппаратного комплекса для

собой высокотехнологичную продукцию с длительным жизненным циклом. От качества ее испытаний во многом зависит работоспособность всего бортового комплекса. Под испытанием понимается экспериментальное определение (оценивание, контроль) количественных и качественных характеристик свойств объекта испытаний как результата воздействия на него при его функционировании, при моделировании объекта или воздействий [1].

автоматизации испытаний бортовой аппаратуры командно-измерительной системы в АО "ИСС"».

Командно-измерительная система применяется для измерения параметров движения, приема и передачи различных видов информации, формирования и передачи на космический аппарат команд и программ управления, стандартных частот и сигналов времени для синхронизации работы бортового комплекса управления [2]. С наземного комплекса управления передаются телекоманды, командно-измерительная система выполняет их прием, первичную обработку и передачу для выполнения в бортовой комплекс управления. В обратном направлении командно-измерительная система осуществляет передачу пакетов телеметрии с информацией о состоянии бортовых систем космического аппарата и результатами обработки телекоманд. Проведение всесторонних испытаний в наземных условиях позволяет выявить соответствие бортовой аппаратуры заданным техническим требованиям, что в дальнейшем обеспечивает надежность и работоспособность космического аппарата в течение всего срока его активного существования.

Правила и порядок испытаний различных объектов контроля определяются международными и отраслевыми стандартами [3], такими как: ГОСТ 16504-81 [1], стандарт ISO/IEC 9646 [4], определяющий методологию проведения функционального тестирования коммуникационных систем, стандарты испытаний бортовой аппаратуры космического оборудования Европейского космического агентства [5, 6] и другие.

Для проведения испытаний систем космического аппарата используется наземный сегмент, который содержит имитаторы внешних условий, контрольно-измерительную и контрольно-проверочную аппаратуру. Сложность задачи во многом определяется большим количеством информационных параметров и сигналов управления [7]. Для автоматизации методик испытаний разрабатываются как универсальные системы, языки программирования, так и специализированные программно-аппаратные комплексы, примеры которых представлены в [8, 9]. Кроме того, решаются специализированные задачи моделирования или анализа функционирования объекта контроля [10]. Системы автоматизации испытаний имеют большое число наблюдаемых параметров и должны содержать развитые средства визуализации и анализа данных. Программное обеспечение должно поддерживать режимы подготовки, проведения испытаний, обработки и анализа данных. В режиме подготовки испытаний необходимо задавать сценарии измерения, обработки и отображения данных, обеспечивать повторное использование созданных ранее сценариев, а кроме того, поддерживать самотестирование измерительных модулей и устройств. В режиме проведения испытаний требуется выполнять надежное измере-

ние и регистрацию непрерывного потока данных, отображение измеряемых и обработанных параметров в формате, удобном оператору, проводить контроль предельных значений и аварийное реагирование. Для обработки и анализа программное обеспечение должно иметь возможность выполнять упорядоченное хранение, поиск данных испытаний и производить выборки по различным критериям, обеспечивать удобное представление результатов в виде графиков и таблиц, формировать протоколы и отчеты [11].

На предприятии-изготовителе спутниковых систем функционирует программное обеспечение контрольно-проверочной аппаратуры, которая выполняет измерения и управляет оборудованием командно-измерительной системы [12, 13]. Библиотеки программ, обеспечивающих взаимодействие между контрольно-проверочной аппаратурой и объектом контроля, разработаны специалистами Сибирского федерального университета [14]. Программное обеспечение контрольно-проверочной аппаратуры разработано с учетом общих требований к измерительным системам [15]. Для расширения его функциональных возможностей и упрощения процесса подготовки испытаний приема-передачи команд и анализа состояния бортовых систем разработано программное обеспечение, получившее название «Редактор формирования процедур внешнего командно-программного управления».

Задачи редактора формирования процедур внешнего командно-программного управления

Автономные испытания командно-измерительной системы проводятся без подключения бортовых систем, взаимодействующих с объектом контроля. Для проведения автономных испытаний требуется, с одной стороны, формировать и передавать команды в командно-измерительную систему, а с другой – собирать и передавать ответы, которые в реальных условиях выдают бортовые системы.

Рассмотрим схему потоков данных, возникающих при проведении автономных испытаний приема-передачи команд [16] (рис. 1). Испытание начинается с того, что программное обеспечение передает в командно-измерительную систему команду (стрелка 1). Командно-измерительная система формирует и добавляет квитанцию о принятой команде в передаваемый пакет телеметрии (стрелка 2). Далее она анализирует команду и в случае, если получена команда для бортового комплекса управления, передает ее в программное обеспечение, заменяющее при автономных испытаниях место бортовых систем (стрелка 3). Для

контроля отработки команды программное обеспечение формирует ответ на бортовую команду в соответствии с заданными настройками и передает его в командно-измерительную систему (стрелка 4). Командно-измерительная система добавляет полученный ответ к телеметрии и передает в программное обеспечение (стрелка 5). Получая телеметрию, программное обеспечение анализирует квитанции и делает выводы о прохождении команды.

Разработанное ранее программное обеспечение контрольно-проверочной аппаратуры позволяет проводить испытания командно-измерительной системы при приеме, передаче и обработке команд [17]. Но поскольку это программное обеспечение имеет универсальный функционал, то построение сценариев испытаний для данной задачи довольно трудоемко.



Рис. 1. Поток данных при испытаниях приема-передачи команд

Редактор формирования процедур внешнего командно-программного управления упрощает процесс подготовки испытаний, позволяет задавать команды и параметры контроля их выполнения без необходимости формирования взаимосвязей между цепочками действий сценария, предназначенными для управления передачей данных. При проектировании редактора на основе проведенного анализа сценариев испытаний были выделены основные задачи [18] и разработаны функциональные диаграммы (рис. 2).

Выделены следующие задачи подготовки и проведения испытаний приема-передачи команд: формирование базы команд и структур телеметрии, задание списка команд и контрольных значений телеметрии, настройка передачи команд и приема телеметрии, выполнение передачи команд и приема телеметрии, анализ отработки команд.

Редактор формирования процедур внешнего командно-программного управления решает поставленные задачи в полном объеме. Редактор выполняет функции по настройке команд (рис. 3) и проверке их выполнения.

Описание реализации программной поддержки решения перечисленных в функциональной диаграмме задач представлено далее.

Формирование команд и структур телеметрии

Формирование списка команд и структур телеметрии выполняется в программном обеспечении контрольно-проверочной аппаратуры. В его

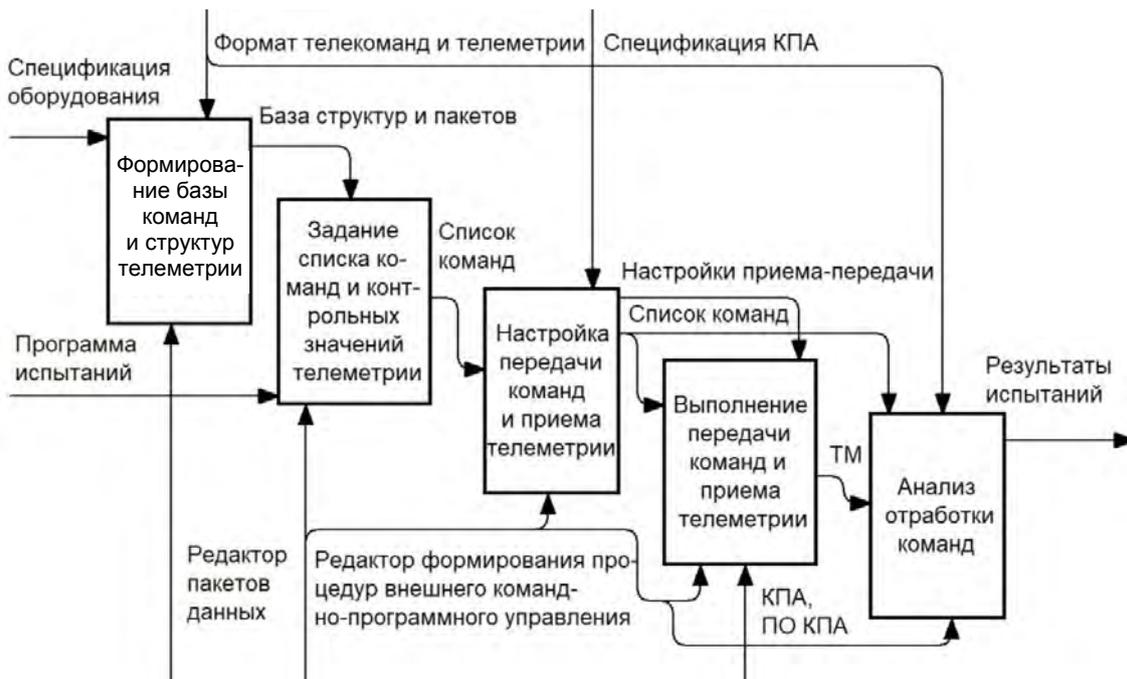


Рис. 2. Функциональная диаграмма испытания приема-передачи команд

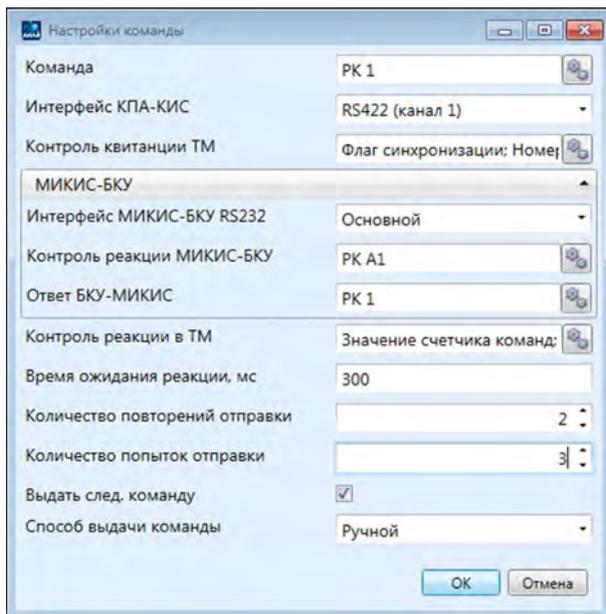


Рис. 3. Окно настройки команды

состав входит редактор пакетов данных (рис. 4), который позволяет создавать произвольные структуры команд и телеметрии, а также формировать команды в соответствии с заданной структурой. В редакторе пакетов данных представлен перечень структур, содержащих набор полей и их значения для пакетов, созданных на основе этих структур.

Структуры пакетов могут быть сохранены на диске в виде файла во внутреннем формате, что позволяет переносить их между рабочими местами или использовать в качестве шаблонов для создания новых структур.

Программное обеспечение ведет контроль длины полей, составляющих структуру пакета, позволяет заполнять значения по умолчанию, вычисляет контрольную сумму. Удобные функции навигации по базе данных позволяют легко находить требуемые структуры данных или пакеты, отвечающие условиям поиска.

Задание списка команд и контрольных значений телеметрии

Список команд, которые будут отправляться в объект контроля при проведении испытаний, формируется из команд, созданных в редакторе пакетов данных и сохраненных в базе. Выбор команды выполняется в два этапа. Из базы команд выбирается наименование команды (рис. 5). Далее выполняется выбор изменяемых полей, значения которых были указаны при формировании структуры пакета. Такой подход упрощает ввод команд, например, одна команда, отправляемая на основной или резервный канал, задается одним пакетом.

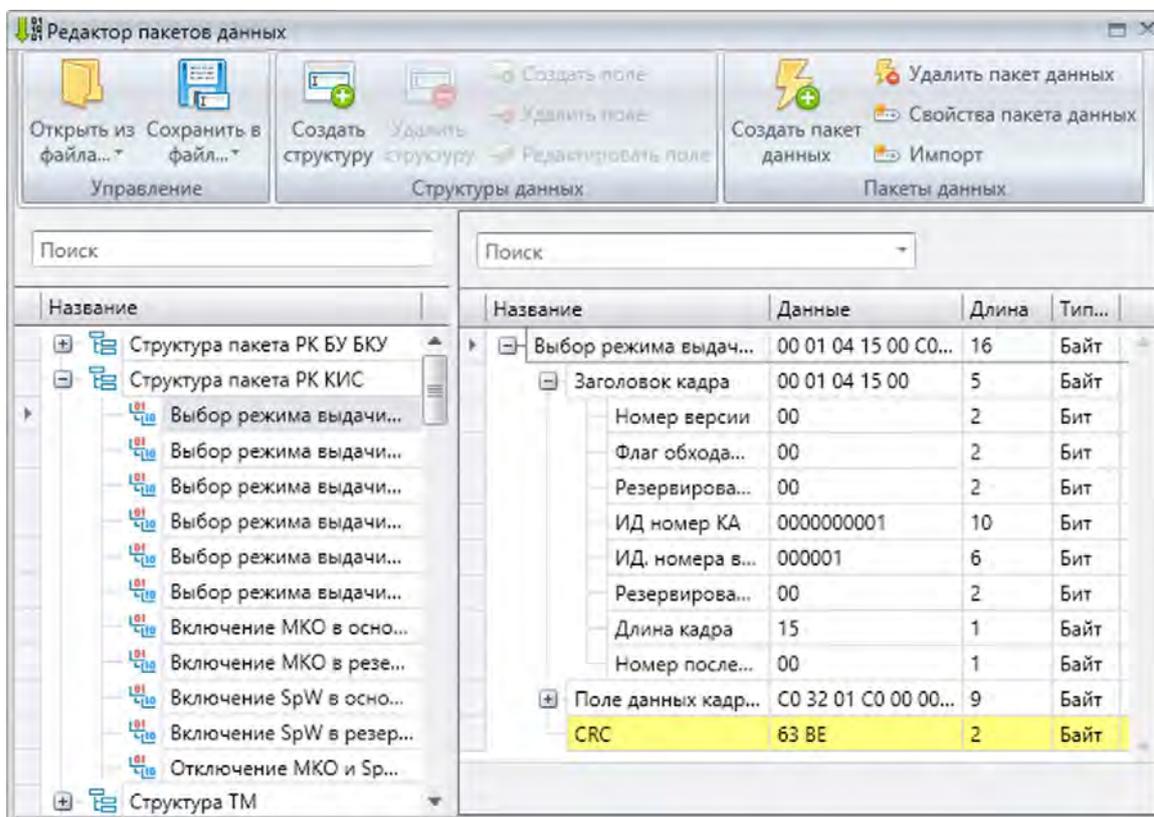


Рис. 4. Редактор пакетов данных

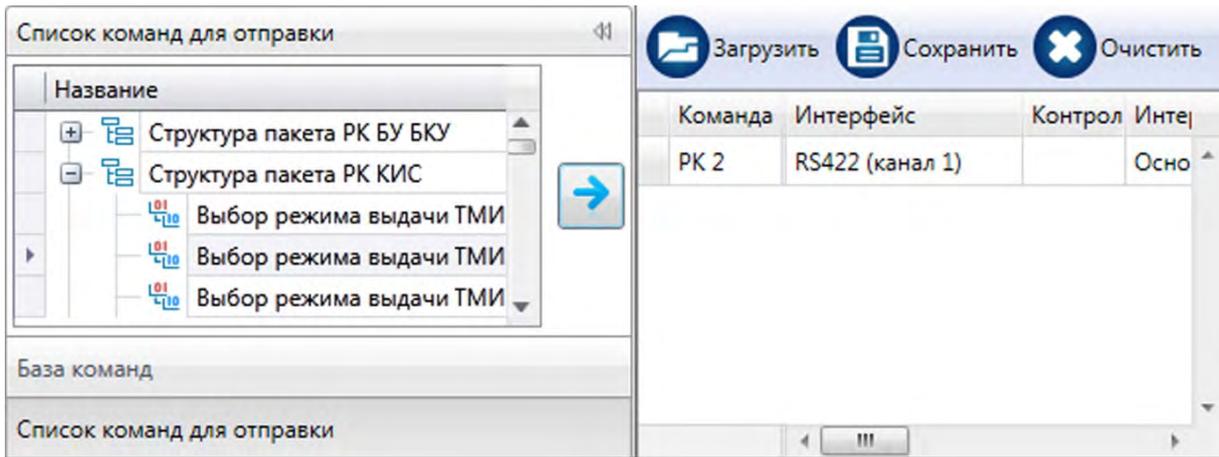


Рис. 5. Выбор команды из базы команд

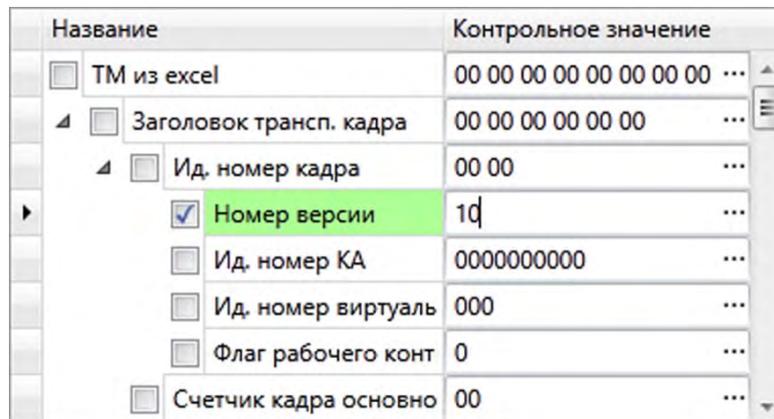


Рис. 6. Задание контролируемых полей в телеметрии

Для анализа отработки команд в пакете, описывающем структуру телеметрического кадра, выбираются контролируемые поля и указываются контрольные значения (рис. 6).

Например, поле, в котором программа должна проверять квитанцию на получение команды, указывается в параметре «Контроль квитанции ТМ». Контроль отработки команды задается в параметре «Контроль реакции в ТМ». Аналогично задаются другие параметры контроля телеметрии.

Настройка передачи команд и приема телеметрии

Настройка передачи команд выполняется в главном окне редактора формирования процедур внешнего командно-программного управления (см. рис. 3). Для настройки заполняются следующие параметры. «Команда» выбирается из ранее сформированного списка команд для отправки. В «Интерфейс КПА-КИС» подставляется одно из значений «RS-422 (канал 1)», «RS-422 (канал 2)», ВЧ. Способы задания параметров «Контроль квитанции ТМ», «Контроль реакции МИ КИС-БКУ»,

«Контроль реакции в ТМ» описаны выше. «Интерфейс МИ КИС-БКУ для RS232» выбирается из выпадающего списка значений: «Основной» или «Резервный». «Ответ БКУ-МИ КИС» задает данные, которые программное обеспечение будет передавать в МИ КИС в качестве реакции на команду, имитируя функции бортовых систем. Параметр «Время ожидания реакции» позволяет задавать в миллисекундах время, в течение которого программа будет проверять поступающую телеметрию для текущей команды. Если по завершении указанного времени квитанция в телеметрии не будет получена, то программа отобразит ошибку передачи команды. Параметр «Количество попыток отправки» задает количество повторений отправки команды при неудачной передаче. Как только команда успешно передана, попытки отправки прекращаются. «Количество повторений отправки» задает цикл отправок одной и той же команды. «Способ выдачи команды» позволяет задать управление передачей в автоматическом или ручном режиме. После заполнения указанных параметров процедура испытания приема-передачи команд готова к выполнению.

Выполнение передачи команд и приема телеметрии

Заданные пакеты данных, содержащие команды, передаются в программно-аппаратный комплекс контрольно-проверочной аппаратуры. Взаимодействие с оборудованием командно-измерительной системы посредством контрольно-проверочной аппаратуры выполняется в программном обеспечении, разработанном специалистами Сибирского федерального университета [14].

Передача команд выполняется по двум циклам. Первый цикл образуется по заданному в настройках количеству повторений, второй, внутренний цикл, – по количеству попыток передачи при ошибках контроля (рис. 7). Цикл по количеству попыток имеет переменную длину, поскольку в настройках определяется только максимальное число

попыток передачи. При успешной передаче с первой или последующих попыток цикл завершается.

Процесс проведения испытаний отображается в окне мониторинга «Проверка команд» (рис. 8).

Визуализируются параметры передачи команды, время отправки и получения реакции в телеметрии, а также контролируемые значения. Команды и настройки передаются в порядке, указанном при формировании испытания. По ходу выполнения испытания команда может быть добавлена в список, отправлена повторно или пропущена. Состояние отправки команды отображается цветом: зеленым – команда передана успешно, красным – команда передана, но в результате выполнения получены ошибки (несовпадения с контрольными параметрами телеметрии, отсутствие квитанции и пр.), синим – команда выполняется в текущий момент.

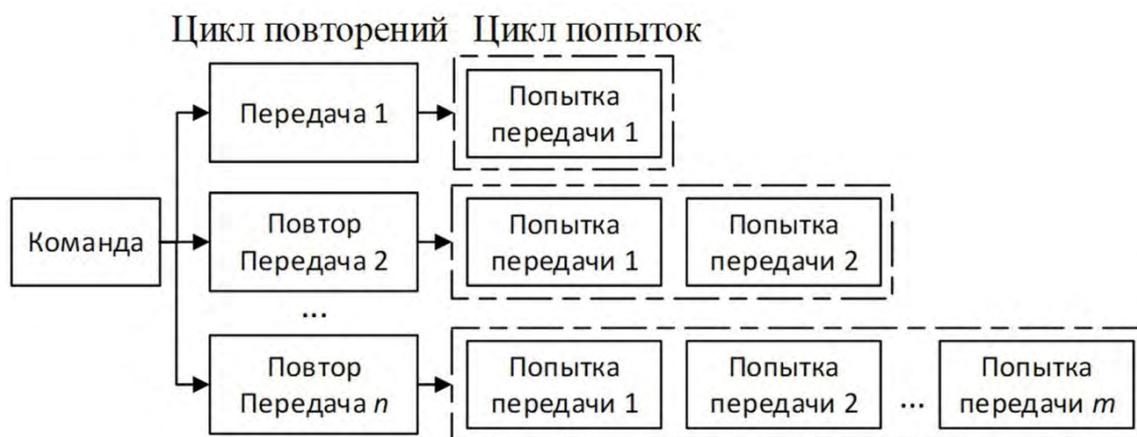


Рис. 7. Циклы выполнения передачи команд



Рис. 8. Отображение состояния отправки команды

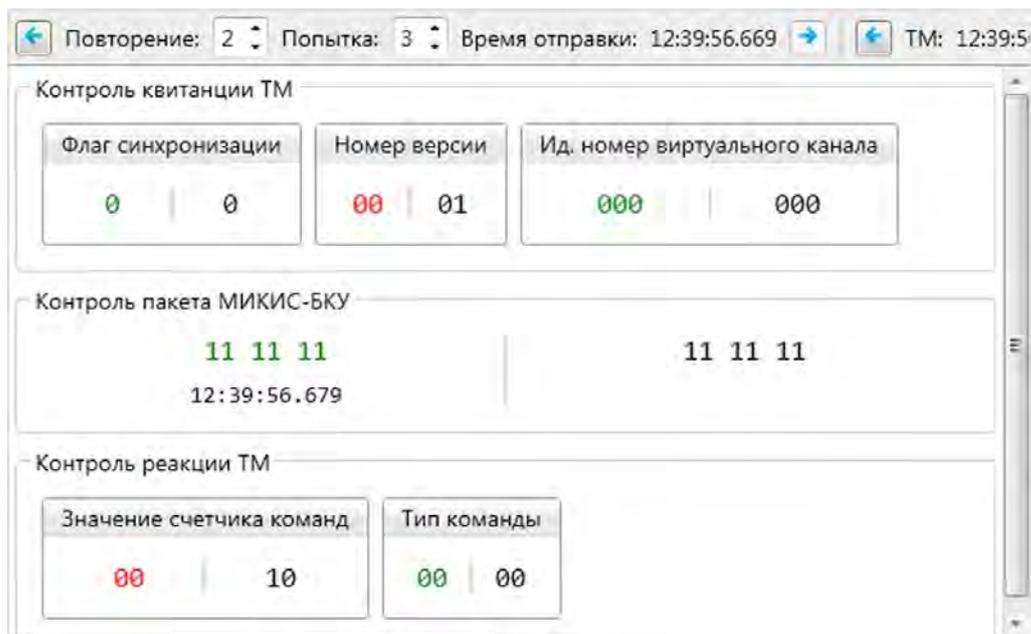


Рис. 9. Детализация отработки команды

Анализ отработки команд

В ходе выполнения испытания программное обеспечение проводит анализ отработки команд по заданным параметрам и сравнение со значениями, приходящими в телеметрии. Анализ отработки команд отображается на панели детализации для каждой команды (рис. 9).

Сведения об отработке команд включают: время отправки команды, время получения реакции в телеметрии, счетчики повторений и выполненных попыток, а также контролируемые значения. Результаты сравнения контрольных значений с полями получаемой телеметрии отображаются в виде поименованных блоков.

Окно мониторинга постоянно обновляется, показывая текущее состояние испытательных действий. Оперативность и наглядность отображения результатов позволяют наблюдать процесс отправки команд и отслеживать корректность работы командно-измерительной системы в контрольных точках.

Заключение

Разработанный редактор формирования процедур внешнего командно-программного управления позволяет проводить испытания функционирования командно-измерительной системы при приеме и отработке команд. Применение нового редактора обеспечивает планирование, подготовку, проведение испытаний приема-передачи команд и анализ результатов.

Интеграция разработанного программного инструмента с программно-аппаратным комплексом контрольно-проверочной аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата позволяет выполнять контроль соответствия физических характеристик оборудования техническим требованиям, предъявляемым к нему, одновременно с анализом отработки команд бортовой аппаратурой.

Список литературы

1. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения. ГОСТ 16504-81. М. : Стандартинформ, 2011. 24 с.
2. Системы и комплексы космические. Термины и определения. ГОСТ Р 53802-2010. М. : Стандартинформ, 2011. 28 с.
3. ITU-T Recommendation Z.500 – Framework on formal methods in conformance testing (1997). 49 p.
4. ISO/IEC 9646-1: Information Technology – Open Systems Interconnection – Conformance testing methodology and framework – Part 1: General concepts (1994). 46 p.
5. ECSS-E-ST-10-02C. Space engineering – Verification – European Cooperation for Space Standardization (ECSS) (2009). 45 p.
6. ECSS-E-ST-10-03C. Space engineering – Testing – European Cooperation for Space Standardization (ECSS) (2012). 128 p.

7. Туркин И. Б., Лучшев П. А. Разработка программного обеспечения для автоматизации испытаний систем электропитания космических аппаратов // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2011. № 2(79). С. 11–19.
8. Garavel H. OPEN/CÆSAR: An open software architecture for verification, simulation, and testing // *Tools and Algorithms for the Construction and Analysis of Systems*. Springer Berlin Heidelberg, 1998, pp. 68–84.
9. Telemans J. Testing Concurrent Systems: A Formal Approach // *CONCUR'99 Concurrency Theory*. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1999, pp. 46–65.
10. Фраленко В. П. Методы и алгоритмы обработки потоков данных в многопроцессорных вычислительных комплексах командно-измерительных систем : автореф. дис. ... канд. техн. наук. Переславль-Залесский, 2011. 21 с.
11. Программное обеспечение для промышленных измерений. М. : НПП «МЕРА», 2014. 100 с.
12. Программное обеспечение контрольно-проверочной аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата – ПО КПА КИС. Руководство оператора. Красноярск : ИВМ СО РАН, 2015. 78 с.
13. Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С., Вогоровский Р. В., Грузенко Е. А. Автоматизация испытаний параметров и логики функционирования командно-измерительной системы // *Исследования наукограда*. 2016. № 3–4 (18). С. 17–24.
14. Горчаковский А. А., Евстратько В. В., Камышникова А. С., Камышников А. Н., Мишуров А. В., Панько С. П., Сухотин В. В. Гибридная контрольно-проверочная аппаратура // *Успехи современной радиоэлектроники*. 2016. № 11. С. 260–262.
15. Раннев Г. Г. Измерительные информационные системы. М. : Издательский центр «Академия», 2010. 336 с.
16. Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С., Вогоровский Р. В., Грузенко Е. А. Программная поддержка испытаний приема-передачи команд и анализа телеметрии в командно-измерительной системе // *Вестник СибГАУ*. 2016. Т. 17, № 4. С. 997–1004.
17. Nozhenkova L.F., Isaeva O.S., Vogorovskiy R.V. Automation of Spacecraft Onboard Equipment Testing // *AER-Advances in Engineering Research*, Vol. 52, 2016, pp. 215–217, DOI: 10.2991/amsee-16.2016.57.
18. Ноженкова Л. Ф., Исаева О. С., Вогоровский Р. В. Автоматизация испытаний командно-программного управления бортовой аппаратурой космического аппарата // *Автоматизация. Современные технологии*. 2017. Т. 71, № 4. С. 184–188.

История статьи

Поступила в редакцию 6 сентября 2017 г.

Принята к публикации 18 октября 2017 г.

FORMATION OF PROCEDURES OF THE EXTERNAL COMMAND-AND-SOFTWARE CONTROL FOR TESTING THE SPACECRAFT COMMAND-AND-MEASURING SYSTEM

L. F. Nozhenkova¹, O. S. Isaeva¹, R. V. Vogorovskiy¹, A. V. Mishurov²

¹*Institute of computational modelling SB RAS, Krasnoyarsk, Russian Federation*

²*Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation*

We have created a software editor allowing to develop the test procedures for the command reception and execution and to analyze the spacecraft onboard command-and-measuring system's function. The article describes the order of test procedures preparation and setup. The description is supported with illustrations allowing to see in detail the composition and functions of the software. The editor helps to set the list of commands and the parameters of data reception and transmission: commutation interfaces, command response waiting time, the number of command transfer repetitions, the way of transmission, verification values of the telemetry fields for command control and execution analysis, etc. The editor is integrated in the software of the control-and-measuring system's equipment. During tests, the software complex operates as an environment of the object of control. Simplification of the process of creating test procedures for command reception and transmission expands the possibilities of study of the onboard equipment and increases the quality and accuracy of tests.

Keywords: spacecraft, onboard equipment, command-measuring system, telecommands, telemetry packets, test and control equipment, test execution support, equipment functions analysis.

References

1. *Ispytaniya i kontrol' kachestva produktsii. Osnovnye terminy i opredeleniya* [Testing and quality control of products. Basic terms and definitions]. GOST 16504-81, Moscow, Standardinform Publ., 2011, 24 p. (In Russian)
2. *Sistemy i komplekсы kosmicheskikh apparatov. Terminy i opredeleniya* [Systems and complexes, space. Terms and Definitions]. GOST R 53802-2010, Moscow, Standardinform Publ., 2011, 28 p. (In Russian)
3. ITU-T Recommendation Z.500 – Framework on formal methods in conformance testing (1997), 49 p.
4. ISO/IEC 9646-1: Information Technology – Open Systems Interconnection – Conformance testing methodology and framework – Part 1: General concepts (1994), 46 p.
5. ECSS-E-ST-10-02C. Space engineering – Verification – European Cooperation for Space Standardization (ECSS) (2009), 45 p.
6. ECSS-E-ST-10-03C. Space engineering – Testing – European Cooperation for Space Standardization (ECSS) (2012), 128 p.
7. Turkin I. B., Luchshev P. A. *Razrabotka programmnoy obespecheniya dlya avtomatizatsii ispytaniy sistem ehlektrosnabzheniya kosmicheskikh apparatov* [Development of software for automation of testing of power supply systems for space vehicles]. Aerospace Engineering and Technology, 2011, no. 2(79), pp. 11–19. (In Russian)
8. Garavel H. OPEN/CÆSAR: An open software architecture for verification, simulation, and testing. Tools and Algorithms for the Construction and Analysis of Systems. Springer Berlin Heidelberg, 1998, pp. 68–84.
9. Telemans J. Testing Concurrent Systems: A Formal Approach. CONCUR'99 Concurrency Theory. Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1999, pp. 46–65.
10. Fralenko V. P. *Metody i algoritmy obrabotki potokov dannykh v mnogoprocessornykh vychislitel'nykh kompleksakh komandno-izmeritel'nykh sistem* [Methods and algorithms for processing data streams in multiprocessor computer systems of command-measuring systems]. Abstract of Cand. tech. science, Pereslavl-Zalessky, 2011, 21 p. (In Russian)
11. *Programmnoye obespecheniye dlya promyshlennykh izmereniy* [Software for industrial measurements]. NPP “MERA”, 2014, 100 p. (In Russian)
12. *Programmnoye obespecheniye kontrol'no-proverochnoy apparatury ko-mandno-izmeritel'noy sistemy kosmicheskogo apparata – PO KPA KIS. Rukovodstvo operatora* [The software of control and testing equipment of the coordinate system of the spacecraft – software KPA KIS. Operator's manual]. ICM SB RAS, Krasnoyarsk, 2015, 78 p. (In Russian)
13. Nozhenkova L. F., Isayeva O. S., Vogorovsky R. V., Gruzenko E. A. *Avtomatizatsiya ispytaniy parametrov i logiki funkcionirovaniya ko-mandno-izmeritel'noy sistemy* [Automation of testing of parameters and logic of functioning of the coordinate measuring system]. The Research of the Science city, 2016, no. 3–4(18), pp. 17–24. (In Russian)
14. Gorchakovskii A. A., Evstrat'ko V. V., Kamyshnikova A. S., Kamyshnikov A. N., Mishurov A. V., Panko S. P., Sukhotin V. V. *Gibridnaya kontrol'no-proverochnaya apparatura* [Hybrid test equipment]. Achievements of Modern Radioelectronics, 2016, no. 11, pp. 260–262. (In Russian)
15. Rannev G. G. *Izmeritel'nye informatsionnye sistemy* [Measuring information systems]. Moscow, Akademia Publ., 2010, 336 p. (In Russian)
16. Nozhenkova L. F., Isayeva O. S., Vogorovsky R. V., Gruzenko E. A. *Programmnyy podderzhka ispytaniy priema-peredachi komand i analiza telemekhniki v komandno-izmeritel'noy sisteme* [Software support for command-and-control tests and telemetry analysis in the command and measurement system]. Vestnik SibGAU, 2016, vol. 17, no. 4, pp. 997–1004. (In Russian)
17. Nozhenkova L. F., Isaeva O. S., Vogorovskiy R. V. Automation of Spacecraft Onboard Equipment Testing. AER-Advances in Engineering Research, vol. 52, 2016, pp. 215-217, DOI: 10.2991/amsee-16.2016.57.
18. Nozhenkova L. F., Isayeva O. S., Vogorovsky R. V. *Avtomatizatsiya ispytaniy komandno-programmnogo upravleniya bortovoy apparatury kosmicheskogo apparata* [Automation of tests of command-and-control control of onboard equipment of spacecraft]. Automation: Modern Technologies Publ., 2017, vol. 71, no. 4, pp. 184–188. (In Russian)

Article history

Received 6 September 2017

Accepted 18 October 2017

РАЗРАБОТКА IBIS-МОДЕЛЕЙ ЦИФРОВЫХ МИКРОСХЕМ НА ОСНОВЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

С. Н. Дмитриев¹, Ф. Г. Зограф¹, А. А. Левицкий¹,
П. С. Маринушкин¹, М. С. Московских²,

¹Сибирский федеральный университет, г. Красноярск, Российская Федерация

²АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

В настоящее время для проведения анализа целостности сигналов может использоваться ряд моделей, включая IBIS (и расширение этой модели – EBD), MOD (соответствующее расширение – PML), SPICE. Модели спецификации IBIS могут применяться при проектировании быстродействующих печатных узлов во многих системах проектирования, в частности, в P-CAD 200X, Altium Designer, Mentor Graphics HyperLynx (LineSim, BoardSim) и в других программных средствах. IBIS-модели позволяют обходить трудности, связанные с созданием и применением для интегральных схем SPICE-моделей, базирующихся на подробном описании внутренней структуры устройства. В данной работе рассмотрена экспериментальная методика создания IBIS-моделей. Основное внимание уделено интерпретации измеренных вольт-амперных характеристик входных и выходных буферов цифровых интегральных схем. В качестве базовой для создания IBIS-модели выбрана структура выходного буфера цифровой схемы, выполненная по КМОП-технологии. Одним из наиболее сложных этапов в экспериментальной методике является получение корректных динамических характеристик для создания IBIS-модели. Наряду с моделированием экспериментальная методика позволяет существенно уменьшить сложность и время создания IBIS-моделей.

Ключевые слова: целостность сигналов, IBIS-модели.

Введение

В связи с повышением плотности печатного монтажа и возрастанием рабочих частот устройств на основе цифровых интегральных схем возрастает сложность задач по обеспечению электромагнитной совместимости радиоэлектронных устройств, включая целостность сигналов.

Для оценки искажений сигналов вследствие несогласованности сигнальных цепей и входов/выходов интегральных схем, перекрестных помех на печатной плате и других факторов применяется ряд моделей цифровых микросхем, в том числе: IBIS (*Input/Output Buffer Information Specification*) и ее расширение – EBD, MOD (и расширение этой модели – PML), SPICE, Touchstone [1–3]. Применение IBIS-моделей обеспечивает значительное сокращение объема расчетов по сравнению с использованием полных эквивалентных SPICE-моделей (*Simulation Program with Integrated Circuit Emphasis*), интегральных схем,

базирующихся на детальном описании внутренней структуры изделия [4, 5].

IBIS-модель – это внешнее описание электрического устройства (обычно цифровой высокоскоростной микросхемы), как «черного ящика», без учёта его внутренней структуры и особенностей функционирования. Параметры IBIS-моделей получают на основе вольт-амперных характеристик (ВАХ) для различных логических состояний выводов по постоянному току, паразитных параметров корпуса и переходных характеристик на резистивной нагрузке.

Моделирование с помощью IBIS-моделей позволяет провести оценку целостности сигналов, определить работоспособность изделия на этапе проектирования. Предтопологический и посттопологический анализ с использованием IBIS-моделей реализован в ряде систем проектирования печатных плат, в частности, в P-CAD 200X, Altium Designer, Mentor Graphics HyperLynx (LineSim, BoardSim).

Однако IBIS-модель не всегда доступна для разработчика, что характерно, в частности, для элементной базы отечественного производства [4, 5]. Поэтому возникает потребность в разработ-

ке методики создания IBIS-модели и проверки её на адекватность.

Данная работа посвящена анализу процедуры создания IBIS-моделей цифровых интегральных микросхем на основе экспериментальных данных.

В основу IBIS-модели положена базовая структура буфера цифровой схемы. На рис. 1 представлен пример структуры выходного КМОП буфера, включающей следующие элементы: *GND Clamp* – элементы, описывающие ВАХ защитных («антизвонных») диодов между сигнальным проводником и общим проводом («землей»); *POWER Clamp* – элементы, описывающие ВАХ защитных диодов между сигнальным проводником и питанием; *Pulldown* – характеристики выходной части схемы между выходом и «землей»; *Pullup* – характеристики выходной части схемы между выходом и питанием.

Технология построения IBIS-модели реализуется на основе таблиц, задающих ВАХ буферов и переходные процессы, обусловленные паразитными параметрами корпуса и входной ёмкостью кристалла. Эти характеристики можно получить из экспериментальных исследований образцов микросхем либо получить из SPICE-модели, для

чего необходимо иметь такую модель, что не всегда возможно.

Рассмотрим порядок формирования IBIS-модели на основе экспериментальных данных на примере микросхемы CD4011BE (аналог – К561ЛА7), содержащей четыре логических элемента 2И-НЕ, выполненных по КМОП-технологии (рис. 2).

Процедура создания модели включает следующие этапы.

1. Определение типов выводов (входные, выходные, вход/выход).
2. Установка буферов в требуемое состояние (управляющими сигналами) – измерения на выходах микросхемы проводятся при низком и высоком логическом уровнях.
3. Конфигурирование микросхемы, измерение ВАХ буферов микросхемы.
4. Исследование переходных процессов на выходах буферов (определяется параметр *Ramp* – скорость переключения из 0 в 1 и из 1 в 0).
5. Определение паразитных параметров выводов (*L, R, C*).
6. Построение модели.
7. Проверка модели. Моделирование с использованием созданной IBIS-модели и сравнение результатов моделирования с измеренными данными.

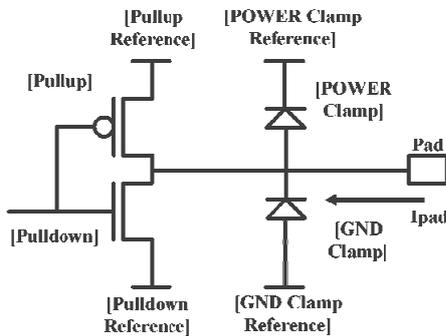


Рис. 1. Структура выходного КМОП буфера [2]

1. Исследование статических характеристик

Рассмотрим первые три этапа для микросхемы CD4011BE.

1. Типы выводов для данной микросхемы однозначно определены в документации. В ряде случаев, например, при создании IBIS-модели микроконтроллера (у микроконтроллеров некоторые выводы способны работать и как вход, и как выход) может потребоваться специальная программа для перевода выводов в нужное состояние.

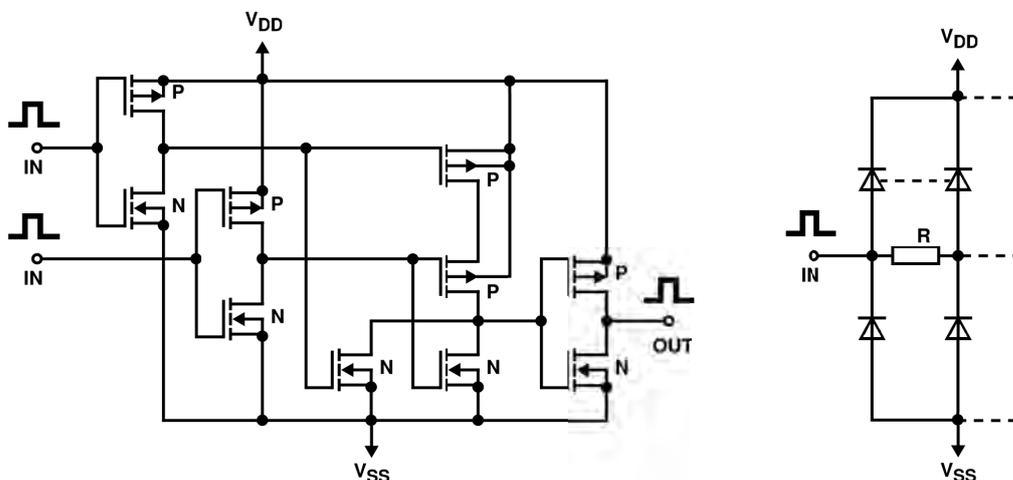


Рис. 2. Схема элемента 2И-НЕ микросхемы CD4011BE и схема диодной защиты ее входов (справа) [5]

2. Установка выводов в нужное состояние. Для того, чтобы получить на выходе логической ячейки логический ноль, на оба выхода ячейки подается напряжение 3...15 В (через дополнительный резистор). Для получения уровня логической единицы оба входа подключают к общему проводу.

3. Микросхема содержит в одном корпусе четыре независимых элемента 2И-НЕ, изготовленных в одном технологическом цикле, следовательно, разброс параметров будет минимальный и все измерения можно будет провести только на одном из элементов.

Измерение ВАХ служит основой для составления таблиц, которые согласно спецификации *IBIS* описываются ключевыми словами (заголовками) [Pulldown], [Pullup], [GND Clamp] и [POWER Clamp].

Буферы могут моделироваться, используя различные комбинации таблиц с ключевыми словами в зависимости от их модели [Model_type] (входной – *Input*, выходной, – *Output*, ввода-вывода – *I/O*). Входные буферы включают только ключевые слова [GND Clamp] и/или [POWER Clamp], используемые для описания поведения защитных диодов буфера. Выходные буферы обычно содержат только таблицы [Pullup] и [Pulldown], так как характеристики их защитных цепей не могут быть выделены на фоне состояний низкого или высокого выходного логического уровня. Буферы ввода-вывода (двунаправленные) могут выдавать или принимать сигналы, и, таким образом, все четыре ключевых слова для ВАХ обычно присутствуют для этих типов.

Буфер с тремя состояниями, хотя и не способен принимать сигналы, может быть переключен в состояние «0», «1» или переведен в состояние с высоким выходным импедансом, при котором характеристики защитных цепей очевидны. В результате буферы с тремя состояниями также обычно содержат все четыре ключевых слова для ВАХ. Другие типы буферов, например с открытым стоком, содержат комбинации четырех ключевых

слов ВАХ, соответствующих их возможностям выдачи и приема сигналов.

Самой сложной задачей по окончании измерений является получение скорректированной ВАХ, необходимой для формирования *IBIS*-модели.

В данном случае для микросхемы *CD4011BE* входные ВАХ определяются свойствами защитной диодной цепи. Варианты схем для измерения ВАХ входных буферов представлены на рис. 3 и 4 (подключение вольтметра может изменяться в зависимости от сопротивления измеряемой цепи). Во избежание неконтролируемого разогрева микросхемы и выхода ее из строя измерения следует проводить в импульсном режиме, исключая, однако, возможное влияние на результаты паразитных реактивностей.

Следует отметить, что для *IBIS*-модели ВАХ буферов должны быть определены в диапазоне от отрицательного напряжения, значение которого выбирается равным напряжению питания микросхемы (V_{DD} на рис. 3), до значения, равного удвоенному напряжению питания. Полагается, что это условие необходимо выполнить для того, чтобы при анализе целостности сигналов *IBIS*-модель позволяла учитывать реакцию буфера на переотраженные сигналы, из-за которых напряжения на выводах микросхемы в наихудшем случае могут достигать максимального отрицательного амплитудного значения $-V_{DD}$ или положительного амплитудного значения $V_{DD} \times 2$.

Согласно спецификации *IBIS*, значения напряжений в таблице [GND Clamp], измеренные относительно «земли», должны охватывать диапазон как минимум от $-V_{DD}$ до V_{DD} . Результаты измерений для входных цепей микросхемы, полученные при напряжении питания $V_{DD} = +5$ В, представлены на рис. 5 и 6.

Из полученной с помощью измерений таблицы [GND Clamp] для защитной цепи, связанной с «землей», следует исключить точки, в которых напряжение равно или превышает V_{DD} (см. рис. 6). Благодаря этому итоговая таблица

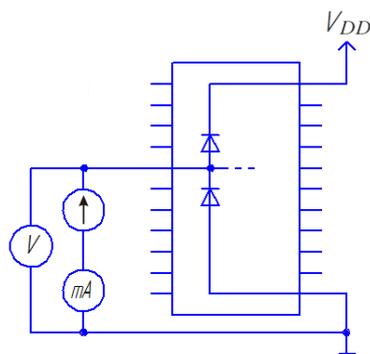


Рис. 3. Схема для измерения характеристики *GND Clamp*

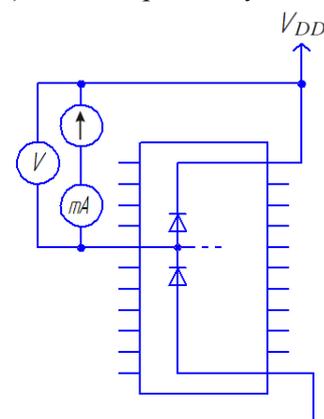


Рис. 4. Схема для измерения характеристики *POWER Clamp*

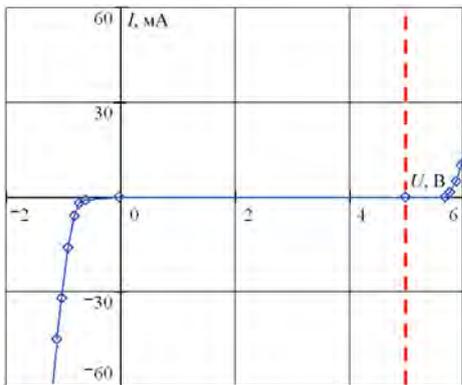


Рис. 5. Характеристика *GND Clamp*

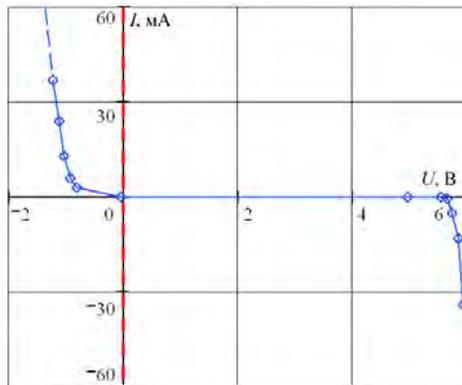


Рис. 6. Характеристика *POWER Clamp*

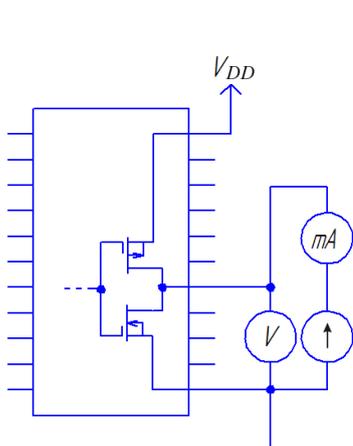


Рис. 7. Схема для измерения характеристики *Pulldown*

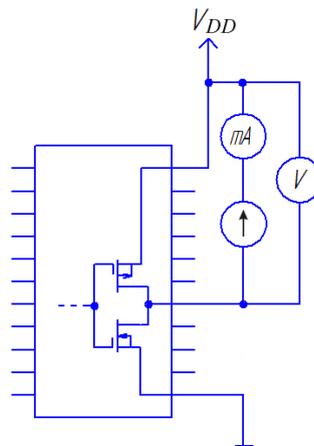


Рис. 8. Схема для измерения характеристики *Pullup*

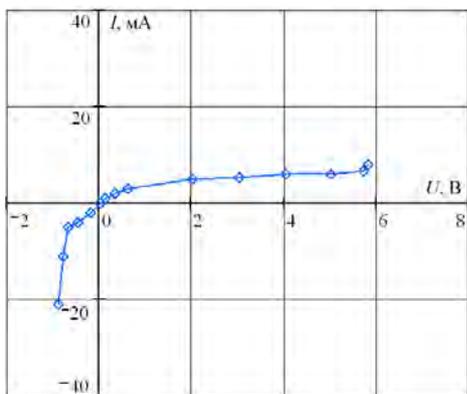


Рис. 9. Характеристика *Pulldown*

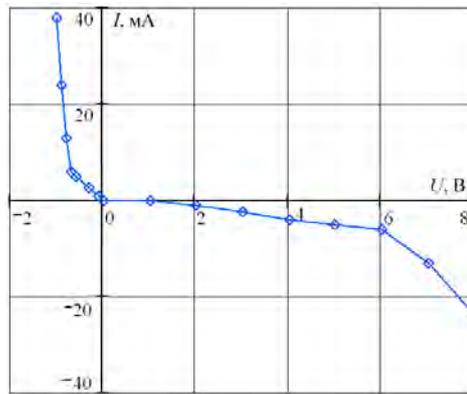


Рис. 10. Характеристика *Pullup*

ВАХ [GND Clamp] в IBIS-модели не содержит данных, связанных с влиянием защитной цепи [POWER Clamp].

Данные [POWER Clamp] должны охватывать как минимум диапазон от V_{DD} до $2 \times V_{DD}$ (относительно «земли»). Соответственно в итоговой таблице напряжения, отсчитываемые относительно V_{DD} , должны изменяться в диапазоне от $-V_{DD}$ до 0 В. Поэтому в полученной из измерений таблице ВАХ для [POWER Clamp] исключаются точки, в которых напряжение равно или более 0 В. Это гарантирует, что окончательная таблица [POWER

Clamp] не содержит данных, относящихся к защитной диодной цепи, связанной с «землей».

Необходимо также отметить, что в случае буферов с ODT (*On-Die Termination* – встроенная «терминация» в чипе) на результаты измерений ВАХ будет оказывать влияние структура ODT. Выделение характеристик ODT связано с дополнительными трудностями.

Схемы измерений для выходных буферов представлены на рис. 7 и 8.

Результаты измерений характеристик *Pulldown* и *Pullup* представлены на рис. 9 и 10.

Измерения ВАХ [Pulldown] выполняются в режиме, при котором выходной буфер (или буфер ввода-вывода) переведен в состояние с низким логическим уровнем. Для того, чтобы удовлетворять минимальным требованиям спецификации *IBIS*, данные [Pulldown] должны перекрывать диапазон от $-V_{DD}$ до $2 \times V_{DD}$. Если буфер имеет тип ввод/вывод, то сначала следует вычесть токи цепей защиты из полученных путем измерений значений тока и поместить результирующие значения в таблицу [Pulldown]. В этом случае при последующем анализе работы схемы с использованием *IBIS*-модели программа-симулятор суммирует данные таблицы ВАХ защитных цепей с таблицей ВАХ [Pulldown], воспроизводя при этом исходную таблицу ВАХ [Pulldown].

Таблица [Pullup] содержит данные ВАХ, полученные при переключении выходного буфера (или буфера ввода-вывода) в состояние с высоким логическим уровнем. При этом так же, как и в предыдущем случае, если буфер имеет тип ввод/вывод, то следует вычесть токи цепей защиты из измеренных для выводов значений тока и ввести полученные данные в таблицу [Pullup]. В итоговой таблице данные [Pullup] также должны охватывать диапазон от $-V_{DD}$ до $2 \times V_{DD}$.

2. Исследование динамических характеристик

На рис. 11 представлена схема включения для исследования переходной характеристики выходного буфера микросхемы. Для измерения характеристик микросхемы *CD4011BE* использовались двухканальный цифровой осциллограф *TEKTRONIX TDS2024C* и генератор импульсов *PG-872*, обеспечивающий длительность фронтов импульсов не более нескольких наносекунд.

Измерения проводились при напряжении питания микросхемы 5 В. С генератора на вход

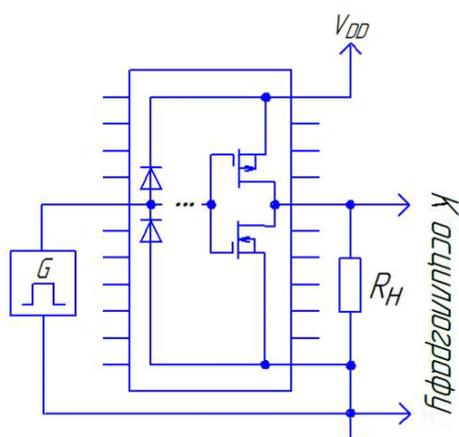


Рис. 11. Схема для исследования переходной характеристики выходного буфера

микросхемы подавались положительные прямоугольные импульсы амплитудой 5 В, длительностью 0,3–0,5 мкс, период повторения импульсов составлял 3 мкс. Длительность фронтов импульсов, вырабатываемых генератором, не превышала 2 нс. Длительность импульсов выбиралась не менее 0,1 мкс, так как при более коротких импульсах могло быть затруднено измерение переднего и заднего фронтов на выходе микросхемы.

На рис. 12 приведен вид осциллограммы при сопротивлении нагрузки на выходе буфера $R_H = 100$ кОм. На осциллограмме жёлтым цветом выделен сигнал генератора (первый канал осциллографа CH1), используемый для синхронизации осциллографа. Выбросы («звон») на фронтах импульсов являются следствием влияния соединительного кабеля, и для данных измерений эти выбросы не оказывают заметного влияния на время включения и выключения микросхемы.

Измерения показывают, что с уменьшением сопротивления нагрузки от 100 кОм до 10 кОм наблюдается небольшая (примерно 200 мВ) «просадка» амплитуды импульса и его фронт становится более «затянутым». Данное измерение показывает влияние снижения сопротивления нагрузки на параметры выходных импульсов.

Полученные осциллограммы позволяют сформировать таблицу значений, описывающую измеренную переходную характеристику для *IBIS*-модели микросхемы. На рис. 13 приведена фрагмент осциллограммы, на которой красным цветом выделен передний фронт импульса на выходе микросхемы, а на рис. 14 показан соответствующий ему восстановленный по таблице вид сигнала.

В переходной характеристике представляют интерес крутизна фронта и его длительность. Эти параметры напрямую связаны с паразитными параметрами (L , C) кристалла микросхемы, а также её корпуса.

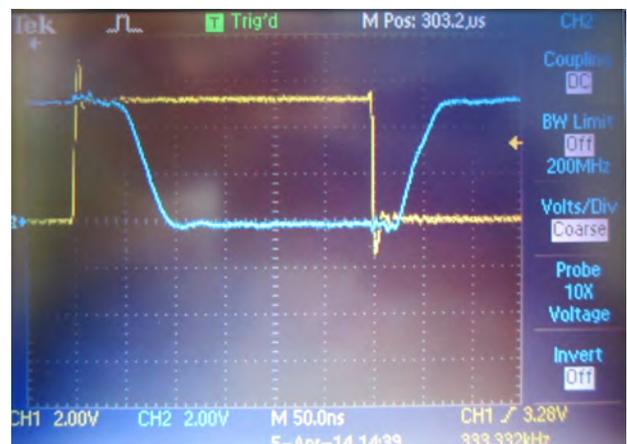


Рис. 12. Осциллограмма переключения буфера микросхемы при $R_H = 100$ кОм

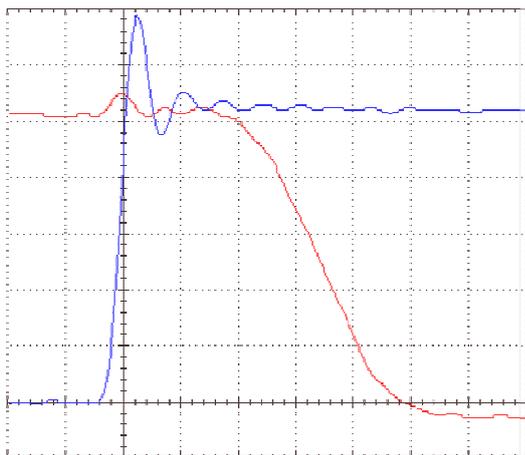


Рис. 13. Осциллограмма – передний фронт импульса (красная линия). Масштаб по вертикальной оси – 1 В/деление, по горизонтальной – 20 нс/деление

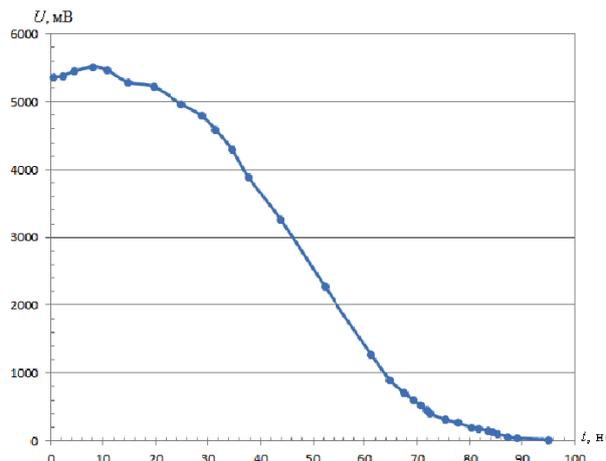


Рис. 14. Переходная характеристика, построенная по таблице значений, сформированной для IBIS-модели

3. Структура разделов файла IBIS-модели

Файл IBIS-модели имеет расширение *.ibs и может создаваться и редактироваться в обычном текстовом редакторе, но более предпочтительно использование специализированной программы Visual IBIS Editor компании Mentor Graphics. Файл IBIS-модели состоит из трех частей с дополнительным, но не обязательным «внешним» описанием корпуса. Эти три части включают следующие данные.

1. Общая информация о самом файле и моделируемом компоненте.
2. Имя компонента, расположение выводов и их описание.
3. Описания каждого уникального буфера в компоненте.

Первый раздел файла модели, содержащий основную информацию о самом файле и размещенных в нем данных, может включать ключевые слова, представленные в табл. 1.

Ниже приведен фрагмент начала файла IBIS-модели микросхемы SN74AHC125, предоставляемой компанией Texas Instruments для свободного использования (<http://www.ti.com/product/SN74AHC125>). Как видно, в одном файле IBIS-модели могут одновременно содержаться характеристики для различных типов корпусов, в которых изготавливается микросхема. IBIS-модель SN74AHC125 содержит характеристики сразу для шести типов корпусов.

Второй раздел файла IBIS-модели содержит информацию о параметрах выводов буферов и корпуса микросхемы. Второй раздел начинается с названия компонента и указания его корпуса.

Таблица 1

Параметры первой части файла IBIS-модели

Ключевое слово	Обязательный параметр (да/нет)	Описание
[IBIS Ver]	Да	Версия спецификации IBIS, используемая в файле
[Comment char]	Нет	Изменение символа комментария. По умолчанию используется символ комментария – « »
[File Name]	Да	Название файла. Все имена файлов должны быть представлены в нижнем регистре (строчными буквами). Расширение имени файла – «ibs»
[File Rev]	Да	Уровень ревизии файла. Спецификация IBIS содержит руководящие принципы для назначения уровней ревизий
[Date]	Нет	Дата создания файла
[Source]	Нет	Источник данных в файле. Данные из справочника? Данные из моделирования? Измеренные?
[Notes]	Нет	Составляющие или определенные для файла примечания (поясняющие записи)
[Disclaimer]	Нет	Правовая оговорка (сведения юридического характера)
[Copyright]	Нет	Уведомление об авторском праве файла

```
#####
| TEXAS INSTRUMENTS INCORPORATED
| Standard Linear and Logic Group
| IBIS Model of SN74AHC125
| QUADRUPLE BUS BUFFER GATES WITH 3-STATE OUTPUTS
| This file contains package information for the following:
| PDIP 14-pin (N) package as [Component] AHC125_N
| SOIC 14-pin (D) package as [Component] AHC125_D
| SSOP 14-pin (DB) package as [Component] AHC125_DB
| TVSOP 14-pin (DGV) package as [Component] AHC125_DGV
| SOP 14-pin (NS) package as [Component] AHC125_NS
| TSSOP 14-pin (PW) package as [Component] AHC125_PW
| This device can be powered at the following Vccs:
| 3.3 volt Vcc
| 5 volt Vcc
| 2.2 volt Vcc
| This file provides unique models under the [Model Selector] for each Vcc.
| For operation at a specific Vcc, select the appropriate model after each
| [Model Selector] keyword.
#####
|
|[IBIS Ver] 3.2
|[Comment char] \_char
|[File Name] sn74ahc125.ibs
|[File Rev] 1.1 | a_die
|[Date] April 19, 2002
|[Source] Data created from TI-SPICE simulations at TI-SLL.
|[Notes] The following is an IBIS list for the SN74AHC125.
|
| Please contact sllibis@ti.com with questions and
| comments concerning SLL IBIS models.
| -As there is no power clamp diode in the Input and OE
| Models, we removed the Pwr Clamp table data from those
| Models.
| -C_comp values are taken at a different test condition
| than the data sheet.
|
|
| *****
|[Disclaimer] Property of Texas Instruments Incorporated.
|
| ...
|
| *****
```

Этот раздел может включать ключевые слова, приведенные в табл. 2.

Ниже приведен фрагмент второй части файла *IBIS*-модели микросхемы SN74AHC125. Как видно, в ней используются всего четыре ключевых слова.

Для измерения паразитных параметров корпуса микросхемы необходимо проведение значительного объема измерений. В случае затруднений при экспериментальном определении параметров корпуса можно использовать значения паразитных параметров корпуса для аналогичных микросхем в таком же корпусе и с подобной внутренней структурой.

Согласно синтаксису стандарта *IBIS*, данные измерений могут быть представлены в разных форматах. Допускается, например, записать параметр R_pkg в виде «450.840m» или же в виде «4.50e-02», или же параметр L_pkg записать как

«5.407nH» или «5.407e-09». Ещё пример: время в колонке «Time» можно указывать в формате «1.042E-09s» либо «1.042E-09» без буквы «s», но для удобства восприятия обычно используют первый вариант. При этом временной параметр может быть записан в виде «1.042nS» или «1042fS». Синтаксис стандарта *IBIS* разрешает использование размерных приставок, таких как: f (10⁻¹⁵); p (10⁻¹²); n (10⁻⁹); u (10⁻⁶); m (10⁻³).

Третий раздел файла *IBIS*-модели содержит таблицы значений ВАХ и переходных (вольт-секундных) характеристик для каждого независимого буфера. Раздел начинается с ключевого слова [Model] – с него начинается описание данных для конкретного буфера. В то время как модель самого буфера бывает довольно сложной, описание для большинства буферов может включать всего несколько параметров и ключевых слов.

Таблица 2

Параметры второй части файла IBIS-модели

Ключевое слово	Обязательный параметр? (да/нет)	Описание
[Component]	Да	Название описываемого моделью компонента. Общепринятая практика – использовать в названии часть промышленного обозначения компонента. Файл модели может содержать многократные [Component] описания
[Manufacturer]	Да	Наименование производителя компонентов
[Package]	Да	Ключевое слово указывает данные о диапазоне (минимальные, типичные и максимальные значения), в пределах которого может изменяться сопротивление выводов корпуса, индуктивность и емкость (параметры R_pkg, L_pkg и C_pkg)
[Pin]	Да	Ключевое слово открывает подраздел, включающий информацию о выводах буферов. Кроме того, разработчик модели может использовать это ключевое слово для перечисления значений R, L и C каждого отдельного вывода (параметры R_pin, L_pin и C_pin)
[Package Model]	Нет	Если модель компонента включает внешнюю модель корпуса (или в файле IBIS используется запись [Define Package Model]), данное ключевое слово указывает имя этого корпуса модели
[Pin Mapping]	Нет	Ключевое слово используется, если разработчик модели желает включить информацию о цепи «питания» буфера и соединениях «земли». Эта информация может быть использована для моделирования с участием переключения нескольких выходов
[Diff Pin]	Нет	Ключевое слово используется для связывания буферов, для которых должно использоваться специальное управление, здесь – дифференциальная пара

```

| Component AHC125_N 14-pin PDIP
| *****
|
| [Component]  AHC125_N
| [Manufacturer] Texas Instruments, Inc.
| [Package]
|           typ      min      max
R_pkg      4.500e-02  3.700e-02  6.300e-02
L_pkg      5.407e-09  3.922e-09  6.942e-09
C_pkg      3.890e-13  2.050e-13  6.040e-13
|
| *****
|
| [Pin]  signal_name  model_name      R_pin    L_pin    C_pin
|
| 1      1NOE      AHC125_OE      6.300e-02  6.942e-09  6.040e-13
| 2      1A        AHC125_IN      3.700e-02  6.200e-09  4.060e-13
| 3      1Y        AHC125_OUT     4.200e-02  4.389e-09  3.220e-13
| 4      2NOE      AHC125_OE      3.800e-02  3.922e-09  2.050e-13
| 5      2A        AHC125_IN      3.900e-02  4.301e-09  2.980e-13
| 6      2Y        AHC125_OUT     3.800e-02  5.329e-09  3.560e-13
| 7      GND      GND             5.300e-02  6.510e-09  5.440e-13
| 8      3Y        AHC125_OUT     5.300e-02  6.437e-09  5.390e-13
| 9      3A        AHC125_IN      3.900e-02  5.352e-09  3.470e-13
| 10     3NOE      AHC125_OE      4.200e-02  4.473e-09  2.970e-13
| 11     4Y        AHC125_OUT     4.400e-02  4.326e-09  2.250e-13
| 12     4A        AHC125_IN      4.200e-02  4.295e-09  2.800e-13
| 13     4NOE      AHC125_OE      4.200e-02  6.318e-09  4.180e-13
| 14     VCC      POWER          6.100e-02  6.900e-09  6.030e-13
|
| *****
    
```

Список литературы

1. Baker B. The IBIS model: A conduit into signal-integrity analysis, Part 1. *Analog Applications Journal* (4Q 2010). Available at: www.ti.com/lit/an/slyt390/slyt390.pdf
2. The IBIS Open Forum. IBIS Modeling Cookbook for IBIS Version 4.0. Available at: <http://ibis.org/cookbook/cookbook-v4.pdf>
3. Low S. M., Shafdar M. H. Creating the IBIS model for a digital IC device. *JURNAL FIZIK MALAYSIA*, vol. 31, no. 1&2, 2010, pp. 1–4.
4. Лемешко Н. В. Разработка метода проектирования цифровых узлов радиотехнических систем с применением IBIS-моделей интегральных микросхем : дис. ... канд. техн. наук. М., 2008. 122 с.
5. Петросянц К. О., Харитонов И. А., Адонин А. С., Сидоров А. В., Александров А. В. Создание IBIS-моделей цифровых микросхем с учетом воздействия внешних факторов // Проблемы разработки перспективных микро- и нанoeлектронных систем – 2012 : сб. тр. / отв. ред. В. С. Борискин ; под общ. ред. А. Л. Стемпковского. М. : ИППМ РАН, 2012. С. 187–192.
6. CD4011B, CD4012B, CD4023B. Data sheet. Texas Instruments Incorporated, 2006.

История статьи

Поступила в редакцию 3 ноября 2017 г.

Принята к публикации 18 ноября 2017 г.

CREATING THE IBIS MODELS FOR A DIGITAL IC BASED ON THE EXPERIMENTAL DATA

S. N. Dmitriev¹, F. G. Zograf¹, A. A. Levitskiy¹,
P. S. Marinushkin¹, M. S. Mockovskih²,

¹Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

²JCS «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

Now a number of models can be applied to the signal integrity analysis, including: IBIS (and its expansion – EBD), MOD (and expansion of this model – PML), SPICE. IBIS models found application in many systems of design, in particular, of P-CAD 200x, Altium Designer, Mentor Graphics HyperLynx and in others. Application of IBIS models allows to bypass the difficulties connected with creation and application of SPICE models of the integrated circuits which are based on the detailed description of internal structure of a product. In this work we discuss experimental methods of IBIS models creation. The main attention is paid to interpretation of measured I-V curves of digital integrated circuits input and output buffers. The basic structure of the output CMOS buffer of the digital scheme is the basis for IBIS model. One of the most difficult stages upon termination of physical measurements include the obtaining the corrected dynamic characteristics for creation of IBIS model. Along with simulations, the experimental methodology can significantly reduce complexity and time for IBIS models generation.

Keywords: signal integrity, IBIS models.

References

1. Baker B. The IBIS model: A conduit into signal-integrity analysis, Part 1. *Analog Applications Journal* (4Q 2010). Available at: www.ti.com/lit/an/slyt390/slyt390.pdf.
2. The IBIS Open Forum. IBIS Modeling Cookbook for IBIS Version 4.0. Available at: <http://ibis.org/cookbook/cookbook-v4.pdf>.
3. Low S. M., Shafdar M. H. Creating the IBIS model for a digital IC device. *JURNAL FIZIK MALAYSIA*, vol. 31, no. 1&2, 2010, pp. 1–4.
4. Lemeshko N. V. Development of a design method of radio engineering systems digital nodes using IBIS models of integrated circuits : Doct. Diss. Moscow, 2008, 122 p. (In Russian)
5. Petrosyants K. O., Kharitonov I. A., Adonon A. S., Sidorov A. V., Aleksandrov A. V. Digital circuit IBIS-models generation with account for temperature and radiation. Problems of Advanced Micro- and Nanoelectronic Systems Development, 2012, Moscow, Institute for Design Problems in Microelectronics of Russian Academy of Sciences, pp. 187–192. (In Russian)
6. CD4011B, CD4012B, CD4023B. Data sheet. Texas Instruments Incorporated, 2006.

Article history

Received 3 November 2017

Accepted 18 November 2017

СТРАХОВАНИЕ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ НА ОСНОВЕ ВЕРОЯТНОСТНОГО АНАЛИЗА РИСКОВ

**В. В. Двирный¹, В. В. Голованова², М. В. Елфимова³,
Г. В. Двирный¹, Н. Н. Петяева¹**

¹АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

²ФГУП КБ «Арсенал» им. М. В. Фрунзе, г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

³Сибирская пожарно-спасательная академия ГПС МЧС России,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Необходимым финансовым инструментом для успешной деятельности в аэрокосмической отрасли является страхование космических проектов. В статье проведен обзор развития космического сектора рынка страховых услуг. Приведены виды имущественного и личного страхования, которые представлены в совокупности согласно приведенной классификации на основе вероятностного анализа рисков. Данная классификация страхования космических проектов предназначена для успешной реализации обеспечения национальной безопасности нашей страны, космического мониторинга чрезвычайных ситуаций и коммерциализации ракетно-технической отрасли. Приведены типовые страховые риски космического проекта и примеры определения количественных показателей рисков из анализа надежности составляющих космического аппарата. Была рассмотрена последовательность страхования. Представлены типовые варианты и условия страхования космических рисков, а также стандартные процедуры их размещения на страховых рынках, что позволяет предлагать страхователям страховые покрытия, отработанные на практике и знакомые зарубежным перестраховщикам. Также была рассмотрена стратегия инновационного развития Российской Федерации и разработка моделей оценки рисков проектов в ракетно-космической промышленности на основе предложенного вероятностного анализа.

Ключевые слова: космические проекты, страхование, анализ рисков, надежность.

Страхование космических проектов в современных условиях является необходимым финансовым инструментом, позволяющим успешно осуществлять деятельность предприятий Роскосмоса и Оборонно-промышленного комплекса (ОПК) [1–3]. Любой космический проект уникален по техническому исполнению и создается ценой значительных затрат, а возможные финансовые потери, связанные с авариями на одном из этапов космического проекта, могут быть не только сопоставимы с затратами на его создание, но даже превысить расходы. Поэтому и требуется индивидуальный анализ присущих проекту рисков при подходе к его страхованию.

Дорогостоящие контракты с иностранными заказчиками предусматривают жесткие санкции на случай невыполнения или ненадлежащего выполнения договорных обязательств. Страхование

является наиболее эффективной защитой от негативных событий и фактором снижения риска неблагоприятных последствий для участников космических программ.

Под страхованием космических рисков принято понимать совокупность видов имущественного и личного страхования, связанных с осуществлением космической деятельности.

В законодательно-нормативной базе отсутствует определение «космический риск», что обуславливает довольно широкую его трактовку. На рис. 1 приведена классификация видов страхования космической деятельности.

В практике некоторых страховых центров к космическим рискам относят:

- риски гибели и повреждения изделий ракетно-космической техники;
- риски гибели и повреждения объектов космической инфраструктуры;
- риски ответственности за ущерб, причиненный имуществу, здоровью и жизни третьих лиц при осуществлении космической деятельности.

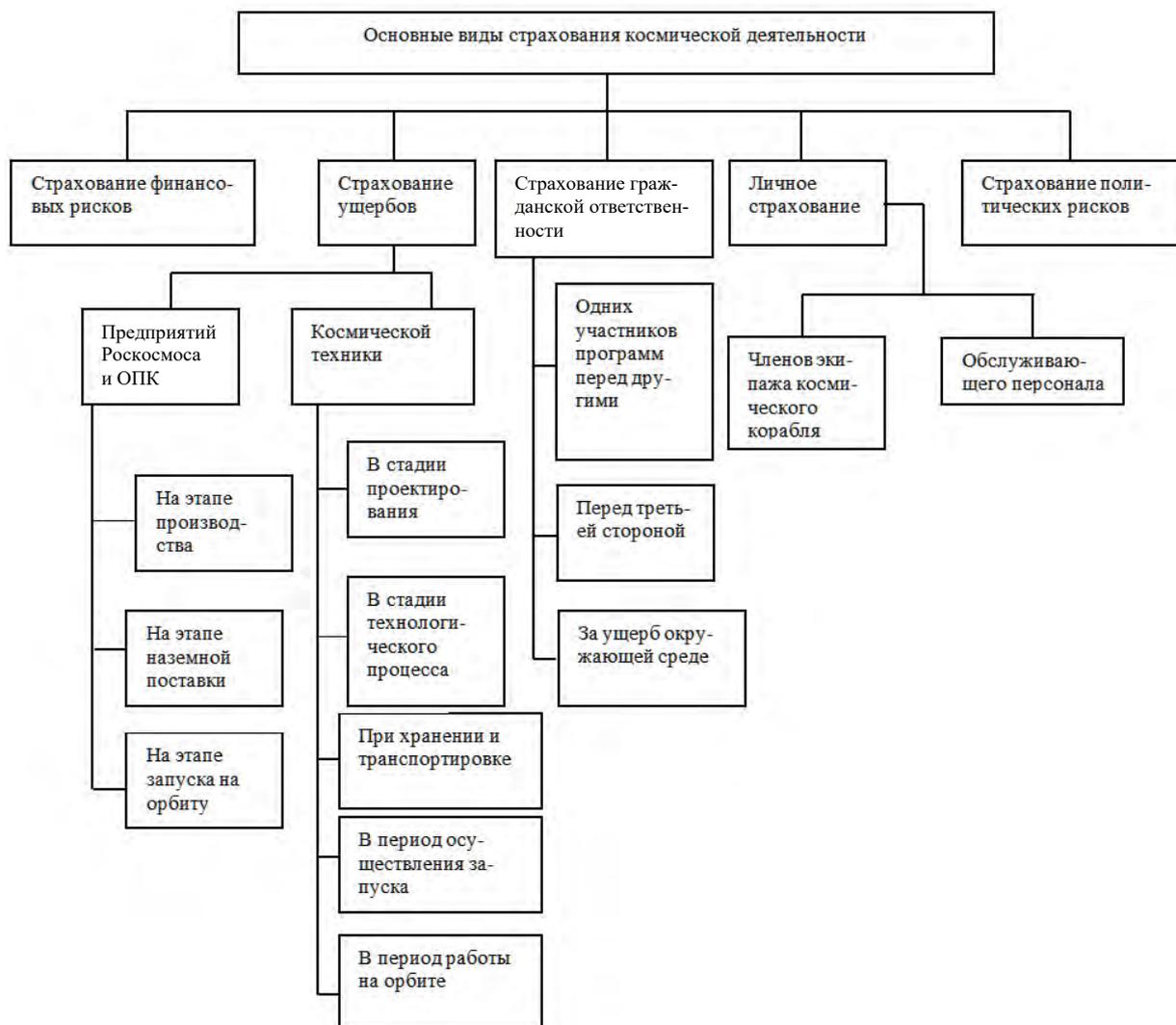


Рис. 1. Классификация видов страхования космической деятельности

Кроме этого, к космическим рискам можно отнести риски перерывов в эксплуатации космических аппаратов (КА), а также потери дохода в результате нештатного функционирования, отказа, гибели КА.

Для изделий ракетно-космической техники выделяются два основных этапа их эксплуатации: наземный и орбитальный, на которых выполняется типовой перечень эксплуатационных процессов, включающий процессы изготовления, транспортирования, хранения, подготовки и проведения пуска, выведения на опорную и рабочую орбиты, применения по назначению в ходе орбитальной эксплуатации и т.д. Для объектов космической инфраструктуры выделяют этапы строительства и эксплуатации.

Страхование космических рисков сложно для российских страховых компаний в силу того, что:

- данное страхование является нетрадиционным для отечественного страхового рынка, и в условиях отсутствия методик оценки рисков, установленных страховых тарифов и разработанных условий страхования трудно решить

вопрос о возможности принятия космических рисков на страхование;

- у страховщиков в наличии весьма незначительные объемы финансовых средств, что обуславливает крайнюю осторожность с их стороны при заключении договоров страхования;
- возможный потенциальный ущерб, подлежащий компенсации страховщиком, настолько велик, что вызывает необходимость перестрахования у зарубежных перестраховщиков;
- опыт страхования космических программ у предприятий ракетно-космической промышленности незначителен.

Таким образом, в настоящее время применяются, главным образом, два вида страхования рисков космических проектов:

- а) страхование ответственности по обязательствам, возникающим вследствие причинения вреда жизни, здоровью или имуществу третьих лиц при запусках ракет космического назначения;
- б) страхование от рисков утраты или повреждения объектов наземной космической инфра-

структуры, средств выведения и КА (страхование имущества).

Риск ответственности по обязательствам вследствие причинения вреда жизни, здоровью или имуществу третьих лиц возникает в соответствии с договором «О принципе деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела» (вступил в силу 10 октября 1967 г.) и Конвенцией ООН «О международной ответственности за ущерб, причиненный космическими объектами» (вступила в силу 30 августа 1972 г.).

В отечественной практике сложился определенный порядок организации страхования рисков космических проектов, который включает в себя реализацию следующих этапов [3, 4]:

- предстраховая экспертиза космического проекта;
- разработка программ управления рисками и страхования рисков космических аппаратов;
- разработка и согласование с участниками проекта договоров страхования;
- страховое сопровождение космического проекта и выплата страховых возмещений (при необходимости).

Важнейшими элементами организации страхования являются программы управления рисками и страхования рисков космических проектов.

Программа управления рисками космического проекта разрабатывается страховой компанией с

соблюдением требований Закона РФ «О космической деятельности», Закона РФ «Об организации страхового дела в РФ», нормативных документов Департамента страхового надзора Министерства финансов РФ и рекомендацией Ассоциации космических страховщиков.

В табл. 1 приведены типовые страховые риски космических проектов [1–5].

Первый полис по космическому страхованию был выписан Ингосстрахом в ноябре 1990 года в пользу Министерства РСФСР по связи, информатике и космосу. По полису покрывался риск гибели спутника «Горизонт-33» на этапах предполетной подготовки и запуска (резервы Ингосстраха позволяли возместить убыток в 9 млн рублей, т.е. стоимость спутника).

Таким образом, 12 ноября 1990 года появилось космическое страхование в России.

Экономическая обособленность субъектов хозяйствования космической индустрии способствовала увеличению роли и влияния страховых фондов, формируемых посредством самострахования и страхования, для обеспечения непрерывности и бесперебойности хозяйственной деятельности в условиях риска [4–6].

В последующие годы происходило достаточно бурное развитие космического сектора рынка страховых услуг. Первый полис, покрывающий ответственность участников космической деятельности перед третьими лицами, был выписан в 1996 году в рамках соглашения ГК НППЦ

Таблица 1

Типовые страховые риски космического проекта

Этап проекта (вид страхования)	Страховой риск
Изготовление, транспортировка на космодром запуска и предстартовая подготовка	Полная гибель – наступление в период страхования такого состояния объекта страхования, когда его использование по целевому назначению становится полностью невозможным, а восстановление экономически нецелесообразным. Повреждение – наступление на этапе наземной подготовки такого состояния объекта страхования, когда его использование по целевому назначению становится невозможным и требует проведения дополнительных мер по восстановлению его работоспособности и готовности к последующему использованию для осуществления запуска
Запуск КА на расчетную орбиту	Полная гибель – наступление в период страхования такого состояния объекта страхования, когда его использование по целевому назначению становится полностью невозможным, а также когда в процессе запуска ракеты космического назначения (РКН) не достигнута цель запуска по вине ракеты-носителя (РН) или разгонного блока (РБ)
Ввод в эксплуатацию	Полная гибель – наступление в период страхования такого состояния объекта страхования, когда его использование по целевому назначению становится полностью невозможным. Частичная гибель – наступление такого состояния объекта страхования, когда его использование по целевому назначению становится полностью невозможным
Летная эксплуатация	То же
Страхование ответственности	Событие, заключающееся в возникновении в период страхования обязанности страхователя на основании гражданского законодательства возместить причиненный при осуществлении страхователем обусловленной договором страхования с заказчиком деятельности непосредственно ракетой космического назначения, ее составными частями либо их фрагментами на море, в воздушном или космическом пространстве вред личности и (или) имуществу гражданина (физического лица) либо имуществу юридического лица

Таблица 2

Примерные количественные показатели рисков проекта запуска [1–5]

Этап реализации проекта	Характеристика риска		
	Вид ущерба	Вероятность возникновения	Прогнозируемый максимальный размер ущерба
Транспортирование: - элементов РКН; - компонентов ракетного топлива (КРТ)	Повреждение КА. Аварийный пролив КРТ	0,002...0,005 0,001...0,004	До 30 % стоимости КА (РН) при железнодорожной транспортировке
Подготовка элементов РКН к запуску	Повреждение КА (РН)	0,005..0,008	15...25 % Стоимости элементов РКН
	Повреждение средств наземной инфраструктуры	0,002..0,004	Выход из строя отдельных агрегатов и систем технического (ТК) и стартового (СК) комплексов
	Отмена запусков КА и повторение цикла подготовительных работ на стартовом комплексе	0,01	До 30 % общей стоимости работ РКН и работ по подготовке к запуску
Пуск РКН	Гибель РН при пуске	Определяется анализом надежности. В зависимости от типа РН	Потеря КА. Полная стоимость РКН и работ по подготовке к запуску
	Неотделение головного обтекателя (ГО)	Определение анализом надежности ГО	То же
	Неотделение РБ от РН	Определяется анализом надежности РБ и РН	То же
	Отказ РБ	Определяется анализом надежности РБ	То же
	Неотделение КА от РБ	Определяется анализом надежности РБ и КА	То же
	Разрушение стартового комплекса	0,005	До 80...90 % стоимости сооружений и оборудования СК
	Ущерб третьим лицам и экологический ущерб местности при аварийном падении ступеней РН	0,005...0,008	Определяется суммой ущерба
Ввод в летную эксплуатацию	Гибель КА после отделения от РБ	Определяется анализом надежности КА	Полная стоимость РКН и работ по подготовке к запуску
	Частичная гибель КА	Определяется анализом надежности КА	До 50 % полной стоимости РКН и работ по подготовке к запуску
Летная эксплуатация	Полный отказ или частичные отказы бортовых систем КА	Определяется анализом надежности КА или бортовых систем КА	Остаточная стоимость КА

им. М. В. Хруничева с ЛКЕ, тогда на орбиту вывелись спутники «Астра F1» и «Инмарсат 3». Им были охвачены основные направления страхования: имущества и гражданской ответственности.

По данным Российской ассоциации авиационных и космических страховщиков, в период с 1990 по 2010 год отечественные страховые компании обеспечили страховой защитой более 200 федеральных и международных космических проектов [3, 4]. По подсчетам самих участников рынка, за минувшие 15 лет по космическим проектам было выплачено страховых возмещений на общую сумму свыше 150 млн долларов.

Одним из первых было осуществлено полное страхование спутника SESAT на этапе из-

готовления, транспортировки, предстартовой подготовки, запуска и ввода в эксплуатацию. Три спутника «Экспресс-А», изготовленные АО «ИСС», и спутник ФГУП «КБ «Арсенал» были застрахованы с момента начала транспортировки и до момента запуска, так как страховой тариф на страхование транспортировки и предстартовой подготовки был в сумме меньше процента, а КА «Горизонт-45» – был застрахован только с момента запуска, условия поставки спутника «Бонум-1» включали страхование, действующее с момента запуска до ввода спутника в эксплуатацию [3–4].

Из табл. 2 видно, что основная сложность определения количественных показателей рисков связана с анализом надежности.

Примерные страховые риски и нетто-ставки страхового тарифа [1–5]

Этап реализации	Страховой риск	Нетто-ставка страхового тарифа, %
Изготовление КА, транспортировка РН головного обтекателя, КА на космодром, подготовка к пуску на техническом и стартовом комплексах (ТК и СК)	Гибель или повреждение РН, головного обтекателя КА по любой причине	0,25...0,45
Подготовка РН с КА к пуску на ТК и СК	То же	0,35...0,65
Пуск РКН с КА	Гибель РКН (3 ступени + РБ + КА)	Определяется анализом надежности 5...10 (в зависимости от типа РН)
Подготовка и пуск РКН	Гибель или повреждение объектов наземной инфраструктуры. Гражданская ответственность перед третьими лицами	0,6..0,7 0,065...0,100
Ввод в летную эксплуатацию КА для периода выведения и развертывания	Гибель или повреждение КА. Гражданская ответственность перед третьими лицами.	Определяется анализом надежности КА 3..5 0,065...0,1 в год
Летная эксплуатация КА (для полета в течение 15 лет)	Полный отказ или отказы бортовых систем КА. Гражданская ответственность перед третьими лицами	1,5...2,5 0,065...0,1 в год

Рассмотрим, например, создание модульного малого космического аппарата (МКА) с унифицированным разгонным блоком (РБ) «Тор» разработки ФГУП «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М.В. Фрунзе», Россия, Санкт-Петербург [7].

РБ «Тор» в МКА служит для решения следующих задач:

- доведение МКА на рабочие орбиты с изменением высоты до 10 000...15 000 км;
- перевод МКА с одной орбиты на другую;
- увод МКА или их составных частей с орбиты после завершения программы полета.

Разгонный блок создан на базе серийного изготавливаемого ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ), имеющего большую наработку в космосе и высокую надежность.

С 1989 года в составе КА серии «Космос» функционировало 78 РДТТ «Тор», при этом не было зарегистрировано ни одного отказа. Соответственно, по результатам эксплуатации вероятность безотказной работы за период 24 года равна единице.

Учитывая модульное исполнение МКА, необходимо проанализировать вероятность безотказной работы собственной полезной нагрузки и служебных систем без РБ «Тор».

Другой пример: анализ спутников связи, навигации и геодезии производства АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева» (АО «ИСС»), которые в современном исполнении выполняются по модульной схеме: модуль полезной нагрузки (МПН) и модуль служебных систем (МСС). В настоящее время конструкция МСС состоит из сотопанелей

со встроенными тепловыми трубами (ТТ), которых на КА платформе «Экспресс-2000» порядка 100 штук. Как показали расчеты надежности тепловых труб по методике, внедренной в АО «ИСС», вероятность безотказной работы тепловых труб на три порядка выше требуемой в техническом задании [8].

Следует отметить, что за срок более 30 лет ни одного отказа тепловых труб в составе КА производства АО «ИСС» не зарегистрировано.

Выводы

1. Страхование космических проектов необходимо с целью обеспечения национальной безопасности нашей страны, космического мониторинга чрезвычайных ситуаций (пожары, наводнения, землетрясения, цунами, обвалы и др.) и коммерциализации ракетно-технической отрасли.
2. Стратегия инновационного развития Российской Федерации за период до 2020 года предусматривает ускоренное развитие космической отрасли [9], при этом необходимо решение экономических задач космической деятельности [10] и разработка моделей оценки рисков проектов в ракетно-космической промышленности, например, на основе предложенного вероятностного анализа.
3. При расчете надежности КА и составных частей предлагается сосредоточиться на расчете вероятности безотказной работы МПН и интерфейсов между МПН и МСС, а также приборов агрегатов систем, входящих в данные модули.

Список литературы

1. Страхование космических рисков : справ. пособие / под ред. В. Б. Николаева, В. С. Шутова. М. : Русь-Фильм, 1997. 187 с.
2. Корунов С. С., Медведчиков Д. А., Миронюк Н. Ю. Методическое обеспечение страхования космических программ. М. : Издательский центр «Анкил», 1996. 64 с.
3. Медведчиков Д. А. Организационно-экономические принципы страхования космических рисков. М. : Издательский центр «Анкил», 2005. 464 с.
4. Медведчиков Д. А., Савицкая С. Е. Управление рисками и страхование : учеб. пособие. М. : Доброе слово : Издательство МАИ, 2005. 80 с.
5. Портал медиаинформационной группы «Страхование сегодня» [Электронный ресурс]. URL: www.insur-info.ru/press/48037 (дата обращения: 11.09.2017)
6. Интернет-портал «Российской газеты» [Электронный ресурс] // URL: www.rg.ru/2011/12/29/kosmos.html (дата обращения: 11.09.2017)
7. Кислицкий М. И., Черепанов В. А., Голованова В. В. Создание унифицированного модульного малого космического разгонного блока «Тор» на основе серийного ракетного двигателя твердого топлива // Материалы XIII Международной научной конференции «Решетневские чтения» / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2009. С. 59–60.
8. Двирный Г. В., Двирный В. В., Голованова В. В., Третьякова Т. С. Рисковые ситуации в космической отрасли и их анализ при производстве тепловых труб // Материалы XVI Международной научной конференции «Решетневские чтения» / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2012. С. 11–12.
9. Инновационная Россия – 2020 (Стратегия инновационного развития Российской Федерации на период до 2020 года). М. : Правительство Российской Федерации, 2011. 148 с.
10. Экономика развития космической деятельности / под ред. Г. Г. Райкунова. М. : Физматлит, 2013. 600 с.

История статьи

Поступила в редакцию 6 сентября 2017 г.

Принята к публикации 18 октября 2017 г.

SPACECRAFT INSURANCE ON THE BASIS OF PROBABILISTIC RISK

**V. V. Dvirnyi¹, V. V. Golovanova², M. V. Elfimova³, G. V. Dvirnyi¹,
N. N. Petyaeva¹**

¹JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

²The Arsenal Design Bureau named after M. V. Frunze, Saint Petersburg, Russian Federation

³FSBEE HE Siberian Fire and Rescue Academy EMERCOM of Russia,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

A necessary financial instrument for successful operation in the aerospace industry is the insurance of space projects. This article reviews the development of the space sector of the insurance market. The types of property and personal insurance are presented, which are presented in accordance to the above classification on the basis of probabilistic risk analysis. This classification of space projects insurance is intended for the successful implementation of the national security of our country, the space monitoring of emergencies and the commercialization of the missile and technical industry. Typical insurance risks of the space project and examples of determining the quantitative indicators of risks from the analysis of the reliability of spacecraft components are given. We considered the sequence of insurance. Typical variants and conditions for insurance of space risks are presented, as well as standard procedures for their placement in insurance markets, which allows insurance policyholders to offer insurance coverage that has been worked out in practice and familiar to foreign reinsurers. We also considered the strategy of innovative development of the Russian Federation and the development of models for assessing the risks of projects in the rocket and space industry on the basis of the proposed probability analysis.

Keywords: space projects, insurance, risk analysis, reliability.

References

1. Nikolaev V. B., Shutov V. S. *Strakhovanie kosmicheskikh riskov* [Space risks insurance]. Moscow, Rus.-Film Publ., 1997, 187 p. (In Russian)
2. Korunov S. S., Medvedchikov D. A., Mironyuk N. Yu. *Metodicheskoe obespechenie strakhovaniya kosmicheskikh program* [Space programmes insurance methodological support]. Moscow, Ankil Publ., 1996, 64 p. (In Russian)
3. Medvedchikov D. A. *Organizatsiya strakhovaniya riskov kosmicheskikh proektov* [Space projects risks insurance management]. Moscow, Ankil Publ., 2005, 464 p. (In Russian)
4. Medvedchikov D. A., Savitskaya S.E. *Upravlenie riskami I strakhovanie* [Risk management and insurance]. Moscow, Dobroe slovo Publ. And MAI Publ., 2005, 80 p. (In Russian)
5. Portal of media-information group Strakhovaniya. Available at: www.insur-info.ru/press/48037 (accessed: 11.09.2017). (In Russian)
6. Russian Newspaper Internet-portal. (In Russ.) Available at: www.rg.ru/2011/12/29/kosmos.html (accessed: 11.09.2017). (In Russian)
7. Kislitskiy M. I., Cherepanov V. A., Golovanova V. V. *Sozdanie unifikirovannogo modul'nogo malogo kosmicheskogo razgonnogo bloka "Tor" na osnove seriynogo raketnogo dvigatelya tverdogo topliva* [Creation of an unified modular small launch vehicle Tor on the basis of solid fuel rocket engine]. Materialy XIII Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii "Reshetnevskie chteniya" Sib. Gos. aerokosmicheskiiy un-t. Krasnoyarsk, 2009, pp. 59–60. (In Russian)
8. Dvirnyi G. V., Dvirnyi V. V., Golovanova V. V. *Riskovie situatsii v kosmicheskoy otrasli I ikh analiz pri proizvodstve teplovykh trub* [Space industry risks and analysis during manufacturing of heat pipes]. Materialy XVI Mezhdunarodnoy nauchnoy konferentsii "Reshetnevskie chteniya" Sib. gos. aerokosmicheskiiy un-t. Krasnoyarsk, 2012, pp. 11–12. (In Russian)
9. *Innovatsionnaya Rossiya – 2020 (Strategiya innovatsionnogo razvitiya Rossiyskoy Federatsii na period do 2020 goda)* [Innovative Russia – 2020 (Strategy of innovative development of the Russian Federation for the period up to 2020)]. Pravitel'stvo Rossiyskoy Federatsii Publ., 2011, 148 p. (In Russian)
10. *Ekonomika razvitiya kosmicheskoy deyatel'nosti* [The economy of the development of space activities]. Pod redaksiyey G. G. Raykunova. Fizmatlit Publ., 2013, 600 p. (In Russian)

Article history

Received 6 September 2017

Accepted 18 October 2017

ИНСТРУМЕНТЫ ВИЗУАЛИЗАЦИИ ВРЕМЕННЫХ РЯДОВ В КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЯХ

В. С. Мараев

Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация

Анализ временных рядов является основным шагом в построении модели прогнозирования, но очень важно рассмотреть данные временных рядов с различных сторон. Особенно важно это бывает при анализе данных космических исследований, так как зачастую их анализ не приводит к достаточно чёткой закономерности. Также анализ помогает выявить различные признаки и параметры рассматриваемого временного ряда. Именно поэтому визуализация данных является сильным инструментом на этапе формирования модели прогнозирования. Очень часто для визуализации временных рядов в космических исследованиях используются только линейные графики, которые не могут отобразить всей специфики ряда, поэтому стоит рассматривать другие способы и инструменты визуализации данных космических исследований. В данной статье проводится анализ материалов по инструментам визуализации временных рядов. Рассмотрены основные инструменты визуализации, такие как гистограммы, графики плотности распределения, диаграммы размаха и рассеяния, тепловые карты и графики автокорреляции. Данные инструменты продемонстрированы на примерах данных, полученных из космических исследований. Выявлены достоинства и недостатки различных инструментов визуализации временных рядов в космических исследованиях. Изложены рекомендации по целесообразности применения данных инструментов визуализации в различных ситуациях. Сделаны соответствующие выводы на основе проведённых исследований по анализу инструментов визуализации временных рядов в космических исследованиях.

Ключевые слова: визуализация, временные ряды, космические исследования, гистограмма, диаграмма размаха, тепловая карта, график автокорреляции.

Введение

Большинство данных космических исследований, представленных в виде временных рядов, отлично визуализируются на обычном графике. Линейные графики наблюдений относительно времени очень популярны, но есть набор и других методов визуализации, при использовании которых можно больше узнать об изучаемых данных, что особенно необходимо при точном изучении временных рядов в космических исследованиях.

Чем глубже изучается набор данных, тем более точную модель прогнозирования можно реализовать [1].

Визуализация временных рядов

Визуализация играет очень важную роль в анализе временных рядов и прогнозировании.

С помощью графика исходных данных можно выявить временные структуры, такие как: тренды, циклы и сезонности, которые могут влиять на выбор модели [2, 3]. Проблема заключается в том, что не всегда используют полный спектр инструментов визуализации, останавливаясь только на линейном графике.

На самом деле инструментов визуализации данных достаточно много, но в нашем исследовании рассмотрено шесть основных видов визуализации:

- линейный график;
- гистограммы и график плотности распределения;
- ящик с усами (диаграмма размаха);
- тепловая карта;
- диаграмма рассеяния;
- график автокорреляции.

Основное внимание уделено одномерным временным рядам космических исследований, но описываемые инструменты можно использовать и на многомерных рядах.

Визуализация рядов реализована с помощью языка программирования Python [4, 5]. Благодаря его специальным библиотекам использование различных инструментов визуализации при построении рядов многофункционально, эффективно и просто [5, 6].

Визуализируемые примеры временных рядов космических исследований

Для демонстрации инструментов визуализации выбрано несколько наборов данных, отличающихся сложностью, массивностью, распределением и другими характеристиками.

Ряд номер 1 описывает число нумерованных малых планет, открытых в разные годы шестью основными обсерваториями. Данный ряд является наименьшим из визуализируемых рядов. Источником данного набора является «Международный центр малых планет» [7].

Ряд номер 2 описывает число открытых больших околоземных астероидов (километровый размер и больше) в период 1980–2017 гг. Данный ряд превосходит по размерности первый, однако также является достаточно небольшим. Источником данного набора является «Центр динамики околоземных объектов» [8].

Ряд номер 3 описывает число открытых в год метеоритов в период 1995–2015 гг. Данный ряд также не является большим, поэтому отнесём его к разряду средних. Источником данного набора является «Международная метеорная организация» [9].

Ряд номер 4 описывает число орбитальных запусков (включая неудачные) в период 1957–2017 гг. Источником данного набора является «Хронология пилотируемых космических полётов» [10].

Ряд номер 5 описывает данные, переданные космическим телескопом «Хаббл», отражает зависимость рецессивной скорости от дистанции. Этот ряд содержит большое количество данных, поэтому отнесём его к разряду больших. Источником данного набора является «Официальное открытое хранилище данных космического телескопа “Хаббл”» [11].

Ряд номер 6 описывает изменение уровня космического шума каждую миллисекунду в течение десяти секунд. Данный ряд является наибольшим из визуализируемых рядов, так как содержит большое число значений, однако примерно половина из них нулевая. Источником данного набора является «Официальное открытое хранилище данных космического телескопа “Хаббл”» [11].

Линейный график временного ряда

Первым и наиболее популярным способом визуализировать временной ряд является линейный график. Линейный график – это график, на котором через определенные промежутки времени отмечаются и соединяются линией точки, изображающие данные [3, 12]. На графиках (рис. 1) представлена линейная визуализация зависимостей для всех шести анализируемых примеров временных рядов космических исследований.

На графике 6 мы наблюдаем резкие скачки уровня космического шума, это объясняется частым полным отсутствием шума. Как результат, данный линейный график получается достаточно плотным, поэтому иногда очень полезно изменить его стиль на пунктир или точки. На рис. 2 представлен измененный график ряда номер 6.

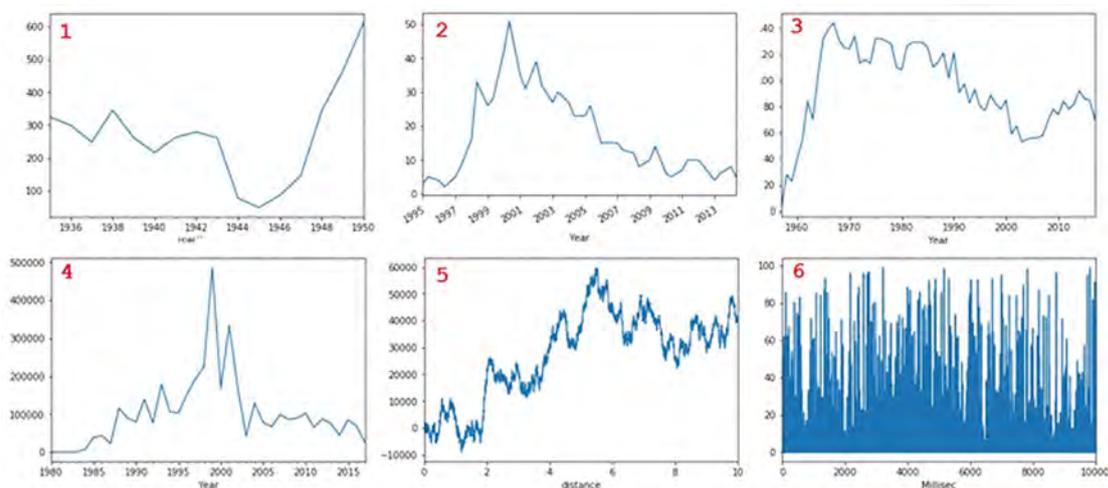


Рис. 1. Примеры линейных графиков (каждый ряд обозначен красной цифрой, соответствующей номеру визуализируемого ряда)

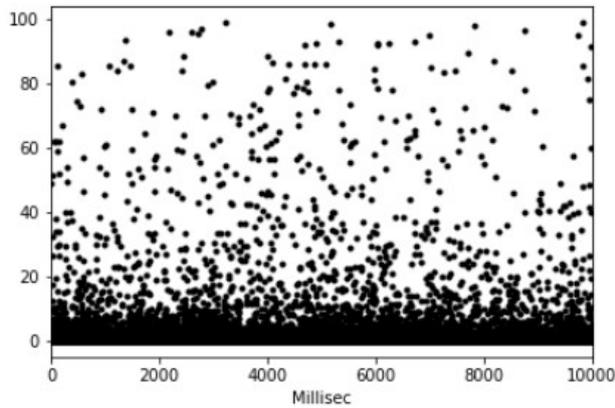


Рис. 2. Линейный график ряда 6 с измененным стилем линий на точки

Гистограммы временных рядов и графики плотности распределения

Другим очень важным способом визуализации является график распределения данных временных рядов. Это график средних значений без упорядочивания по времени [3, 13].

Некоторые методы прогнозирования временных рядов предполагают хорошую производительность на данных нормального распределения. Эти гипотезу можно проверить очень быстро, используя график распределения. Также преимуществом данного инструмента анализа является то, что проверку можно произвести как на необработанных данных, так и на преобразованных [14].

На рис. 3 представлены гистограммы для всех шести анализируемых примеров временных рядов космических исследований.

Однако можно получить более полное представление о форме распределения наблюдений с использованием графика плотности. Сам график подобен гистограмме, за исключением того, что используется функция сглаживания результатов для этого распределения в общем [15].

На рис. 4 представлены графики плотности распределения для всех шести анализируемых примеров временных рядов космических исследований.

Диаграмма размаха

Ещё один способ визуализации — это диаграмма размаха.

Диаграмма размаха, также известная как ящик с усами, — это график, компактно изображающий одномерное распределение вероятностей. Такой вид диаграммы в удобной форме показывает медиану (или, если нужно, среднее), нижний и верхний квартили, минимальное и максимальное значения выборки и выбросы [3, 16]. Прямоугольник фиксирует среднее 50 % наблюдений. Внутренняя линия — медиана, а усы, расположенные выше и ниже прямоугольника, демонстрируют минимальное и максимальное значения выборки.

На рис. 5 представлены диаграммы размаха для всех шести анализируемых примеров временных рядов космических исследований.

На графике, отображающем уровень космического шума, мы наблюдаем узкий прямоугольник вблизи нуля, это объясняется частым полным отсутствием шума.

Такой график можно построить для любого временного интервала, что является преимуществом при анализе временных рядов.

В отличие от гистограмм и графиков плотности, дающих представление о распределении всех данных в общем, диаграмма размаха может

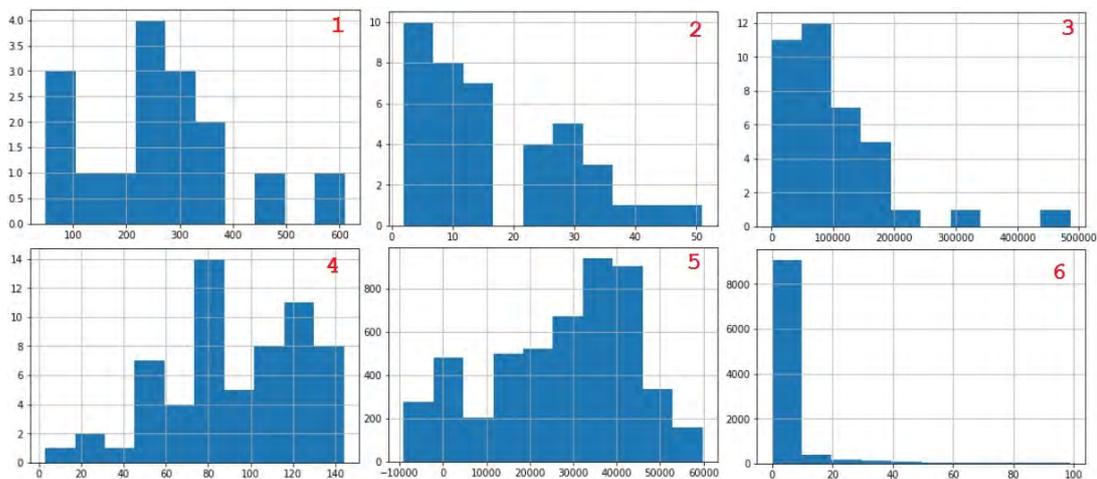


Рис. 3. Примеры гистограмм (каждый ряд обозначен красной цифрой, соответствующей номеру визуализируемого ряда)

отобразить наглядный график распределения значения по интервалам.

Нет смысла разбивать маленькие ряды на интервалы, поэтому разобьем только наиболее массивные ряды. Ряд, отображающий число орбитальных запусков (ряд 1 на рис. 6), разобьем по десятилетиям. Ряд, отображающий рецессивную скорость (ряд 2 на рис. 6), разобьем по дистанции. Ряд, отображающий уровень космического шума (ряд 3 на рис. 6), разобьем по секундам.

Тепловая карта временных рядов

Матрица значений температур может быть сформирована в качестве представления, где значение в каждой ячейке матрицы может присваивать определенный цвет [17]. Данный график называется тепловой картой, где чем меньше значение в наблюдении, тем теплее цвета и наоборот.

На рис. 7 представлены тепловые карты для всех шести анализируемых примеров временных рядов космических исследований.

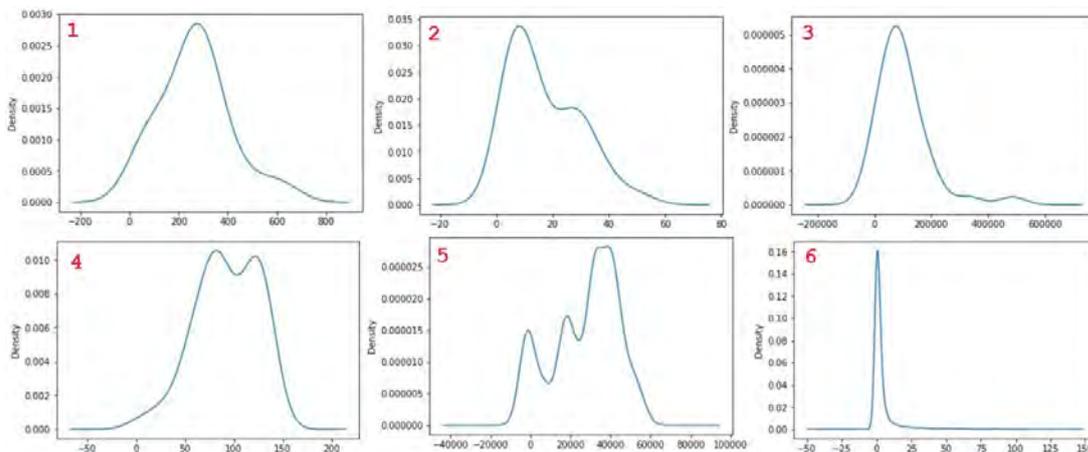


Рис. 4. Примеры графиков плотности распределения (каждый ряд обозначен красной цифрой, соответствующей номеру визуализируемого ряда)

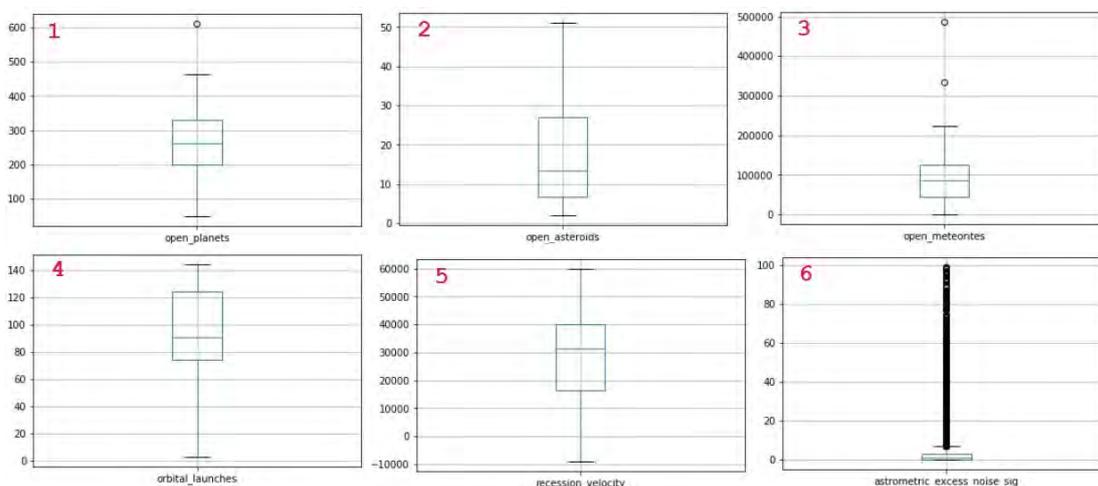


Рис. 5. Примеры диаграмм размаха (каждый ряд обозначен красной цифрой, соответствующей номеру визуализируемого ряда)

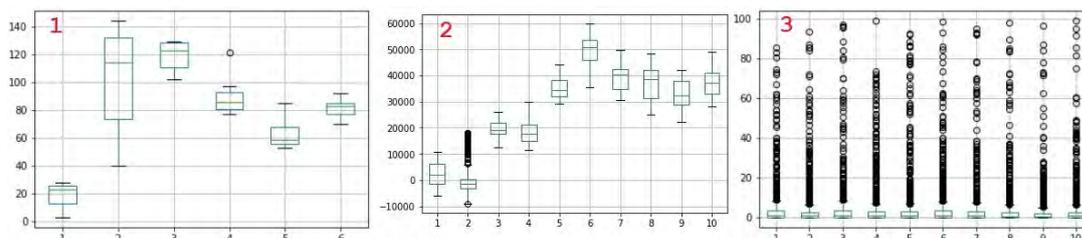


Рис. 6. Примеры диаграмм размаха для интервалов

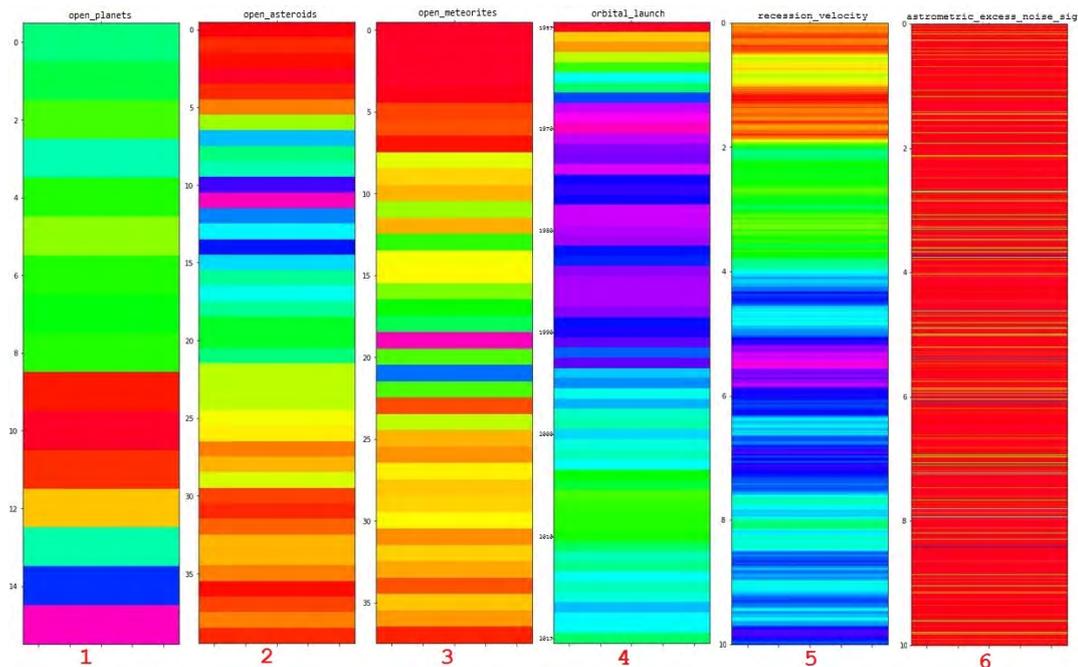


Рис. 7. Примеры тепловых карт (каждый ряд обозначен красной цифрой, соответствующей номеру визуализируемого ряда)

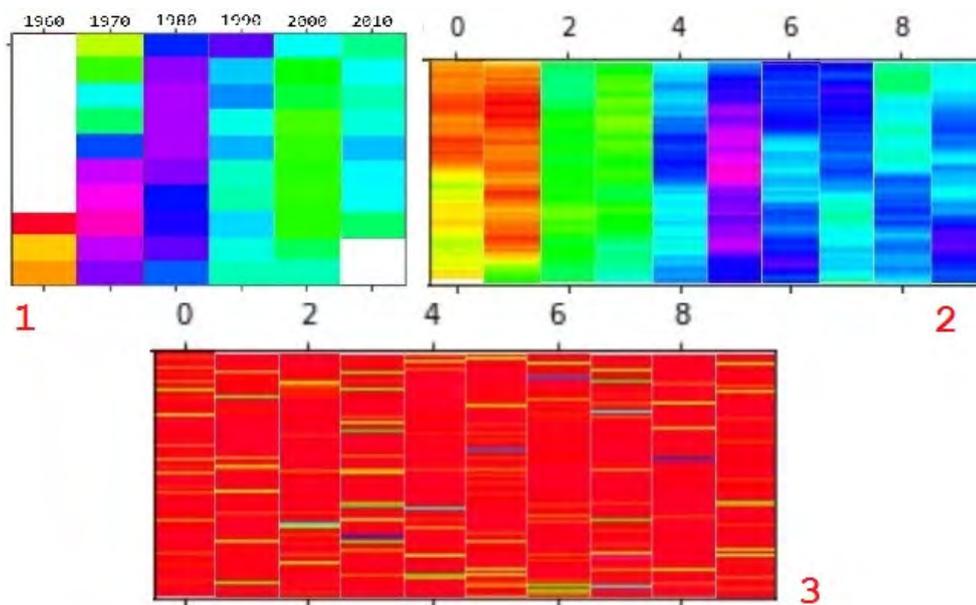


Рис. 8. Примеры тепловых карт для интервалов

Не все графики являются удачно-визуализируемыми. Например, график 6, визуализируемый при помощи тепловой карты, является практически полностью одноцветным. Среди красных (маленьких) значений проявляется немного больше холодных значений, отображающих резкие случайные скачки уровня космического шума. Схожую проблему можно увидеть на других визуализациях этого ряда.

Как и на диаграмме размаха, на тепловой карте возможно сравнить наблюдения между ин-

тервалами. Построим те же три наибольших графика, разбивая их на интервалы, так же как при построении диаграмм размаха (рис. 8).

Диаграмма рассеяния

Модель временных рядов предполагает существование взаимосвязей между текущим и предыдущим наблюдениями. Предыдущим наблюдением временного ряда называется лаг. Именно поэтому полезным инструментом визуализации

в данном случае является диаграмма рассеивания, в которой демонстрируются отношения между наблюдением и лагом.

Чаще всего диаграмма рассеивания строится со временными интервалами по абсциссе и лагами ($t - l$) по ординате. Расположение точек на графике имеет различный характер.

Так, если точки расположены вдоль диагонали с левого нижнего угла до правого верхнего, то у набора данных положительная корреляция, и если наоборот, то отрицательная [3, 18].

Таким же образом установлено, что чем меньше расстояние между точками, тем сильнее взаимосвязь между наблюдениями [19].

На рис. 9 представлены графики рассеивания для всех шести анализируемых примеров временных рядов космических исследований.

На графике 5 хорошо демонстрируется положительная корреляция и сильная связь между наблюдениями.

Необходимо заметить, что данный график можно построить относительно каждого предыдущего наблюдения. К примеру, возможно построить график отношения с предыдущей неделей, месяцем, годом и т.д.

График автокорреляции

Для анализа временных рядов также полезно количественно оценить силу и тип взаимоотношений между наблюдениями и их лагами. В статистике это называется корреляцией, и при расчете зависимости от значений лагов во вре-

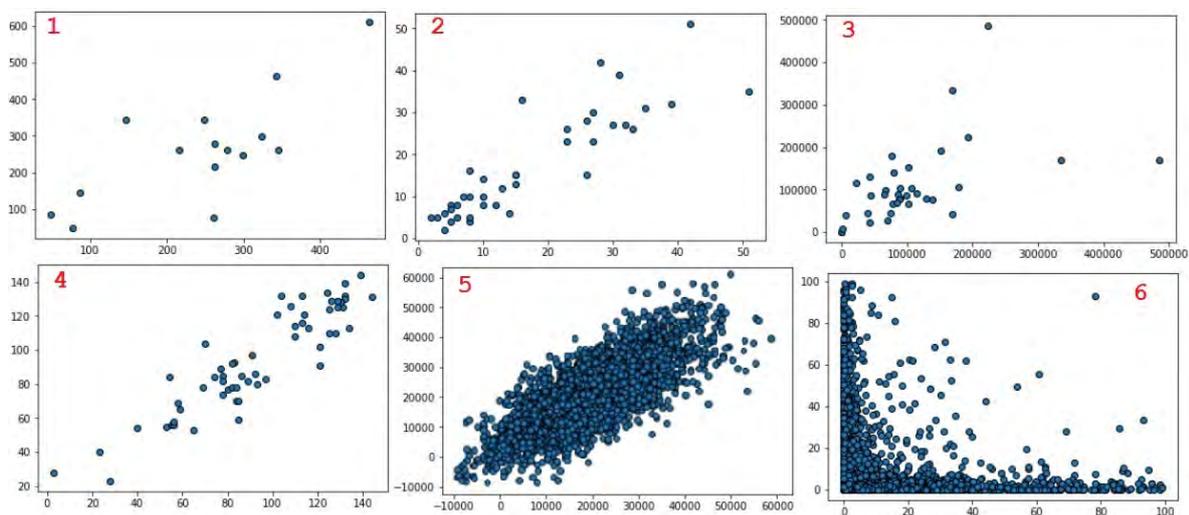


Рис. 9. Примеры графиков рассеивания (каждый ряд обозначен красной цифрой, соответствующей номеру визуализируемого ряда)

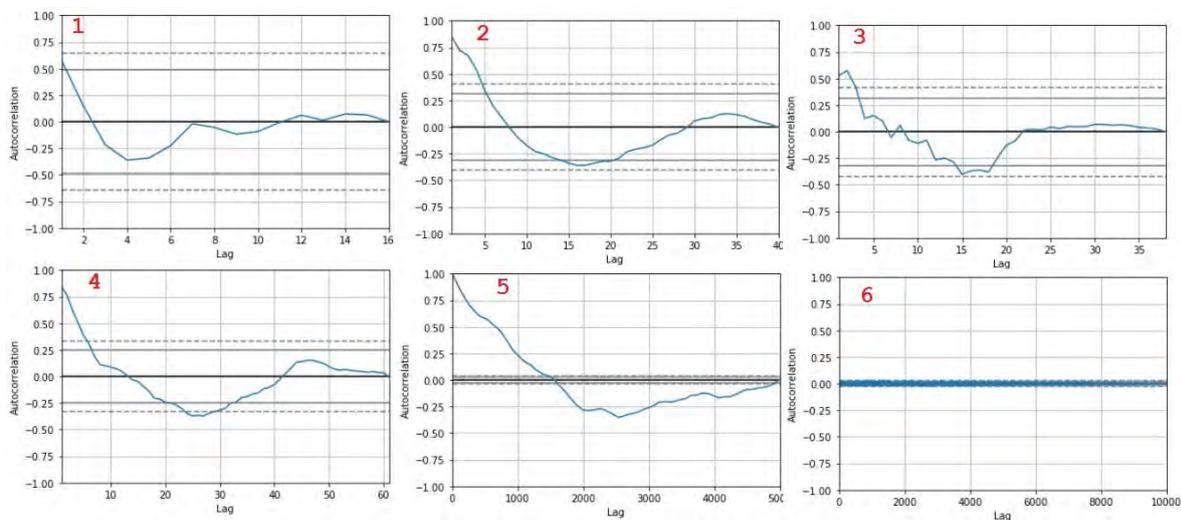


Рис. 10. Примеры графиков автокорреляции (каждый ряд обозначен красной цифрой, соответствующей номеру визуализируемого ряда)

менных рядах также известна как автокорреляция [20].

Значение корреляции рассчитывается между двумя группами чисел, таких как наблюдения и лаги, результатом является число между -1 и 1 . Знак результата показывает на отрицательную или положительную корреляцию, а значение, близкое к нулю, указывает на слабую корреляцию и наоборот [3].

На рис. 10 представлены графики автокорреляции для всех шести анализируемых примеров временных рядов космических исследований.

Как видно на рис. 10, в примерах присутствуют циклы как положительных, так и отрицательных корреляций.

Выводы

Продемонстрировано, что такие инструменты визуализации временных рядов в космических исследованиях, как гистограммы, графики плотности распределения, тепловые карты, графики автокорреляции, диаграммы размаха и рассеяния, сокращают время анализа данных и позволяют намного глубже понимать проблему исследуемого временного ряда, что особенно необходимо при точном изучении данных космических исследований.

Установлено, что представленные инструменты визуализации временных рядов помогают выявить множество различных скрытых параметров космических исследований, которые необходимы для дальнейшей реализации модели прогнозирования.

Список литературы

- George E. P. Box, Gwilym M. Jenkins, Gregory C. Reinsel. Time Series Analysis: Forecasting and Control. Wiley Series in Probability and Statistics. 2013. С. 92–161. ISBN 1118619064, 9781118619063.
- Кендалл М., Стьюарт А. Многомерный статистический анализ и временные ряды. М. : Наука, 1976. 736 с.
- Мишулина О. А. Статистический анализ и обработка временных рядов. М. : МИФИ, 2004. С. 38.
- Евдокимов И. В., Михалев А. С., Новиков О. С., Суханова А. В. Применение свободных лицензий для разработки программного обеспечения в России // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. 2017. № 6-1. С. 33–36.
- Евдокимов И. В., Яценков К. Г., Телков А. Ю., Татауров В. А. Экспертные методы оценки трудоёмкости разработки программных проектов // Экономика и менеджмент систем управления. 2017. Т. 24, № 2.2. С. 272–276.
- Evdokimov I. V., Domantsevich V. S., Konyhov V. A. THE USE OF ONLINE APPLICATIONS FOR PROJECT MANAGEMENT FOR PLANNING IN IT-MANAGEMENT // Современные информационные технологии. 2017. № 25 (25). С. 44–47.
- Международный центр малых планет // Data Available from the Minor Planet Center [Электронный ресурс]. URL: <http://www.minorplanetcenter.net/> (дата обращения: 30.10.2017).
- Центр динамики околоземных объектов // The AstDyS database [Электронный ресурс]. URL: <http://hamilton.dm.unipi.it/astdys/index.php?pc=2.0&o=094> (дата обращения: 30.10.2017).
- Международная метеорная организация // Visual Meteor Database [Электронный ресурс]. URL: <https://www.imo.net> (дата обращения: 30.10.2017).
- Хронология пилотируемых космических полётов // LAUNCHLOG [Электронный ресурс]. URL: <http://planet4589.org/space/log/launch.html> (дата обращения: 30.10.2017).
- Официальное открытое хранилище данных космического телескопа “Хаббл” // Hubble Space Telescope database [Электронный ресурс]. URL: <http://www.nasa.gov/hubble/> (дата обращения: 30.10.2017).
- Айвазян С. А. Прикладная статистика. Основы эконометрики. Т. 2. М. : Юнити-Дана, 2001. С. 432. ISBN 5-238-00305-6.
- Магнус Я. Р., Катышев П. К., Пересецкий А. А. Эконометрика. Начальный курс. М. : Дело, 2007. С. 504. ISBN 978-5-7749-0473-0.
- Эконометрика : учебник / под ред. И. И. Елисеевой. 2-е изд. М. : Финансы и статистика, 2006. С. 576. ISBN 5-279-02786-3.
- Woodward W. A., Gray H. L. & Elliott A. C. Applied Time Series Analysis. CRC Press. 2012. С. 63–64.
- Hyndman Rob J., Athanasopoulos G. Forecasting: principles and practice. University of Western Australia, 2013. С. 14–32. ISBN-13: 978-0987507105.
- Айвазян С. А., Бухштабер В. М., Енюков И. С., Мешалкин Л. Д. Прикладная статистика: Классификация и снижение размерности. М. : Финансы и статистика, 1989. 607 с.
- Shasha D. High Performance Discovery in Time Series // Springer. 2004. С. 3–7.
- Cowpertwait P. S. P., Metcalfe A. V. Introductory Time Series with R // Springer. 2009. С. 27–43.
- Елисеева И. И., Юзбашев М. М. Общая теория статистики : учебник / под ред. И. И. Елисеевой. 4-е изд., перераб. и доп. М. : Финансы и статистика, 2002. 480 с. ISBN 5-279-01956-9.

История статьи

Поступила в редакцию 31 октября 2017 г.

Принята к публикации 18 ноября 2017 г.

TOOLS FOR VISUALIZATION OF TIME SERIES IN SPACE RESEARCH

V. S. Maraev

Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

Time series analysis is a key step in building a prediction model. That is why it is very important to consider the data from the various parties, because the analysis helps to identify the various features and options under consideration of the time series. This is especially important when analyzing the data of space research, as often, their analysis does not lead to a fairly clear pattern. Therefore, data visualization is a powerful tool in this stage of the prediction model. Very often, for the visualization of time series in space research, only linear graphs are used that can't represent the entire specifics of the series, so it is worthwhile to consider other methods and tools for visualizing space research data. This article analyzes the materials for time series visualization tools. The main visualization tools are considered, such as histograms, distribution density charts, box-and-whisker plots, heat maps, scatter and autocorrelation plots. These tools are demonstrated on examples of data obtained from space research. The advantages and disadvantages of various time series visualization tools in space research are revealed. The recommendations on the expediency of using these visualization tools in various situations are outlined. The corresponding conclusions are drawn on the basis of the conducted studies on the analysis of time series visualization tools in space research.

Keywords: visualization, time series, space research, histogram, box and whisker plots, heat map, autocorrelation plots.

References

1. George E. P. Box, Gwilym M. Jenkins, Gregory C. Reinsel. Time Series Analysis: Forecasting and Control. Wiley Series in Probability and Statistics, 2013, pp. 92–161. ISBN 1118619064, 9781118619063.
2. Kendall M., Stewart A. Multivariate statistical analysis and time series. Moscow, Nauka Publ., 1976, 736 p.
3. Mishulina O. A. Statistical analysis and time series processing. Moscow, MIFI Publ., 2004, p. 38.
4. Evdokimov I. V., Mikhalev A. S., Novikov O. S., Sukhanov A. V. Application of free licenses for software development in Russia. International Journal of Applied and Fundamental Research, 2017, no. 6-1, pp. 33–36.
5. Evdokimov I. V., Yashchenkov K. G., Telkov A. Yu., Tataurov V. A. Expert methods for assessing the complexity of developing software projects. Economics and management systems management, 2017, vol. 24, № 2.2, pp. 272–276.
6. Evdokimov I. V., Domantsevich V.S., Konyhov V.A. THE USE OF ONLINE APPLICATIONS FOR PROJECT MANAGEMENT FOR PLANNING IN IT-MANAGEMENT. Modern Information Technologies, 2017, no. 25 (25), pp. 44–47.
7. International Center for Small Planets. Data Available from the Minor Planet Center. Available at: <http://www.minorplanetcenter.net/> (accessed 30.10.2017).
8. Center for Near-Earth Objects Dynamics. The AstDyS database [Electronic resource]. Available at: <http://hamilton.dm.unipi.it/astdys/index.php?pc=2.0&o=094> (accessed 30.10.2017).
9. International Meteor Organization. Visual Meteor Database [Electronic resource]. Available at: <https://www.imo.net> (reference date: 30.10.2017).
10. Chronology of manned spaceflight. LAUNCHLOG [Electronic resource]. Available at: <http://planet4589.org/space/log/launch.html> (accessed 30.10.2017).
11. The official open data storage of the Hubble Space Telescope. Hubble Space Telescope database [Electronic resource]. Available at: <http://www.nasa.gov/hubble/> (accessed 30.10.2017).
12. Ayvazyan S. A. Applied statistics. Fundamentals of Econometrics. Vol. 2. Moscow, Unity-Dana Publ., 2001, p. 432. ISBN 5-238-00305-6.
13. Magnus Ya. R., Katyshev P. K., Peresetsky A. A. Econometrics. The initial course. Moscow, Case Publ., 2007, p. 504. ISBN 978-5-7749-0473-0.
14. Econometrics. Ed. Eliseeva I. I. 2 nd ed. Moscow, Finances and Statistics Publ., 2006, p. 576. ISBN 5-279-02786-3.
15. Woodward W. A., Gray H. L. & Elliott A. C. Applied Time Series Analysis. CRC Press, 2012, pp. 63–64.
16. Hyndman Rob J., Athanasopoulos G. Forecasting: principles and practice. University of Western Australia, 2013, pp. 14–32. ISBN-13: 978-0987507105.
17. Ayvazyan S. A., Buchstaber V. M., Enyukov I. S., Meshalkin L. D. Applied Statistics: Classification and Dimension Reduction. Moscow, Finance and Statistics Publ., 1989, 607 p.
18. Shasha D. High Performance Discovery in Time Series. Springer, 2004, pp. 3–7.
19. Cowpertwait P. S. P., Metcalfe A. V. Introductory Time Series with R. Springer, 2009, pp. 27–43.
20. Eliseeva I. I., Yuzbashev M. M. General Theory of Statistics. Ed. I. I. Eliseeva. 4th edition, revised and enlarged. Moscow, Finance and Statistics Publ., 2002, 480 p. ISBN 5-279-01956-9.

Article history

Received 31 October 2017

Accepted 18 November 2017

Сведения об авторах

Валов Михаил Владимирович – главный конструктор ООО «НПЦ «МКА». Окончил Сибирский государственный аэрокосмический университет им. академика М. Ф. Решетнёва в 2005 году. Область научных интересов: малые космические аппараты, проектирование космических аппаратов.

E-mail: m-valov81@mail.ru

Вогоровский Родион Вячеславович – младший научный сотрудник ИВМ СО РАН. Окончил Институт космических и информационных технологий Сибирского федерального университета по специальности «Автоматизированные системы обработки информации и управления» в 2013 году. Область научных интересов: автоматизация построения измерительных систем на базе контрольно-проверочной аппаратуры. Место работы: Институт вычислительного моделирования СО РАН.

E-mail: rvogorovskiy@gmail.com.

Голованова Василина Валерьевна – ведущий инженер отдела целевых программ конструкторского бюро «Арсенал» им. М. В. Фрунзе», Санкт-Петербург. Область научных интересов: повышение надежности и уменьшение рисков в сложных технических системах.

E-mail: vasilin-a@rambler.ru

Двирный Валерий Васильевич – доктор технических наук, профессор. Окончил Московский авиационный институт в 1969 году. Место работы: АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнёва», УИО отдела 140. Область научных интересов: агрегаты космических систем и аппаратов, защита интеллектуальной собственности.

E-mail: dvirnyi@iss-reshetnev.ru

Двирный Гурий Валерьевич – АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский федеральный университет в 2008 году. Область научных интересов: испытания космической техники.

E-mail: DG1802@iss-reshetnev.ru

Дмитриев Степан Николаевич – аспирант ФГАОУ ВО «Сибирский федеральный университет». Окончил Сибирский федеральный университет в 2015 году. Область научных интересов: технологии проектирования электронных устройств.

E-mail: dmitriew64@rambler.ru

Елфимова Марина Владимировна – заместитель начальника Сибирской пожарно-спасательной академии ГПС МЧС России, кандидат технических наук. Окончила Восточно-Сибирский институт МВД РФ в 2008 году.

E-mail: elfimar@mail.ru

Зимин Иван Иванович – инженер-конструктор ООО «НПЦ «МКА». Окончил Сибирский государственный аэрокосмический университет им. академика М. Ф. Решетнёва в 2012 году. Область научных интересов: малые космические аппараты, проектирование космических аппаратов.

E-mail: zimin-13@mail.ru

Зограф Федор Георгиевич – доцент кафедры «Приборостроение и наноэлектроника» Сибирского федерального университета, кандидат технических наук, доцент. Окончил Красноярский государственный технический университет в 2003 году. Область научных интересов: компьютерные технологии проектирования электронных устройств.

E-mail: fedor-zograf@yandex.ru

Зюзликов Валерий Петрович – кандидат технических наук, доцент, профессор Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил Ленинградский механический институт в 1960 году. Область научных интересов: проектирование стартовых комплексов, акустика старта.

E-mail: zuyzl01@gmail.com

Исаева Ольга Сергеевна – кандидат технических наук, старший научный сотрудник Института вычислительного моделирования СО РАН. Окончила Красноярский государственный университет по специальности «Прикладная математика» в 1998 году. Область научных интересов: развитие и применение информационных технологий и методов системного анализа для решения прикладных задач. Место работы: Институт вычислительного моделирования СО РАН.

E-mail: isaeva@icm.krasn.ru

Левитский Алексей Александрович – заведующий кафедрой «Приборостроение и наноэлектроника» Сибирского федерального университета, кандидат физико-математических наук, доцент. Окончил Красноярский политехнический институт в 1980 году. Область научных интересов: микро- и наноэлектроника, МЭМС, компьютерные технологии проектирования электронных устройств.

E-mail: ALevitskiy@sfu-kras.ru

Мараев Вячеслав Сергеевич – студент Сибирского федерального университета. Область научных интересов: информационные технологии, космические исследования, статистика.

E-mail: slava9517538426@gmail.com

Маринушкин Павел Сергеевич – доцент кафедры «Приборостроение и наноэлектроника» Сибирского федерального университета, кандидат технических наук, доцент. Окончил Сибирский федеральный университет в 2008 году. Область научных интересов: МЭМС, компьютерные технологии проектирования электронных устройств.

E-mail: marinushkin_ps@mail.ru

Мишуров Андрей Валериевич – старший преподаватель Института инженерной физики и радиоэлектроники Сибирского федерального университета. Окончил Сибирский федеральный университет в 2009 году. Область научных интересов: автоматизированные системы и комплексы измерений и контроля, спутниковая связь. Место работы: ФГОУ ВО «Сибирский федеральный университет».

E-mail: amishurov@sfu-kras.ru

Московских Михаил Сергеевич – заместитель начальника цеха АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: технология производства радиоэлектронной аппаратуры.

Ноженкова Людмила Федоровна – доктор технических наук, профессор, заведующий отделом прикладной информатики Института вычислительного моделирования СО РАН. Окончила Томский государственный университет в 1971 году по специальности «Радиофизика и электроника». Область научных интересов: разработка и применение новых информационных технологий для создания интегрированных систем разного назначения.

E-mail: expert@icm.krasn.ru

Петяева Наталья Николаевна – АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнёва», переводчик. Окончила Красноярский государственный педагогический университет в 2009 году. Область научных интересов: испарительно-конденсационные устройства в космиче-

ских аппаратах; адаптация терминов и определений в русском и английском языках.

E-mail: petyaeva@iss-reshetnev.ru

Ракитская Мария Валентиновна – доцент Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, кандидат технических наук, доцент. Окончила БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 1995 году. Область научных интересов: газодинамика старта, алгоритмы построения расчетных сеток.

E-mail: mariyarakitskaya@mail.ru

Синильщиков Борис Евгеньевич – старший научный сотрудник Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, кандидат технических наук, старший научный сотрудник. Окончил Ленинградский механический институт в 1962 году. Область научных интересов: проектирование стартовых комплексов, газодинамика старта.

E-mail: vbsin@rambler.ru

Синильщиков Валерий Борисович – доцент Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, кандидат технических наук, доцент. Окончил Санкт-Петербургский механический институт им. Д. Ф. Устинова в 1993 году. Область научных интересов: газодинамика старта, ударовиброзащита.

E-mail: vbsin@mail.ru

Чеботарев Виктор Евдокимович – ведущий инженер-конструктор АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М. Ф. Решетнёва», доктор технических наук, профессор. Окончил Харьковский государственный университет в 1963 году. Область научных интересов: астрономия, космонавтика, проектирование космических систем и космических аппаратов, системотехника и системная инженерия.

E-mail: chebotarev@iss-reshetnev.ru

Требования к оформлению статей для опубликования в журнале «Исследования наукограда»

Редакция принимает в журнал статьи, соответствующие следующим темам:

- ◀ ракетно-космическая техника
- ◀ новые материалы и технологии в космической технике
- ◀ космическое приборостроение
- ◀ космические услуги
- ◀ инновации и экономика космической отрасли

Статья должна быть подготовлена в формате Документ Word 97–2003 и направлена на электронную почту редакции isercit@gmail.com.

Вместе со статьёй необходимо предоставить акт экспертного заключения с печатью и заключение комиссии экспортного контроля (КЭК) о возможности опубликования или, в случае отсутствия КЭК в организации, письмо за подписью руководителя организации с печатью, что данные сведения не подлежат экспортному контролю.

После принятия материалов автору будет выслан лицензионный договор и акт на право использования редакцией научной статьи при размещении в журнале и электронных базах данных.

Подписанный автором лицензионный договор и акт, а также оригиналы акта экспертного заключения и заключение КЭК должны быть высланы почтой на адрес редакции: 662972, Красноярский край, ЗАТО г. Железногорск, ул. Ленина 52, Охоткину Кириллу Германовичу.

При подготовке статьи авторы должны следовать этическим принципам, принятым в научном сообществе и редакцией журнала.

Авторы должны руководствоваться приведёнными ниже правилами. Статьи, оформленные без соблюдения этих правил, могут быть возвращены авторам на доработку.

Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:

- ◀ Индекс УДК располагают отдельной строкой слева.
- ◀ На следующей строке размещается заголовок, который центрируют и набирают строчными буквами (как в предложении, начиная с прописной). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, начертание – полужирное. Перенос слов в заголовке недопустим.
- ◀ Под заголовком по центру указываются фамилия и инициалы автора(ов). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◀ Под ФИО автора(ов) по центру указываются: полное название учреждения (место работы), в котором выполнена работа (в именительном падеже), затем город (населённый пункт), область (край), страна. Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◀ Аннотация к статье.
- ◀ Ключевые слова (4–7 слов или словосочетаний).
- ◀ Текст, оформленный в соответствии с нижеприведенными требованиями.
- ◀ Пристатейный библиографический список, оформленный в соответствии с ГОСТ Р 7.05-2008.
- ◀ Следом необходимо привести заголовок, ФИО автора(ов), организацию, аннотацию, ключевые слова и библиографический список на английском языке.
- ◀ В конце документа необходимо привести сведения о каждом авторе (должность и место работы, научные степень и звание, что и когда окончил, область научных интересов, e-mail).

Требования к представляемому тексту, иллюстрациям и пристатейному библиографическому списку:

- ◀ Объем статьи, включая иллюстрации и список литературы, 8–20 страниц формата А4 (210 x 297 мм).
- ◀ Поля – 2,5 см.
- ◀ Шрифт Times New Roman, 14 кегль, полуторный интервал, красная строка 1,27 см.
- ◀ Заголовок и аннотация статьи не должны содержать нерасшифрованных сокращений (аббревиатур) и ссылок на литературу. Объем аннотации: 200–250 слов (равнение на английский вариант аннотации).
- ◀ При использовании в тексте сокращённых названий необходимо давать их расшифровку, следует ограничиваться общепринятыми сокращениями и избегать новых без достаточных на то оснований.
- ◀ Для использования переносов в словах необходимо пользоваться командой «автоматическая расстановка переносов». Для форматирования текста не использовать пробелы (нигде в тексте не должно быть рядом стоящих двух пробелов).
- ◀ Для набора сложных математических формул и выражений используется MathType, дробные выражения в формулах рекомендуется по возможности заменять выражениями с отрицательными степенями либо использовать косую черту. Размер шрифта в формулах установить по умолчанию (12).
- ◀ Допускаются рисунки и таблицы без заголовков, подписей и слов «Таблица» и «Рис.» в случае одной таблицы/рисунка. Если имеется несколько рисунков или таблиц, используются слова «Таблица» или «Рис.» с указанием номера таблицы или рисунка. Не рекомендуется загромождать рисунок ненужными деталями: надписи должны быть вынесены в подпись к рисунку, а на рисунке заменены цифрами или буквами. Желательно не перегружать текст графическим материалом. Размер шрифта в таблицах 12 кегль. Межстрочный интервал – одинарный. Схемы, рисунки и другие графические элементы должны быть представлены дополнительно отдельным файлом в графическом формате.
- ◀ В тексте ссылки на цитируемую литературу даются в квадратных скобках в конце предложения перед точкой (например: [1], [1, 2] или [1–3] и т.д.). Библиографический список следует оформлять в порядке ссылок на неё по тексту, в списке должны быть только те источники, на которые есть ссылки в тексте. Ссылки на неопубликованные работы не допускаются. Для книг: фамилия и инициалы автора, полное название книги, место издания, издательство, год, том или выпуск, общее количество страниц. Для периодических изданий: фамилия и инициалы автора, название статьи, название журнала, год издания, том, номер, первая и последняя страницы статьи. Литература нумеруется арабскими цифрами без использования автоматической нумерации. Рекомендуется использование не менее 15 источников не старше 5 лет.



ФЕДЕРАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ЦЕНТР «КРАСНОЯРСКИЙ НАУЧНЫЙ ЦЕНТР СИБИРСКОГО ОТДЕЛЕНИЯ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК»

– один из первых в России Федеральных исследовательских центров. Стратегия Центра – сохранение и укрепление признанных конкурентных позиций в фундаментальных исследованиях и практических разработках, направленных на развитие космических, информационных и биосферных технологий.

Уникальная совместная исследовательская инфраструктура и высокопрофессиональный кадровый состав ведущих академических институтов, интегрированных в ФИЦ КНЦ СО РАН, являются гарантом достижения прорывных научных результатов в областях, стратегически важных для страны.

660036, Россия, г. Красноярск,
Академгородок, д. 50,
<http://ksc.krasn.ru>,
тел.: +7(391)243-45-12,
факс: +7 (391)290-53-78,
e-mail: fic@ksc.krasn.ru