

ТОМ 2, №2 (24)

АПРЕЛЬ - ИЮНЬ 2018

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES



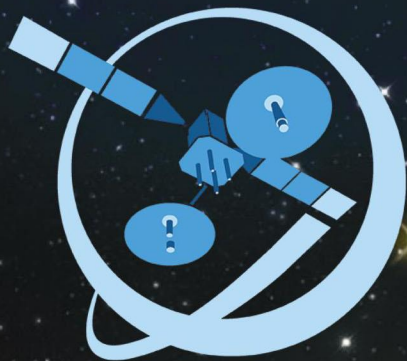
МКА «Юбилейный» - на орбите 10 лет
Производитель: АО «ИСС»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система



НИСС

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

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES

Том 2

№ 2 (24)

апрель – июнь 2018

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

2018

Космические аппараты и технологии

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)

Ежеквартальный научный журнал

Издается с января 2012 года

ISSN 2618-7957

Издатель и учредитель:
Ассоциация «Технологическая платформа
«Национальная информационная спутниковая система»

Журнал «Космические аппараты и технологии» –
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 - 72862 от 22.05.2018 г.)

Импакт-фактор РИНЦ за 2017 г. – 0,150.

«Космические аппараты и технологии» 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 (двойное 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

Адрес редакции: 662972, Красноярский край,
ЗАТО г. Железногорск, ул. Ленина, 52
E-mail: isercit@gmail.com; <http://www.journal-niss.ru>

Адрес издателя:
662972, Красноярский край,
ЗАТО г. Железногорск, ул. Ленина, 52, корп. 4, ком. 224

Тираж 200 экз. Заказ 5947
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

Spacecrafts & Technologies

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)

Tsybulsky 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)

Scientific quarterly journal

Published since 2012

ISSN 2618-7957

Publisher and Founder:

Association «Technology Platform

«National Information Satellite System»

«Spacecrafts & Technologies» 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 - 72862, May 22, 2018).

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.

«Spacecrafts & Technologies» 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

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

**А. В. Колычев, В. А. Керножицкий, Л. П. Юнаков,
А. А. Левихин**

О МАТЕРИАЛАХ ЛОПАТОК ТУРБИН
ГАЗОТУРБИННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ
КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
С ТЕРМОЭМИССИОННОЙ СИСТЕМОЙ ИХ
ОХЛАЖДЕНИЯ

**НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

В. Е. Чеботарев, В. И. Кудымов, А. В. Коняев
ЗЕМНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В
СЕЛЕНОДЕЗИЧЕСКОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ

В. Е. Чеботарев, А. В. Фатеев
ОСОБЕННОСТИ ОРИЕНТАЦИИ
НАВИГАЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Н. Д. Иванов
ОРГАНИЗАЦИЯ КЛАСТЕРА ВЫСОКОЙ
ГОТОВНОСТИ

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

Е. Д. Михов, Н. Д. Иванов
ОПТИМИЗАЦИЯ КОЭФФИЦИЕНТА
РАЗМЫТОСТИ ЯДРА В ЗАДАЧЕ
НЕПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ

А. В. Караванов, Н. Д. Иванов
АРХИТЕКТУРА ПРОГРАММНОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ВЫСОКОНАДЕЖНЫХ
СИСТЕМ

С. П. Панько, М. Г. Поляк
ИССЛЕДОВАНИЕ БИТОВЫХ ОШИБОК,
ОБУСЛОВЛЕННЫХ ЭФФЕКТОМ ДОПЛЕРА

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

**A. V. Kolychev, V. A. Kernozhitskiy, L. P. Unakov,
A. A. Levihin**

ABOUT THERMOEMISSION SYSTEM COOLING
MATERIALS OF GAS TURBINE CONVERTERS
BLADES OF SPACECRAFTS

**NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES
IN SPACE EQUIPMENT**

V. E. Chebotarev, V. I. Kudimov, A. V. Konyaev
CONCEPTION OF MOON SATELLITE NAVIGATION
SYSTEM BUILDING

V. E. Chebotarev, A. V. Fateev
FEATURES OF ORIENTATION OF NAVIGATING
SPACECRAFTS

N. D. Ivanov
ORGANIZATION OF A HIGH-AVAILABILITY
CLUSTER

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

E. D. Mikhov, N. D. Ivanov
OPTIMIZATION OF THE CORE SMOOTH
COEFFICIENT IN THE PROBLEM OF THE
NONPARAMETRIC IDENTIFICATION

A.V. Karavanov, N. D. Ivanov
SOFTWARE ARCHITECTURE FOR HIGHLY
RELIABLE SYSTEMS

S. P. Panko, M. G. Polyak
RESEARCH OF BIT ERRORS, CAUSED BY DOPPLER
EFFECT

О МАТЕРИАЛАХ ЛОПАТОК ТУРБИН ГАЗОТУРБИННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ТЕРМОЭМИССИОННОЙ СИСТЕМОЙ ИХ ОХЛАЖДЕНИЯ

**А. В. Колычев, В. А. Керножицкий, Л. П. Юнаков,
А. А. Левихин**

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

В настоящей статье приведены расчетные оценки эффекта от применения разрабатываемого в БГТУ «ВОЕНМЕХ» термоэмиссионного способа охлаждения лопаток турбин газотурбинных преобразователей космических летательных аппаратов.

Актуальность разработки термоэмиссионного способа охлаждения подтверждается тем, что сейчас в Российской Федерации ведется разработка транспортно-энергетического модуля, в основе которого положен принцип газотурбинного преобразования. В данном случае предполагается, что лопатки турбины будут выполнены из керамических материалов, функционирующих в среде инертных газов, нагретых от бортового источника тепловой энергии. Одной из проблем при этом является возникновение температурных градиентов, напряжений и деформаций, что может привести к возникновению трещин.

Однако, если выполнить керамические лопатки из металлоподобных соединений (бориды, карбиды, сплавы боридов и карбидов) с применением термоэмиссионного способа охлаждения, то появляется возможность существенного (более, чем в два раза) снижения как температуры лопаток турбин, так и температурных перепадов, и напряжений в конструкции лопаток турбин.

В статье также показано, что снижение температурных напряжений в конструкции горячих элементов при эквивалентной тепловой нагрузке достигается за счет фундаментальных свойств термоэлектронной эмиссии, а именно благодаря зависимости интенсивности термоэлектронной эмиссии и электронного охлаждения от температуры.

Ключевые слова: термоэлектронная эмиссия, гидродинамический термоэмиссионный преобразователь, высокоскоростные потоки слабоионизированной плазмы.

В наших предыдущих статьях мы описывали разрабатываемый в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова термоэмиссионный способ охлаждения (ТСО) [1–3] лопаток турбин (ЛТ) газотурбинных преобразователей (ГП) [4]. В основу ТСО положено явление термоэлектронной эмиссии – испускание электрона нагретым металлом [5–9].

Сейчас ведется разработка газотурбинного преобразователя тепловой энергии транспортно-энергетического модуля (ТЭМ) в электрическую. Предполагается, что функционирование ГП ТЭМ будет основано на применении керамических материалов [4]. Это обусловлено тем, что изделия из керамических материалов характеризуются

высокой удельной жесткостью и прочностью, тугоплавкостью, жаростойкостью и др. Но все они имеют один существенный недостаток – высокая хрупкость или низкая трещиностойкость [11–15]. Основной причиной низкой трещиностойкости, как известно, является термические напряжения, вызванные разницей температур, когда менее нагретые участки препятствуют расширению более нагретых.

Среди перспективных керамических материалов лопаток турбин можно выделить материалы на основе C-SiC, SiC-SiC [12], Al₂O₃ [15], карбидов, боридов [14] и нитридов [13].

Указанные материалы характеризуются высокими прочностными свойствами при нагреве. Однако, для реализации ТСО необходимы материалы с низким удельным электрическим сопротив-

лением, к которым можно отнести ряд материалов на основе боридов [14] и карбидов, характеризующихся металлической проводимостью. В этом случае проблема образования трещин керамических турбин на основе карбидов и боридов может быть решена путем обеспечения их термоэмиссионного охлаждения.

Иными словами, поскольку основной проблемой обеспечения долговечности керамических турбин является образование трещин, вызванных возникновением температурных напряжений и деформаций при многократных циклах нагрева и охлаждения, а эффективность ТСО экспоненциально зависит от температуры [5–11], то реализация ТСО лопаток керамических турбин является целесообразной.

Для оценки величины снижения температуры и температурных напряжений керамической (или из никелевых сплавов) ЛТ в зависимости от температуры начального нагрева воспользуемся следующим равенством:

$$q_{изл_1} = q_{изл_2} + q_{эл_охл} \quad (1)$$

где $q_{эл_охл}$ – электронное охлаждение при термоэмиссии, $q_{изл_1}$ – теплоотвод излучением без термоэмиссионного охлаждения, $q_{изл_2}$ – теплоотвод излучением с термоэмиссионным охлаждением.

Для расчета величины электронного охлаждения ЛТ ГП (из боридной керамики) существует зависимость [5–11].

$$q_{эл_охл} = j \left(\Phi_{вых} + \frac{2kT_{ЛТ}}{e} \right) \quad (2)$$

где e – заряд электрона, $1.6 \cdot 10^{-19}$ [Кл]; $\Phi_{вых}$ – работа выхода эмиссионного слоя, [эВ]; $T_{ЛТ}$ – температура эмиссионного слоя рельс, [К]; j – плотность межэлектродного тока, [А/см²]; k – постоянная Больцмана, $1.38 \cdot 10^{-23}$ [Дж/К].

При этом величина отвода тепла излучением равна:

$$q_{изл_1} = \varepsilon \sigma T_1^4 \quad \text{и} \quad q_{изл_2} = \varepsilon \sigma T_2^4 \quad (3)$$

где ε – степень черноты поверхности кромки; $\sigma = 5.67 \cdot 10^{-12}$ Вт/(см²·К⁴) – постоянная Стефана-Больцмана; T – температура с термоэмиссией и без термоэмиссии, [К].

Выражение для расчета плотности тока эмиссии j , полученное в 1928 году О.У. Ричардсоном и С. Дешманом имеет вид [5–11]:

$$j = A_0 (1-R) T_{ЛТ}^2 e^{\frac{e\Phi_{вых}}{kT_{ЛТ}}} \quad (4)$$

где $A_0 = 120$ А/(см²·К²) – универсальная термоэмиссионная постоянная, $R = 0.1$ – средний по энергиям коэффициент отражения.

На основе имеющихся зависимостей появляется возможность оценить величину снижения температуры ЛТ при различных работах выхода

и соответствующие этому снижению плотности тока эмиссии с ЛТ.

На рис. 1 представлена зависимость температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для значения $\Phi_{вых} = 2.7$ эВ и $\varepsilon = 0.8$, которая соответствует ε , характерной для боридов. Для тех же значений $\Phi_{вых}$ и ε на рис. 2. представлена зависимость величины этого снижения от температуры без термоэмиссии.

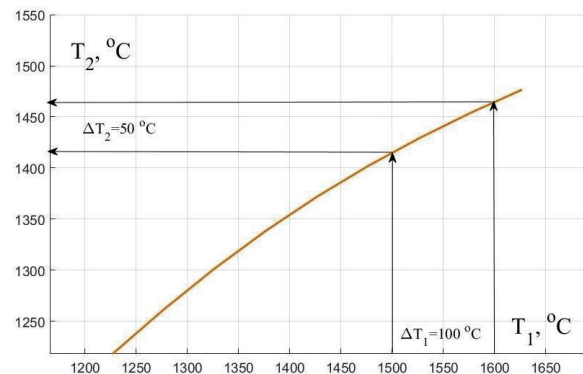


Рис. 1. График зависимости температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для $\Phi_{вых} = 2.7$ эВ и $\varepsilon = 0.8$ (для боридов)

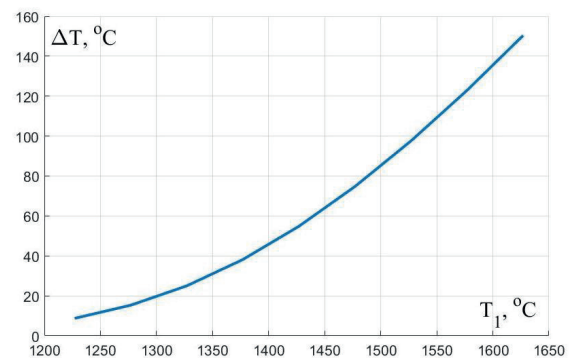


Рис. 2. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для $\Phi_{вых} = 2.7$ эВ и $\varepsilon = 0.8$ (для боридов)

Как видно из рис. 1 и 2 величина снижения может достигать в данном случае величины порядка 140 °C при начальной температуре в 1600 °C. При этом на участках без термоэмиссии возникает перепад температур порядка 100 градусов. С термоэмиссией этот же перепад уменьшается до 50 градусов, что означает снижение температурных напряжений в конструкции примерно в два раза [16] с одновременным улучшением прочностных характеристик при более низкой температуре без учета изменения модуля Юнга и коэффициента линейного термического расширения. Снижение температурных напряжений (деформаций) приводит к увеличению ресурса при той же тепловой нагрузке на элементы ГП. Стоит добавить, что выборочное снижение работы выхода позволило еще

уменьшить разность температур в конструкции вплоть до полного выравнивания температур.

На рис. 3 изображена зависимость величины снижения температуры ЛТ от плотности тока эмиссии.

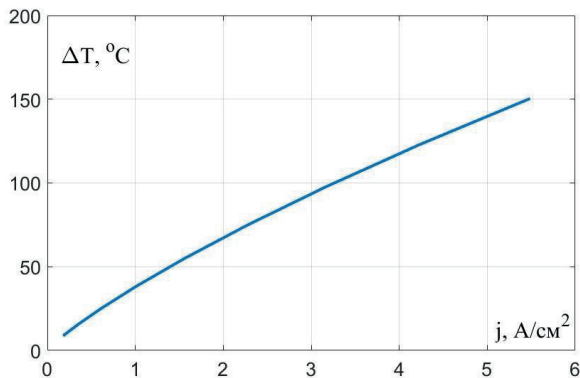


Рис. 3. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от плотности тока термоэмиссии для $\Phi_{\text{вых}} = 2.7$ эВ и $\epsilon = 0.8$ (для боридов)

Как видно из рис. 3 средняя плотность тока эмиссии при заданных температурах составляет величину порядка 5 A/cm^2 . При такой плотности тока и температуре скорость испарения катода составляет величину порядка $10^{-9} \text{ г/(см}^2 \cdot \text{с)}$ [11]. Это означает, что за 30000 часов потери ЛТ составят величину порядка 0.3 г с одного см^2 . Или 1 г за время около 100000 часов, что соответствует уходу с 1 см^2 порядка 0.25 см толщины материала, а это не представляет серьезной проблемы. Если материал с аналогичными прочностными характеристиками будет иметь меньшую работу выхода, то та же плотность тока и теплового потока электронного охлаждения достигаются при более низких температурах, что означает еще меньшую эрозию и существенно больший ресурс термоэмиссионных ЛТ. Так, на рис. 4 и 5 изображены графики зависимостей температур с термоэмиссией и без термоэмиссии для двух разных значений

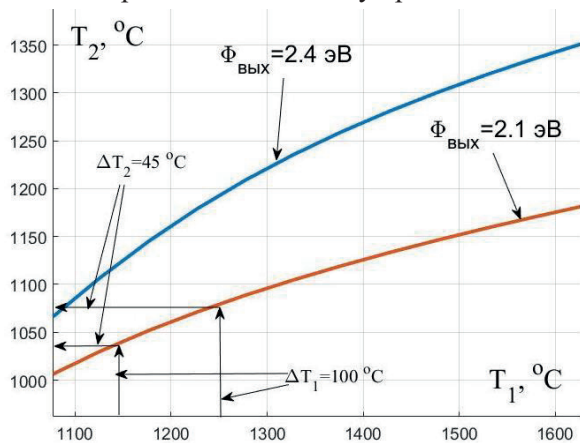


Рис. 4. График зависимости температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для $\Phi_{\text{вых}} = 2.1$ эВ и $\Phi_{\text{вых}} = 2.4$ эВ и $\epsilon = 0.6$ (для никелевых сплавов)

$\Phi_{\text{вых}} = 2.1$ эВ и $\Phi_{\text{вых}} = 2.4$ эВ и $\epsilon = 0.6$, характерной для никелевых сплавов.

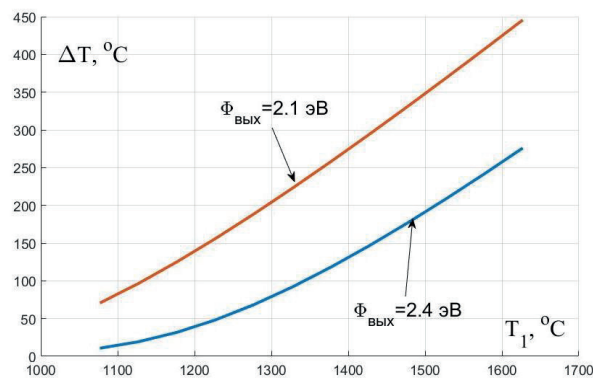


Рис. 5. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от температуры без термоэмиссии для $\Phi_{\text{вых}} = 2.1$ эВ и $\Phi_{\text{вых}} = 2.4$ эВ и $\epsilon = 0.6$ (для никелевых сплавов)

Как видно из рис. 4 и 5, за счет снижения работы выхода появляется возможность уменьшить температуру уже на величину порядка 300-400 градусов, а для никелевых сплавов – на 180 градусов при схожих плотностях тока эмиссии, изображенных на рис. 6.

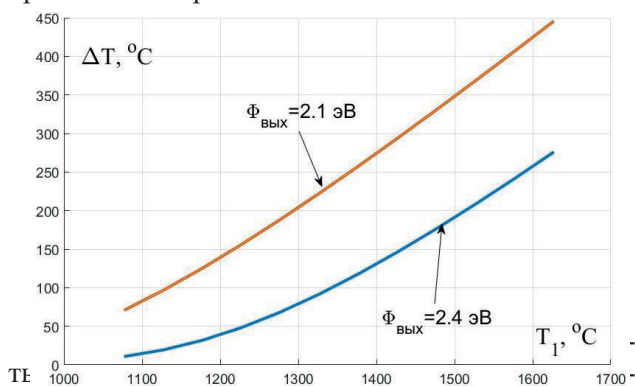


Рис. 6. График зависимости величины снижения температуры с термоэмиссией от плотности тока термоэмиссии для $\Phi_{\text{вых}} = 2.1$ эВ и $\Phi_{\text{вых}} = 2.4$ эВ и $\epsilon = 0.6$ (для никелевых сплавов)

ние температуры и температурных напряжений. Поскольку уменьшение температуры при тех же нагрузках дает увеличение ресурса, то в данном случае можно утверждать, что повышение ресурса ЛТ ГП космических летательных аппаратов до 100000 часов возможно.

Выводы

1. В статье рассмотрены варианты материалов керамических турбин и проведено обоснование применения ЛТ на основе боридов и карбидов, которое заключается в возможности решения основных проблем керамических материалов при применении ТСО.

2. В статье приводятся результаты оценок снижения температуры и температурных напряжений при применении ТСО в составе керамических ЛТ и ЛТ из никелевых сплавов.

3. Показано, что при применении ТСО появляется возможность снижения температуры керамических ЛТ вплоть до 400 градусов и выше, при этом температурные напряжения, возникающие в ЛТ, также могут быть уменьшены более чем в 2 раза.

4. В статье представлена оценка эрозии ЛТ с ТСО на основе известных данных о скорости испарения катодов, которая при данных плотностях тока эмиссии и температуры не превысит 0.25 см за 100000 часов.

5. Проведено обоснование возможности увеличения ресурса ЛТ до 100000 часов, что составляет 11 лет и укладывается в требования к срокам эксплуатации ТЭМ без технического обслуживания.

Список литературы

1. Колычев А. В., Керножицкий В. А. Способ охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок. Пат. № 2573551, Российская Федерация, 2016, бюл. № 2. 7 с.
2. Колычев А. В., Керножицкий В. А. Устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных установок. Пат. № 2578387 Российская Федерация, 2016, бюл. № 9. 8 с.
3. Колычев А. В., Керножицкий В. А. Термоэмиссионный способ и устройство охлаждения лопаток турбин газотурбинных преобразователей космических аппаратов с длительным сроком активного существования // Исследования наукограда. 2017. Т. 1. № 2. С. 55–60.
4. Коротеев А. С., Акимов В. Н., Гафаров А. А. Создание и перспективы применения космической ядерной энергетики в России // Полет. 2007. №7. С. 3–15.
5. Ушаков Б. А., Никитин В. Д., Емельянов И. Я. Основы термоэмиссионного преобразования энергии. М. : Атомиздат, 1974. 288 с.
6. Квасников Л. А., Кайбышев В. З., Каландаришвили А. Г. Рабочие процессы в термоэмиссионных преобразователях ядерных энергетических установок. М. : Изд-во МАИ, 2001. 240 с.
7. Термоэмиссионные преобразователи и низкотемпературная плазма / под ред. Б. Я. Мойжеса, Г. Е. Пикуса. М. : Наука, 1973.
8. Стаханов И. П., Черновец В. Е. Физика термоэмиссионных преобразователей. М. : Энергоатомиздат, 1985.
9. Фоменко В. С. Эмиссионные свойства материалов. Киев : Наук. думка, 1981. 338 с.
10. Wilson V. C., Podkulski S. P. Characteristics of a thermionic converter with a chloride vapor deposited tungsten emitter (110) and a nickel collector // NASA contractor report CR-1416. – WASHINGTON, D.C., 1969. 41 p.
11. Кресанов В. С., Малахов Н. П., Морозов В. В. и др. Высокоэффективный эмиттер электронов на основе гексаборида лантана. М. : Энергоатомиздат, 1987. 152 с.
12. Гращенков Д. В., Щеголева Н. Е., Симоненко Е. П., Ермакова Г. В. Высокотемпературный керамический композиционный материал, устойчивый при длительной эксплуатации до 2000 °C с многоуровневой комплексной системой защиты // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2011. № 8. С. 25–28.
13. Руднев А. М., Дикий К. Л. Повышение жаропрочности керамических материалов путем создания волокнистых структур // Вестник СевНТУ. 2011. № 119. С. 50–53.
14. Прямилова Е. Н., Пойлов В. З., Лямин Ю. Б. Термохимическая стойкость керамики на основе боридов циркония и гафния // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Химическая технология и биотехнология. 2014. № 4. С. 55–67.
15. Варрик Н. М., Ивахненко Ю. А., Максимов В. Г. Оксид-оксидные композиционные материалы для газотурбинных двигателей (обзор) // Труды ВИАМ. 2014. № 8. С. 3.
16. Расчет на прочность деталей машин : справочник / И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, Г. Б. Иосилевич; 4-е изд., перераб. и доп. М. : Машиностроение, 1993. 640 с.

История статьи

Поступила в редакцию 12 марта 2018 г.

Принята к публикации 21 мая 2018 г.

ABOUT THERMOEMISSION SYSTEM COOLING MATERIALS OF GAS TURBINE CONVERTERS BLADES OF SPACECRAFTS

A. V. Kolychev, V. A. Kernozhitskiy, L. P. Unakov, A. A. Levihin

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

Rated estimates of effect of application of the thermoemission way of cooling of blades of turbines of the gas turbine converters of the spacecrafts developed in Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov are given in the present article.

Relevance of development of thermoemission way of cooling is confirmed by the fact that now in the Russian Federation development of the transport and power module at the heart of which the principle of gas turbine transformation is put is conducted. In this case it is supposed that blades of the turbine will be made of the ceramic materials functioning in the environment of the inert gases heated from the onboard source of heat energy. One of problems at the same time is emergence of temperature gradients, tension and deformations that can lead to emergence of cracks.

However, if to execute ceramic blades from metal similar conduction (the boride, carbides, alloys of boride and carbides) using thermoemission way of cooling, then the opportunity essential (more, than twice) decrease in both blades of turbines temperature, and temperature differences, and tension in blades of turbines design appears.

In article it is also shown that decrease in temperature stresses in the design of hot elements at the equivalent heat load is reached due to fundamental properties of thermal electron emission, namely thanks to dependence of intensity of thermal electron emission and electronic cooling on temperature.

Keywords: thermionic emission, thermionic cooling system of turbine blades, gas turbine converter, spacecraft.

References

1. Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A. (RU) *Sposob okhlazhdeniya lopatok turbin gazoturbinnnykh ustanovok* [A method of turbine blade cooling for gas turbine installations]. Patent RU 2573551, 2016, bulletin no. 2. 7 p.
2. Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A. (RU) *Ustroystvo okhlazhdeniya lopatok turbin gazoturbinnnykh ustanovok* [A device for cooling turbine blades of gas turbine installations]. Patent RU 2578387, 2016, bulletin no. 9. 8 p.
3. Kolychev A. V., Kernozhitskiy V. A. Thermionic method and device of cooling turbine blades of spacecraft gas turbine converters with longtime lifecycle // *The Research of the Science City*, 2017, vol. 1, no. 2, pp. 55–60. (In Russian)
4. Koroteev A. S., Akimov V. N., Gafarov A. A. *Sozdanie i perspektivy primeneniya kosmicheskoy yadernoy energetiki v Rossii* [Creation and prospects of application of space nuclear power in Russia] // *Polet*, 2007, no. 7, pp. 3–15. (In Russian)
5. Ushakov B. A., Nikitin V. D., Emelyanov I. Ya. *Osnovy termoemissionnogo preobrazovaniya energii* [Fundamentals of thermionic energy conversion]. Moscow, Atomizdat Publ., 1974. 288 p. (In Russian)
6. Kvasnikov L. A., Kaybyshev V. Z., Kalendarishvili A. G. *Rabochie protsessy v termoemissionnykh preobrazovatelyakh yadernykh energeticheskikh ustanovok* [Working processes in thermionic converters of nuclear power plants]. Moscow, MAI Publ., 2001. 240 p. (In Russian)
7. Mojzhesa B. Ya., Pikusa G. E. *Termoemissionnye preobrazovateli i nizkotemperaturnaya plazma* [Thermoemission converters and low-temperature plasma]. Moscow, Nauka, 1973. (In Russian)
8. Stahanov I. P., Chernovec V. E. *Fizika termoemissionnykh preobrazovatelej* [Physics of thermionic converters]. Moscow, Energoatomizdat, 1985. (In Russian)
9. Fomenko V. S. *Emissionnye svoystva materialov* [Emissive properties of materials]. Kiev, Nauk. dumka, 1981. 338 p. (In Russian)
10. Wilson V. C., Podkulski S. P. Characteristics of a thermionic converter with a chloride vapor deposited tungsten emitter (110) and a nickel collector // *NASA contractor report CR-1416*, WASHINGTON, D.C., 1969, 41 p.
11. Kresanov V. S., Malahov N. P., Morozov V. V. *Vysokoeffektivnyy ehmitter ehlektronov na osnove geksaborida lantana* [Highly efficient electron emitter based on lanthanum hexaboride]. Moscow, Energoatomizdat, 1987, 152 p. (In Russian)
12. Grashchenkov D. V., Shchegoleva N. E., Simonenko E. P., Ermakova G. V. *Vysokotemperaturnyj keramicheskij kompozicionnyj material, ustojchivyy pri dlitel'noj ehkspluatacii do 2000 °C s mnogourovnevoj kompleksnoj sistemoj zashchity* [High-temperature ceramic composite material, resistant to long-term operation up to 2000 °C with multi-level complex protection system] // *Vse Materialy. Entsiklopedicheskii spravochnik*, 2011, no. 8, pp. 25–28. (In Russian)

13. Rudnev A. M., Dikij K. L. *Povyshenie zharoprochnosti keramicheskikh materialov putem sozdaniya voloknistyh struktur* [Increase the heat resistance of ceramic materials by creating fibrous structures] // Bulletin of SevNTU, 2011, no. 119, pp. 50–53. (In Russian)
14. Pryamilova E. N., Pojlov V. Z., Lyamin Yu. B. *Termohimicheskaya stojkost' keramiki na osnove boridov cirkoniya i gafniya* [Thermochemical resistance of ceramics based on borides of zirconium and hafnium] // PNRPU Bulletin. Chemical Technology and Biotechnology, 2014, no. 4, pp. 55–67. (In Russian)
15. Varrik N. M., Ivahnenko Yu. A., Maksimov V. G. *Oksid-oksidnye kompozicionnye materialy dlya gazoturbinnnyh dvigatelej (obzor)* [Oxide Oxide Composite Materials for Gas Turbine Engines (Review)] // Proceedings of VIAM, 2014, no. 8, p. 3. (In Russian)
16. Birger I. A., Shorr B. F., Iosilevich G. B. *Raschet na prochnost' detalej mashin : spravochnik* [Calculation of the strength of machine parts]. Moscow, Mashinostroenie, 1993. 640 p. (In Russian)

Article history

Received 12 March 2018

Accepted 21 May 2018

ЗЕМНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В СЕЛЕНОДЕЗИЧЕСКОМ ОБЕСПЕЧЕНИИ

В. Е. Чеботарев, В. И. Кудымов, А. В. Коняев

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

Предложено решение проблемы селенодезического обеспечения лунных спутниковых навигационных систем. Рассмотрены реализованные методы баллистического обеспечения околоземных навигационных спутников в части возможности их применения для лунных спутниковых навигационных систем. При построении селеноцентрической системы координат предложено использовать реализованный для наземных навигационных систем методы создания согласующей модели гравитационного поля и повышения точности аналитической теории движения. Для повышения быстродействия передачи результатов измерений текущих навигационных параметров, полученных на всем видимом участке орбиты, был предложен способ сжатия информации. Повышение оперативности решения задачи по уточнению начальных условий движения предложено осуществить за счет высокоточной аналитической теории движения. Для выполнения сформулированных работ по обеспечению надлежащей точности был создан автоматизированный комплекс определения орбит на базе аналитических методов. Перед началом работ по построению селеноцентрической системы координат достаточно запустить на окололунную орбиту 1-2 спутника и развернуть сеть из 3-4 селенодезических пунктов. Реализовать программное обеспечение в спутниковой навигационной системе возможно с использованием персонального компьютера.

Ключевые слова: Луна, лунная спутниковая навигационная система, селенодезический пункт, навигация.

Введение

Освоение Луны на постоянной основе обуславливает упреждающее создание лунной спутниковой навигационной системы (ЛНС), подобной наземным глобальным навигационным спутниковым системам (ГНС) [1]. Наземные ГНС создавались в два этапа с использованием различных методов навигации (доплеровский, дальномерный) и различных орбитальных группировок (ОГ) на низких или средних круговых орбитах.

В данной статье рассматривается возможность использования земных навигационных технологий для решения задачи навигационного обеспечения налунных потребителей и селенодезического обеспечения ЛНС.

Анализ проблемы селенодезического обеспечения ЛНС

Спутниковое навигационное обеспечение налунных потребителей возможно при решении

фундаментальных задач селенодезического обеспечения ЛНС: создание опорной динамической селеноцентрической системы координат и модели гравитационного поля Луны (ГПЛ).

В настоящее время все данные по лунной топографии можно разделить на два типа. Данные, полученные на основе лазерного сканирования лунной поверхности с бортов спутников, хорошо описывают лунный рельеф, но не дают значения координат опорных объектов на Луне. Другой тип данных представляет собой точные координаты опорных объектов, полученных на основе наблюдений прямой привязки их к звездам, но не описывают с достаточной точностью лунный рельеф. Причем все эти системы имеют разные системы отсчета и ориентацию осей координат.

Отметим, что в настоящее время не существует опорной динамической селеноцентрической системы координат, основанной на космических наблюдениях, которая покрывала бы достаточную площадь на лунной поверхности. Несмотря на высокую точность определения физического рельефа Луны космическими миссиями, поверхность отсчета высот точек этого рельефа

представляет собой абсолютно неопределенную фигуру [2].

В настоящее время наиболее подробной и полной из всех построенных ранее является модель разложения рельефа Луны в ряд по сферическим функциям 70 порядка, полученная в Лаборатории реактивного движения (JPL USA) на основе данных миссии Clementine. Сложность построения подробных моделей рельефа Луны обусловлена в первую очередь большим числом входящих в разложение коэффициентов. Модель базируется на сфероиде со сжатием $1/3234,93$ и средним радиусом 1738 км и покрывает зону, заключенную между 75° северной и южной широтой. Полученная селенографическая модель наиболее достоверна из всех до нее созданных и дает значения поверхностных высот Луны с точностью ± 10 метров по сравнению с предыдущими значениями $\pm 0,5 - 1$ км.

Изучение гравитационного поля Луны началось с запуска искусственных спутников Луны. Обращает на себя внимание различие исторической последовательности применения методов определения гравитационного поля Земли и Луны. Для Земли спутниковые методы начали использоваться тогда, когда ее гравитационное поле, в общем, было уже изучено гравиметрическим методом с помощью гравиметров и маятниковых приборов. Эти сведения о поле использовались для расчетов орбит первых искусственных спутников Земли (ИСЗ). В расчетах учитывались возмущения в движениях ИСЗ из-за аномальности гравитационного поля, обусловленной неоднородностью внутреннего строения и формы Земли. Вскоре после запуска первых ИСЗ стала решаться обратная задача: по измерениям возмущений орбит ИСЗ определяться аномальное гравитационное поле Земли. Это составило содержание нового раздела геодезии, называемого динамической космической геодезией. Каждый из методов, спутниковый и гравиметрический, имел свои преимущества и недостатки. Первый из них позволяет более надежно определять гармоники гравитационного поля низких порядков, а второй – высокие гармоники. На практике применяется метод совместного использования обоих этих способов с привлечением астрономических и других геодезических данных. Для Луны же изучение ее гравитационного поля началось сразу со спутниковых методов. В 1966 году Э. А. Аким впервые опубликовал значения коэффициентов разложения гравитационного поля Луны в ряд по сферическим функциям, определенные им по наблюдениям искусственного спутника Луны (ИСЛ) «Луна-10». Детали гравитационного поля Луны в дальнейшем уточнялись по наблюдениям ряда американских ИСЛ: «Лунар», «Орбита-1, -2, -3, -4, -5», «Эксплорер-35, -49», «Аполлон-14, -15, -16, -17», ИСЛ запущенных с

«Аполлонов-15, -16», и советских ИСЛ «Луна-12, -14, -19, -22» [3].

В настоящее время предложено более полтора десятка различных моделей, которые в чем-то согласуются, а в чем-то различаются между собой. Это объяснимо, ибо для построения моделей были использованы ИСЛ, которые имели различные элементы орбиты (α , i , e , ω) и применялись различные методы обработки наблюдательных данных.

А. Феррари были определены гармонические коэффициенты порядка (16, 16) [4]. Считается, что точность знания весьма неудовлетворительна. Погрешности коэффициентов достигают 90%.

Анализ проблемы баллистического обеспечения навигационных КА

Баллистическое обеспечение ЛСНС подразумевает решение следующего комплекса задач:

- измерение текущих навигационных параметров (ИТНП) КА ЛСНС налунной сетью селенодезических пунктов (СДП);
- расчет и прогнозирование параметров движения КА ЛСНС (эфемерид).

Создание налунной сети СДП является отдельной задачей, связанной с созданием опорной динамической селеноцентрической системы координат, а качественное эфемеридное обеспечение обусловлено погрешностями модели гравитационного поля Луны.

Рассмотрим принципы баллистического обеспечения ГНСС первого поколения в части возможности их применения для ЛСНС.

Баллистическое обеспечение зарубежной ГНСС «Транзит» и уточнение параметров гравитационного поля Земли осуществлялось глобальной геодезической сетью из 24 станций слежения за спутниками. Передача данных осуществлялась по кабельным линиям с помощью специальной системы «Традат», обеспечивающей высокую скорость передачи информации. Расчет эфемеридной информации производился методом последовательных приближений. На первом этапе уравнивались 415 параметров (6 элементов орбиты и остальные параметры, характеризующие динамику модели движения). На втором этапе с использованием уточненной модели движения рассчитывалась опорная орбита. При быстройдействии используемой ЦВМ (полмиллиона операций в секунду) требовалось для расчета полного цикла решения задач около 2,5 ч.

В результате произведенных работ в ГНСС «Транзит» была достигнута точность навигационных определений 80–100 м и создана наземная опорная сеть из 24 пунктов [1]. Специально соз-

данная геодезическая аппаратура позволяла по результатам наблюдений за ИСЗ, полученных на мерном интервале в 1 месяц, обеспечить определение 3-х координат с точностью 1 м [5].

В СССР решения геодезических работ в рамках ГНСС «Цикада» (уточнение параметров гравитационного поля Земли и создание опорной геодезической сети) осуществлялись глобальной геодезической сетью из 12 станций слежения за спутниками. Для достижения паритета по точности навигационных определений были разработаны новые технологии решения геодезических и баллистических задач с использованием аналитических методов [6].

Так, для повышения быстродействия передачи результатов ИТНП, полученных на всем видимом участке орбиты, был предложен способ сжатия информации.

Для повышения оперативности решения задачи по уточнению начальных условий движения была предложена высокоточная аналитическая теория движения, на основе которой была сформулирована методика вывода согласующей модели движения, достаточно просто реализуемой на маломощных вычислительных средствах [6; 7].

Для определения законов влияния различных факторов на решение координатных задач были получены и успешно использованы в работе аналитические методы оценки точности. В частности, предложена технология использования контрольных навигационных пунктов для ИТНП и уточнения координат геодезических пунктов [7, 8].

В ходе выполнения намеченных работ по повышению точности был создан автоматизированный комплекс определения орбит АКП-А на базе аналитических методов, позволяющий решать весь комплекс баллистических задач за 11 минут (вместо 2.5 часа при штатном решении).

Центральное место в повышении точности эфемеридной информации является вывод согласующей модели и на ее основе построение высокоточной геодезической системы координат. Была разработана методика вывода согласующих моделей гравитационного поля для орбит навигационных и геодезических спутников рассмотрим возмущения в элементах орбиты, вызванные погрешностями модели геопотенциала [9; 10].

В методике использовано суммирование по модулю периодических возмущений с одним периодом. Таким образом, задача вывода согласующей модели геопотенциала для навигационных КА сформулирована как задача определения амплитуд и фаз известных функций, аппроксимирующих погрешности в расчёте орбиты КА, обусловленные погрешностями определения коэффициентов разложения геопотенциала [6; 11].

Расчеты на модели показывают, что учет согласующей модели повышает точность определения орбит в 6–7 раз.

Согласующая модель геопотенциала использовалась при построении всемирной геодезической сети. Построение всемирной геодезической сети по радиально-скоростным изменениям осуществлялось по принятой в практике схеме в два этапа. На первом этапе для всего интервала времени, на котором были получены измерения радиальной скорости, по результатам измерений на мерных временных интервалах, равных 3 суткам, производились решения задачи по уточнению параметров орбит. Решения проводились при различном составе возмущений и уточняемых параметров. В конце уточнения параметров орбит для каждой станции наблюдений по всей совокупности имеющихся на мерном интервале измерений составлялась система нормальных уравнений.

На втором этапе все системы нормальных уравнений для каждой станции суммировались, и проводилось их решение. Полученные после решения систем поправки к координатам прибавлялись к известным координатам и с этими значениями координат станций процесс повторялся.

Анализ показал, что влияние на точность построения сети погрешностей знания основных коэффициентов разложения составляет порядка 60–70%. Для получения удовлетворительной точности определения координат всемирной сети достаточно ограничиться 3–4 станциями. Подробно процесс создания сети изложен в [6].

На основании полученных результатов исследований можно предложить следующую схему проведения работ по селенодезическому обеспечению ЛСНС. На первом этапе после запуска 1–2 лунных навигационных КА и развертывании 3–4 лунных станций создается контур баллистического обеспечения лунных навигационных КА, обеспечивающих точность плановых координат 80–100 м [12].

Дальнейшее повышение точности лунной навигационной системы будет связано с повышением точности аналитического метода расчета модели движения лунных КА и уточнением тонких эффектов, влияющих на расчет параметров орбит.

В рамках селенодезической программы за счет создания согласующей модели гравитационного потенциала для КА ЛСНС обеспечиваются высокоточные расчеты прогнозирования параметров движения и высокоточное построение всемирной селенодезической сети, включая в нее сеть станций слежения за навигационными спутниками. Орбита КА ЛСНС круговая, приполярная, высотой более 200 км (по динамике движения соответствует околоземным высотой 1000 км).

Предложенная схема с одной стороны не требует полного разрешения проблемы высоко-

точного определения всех фундаментальных геодезических данных, а с другой стороны найденные параметры согласуются с фундаментальными.

Отметим то свойство орбитального способа построения всемирной геодезической сети, что подобная сеть имеет слабую зависимость точности привязки станций от конфигурации сети. Уже сеть из 3–4 равномерно разнесенных по поверхности Луны пунктов позволяет с удовлетворительной точностью представить селенодезическую модель.

Заключение

1. Из анализа результатов многочисленных исследований селенодезических параметров можно констатировать, что точность построения фигуры Луны составляет ± 10 метров. Из созданных порядка 10 моделей гравитационного поля Луны

наиболее подробной и полной на сегодня является модель разложения рельефа Луны в ряд по сферическим функциям 70-го порядка, полученная в Лаборатории реактивного движения (JPL, USA) на основе данных миссии Clementine.

2. Недостатком полученных селенодезических моделей является отсутствие при их выводах динамических результатов, привязанных к центру масс Луны.

3. Для решения селенодезических проблем обеспечения навигационных спутников возможно привлечь технологию решения геодезических задач создания согласующей модели геопотенциала для навигационных КА.

4. Для решения баллистических и селенодезических задач следует использовать разработанный автоматизированный комплекс программ, который был внедрен в отечественной ГНСС первого поколения.

Список литературы

1. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцев [и др.] ; под ред. В. С. Шебшаевича. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Радио и связь, 1993. 408 с.
2. Вараксина Н. Ю. Создание навигационной опорной сети на поверхности Луны в фундаментальной системе координат : дисс. ... канд. физ.-мат. наук: 01.03.01. Казань, 2013. 205 с.
3. Веников В. А. Теория подобия и моделирования. М. : Высшая школа, 1976. 479 с.
4. Сагитов М. У. Лунная гравиметрия. М. : Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», 1979. 432 с.
5. Волосов П. С., Волынкин Л. И., Мищенко И. Н. Спутниковая радионавигационная система «Транзит» // Зарубежная радиоэлектроника. 1980. № 8.
6. Кудымов В. И. Вывод согласующей модели геопотенциала для орбит геодезических аппаратов // Геодезия и картография. 1990. №4. С. 14–16.
7. Аким Э. Л. Поле тяготения Луны и движение ее искусственных спутников / Э. Л. Аким [и др.]; под ред. акад. В. С. Авдуевского. М. : Машиностроение, 1984. 288 с.
8. Грушинский Н. П. Гравитационная разведка / Н. П. Грушинский, Н. Б. Сажина; под ред. д-р техн. наук К. Е. Веселова. М. : Недра, 1988. 369 с.
9. Демин В. Г. Движение искусственного спутника в нецентральной поле тяготения. Ижевск : НИЦ Регулярная и хаотическая динамика, 2010. 420 с.
10. Пеллинен, Л. П. Высшая геодезия. М. : Недра, 1978. 264 с.
11. Чеботарев В.Е., Звонарь В.Д., Грицан О.Б., Внуков А.А. Концепция построения триангуляционной селенодезической сети // Исследования наукограда. 2014. № 2. С. 4–9.
12. Чеботарев В.Е., Кудымов В.И., Звонарь В.Д., Внуков А.А., Владимиров А.В. Концепция околослунной навигации // Исследования наукограда. 2014. № 4. С. 14–20.

История статьи

Поступила в редакцию 26 апреля 2018 г.

Принята к публикации 21 мая 2018 г.

CONCEPTION OF MOON SATELLITE NAVIGATION SYSTEM BUILDING

V. E. Chebotarev, V. I. Kudimov, A. V. Konyaev

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

The analysis of the problems of Selenodezic support of lunar satellite navigation systems is carried out. The implemented methods of ballistic support of near-Earth navigation satellites in terms of the possibility of their application for lunar satellite navigation systems are considered. When constructing a selenocentric coordinate system, it is proposed to use methods of creating a matching model of the gravitational field developed for terrestrial navigation systems and increasing the accuracy of the analytic theory of motion. The method of information compression was proposed to improve the speed of transmission of the results of the measurement of current navigation parameters obtained over the entire visible portion of the orbit. High-precision analytical theory of motion was developed to increase the speed of the solution of the problem of clarifying the initial conditions of motion. The automated complex for determining orbits on the basis of analytical methods was created to perform the formulated work to ensure proper accuracy. To start work on the construction of a selenocentric coordinate system, it is enough to launch 1-2 satellites to the near-moon orbit and deploy a network of 3-4 selenodezic points. Software in the Global Navigation Satellite Systems can be organized on a personal computer.

Keywords: Moon, moon satellite navigation system, moon station, navigation.

References

1. Shebshaevich V. S. Dmitriev P. P., Ivantsevich N. V. *Setevye sputnikovye radionavigacionnye sistemy* [Networked satellite radio navigation systems]. Moscow, Radio and Communication, 1993. 408 p. (In Russian)
2. Varaksina N. Yu. Creation of the navigation support network on the lunar surface in the fundamental coordinate system : Cand. Diss. Kazan, 2013, 205 p.
3. Venikov V. A. *Teoriya podobiya i modelirovaniya* [Theory of similarity and modeling]. Moscow, Higher School, 1976. 479 p. (In Russian)
4. Sagitov M. U. *Lunnaya gravimetriya* [Moonlight gravimetry]. Moscow, The main editorial board of the physical and mathematical literature of the Nauka Publishers, 1979. 432 p. (In Russian)
5. Volosov P. S., Volynkin L. I., Mishchenko I. N. *Sputnikovaya radionavigacionnaya sistema «Tranzit»* [Satellite radio navigation system «Transit»] // Foreign radioelectronics, 1980, no. 8. (In Russian)
6. Kudymov V.I. *Vывод согласующей модели геопотенциала для орбит геодезических аппаратов* [Derivation of the matching geopotential model for the orbits of geodetic devices] // Geodesy and Cartography, 1990, no. 4, pp. 14–16. (In Russian)
7. Akim E. L. *Pole tyagoteniya Luni i dvizhenie ee iskusstvennyh sputnikov* [The gravitational field of the Moon and the motion of its artificial satellites]. Moscow, Mechanical Engineering, 1984. 288 p. (In Russian)
8. Grushinsky N.P. *Gravitacionnaya razvedka* [Gravitational exploration]. Moscow, Nedra, 1988. 369 p. (In Russian)
9. Demin V.G. *Dvizhenie iskusstvennogo sputnika v necentral'nom pole tyagoteniya* [Motion of an artificial satellite in an off-center gravitational field]. Izhevsk, RDE Regular and chaotic dynamics, 2010. 420 p. (In Russian)
10. Pellinen L. P. *Vysshaya geodeziya* [Higher Geodesy]. Moscow, Nedra, 1978. 264 p. (In Russian)
11. Chebotarev V.E., Zvonar D.V., Gritsan O.B., Vnukov A.A. Concept of triangulation selenodesy network design // The Research of the Science City, 2014, no. 2, pp. 4–9. (In Russian)
12. Chebotarev V.E., Kudymov V.I., Zvonar V.D., Vnukov A.A., Vladimirov A.V. Circumlunar navigation // The Research of the Science City, 2014, no. 4, pp. 14–20. (In Russian)

Article history

Received 26 April 2018

Accepted 21 May 2018

ОСОБЕННОСТИ ОРИЕНТАЦИИ НАВИГАЦИОННЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. Е. Чеботарев, А. В. Фатеев

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

Проведен анализ особенностей целевого использования навигационного космического аппарата. Сделан вывод о необходимости детального моделирования воздействующих гравитационных сил от Земли, Луны, Солнца и сил негравитационной природы для высокоточного прогнозирования движения космического аппарата на длительный период. Также сделан вывод о необходимости запрета на использование реактивных систем для разгрузки исполнительных органов системы ориентации космического аппарата в течение всего срока активного существования. Рассмотрены общие требования, предъявляемые к системе ориентации навигационного космического аппарата. Приведены преимущества ориентированного космического аппарата по отношению к неориентированному. Рассмотрено влияние погрешности ориентации навигационных антенн на качество излучаемого сигнала. Проведена оценка влияния погрешности ориентации панелей солнечных батарей на величину снимаемой с них мощности. Определены принципы построения системы ориентации, удовлетворяющие требованиям навигационного космического аппарата в части точности. Рассмотрены особенности ориентации навигационных космических аппаратов на теневых орбитах. Приведена формула для расчета длительности теневого участка от Земли. Приведена кинематика движения направления на Солнце из центра масс космического аппарата для невозмущенного вращения осей космического аппарата. Представлены результаты анализа динамики ориентации космического аппарата при прохождении особых зон теневых орбит и разработаны рекомендации по организации упреждающих разворотов. Сформулированы специальные требования к системе ориентации навигационного космического аппарата. Представлена оценка влияния погрешности ориентации космического аппарата на величину сил от солнечного давления, действующего на космический аппарат. По результатам данной оценки был сделан вывод о влиянии погрешности системы ориентации на ошибку прогнозирования движения центра масс космического аппарата.

Ключевые слова: навигация, навигационный космический аппарат, система ориентации, теневые орбиты, упреждающие развороты.

Введение

Космический аппарат (КА) в навигационной системе используется как радионавигационная точка с известными координатами и шкалой времени, излучающая навигационный сигнал, охватывающий всю подспутниковую территорию земного шара и близлежащее околоземное космическое пространство.

Радионавигационный сигнал используется потребителем для измерения псевдодальности и радиальной скорости ее изменения, а также получения навигационной информации о параметрах движения спутника на каждый момент измерения

(эфемеридах) и оцифрованной шкалы спутникового (бортового) времени [1; 2].

Радионавигационный сигнал в измерительном контуре должен обладать высокой стабильностью частоты и фазы сигнала, излучаться через антенну, диаграмма которой охватывает весь земной шар и близкое околоземное космическое пространство (глобальная диаграмма). Наличие смещения фазового центра антенны от продольной оси КА вносит погрешность в определении местоположения потребителя из-за произвольного взаимного углового положения КА – потребитель, если у потребителя отсутствует дополнительная информация о динамике разворота КА на теневых орбитах.

Для высокоточного прогнозирования движения КА на длительный период (несколько су-

ток) необходимо детальное моделирование воздействующих гравитационных сил от Земли, Луны, Солнца и сил негравитационной природы (реактивных сил, светового давления, излучение передатчиков и др.). Факторы ориентации КА, имеющие случайный характер воздействия и неподдающиеся моделированию в части светового давления, должны быть ограничены за счет реализации определенных мероприятий при проектировании и изготовлении навигационных КА. Кроме того необходим запрет на использование реактивных систем для разгрузки исполнительных органов системы ориентации КА в течение его срока активного существования. В результате система ориентации навигационного КА должна удовлетворять как общим, так и специальным требованиям, обеспечивающим его точностные характеристики [3].

Общие требования к системе ориентации

Организация заданного углового положения КА в пространстве расширяет его функциональные возможности и повышает эффективность выполнения им целевых задач в течение всего срока активного существования [4].

Ориентированное положение КА в пространстве создает следующие преимущества:

- ориентация антенн КА на рабочую зону поверхности Земли увеличивает информативность и надежность его радиолинии;
- ориентация солнечных батарей (СБ) на Солнце повышает энергетические возможности системы электропитания КА;
- ориентация двигателей коррекции (ДК) по направлению, связанному с вектором скорости КА, обеспечивает проведение орбитальных маневров;
- ориентация КА в пространстве создает возможность реализации более комфортного теплового режима.

Система управления угловым движением КА относительно его центра масс должна выполнять задачи успокоения, ориентации и стабилизации, аварийной ориентации и др. На КА информационного обеспечения такая система называется системой ориентации и стабилизации (СОС).

Выходным показателем СОС является точность ориентации КА, которая может быть различной по осям ориентации. СОС условно можно разделить на грубую (погрешность более 1°), точную (погрешность от 0,1° до 1°) и прецизионную (погрешность менее 0,1°). Формулирование требований к точности ориентации КА осуществляется исходя из его назначения и располагаемых ресурсов (массы, энергопотребления) на реализацию функции ориентации с заданной точностью.

Наличие погрешности ориентации антенн приводит к необходимости соответствующего расширения диаграммы направленности и снижения ее усиления [4]:

$$K_y = K_u \left(\frac{K_0}{\varphi_0 + 2\varphi_A} \right)^2, \quad K_A = \frac{K_y}{K_y^0} = \left(\frac{\varphi_0}{\varphi_0 + 2\varphi_A} \right)^2, \quad (1)$$

где φ_0 – ширина диаграммы антенны; K_y – коэффициент усиления антенны; φ_A – погрешность ориентации антенны; K_u, K_0 – нормировочные коэффициенты; K_A – коэффициент эффективности ориентации антенны.

Зависимость относительной погрешности ориентации антенны от требований к эффективности ориентации (2) приведена на графике рис. 1.

$$\frac{\varphi}{\varphi_0} = 0.5 \left(\frac{1}{\sqrt{K_A}} - 1 \right). \quad (2)$$

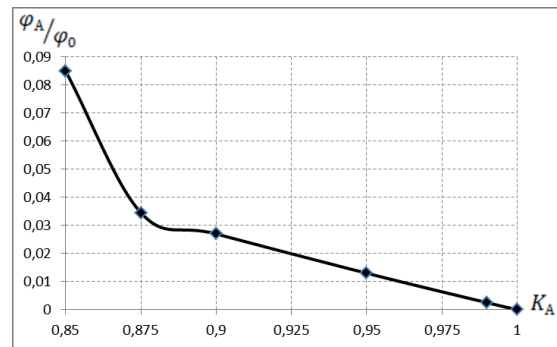


Рис. 1. Зависимость «точность-эффективность» ориентации антенн

Для информационных КА требуемое значение коэффициента КА находится в пределах 0,9...0,95, что соответствует значениям

$$\frac{\varphi_A}{\varphi_0} = 0,027...0,013.$$

Поэтому может быть применима любая схема ориентации в зависимости от ширины диаграммы направленности антенны.

Наличие погрешности ориентации СБ на Солнце снижает величину снимаемой мощности [2]:

$$P_{CB} = P_{CB}^0 \cdot K_{CB}; \quad K_{CB} = \cos \varphi_{CB}, \quad (3)$$

где K_{CB} – коэффициент эффективности ориентации СБ; φ_{CB} – погрешность ориентации СБ; P_{CB}^0, P_{CB} – номинальная и эффективная мощность СБ.

Зависимость погрешности ориентации СБ φ_{CB} от требований к эффективности ориентации K_{CB} приведена на рис. 2.

Для информационных КА обеспечивается грубая ориентация СБ на Солнце, при которой допускается снижение эффективности не более чем на 1,5 %.

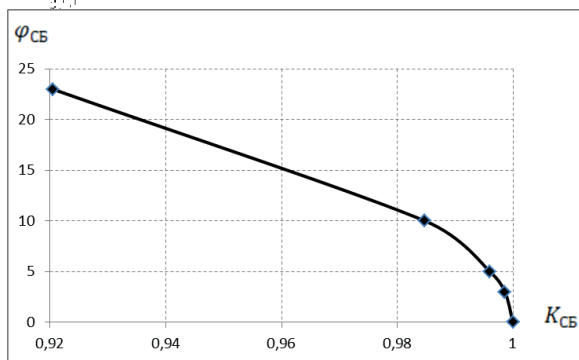


Рис. 2. Зависимость «точность-эффективность» ориентации СБ

86

Требования к ориентации вектора тяги ДК по заданному направлению формируются исходя из следующих условий [4]:

- обеспечение заданной эффективности выдачи импульса:

$$J_{\gamma} = J_0 \cdot K_{\text{дк}}, \quad K_{\text{дк}} = \cos \varphi_{\text{дк}}; \quad (4)$$

- ограничение на возмущающую составляющую импульса в поперечном направлении:

$$J_{\text{воз}} = J_0 \cdot K_{\text{воз}}, \quad K_{\text{воз}} = \sin \varphi_{\text{дк}}; \quad (5)$$

где J_0 – номинальное значение выдаваемого импульса; J_{γ} , $J_{\text{воз}}$ – эффективная и возмущающая составляющие выдаваемого импульса; $K_{\text{дк}}$, $K_{\text{воз}}$ – коэффициенты составляющих импульса.

Зависимость погрешности ориентации $\varphi_{\text{дк}}$ от требований к эффективности ориентации подобна графику на рис. 2, а от $K_{\text{воз}}$ приведена на рис. 3.

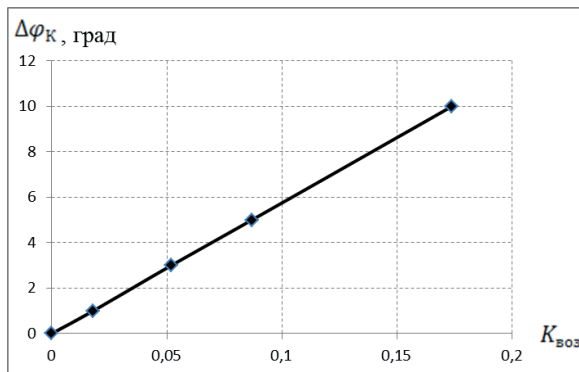


Рис. 3. Зависимость точности ориентации вектора тяги ДК от коэффициента возмущающего импульса

Для информационных КА определены следующие требования: $K_{\text{дк}} \geq 0,9$ и $K_{\text{воз}} \leq 0,1$. Это допускает применение грубой схемы ориентации вектора тяги ДК.

Специальные требования к ориентации навигационных КА

Как было изложено ранее, для навигационного КА является важным снижение воздействия факторов, связанных с функционированием СОС,

на точность навигационных определений за счет обеспечения высокоточного моделирования динамических процессов ориентации КА, особенно на период прохождения им теневых орбит [2; 4].

Расчет воздействия сил светового давления на плоскую панель СБ, отслеживающей направление на Солнце с погрешностью φ , проводится по известным формулам [4; 5], учитывающими составляющие от поглощенного, зеркального и диффузно-отраженного суммарного солнечного потока и представленного в виде двух ортогональных векторов:

- параллельно нормали к панели СБ:

$$f_H = P_0 \cdot S_{CB} \cdot \cos \varphi \left[(1 + \rho_{\text{з.о.}}) \cdot \cos \varphi + \frac{2}{3} \rho_{\text{д.о.}} \right]; \quad (6)$$

- в боковом направлении (в плоскости панели):

$$f_{\text{б}} = P_0 \cdot S_{CB} \cdot \cos \varphi \cdot \sin \varphi (1 - \rho_{\text{з.о.}}), \quad (7)$$

где P_0 – удельная сила светового давления, в районе Земли $P_0 = 4,6 \cdot 10^{-6}$ Н/м²; S_{CB} – площадь СБ; $\rho_{\text{з.о.}}$ – коэффициент зеркального отражения; $\rho_{\text{д.о.}}$ – коэффициент диффузного отражения.

Ошибку в прогнозировании движения КА вносит только боковая составляющая $f_{\text{б}}$.

На максимальных солнечных орбитах нормаль к панели СБ перпендикулярна плоскости орбиты, а на максимальных теневых орбитах нормаль к панели СБ параллельна плоскости орбиты. Таким образом, боковая составляющая силы $f_{\text{б}}$ может занимать произвольное положение относительно вектора скорости спутника, в том числе совпадать с ним [4].

Для наихудшего случая погрешность прогнозирования положения КА вдоль орбиты Δl_H , обусловленная наличием постоянной погрешности ориентации СБ φ_{CB} в течение всего витка, составит [4; 5]:

$$\Delta l_H = A_H \cdot n_B^2 \cdot \sin \varphi_{CB}, \quad (8)$$

$$A_H = \frac{3}{2} T_{KA}^2 \cdot \frac{P_0 \cdot S_{CB}}{M_{KA}} (1 - \rho_{\text{з.о.}}),$$

где n_B – количество витков; T_{KA} – период обращения КА; M_{KA} – масса КА.

Для навигационных КА на среднекруговых орбитах примем следующий диапазон реализации коэффициента $A_H \approx 100 \dots 150$ м. Тогда при $\varphi_{CB} \approx 1^\circ$ предельная погрешность прогнозирования КА за виток составит 7...10 м.

Фактически период совпадения направления $f_{\text{б}}$ с направлением скорости t_{CB} кратковременен. В этом случае расчет уходов КА вдоль орбиты осуществляется по следующему уравнению [4; 5]:

$$\Delta l_H = A_H \cdot \sin \varphi_{CB} \cdot 2 \cdot \frac{t_{CB}}{T_{KA}}. \quad (9)$$

Так, при $\varphi_{СБ} \leq 20^\circ$ и допустимому значению $\Delta l_{II} \leq 2$ м, $\frac{t_{СБ}}{T_{КА}} \leq 0,01$ ($t_{СБ} < 20$ мин.).

Проведенные оценки подтверждают необходимость реализации мероприятий по повышению точности ориентации СБ навигационных КА.

Заключение

1. Проведен анализ особенностей целевого использования навигационного КА и обоснована необ-

ходимость их учета при формировании требований к его системе ориентации.

2. Проведен анализ целевой эффективности ориентации антенн, СБ, ДК и сформулированы общие требования к каждому каналу ориентации.

3. Определены специальные требования к каналу ориентации СБ, удовлетворяющие требованиям навигационного КА в части точности эфемерид.

Список литературы

1. Харисов В. Н. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. В. Н. Харисова [и др.]. М. : Радиотехника, 2010. 800 с.
2. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с., [24] с ил.
3. Чеботарев В. Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения : учеб. пособие : в 2 кн. Кн. 2. Внутреннее проектирование космического аппарата / Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2006. 140 с.
4. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич [и др.]; под ред. В. С. Шебшаевича. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Радио и связь, 1993. 408 с.
5. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственного спутника Земли. 2-е изд. М. : Либроком, 2011. 544 с.
6. Dilssner F., Springer T., Gienger G., Dow J. The GLONASS-M satellite yaw-attitude model // Advances in Space Research. URL: http://acc.igs.org/orbits/glonass-attitude-model_ASR10.pdf
7. Фатеев А. В., Емельянов Д. В., Тентилов Ю. А., Овчинников А. В. Прохождение особых участков орбиты навигационным космическим аппаратом системы ГЛОНАСС // Вестник СибГАУ. 2014. № 4 (56). С. 126–131.
8. Патент РФ № 2569999. Способ ориентации навигационного спутника. Заявка № 2014117401/11 от 29.04.2014 / Тентилов Ю. А., Фатеев А. В., Васильев А. А., Емельянов Д. В., Овчинников А. В., Бюл., 2015. № 34.
9. Иванов Н. М., Лысенко Л. Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М. : Дрофа, 2004. 544 с.
10. Dilssner F. The satellite of Glonass-M, orientation model on yaw // Advances in Space Research. URL: <http://www.sciencedirect.com>

История статьи

Поступила в редакцию 18 июня 2018 г.

Принята к публикации 29 июня 2018 г.

FEATURES OF ORIENTATION OF NAVIGATING SPACECRAFTS

V. E. Chebotarev, A. V. Fateev

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

The analysis of features of target use of a navigating spacecraft is carried out. The conclusion is drawn on necessity of detailed modelling of influencing gravitational forces from the Earth, the Moon, the Sun and forces of not gravitational nature for high-precision forecasting of movement of a spacecraft for the long period. Also the conclusion is drawn on necessity of an interdiction for use of jet systems for unloading of executive powers of system of orientation of a spacecraft during all term of active existence. The general requirements shown to system of orientation of a navigating spacecraft are considered. Advantages of the focused spacecraft in relation to the nondirectional are resulted. Influence of an error of orientation of navigating aerials on quality of a radiated signal is considered. The estimation of influence of an error of orientation of panels of solar batteries on size of removed capacity from solar batteries is spent. Principles of construction of system the orientations meeting requirements of a navigating spacecraft regarding accuracy are defined. Features of orientation of navigating spacecraft in shadow orbits are considered. The formula for calculation of duration of a shadow site from the Earth is resulted. The kinematics of movement of a direction on the Sun from the centre of weights of a spacecraft for not indignant rotation of axes

of a spacecraft is resulted. Results of the analysis of dynamics of orientation of a spacecraft are presented at passage of special zones of shadow orbits and recommendations about the organization of anticipatory turns are developed. Special requirements to system of orientation of a navigating spacecraft are formulated. The estimation of influence of an error of orientation of a spacecraft on size of forces from the solar pressure operating on a spacecraft is presented. By results of the given estimation the conclusion has been drawn on influence of an error of system of orientation on an error of forecasting of movement of the centre of weights of a spacecraft.

Keywords: Navigation, navigating spacecraft, orientation system, shadow orbits, anticipatory turns.

References.

1. Kharisov V. N., Perov A. I., Boldin V. A. *GLONASS. Printsipy postroeniya i funkcionirovaniya* [GLONASS. Construction principles and operation]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p. (In Russian)
2. Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011. 488 p. (In Russian)
3. Chebotarev V. E. *Vnutrennee proektirovanie kosmicheskogo apparata* [The internal design of the spacecraft]. Krasnoyarsk, SibGAU, 2004. 132 p. (In Russian)
4. Shebshaevich V. S., Dmitriev P. P., Ivantsevich N. V., Kalugin A. V., Kovalevsky E. G., Kudryavtsev I. V., Kutikov V. Yu., Molchanov Yu. B., Maksyutenko Yu. A. *Setevye sputnikovye radionavigacionnye sistemy* [Network satellite radio navigation systems]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1993, 408 p. (In Russian)
5. Eliasberg P.E. *Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennogo sputnika Zemli* [Introduction in the theory of flight of the artificial companion of the earth]. Moscow, Librikom, 2011, 544 p. (In Russian)
6. Dilssner F., Springer T., Gienger G., Dow J. The GLONASS-M satellite yaw-attitude model // *Advances in Space Research*. Available at: http://acc.igs.org/orbits/glonass-attitude-model_ASR10.pdf
7. Fateev A. V., Emelyanov D. V., Tentilov Yu. A., Ovchinnikov A. V. *Prohozhdenie osobyh uchastkov orbity navigacionnym kosmicheskim apparatom sistemy GLONASS* [Passage of special sites of an orbit by a navigating spacecraft of system GLONASS] // *Vestnik SibGAU*, 2014, no. 4 (56), pp. 126–131. (In Russian)
8. Tentilov Yu. A., Fateev A. V., Vasiliev A. A., Emelyanov D. V., Ovchinnikov A. V. *Sposob orientacii navigacionnogo sputnika* [Way of orientation of the navigating companion]. Patent RF, no. 2569999, 2015.
9. Ivanov N. M., Lisenko L. N. *Ballistika i navigaciya kosmicheskikh apparatov* [Ballistics and navigation of spacecrafts]. Moscow, Drofa, 2004, 544 p. (In Russian)
10. Dilssner F. The satellite of Glonass-M, orientation model on yaw // *Advances in Space Research*. Available at: <http://www.sciencedirect.com>

Article history

Received 18 June 2018

Accepted 29 June 2018

ОРГАНИЗАЦИЯ КЛАСТЕРА ВЫСОКОЙ ГОТОВНОСТИ

Н. Д. Иванов

*Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация*

Одним из способов обеспечения надежности системы обработки и хранения данных, еже-секундного обеспечения пользователей оперативной и достоверной информацией является кластеризация серверных систем, за счет которой поддерживается ее высокий уровень. В статье рассмотрено построение кластера высокой готовности. Для повышения отказоустойчивости используются несколько серверов, подключенных через несколько коммутаторов. В серверах предусматривается несколько сетевых интерфейсов с использованием технологии bonding и RAID-массив. Серверы и коммутаторы подключаются к источникам бесперебойного питания, которые тоже резервируются.

Приведены программные пакеты и их конфигурационные файлы, необходимые для функционирования кластера: `bond`, `drbd`, `racemaker`, `corosync`. Дано описание конфигурации `racemaker` и ресурс агентов: виртуальный IP-адрес – для того, чтобы у кластера был единый адрес, `drbd` – для зеркалирования RAID-массивов, `programControl` – для управления приложениями, `wakeUp` – для управления включением и выключением серверов.

В результате был спроектирован кластер высокой готовности, у которого, помимо серверной части, резервируется сеть и память. При переходе от одного сервера к другому обслуживание клиентов сервером прерывается на очень короткое время.

Ключевые слова: кластер высокой готовности, ресурс агент, `racemaker`, `corosync`, `drbd`, `bond`, WOL.

Введение

Надежность систем обработки данных, их способность ежесекундно обеспечивать пользователей оперативной и достоверной информацией – одно из важнейших условий эффективной работы различных компьютерных систем. Существует множество технических решений, обеспечивающих необходимый уровень надежности и отказоустойчивости информационных систем. Одно из таких решений – кластеризация серверных систем, за счет которой поддерживается высокий уровень готовности [1–4].

Система может использоваться для бесперебойного принятия и обработки данных, поступающих со спутников. Это система высокой готовности, которая в случае отказа одного из серверов или его останова для проведения профилактических работ, продолжит работу на другом сервере кластера, имея те же данные и сервисы.

Конфигурация серверов

В разрабатываемой системе будут использоваться четыре сервера. Три сервера объеди-

нены в кластере, а один сервер, предварительно настроенный и подготовленный для работы в составе кластера, находится в ЗИП (запасные части, инструменты, принадлежности). Один сервер в кластере активный, и на нем запущены нужные программы и сервисы. Второй сервер находится в горячем резерве – включен, но не запущены программы и сервисы. Третий сервер находится в холодном резерве (отключен).

При полном отказе активного сервера или сервера в горячем резерве сервер, находящийся в холодном резерве, должен перейти в горячий резерв и включиться. Для этого по сети на него посылается так называемый «магический пакет». Структура данного пакета следующая: в начале располагаются 6 байт, равных 0xFF, затем MAC-адрес включаемого сервера, повторенный 16 раз. Материнские платы, сетевые карты и BIOS всех серверов должны поддерживать функцию Wake-On-LAN (пробуждение по сети – WOL), а, кроме того, материнские платы должны поддерживать подачу питания на сетевую карту при холодном подключении.

Для обеспечения безотказной работы в части сетевого взаимодействия на каждом сервере будет использоваться резервирование сетевых интерфейсов. Необходимо использовать не

менее двух сетевых интерфейсов. Если главный сетевой интерфейс выйдет из строя, работу продолжит следующий сетевой интерфейс. Для связи серверов между собой понадобятся коммутаторы. Коммутаторов нужно столько же, сколько сетевых интерфейсов на одном сервере, среди которых также один – основной, другие – резервные. Если один коммутатор выйдет из строя, то связь с кластером не прервется. Соответственно будут работать другие сетевые интерфейсы, подключенные к резервному коммутатору.

Для избегания потери данных на каждом сервере понадобится не менее двух HDD (SSD) дисков, которые объединяются в RAID 1. В случае отказа одного диска работа сервера не прекратится.

Чтобы обеспечить работу серверов при отключении электроэнергии, каждый сервер подключается к своему источнику бесперебойного питания (ИБП). Коммутаторы также подключаются к ИБП: первый коммутатор – к первому и второму ИБП, второй – ко второму и третьему ИБП. Структурная схема кластера приведена на рис. 1.

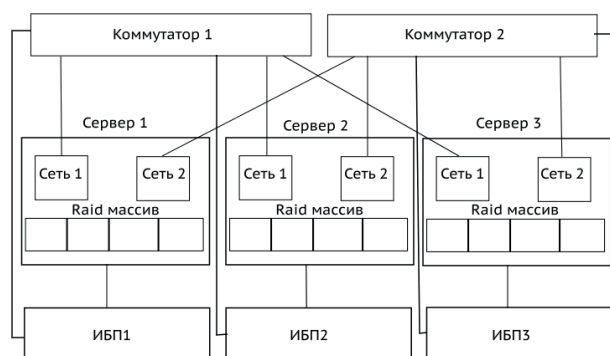


Рис. 1. Схема кластера

Подготовка серверов

В серверах будет использоваться операционная система семейства Linux. Программные средства, используемые для построения кластера, предназначены для ОС семейства Linux. В других операционных системах используются иные средства.

Для работы WOL необходимо в BIOS в разделе управления питанием выставить соответствующие опции в положение включено.

Для удобного копирования настроек с одного сервера на другие, а также для автоматического перевода серверов в холодный резерв, понадобится установить программный пакет ssh.

Для работы сетевых интерфейсов будет использоваться технология bonding [5]. Bond будет работать в режиме *mode=1* (active-backup), при котором один из интерфейсов активен. Если активный интерфейс выходит из строя, другой ин-

терфейс заменяет его. При переходе на другой интерфейс активные соединения не прерываются и данные не теряются. Для работы bond потребуется установить пакет ifenslave и настроить конфигурационный файл */etc/network/interfaces*:

```
auto bond0 eth0 eth1
iface bond0 inet static
address 10.2.110.1
netmask 255.255.255.0
network 10.2.110.0
gateway 10.2.110.255
bond_mode balance-tlb
bond_miimon 100
bond_downdelay 200
bond_updelay 200
slaves eth0 eth1
```

Данная конфигурация приведена для двух сетевых интерфейсов eth0 и eth1. Строчка *address 10.2.110.1* означает, что теперь сервер имеет IP-адрес 10.2.110.1.

Для зеркалирования RAID-массивов на все узлы (серверы кластера) будет использоваться пакет drbd [6]. С его помощью данные с активного сервера будут записываться на сервер в горячем резерве в режиме реального времени. При включении сервера холодного резерва в течение некоторого времени будет происходить запись отсутствующих данных с активного сервера на вновь подключенный сервер. Для работы потребуется установить пакет drbd и настроить его конфигурационный файл */etc/drbd.conf*:

```
global { usage-count no; }
common { syncer { rate 100M; } }
resource r0 {
    protocol C;
    startup {
        wfc-timeout 15;
        degr-wfc-timeout 60;
    }
    net {
        cram-hmac-alg sha1;
        shared-secret "secret";
    }
    on node1 {
        device /dev/drbd0;
        disk /dev/sdb1;
        address 10.2.110.1:7788;
        meta-disk internal;
    }
    on node2 {
        device /dev/drbd0;
        disk /dev/sdb1;
        address 10.2.110.2:7788;
        meta-disk internal;
    }
}
```


Кроме того нужно изменить файл `/etc/hosts` и присвоить соответствующим IP-адресам их названия. В данном случае это адреса `node1` и `node2`. После этого необходимо инициализировать хранилище метаданных и запустить на всех серверах сервис `drbd`.

Ресурс агенты

Для управления кластером понадобится установить пакеты `racemaker` и `corosync`[7]. После их установки нужно настроить конфигурационные файлы. Содержимое файла `/etc/corosync/corosync.conf`:

```
totem {
    version: 2
    token: 3000
    token_retransmits_before_loss_const: 10
    join: 60
    consensus: 3600
    vsftype: none
    max_messages: 20
    clear_node_high_bit: yes
    secauth: off
    threads: 0
    rrp_mode: active
    transport: udpu
    interface {
        ringnumber: 0
        bindnetaddr: 10.2.110.0
        mcastport: 5405
        ttl: 1
        member {
            memberaddr: 10.2.110.1
        }
        member {
            memberaddr: 10.2.110.2
        }
        member {
            memberaddr: 10.2.110.3
        }
        member {
            memberaddr: 10.2.110.4
        }
    }
}
amf {
    mode: disabled
}
service {
    ver: 0
    name: racemaker
}
aisexec {
    user: root
    group: root
}
logging {
```

```
syslog_priority: warning
fileline: off
to_stderr: no
to_logfile: yes
logfile: /var/log/corosync/corosync.log
logfile_priority: notice
to_syslog: no
syslog_facility: daemon
debug: off
timestamp: on
logger_subsys {
    subsys: AMF
    debug: off
    tags: enter|leave|trace1|trace2|trace3|trace4|trace6
}
```

В конфигурационном файле прописаны IP-адреса для всех четырех серверов (`member`).

Так как в кластере несколько серверов со своими IP-адресами (`bond`), понадобится ресурс агент [8–10], отвечающий за (общий) виртуальный IP-адрес, который будет активен только на сервере, находящемся в активном режиме.

Сервис `drbd` работает по принципу `master/slave`. На активном сервере сервис `drbd` должен находиться в режиме `master`, а на сервере горячего резерва – в режиме `slave`. Для этого необходимо создать ресурс агент, чтобы серверы при переключении с разных режимов активности находились в соответствующих режимах.

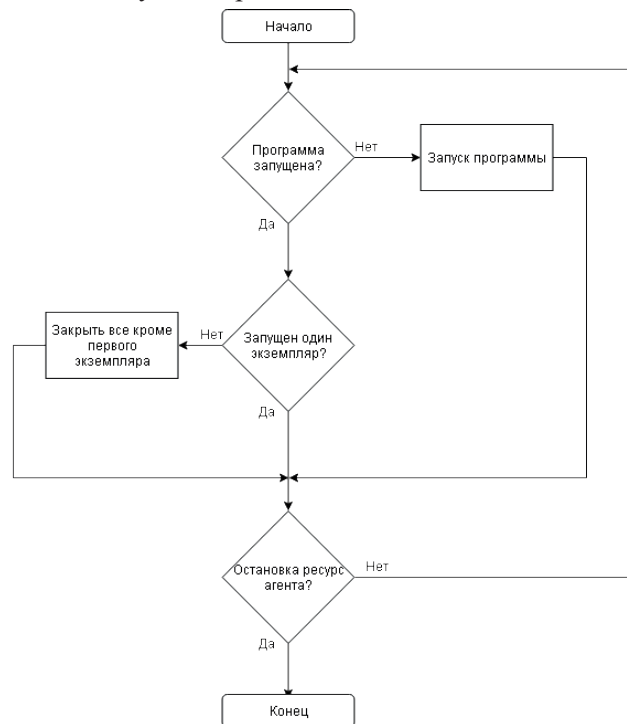


Рис. 2. Блок-схема работы ресурс агента `programmControl`

Для контроля программ нужно написать ресурс агент (programmControl). Агент должен отслеживать наличие программ в списке процессов ОС. Если программа не запущена, он должен ее запустить. Если запущено две и более копии программы, то он должен завершить при необходимости лишние копии. Алгоритм работы агента представлен на рис. 2.

Для отслеживания работоспособности кластера следует создать ресурс агент, который будет отслеживать количество серверов в кластере (wakeUp). В нормальном состоянии должно работать два сервера – активный и горячий резерв. В случае отключения одного из работающих серверов ресурс агент должен послать магический пакет на сервер в холодном резерве. При случайном включении третьего сервера агент должен его выключить, послав по ssh команду на выключение. Алгоритм работы агента представлен на рис. 3.

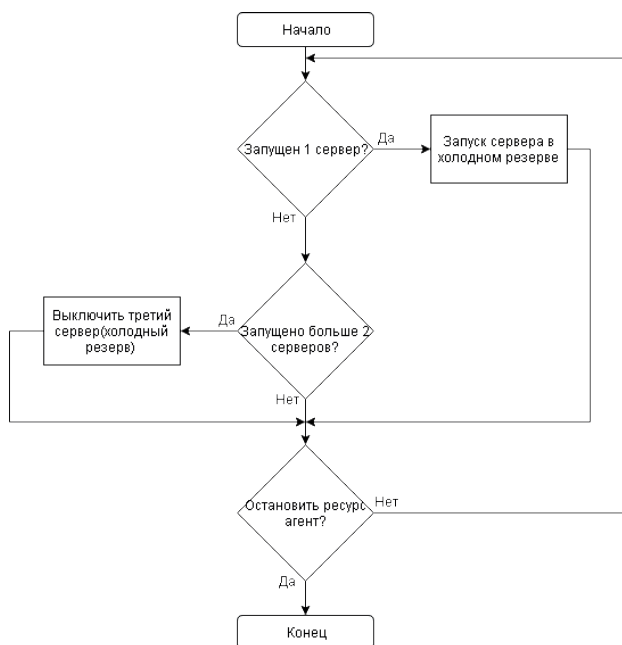


Рис. 3. Блок-схема работы ресурс агента wakeUp

Настройка конфигурации кластера

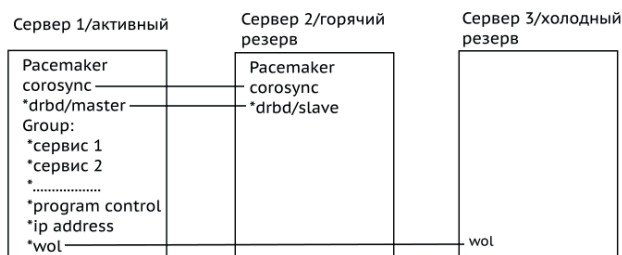


Рис. 4. Начальное состояние кластера

Все ресурс агенты будут находиться в одной группе для избегания ситуации, когда один из ресурс агентов случайно мигрировал на другой сервер, а остальные так и остались на прежнем сервере.

На рис. 4 показано состояние серверов в начале работы. После отключения первого сервера состояние кластера изменится согласно рис. 5. На рис. 6 приведена схема работы кластера.

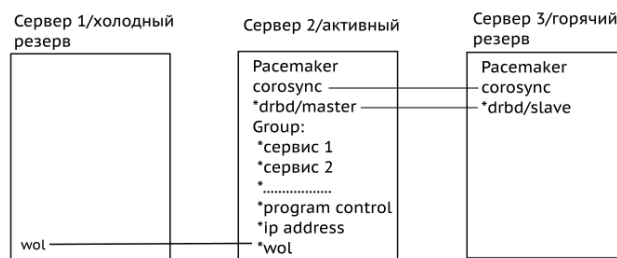


Рис. 5. Состояние кластера после отключения первого сервера



Рис. 6. Схема работы кластера

Заключение

Высокая доступность информационных сервисов, предоставляемых узлами кластера, обеспечивается кластерным ПО и с помощью специальных сервисов или скриптов, отслеживающих работоспособность информационных сервисов и выполняемых узлами кластера. В случае сбоя, вызванного отказом диска, сетевого интерфейса или самого приложения, кластерное ПО переносит соответствующий сервис на другой узел. Под переносом здесь понимается следующее – остановка приложения (если оно еще работало) на активном сервере, размонтирование общих дисковых томов, монтирование их на втором узле, перенос

IP-адреса с активного на резервный сервер, запуск приложения. Если в кластере больше двух серверов, то информационные сервисы вышедшего из строя сервера переносятся на другой сервер по правилам, заданным кластерным ПО на основе данных о работоспособных серверов.

Список литературы

1. Кластерные системы для приложений высокой готовности [Электронный ресурс]. URL: <https://www.bytemag.ru/articles/detail.php?ID=6326> (дата обращения: 01.03.2018).
2. Подробное описание функционирования кластера высокой надежности (доступности) High-availability cluster (ha cluster) [Электронный ресурс]. URL: <http://www.xnets.ru/plugins/content/content.php?content.69> (дата обращения: 01.03.2018).
3. Кластеры на ОС Linux как системы высокой доступности [Электронный ресурс]. URL: http://old.ci.ru/inform10_99/p_08_9.htm (дата обращения: 01.03.2018).
4. Кластеры высокой доступности [Электронный ресурс]. URL: <https://studfiles.net/preview/1511462/page:2/> (дата обращения: 03.03.2018).
5. Linux bonding – объединение сетевых интерфейсов в Linux [Электронный ресурс]. URL: <http://www.adminia.ru/linux-bonding-obiedinenie-setevyih-interfeysov-v-linux/> (дата обращения: 03.03.2018).
6. Строим кластер на связке DRBD+Pacemaker+OpenVZ+NFS+Zabbix [Электронный ресурс]. URL: <http://borodatych.blogspot.ru/2011/02/drbdpacemakeropenvznfszabbix.html> (дата обращения: 10.03.2018).
7. ClusterLabs [Электронный ресурс]. URL: <http://clusterlabs.org> (дата обращения: 05.03.2018).
8. OCF Resource Agents [Электронный ресурс]. URL: http://www.linux-ha.org/wiki/OCF_Resource_Agent (дата обращения: 05.03.2018).
9. OCF Resource Agent Developer's Guide [Электронный ресурс]. URL: <https://www.linbit.com/en/resources/documentation/526-ocf-resource-agent-developers-guide/> (дата обращения: 05.03.2018).
10. Heartbeat Resource Agents [Электронный ресурс]. URL: http://www.linux-ha.org/wiki/Heartbeat_Resource_Agents (дата обращения: 05.03.2018).

История статьи

Поступила в редакцию 17 апреля 2018 г.

Принята к публикации 21 мая 2018 г.

ORGANIZATION OF A HIGH-AVAILABILITY CLUSTER

N. D. Ivanov

Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

Clustering of server systems is one of the ways to ensure the reliability of data processing and storage systems, as well as constant provision of users with prompt and reliable information. With the clustering of server systems, a high level of availability is maintained.

The article presents the construction of a high availability cluster. Several servers are used to increase the fault tolerance, which are connected through several switches. Several network interfaces are provided in servers using the technology of bonding. Also, servers provide a RAID array. Servers and switches are connected to uninterruptible power supplies. Uninterruptible power supplies are backed up.

The software packages are presented with their configuration files. Software packages are necessary for the functioning of the cluster: bond, drbd, pacemaker, corosync. The pacemaker configuration and agent resource are described. Those agents was described: virtual IP address - for a cluster to have a single address, drbd for mirroring RAID arrays, programmControl for managing applications, wakeUp for controlling servers turning on and off. As a result, a high availability cluster was designed. It is reserved by the server part, network part and memory. Customer service is interrupted for a very short time when moving from one server to another.

Keywords: high availability cluster, resource agent, pacemaker, corosync, drbd, bond, WOL.

References

1. Cluster systems for high availability applications. Available at: <https://www.bytemag.ru/articles/detail.php?ID=6326> (accessed 01.03.2018).

2. Detailed description of the functioning of the high-availability cluster High-availability cluster (ha cluster). Available at: <http://www.xnets.ru/plugins/content/content.php?content.69> (accessed 01.03.2018).
3. Clusters on Linux OS as high-availability systems. Available at: http://old.ci.ru/inform10_99/p_08_9.htm(accessed 01.03.2018).
4. Clusters of high availability. Available at: <https://studfiles.net/preview/1511462/page:2/> (accessed 03.03.2018).
5. Linux bonding - integration of network interfaces in Linux. Available at: <http://www.adminia.ru/linux-bonding-obiedinenie-setevyih-interfeysov-v-linux/> (accessed 03.03.2018).
6. We build a cluster on a bunch DRBD + Pacemaker + OpenVZ + NFS + Zabbix. Available at: <http://borodatych.blogspot.ru/2011/02/drbdpacemakeropenvznfszabbix.html> (accessed 10.03.2018).
7. ClusterLabs. Available at: <http://clusterlabs.org/> (accessed 05.03.2018).
8. OCF Resource Agents. Available at: http://www.linux-ha.org/wiki/OCF_Resource_Agent (accessed 05.03.2018).
9. OCF Resource Agent Developer's Guide. Available at: <https://www.linbit.com/en/resources/documentation/526-ocf-resource-agent-developers-guide/> (accessed 05.03.2018).
10. Heartbeat Resource Agents. Available at: http://www.linux-ha.org/wiki/Heartbeat_Resource_Agents (accessed 05.03.2018).

Article history

Received 17 April 2018

Accepted 21 May 2018

ОПТИМИЗАЦИЯ КОЭФФИЦИЕНТА РАЗМЫТОСТИ ЯДРА В ЗАДАЧЕ НЕПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ ИДЕНТИФИКАЦИИ

Е. Д. Михов, Н. Д. Иванов

Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация

Исследуется проблема моделирования дискретно-непрерывных процессов. Рассматривается достаточно общая схема исследуемого процесса, включающая в себя не только входные-выходные переменные, но и промежуточные. Кратко анализируется вопрос идентификации в «узком» и «широком» смысле. Приводится рекуррентный алгоритм оценки параметров адаптивных моделей, основанной на методе стохастических аппроксимаций. При построении модели объекта при помощи ядерных оценок важным параметром является вектор коэффициентов размытости ядра. От выбранного вектора коэффициента размытости напрямую зависит качество построенной модели. Данный коэффициент определяет степень участия элементов выборки в оценке. Исходя из большого влияния вектора коэффициента размытости ядра на качество построенной модели у исследователей часто возникает задача оптимизации данного вектора. В статье рассмотрены алгоритмы оптимизации вектора коэффициентов размытости ядра. Рассмотрены следующие алгоритмы оптимизации: метод перебора, метод деформируемого многогранника и генетический алгоритм. В качестве критерия оптимизации была выбрана среднеквадратичная ошибка построенной модели, которая вычислялась при помощи скользящего экзамена. Представлена таблица, в которой отображена точность построенной модели после оптимизации вектора коэффициентов размытости ядра (для каждого входного воздействия), а также после оптимизации одного общего коэффициента размытости ядра, который назначается для всех входных переменных.

Ключевые слова: непараметрическая модель, непараметрические алгоритмы, коэффициент размытости, оптимизация.

Идентификация многих стохастических объектов часто сводится к идентификации статических систем. Наиболее общая схема исследуемого дискретно-непрерывного процесса может быть представлена на рис. 1 [1–3; 5].

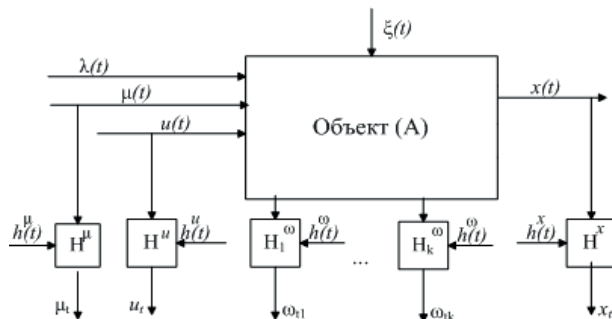


Рис. 1. Общая схема исследуемого процесса

На рис. 1 приняты обозначения: А – неизвестный оператор объекта; $x(t)$ – выходной век-

тор процесса; $\overline{u(t)}$ – вектор управляющих воздействий; $\mu(t)$ – вектор входных не управляемых, но измеряемых переменных процесса; $\lambda(t)$ – вектор входных неуправляемых и неизмеряемых переменных процесса; $\zeta(t)$ – случайное воздействие; $\omega^i(t): i=1, 2, \dots, k$ – переменные процесса, контролируемые по длине объекта; t – непрерывное время; $H^\mu, H^u, H^x, H^z, H^q, H^\omega$ – каналы связи, соответствующие различным переменным и включающие в себя средства контроля, приборы для измерения наблюдаемых переменных; $\mu_i, u_i, x_i, \omega_i$ – означает измерение в дискретное время; $\mu(t), u(t), x(t), \omega(t), h^\mu(t), h^u(t), h^x(t), h^\omega(t)$ – случайные помехи измерений соответствующих переменных процесса. Процессы с дискретным снятием измерений часто встречаются в различных технических областях. С помощью подобных моделей проводится диагностирование компонентов электроники (диодов, резисторов и т.д.) на предмет брака. Подобная диагностика проводится при анализе компонентов элементной базы, используемых для сборки космических летательных аппаратов.

Уровни идентификации

Рассмотрим системы с различным уровнем априорной информации [4–6]:

- системы с параметрической неопределенностью. Параметрический уровень априорной информации предполагает наличие параметрической структуры модели и некоторых характеристик случайных помех, обычными из них являются нулевое математическое ожидание и ограниченная дисперсия. Для оценивания параметров используются чаще всего разнообразные итеративные вероятностные процедуры. При этих условиях также решается задача идентификации в узком смысле, как и во всех предыдущих случаях;
- системы с непараметрической неопределенностью. Непараметрический уровень априорной информации не предполагает наличие модели, но требует наличие некоторых сведений качественного характера о процессе, например, однозначность, либо неоднозначность его характеристик, линейность для динамических процессов, либо характер его нелинейности. Для решения задач идентификации на этом уровне априорной информации (идентификация в широком смысле) применяются методы непараметрической статистики;
- системы с параметрической и непараметрической неопределенностью. Важными с точки зрения практики являются задачи идентификации многосвязных систем в условиях, когда объем исходной информации не соответствует ни одному из вышеописанных типов. Например, для отдельных характеристик многосвязного процесса на основании физико-химических и энергетических закономерностей, закона сохранения массы, балансовых соотношений, могут быть выведены параметрические закономерности, а для других нет. Таким образом, мы находимся в ситуации, когда задача идентификации формулируется в условиях и параметрической, и непараметрической априорной информации. Тогда и модели представляют собой взаимосвязанную систему параметрических и непараметрических соотношений.

Уровни идентификации

Непараметрическая идентификация представляется в виде моделирования при помощи ядерных оценок [7]:

$$x_{s+1}^* = \frac{\sum_{i=1}^s u_{(i)} \prod_{j=1}^k \Phi\left(\frac{u_{n,s+1}^* - u_{n,i}}{c_s^x}\right)}{\sum_{i=1}^s \prod_{j=1}^k \Phi\left(\frac{u_{n,s+1}^* - u_{n,i}}{c_s^x}\right)} \quad (1)$$

где $\Phi(*)$ – это ядерная «сглаживающая» функция (2), а c_s^x – коэффициент размытости ядра.

$$\Phi(o) = \begin{cases} 1 - |o|, & \text{если } |o| \leq 1, \\ 0, & \text{если } 1 < |o|. \end{cases} \quad (2)$$

Стоит сказать, что от выбранного вектора коэффициента размытости напрямую зависит качество построенной модели. Данный коэффициент определяет степень участия элементов выборки в оценке.

Коэффициент размытости ядра определяет степень участия элементов выборки в вычислении \hat{x}_{s+1} в точке u_m (рис. 2).

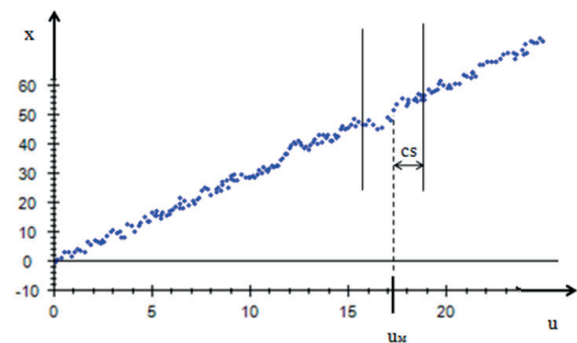


Рис. 2. Определение коэффициента размытости ядра

Как видно на рис. 2 участвуют в оценке в точке u_m только те элементы выборки, у которых $|n - n_m| < cs$.

Исходя из большого влияния вектора cs на качество построенной модели у исследователей часто возникает задача оптимизации данного вектора (в качестве критерия оптимизации имеется в виду точность построенной модели).

В настоящее время существуют множество методов оптимизации как для нахождения локальных экстремумов, так и для нахождения глобальных (хотя стоит сказать, что методы для нахождения глобальных экстремумов – вероятностные).

Ход исследования

Смысл исследования заключается в выяснении вопроса о необходимости оптимизации коэффициента размытости для каждого входного воздействия.

Для начала оптимизируем вектор коэффициента размытости ядра при помощи метода деформируемых многогранников. Слабостью данного метода можно считать то, что при нахождении минимума, он может «застрять» в локальном экстремуме. Для того чтобы определить, применим ли данный метод для оптимизации cs , построим графики зависимости среднеквадратичной ошибки σ от cs (рис. 3, 4).

В первую очередь были построены графики зависимости между коэффициентом размытости

ядра и среднеквадратичной ошибкой для двухмерного случая для различных процессов.

Характер данных зависимостей не изменялся. В качестве примера приведем один из графиков (рис. 3).

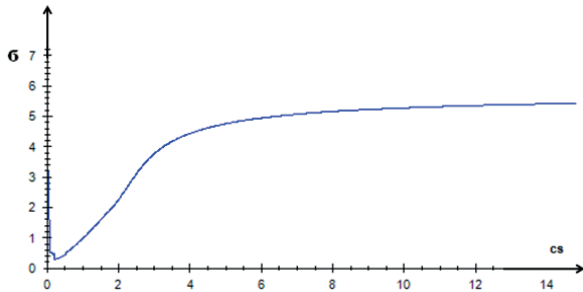


Рис. 3. Зависимость среднеквадратичной ошибки от коэффициента размытости ядра (2-мерный случай)

На рис. 3 отображено, что для 2-мерного случая зависимость является плавной и в ней не прослеживаются локальные минимумы.

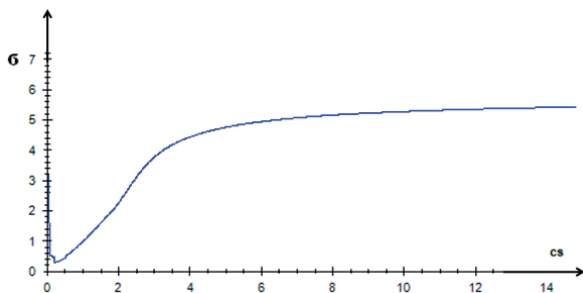


Рис. 4. Зависимость среднеквадратичной ошибки от коэффициента размытости ядра (3-мерный случай)

Также были построены графики зависимости между коэффициентом размытости ядра и среднеквадратичной ошибкой для трехмерного случая для различных процессов.

Характер данных зависимостей также не изменялся. В качестве примера приведем один из графиков (рис. 4).

На рис. 4 отображено, что для 3-мерного случая зависимость также является плавной и без локальных минимумов.

В связи с этим можно проводить оптимизацию cs при помощи метода деформируемого многогранника [8; 9].

После процесса оптимизации вектора коэффициентов размытости ядра при помощи метода деформируемого многогранника будет проведена оптимизация вектора коэффициентов размытости ядра при помощи генетического алгоритма [10].

Вычислительный эксперимент

Моделируемый процесс имеет два входных воздействия и один выходной параметр. Обучающая выборка была взята в количестве 300. Помеха, воздействующая на объект, была равна 7%. Критерием оптимизации была выбрана среднеквадратичная ошибка σ .

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} \tag{3}$$

Выведем результаты в виде табл. 1. Как мы можем видеть из табл. 1, оптимизация вектора коэффициента размытости занимает во много раз больше времени, чем оптимизация скалярного значения, при этом модель практически не становится лучше.

Также стоит отметить, что оптимизация при помощи метода деформируемых многогранников действует гораздо быстрее, чем оптимизация при помощи стандартного перебора или генетического алгоритма.

Было проведено сравнение между оптимизацией при помощи метода деформируемых многогранников, генетического алгоритма и оптимизацией при помощи стандартного перебора, где было доказано превосходство первого в задаче оптимизации вектора cs .

Таблица 1

Результаты оптимизации вектора cs

Метод оптимизации	Оптимизируемый параметр	Время нахождения оптимального cs , мс	Среднеквадратичная ошибка σ
Метод деформируемого многогранника	Вектор cs	1118	0,750869
Метод деформируемого многогранника	Скаляр cs	100	0,755853
Перебор возможных значений	Вектор cs	26808	0,780678
Перебор возможных значений	Скаляр cs	934	0,78102
Генетический алгоритм	Вектор cs	39067	0,758035
Генетический алгоритм	Скаляр cs	37028	0,761118

Заключение

Была рассмотрена общая схема исследуемого процесса. Был кратко проанализирован вопрос идентификация в «узком» и «широком» смыслах. Был рассмотрен вопрос оптимизации вектора коэффициентов размытости ядра. В статье были рассмотрены следующие алгоритмы оптимизации: метод перебора, метод деформиру-

емого многогранника и генетический алгоритм. Перечисленные методы оптимизации были использованы для оптимизации вектора коэффициентов размытости ядра. Продемонстрировано, что нет необходимости в оптимизации коэффициента размытости ядра для каждого входного воздействия. Также продемонстрировано, что методы локальной оптимизации успешно решают задачу подбора коэффициентов размытости ядра.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект №16-19-10089).

Список литературы

1. Tweedle V., Smith R. A mathematical model of Bieber Fever // Transworld Research Network, 2012, vol. 37/661, no. 2, pp. 157–177.
2. Антонов А. В. Системный анализ : учебник. М. : Высшая школа, 2004. 454 с.
3. Введение в математическое моделирование : учеб. пособие / под ред. П. В. Трусова. Москва : Логос, 2005. 440 с.
4. Медведев А. В. Анализ данных в задаче идентификации // Сборник научных статей Международной конференции «Компьютерный анализ данных и моделирование». Минск : БГУ, 1995. С. 201–207.
5. Советов Б. Я, Яковлев С. А. Моделирование систем : учебник для вузов. М. : Высшая школа, 2001. 343 с.
6. Теория систем и системный анализ : учеб. пособие / под ред. А. Н. Тырсына. Челябинск : Знания, 2002. 128 с.
7. Медведев А. В. Некоторые замечания к H-моделям безынерционных процессов с запаздыванием // Вестник СибГАУ. 2014. №2 (54). С. 24–34.
8. Рубан А. И. Методы анализа данных : учеб. пособие / изд. 2-е, испр. и доп. Красноярск : ИПЦ КГТУ, 2004. 319 с.
9. Курейчик В. М., Лебедев Б. К., Лебедев О. К. Поиск адаптации: теория и практика. М. : Физматлит, 2006. 272 с.
10. Kumsawat P. A Genetic Algorithm Optimization Technique for Multiwavelet – Based Digital Audio Watermarking // EURASIP Journal on Advances in Signal Processing, 2010, vol. 1, pp.15–25.

История статьи

Поступила в редакцию 17 апреля 2018 г.

Принята к публикации 21 мая 2018 г.

OPTIMIZATION OF THE CORE SMOOTH COEFFICIENT IN THE PROBLEM OF THE NONPARAMETRIC IDENTIFICATION

E. D. Mikhov, N. D. Ivanov

Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

The problem of modeling discrete-continuous processes is investigated. The general scheme of the investigated process is considered. The considered scheme includes input, output intermediate variables. The issue of identification in the «narrow» and «broad» sense. Analyzed Briefly. A recurrent algorithm for estimating the parameters of adaptive models based on the method of stochastic approximations. The vector of the blurring coefficients of the nucleus is an important parameter when constructing an object model using nuclear estimates. The quality of the constructed model depends on the selected vector of the blur factor. The blurring factor determines the degree of participation of the sampling elements in the evaluation. Researchers often face the task of optimizing this vector, since the vector of the kernel blur factor affects the quality of the constructed model. Algorithms for optimizing the vector of the kernel blur coefficients are considered in the article. The following algorithms for optimization are considered: the method of search, the method of a deformable polyhedron and the genetic algorithm. The root-mean-square error of the constructed model was chosen as an optimization criterion. The root-mean-square error was calculated using a sliding exam. The table in which the accuracy of the constructed model is displayed after the optimization of the vector of the kernel blur factors (for each input effect), and also after optimization of one common blur factor of the kernel, which is assigned to all input variables, is presented.

Keywords: nonparametric model, nonparametric algorithms, core smooth coefficient, optimization.

References

1. Tweedle V., Smith R. A mathematical model of Bieber Fever // Transworld Research Network, 2012, vol. 37/661, no. 2, pp. 157–177.
2. Antonov A.V. *Sistemnyj analiz* [The system analysis]. Moscow, Higher School, 2004, 454 p. (In Russian)
3. Trusov P. V. *Vvedenie v matematicheskoe modelirovanie* [Introduction to mathematical modeling]. Moscow, Logos, 2005, 440 p. (In Russian)
4. Medvedev A. V. *Analiz dannyh v zadache identifikacii* [Analysis of data in the identification problem] // International conference «Computer-aidd data analysis and modeling», 1995, Vol. 2, pp. 201–207. (In Russian)
5. Sovetov B. Ya., Yakovlev S. A. *Modelirovanie sistem* [Modeling of systems]. Moscow, Higher School, 2001, 343 p. (In Russian)
6. Tirsina A. N. *Teoriya sistem i sistemnyj analiz* [Theory of systems and systems analysis]. Chelyabinsk, Znanie, 2002, 128 p. (In Russian)
7. Medvedev A. V. *Nekotorye zamechaniya k N-modelyam bezynercionnyh processov s zapazdyvaniem* [Some remarks to the H-models of inertial-free processes with delay] // Bulletin of Siberian State University of Economics, 2014, no. 2 (54), pp. 24–34. (In Russian)
8. Ruban A. I. *Metody analiza dannyh* [Methods of data analysis]. Krasnoyarsk, IPC KSTU, 2004, 319 p. (In Russian)
9. Kureichik V. M, Lebedev B. K., Lebedev O.K. *Poiskovaya adaptaciya: teoriya i praktika* [Search adaptation: theory and practice]. Moscow, Fizmatlit, 2006, 272 p. (In Russian)
10. Kumsawat P. A Genetic Algorithm Optimization Technique for Multiwavelet – Based Digital Audio Watermarking // EURASIP Journal on Advances in Signal Processing, 2010, vol. 1, pp.15–25.

Article history

Received 17 April 2018

Accepted 21 May 2018

АРХИТЕКТУРА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ ВЫСОКОНАДЕЖНЫХ СИСТЕМ

А. В. Караванов, Н. Д. Иванов

*Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация*

В статье рассматривается проблема построения программного обеспечения для высоконадежных систем. Исследуются основные критерии, позволяющие оценить эффективность спроектированной архитектуры программного обеспечения. Приводится их краткое описание. Программное обеспечение с большим спектром выполняемых задач разрабатывается по модульному типу. Программа делится на модули по их функциональному назначению. Предлагается выделить модуль в отдельную программу для повышения отказоустойчивости программного обеспечения в высоконадежных системах. Приводится пример построения предложенной архитектуры с разбиением программного обеспечения на модули (программы) по функциональному назначению. С этой целью разработана программа-посредник, при помощи которой модули обмениваются информацией. Взаимодействие между модулями и программой-посредником может происходить при помощи различных технологий (TCP/IP, общие файлы, разделяемая память и т. д.). В приведенном примере взаимодействие было реализовано при помощи протокола сетевого взаимодействия TCP/IP, а также проведен эксперимент для сравнения монолитно построенной программы и программы, сделанной по предложенной архитектуре. В рамках эксперимента источник данных передавал пакеты через программное обеспечение, реализованное на основании предложенной архитектуры. За критерий надежности программного обеспечения принято количество доставленных пакетов. Данный эксперимент подтвердил преимущество надежности программного обеспечения, построенного по предложенной архитектуре.

Ключевые слова: архитектура программного обеспечения, программный модуль, декомпозиция программ, высоконадежные системы.

Введение

Разработка программ – довольно сложный и трудоемкий процесс, в котором проектирование корректной и надежной архитектуры (структуры) играет ключевую роль. Распределение и координация усилий по созданию программ в группе разработчиков часто оказываются наиболее ответственными и трудными решениями, т. к. влияют на основной результат. Целью проектирования архитектуры является определение внутренних свойств программного обеспечения (ПО) и детализация его внешних свойств на основе выданных заказчиком и впоследствии проанализированных требований.

Правильно выбранная архитектура ПО помогает сделать процесс разработки и сопровождения программы более простым и эффективным. К критериям хорошо спроектированной архитектуры ПО относят:

- *Эффективность программы.* В первую очередь программа должна решать поставленные задачи и хорошо выполнять свои функции, причем в различных условиях. Сюда можно отнести такие характеристики, как надежность, безопасность, производительность, способность справляться с увеличением нагрузки (масштабируемость) и т. п. [1];

- *Изменяемость программы.* Любая программа подвергается изменениям с течением времени. Чем быстрее и удобнее можно изменить программу, тем она гибче и конкурентоспособнее [2]. Изменение одного модуля программы не должно влиять на другие модули;

- *Расширяемость программы.* Возможность добавлять в программу новый функционал, не нарушая ее основной структуры. На первом этапе проектирования в программу необходимо добавлять только самый необходимый функционал, но при этом архитектура должна позволять легко добавлять новый функционал по мере необходимости [3]. Программу следует проектировать так,

чтобы изменение и добавление новых функций достигалось бы за счет написания нового кода (расширения) и при этом не приходилось бы менять уже существующий;

- *Масштабируемость процесса разработки.* Возможность уменьшить срок разработки за счёт привлечения новых людей. Архитектура должна позволять распараллеливать процесс разработки так, чтобы множество людей могли работать над ним одновременно [4];

- *Тестируемость программы.* Код, который легче тестировать, будет содержать меньше ошибок и надежнее работать [5];

- *Возможность повторного использования частей программы.* Программу желательно проектировать так, чтобы ее модули можно было повторно использовать в других проектах [6]. Проект должен быть хорошо структурирован, не содержать дублирования, иметь хорошо оформленный код и, желательно, документацию;

- *Сопровождаемость.* Архитектура ПО должна давать возможность легко и быстро разбираться в программе [7], должна быть структурирована, не содержать дублирования, иметь хорошо оформленный код.

Главной задачей при проектировании больших систем является снижение сложности (декомпозиция). Сложная система должна строиться из небольшого количества более простых подсистем (модулей), каждая из которых, в свою очередь, должна строиться из частей меньшего размера и т. д. [8] (рис. 1).

При правильной декомпозиции программа превращается в набор модулей, взаимодействующих друг с другом по определенным правилам. Сначала программу разбивают на функциональные модули, описывающие ее функции в общем виде. Затем полученные модули анализируются более детально и, в свою очередь, делятся на подмодули либо на объекты. Декомпозицию на модули лучше всего производить, используя те задачи, которые решает программа. Основная программа разбивается на модули, которые могут выполнять

возложенные на них задачи независимо друг от друга. Также при правильной декомпозиции модули могут быть сфокусированы на выполнение своих функций и независимы [9]. Модуль характеризует не только выполняемые им функции, но и набор данных, необходимый для их выполнения (рис. 2). При правильной декомпозиции модуль может выполнить свои функции лишь на основе своих входящих данных.

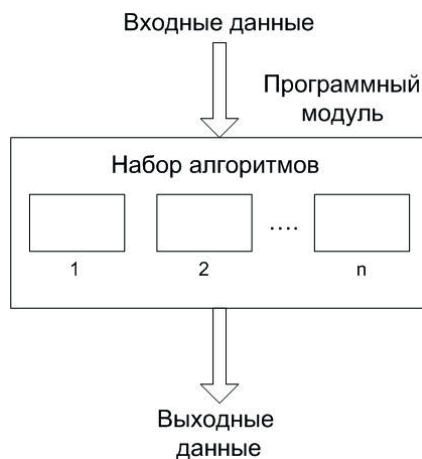


Рис. 2. Схема построения модуля

Под модульным построением чаще всего подразумевается разбиение специального программного обеспечения (СПО) на составные части (классы, функции и т. д.), каждая из которых выполняет свой спектр задач. В случае разработки программы для высоконадежных систем данного способа разбиения может оказаться недостаточно. В качестве примера высоконадежной системы можно привести измерительный комплекс сбора, хранения и анализа навигационной информации со спутников.

Выход из строя одного модуля может привести к аварийному завершению всего СПО. В связи с этим в СПО для высоконадежных систем предлагается в качестве модулей использовать отдельные программы, отвечающие за свой спектр задач. Кроме того, необходимо создать

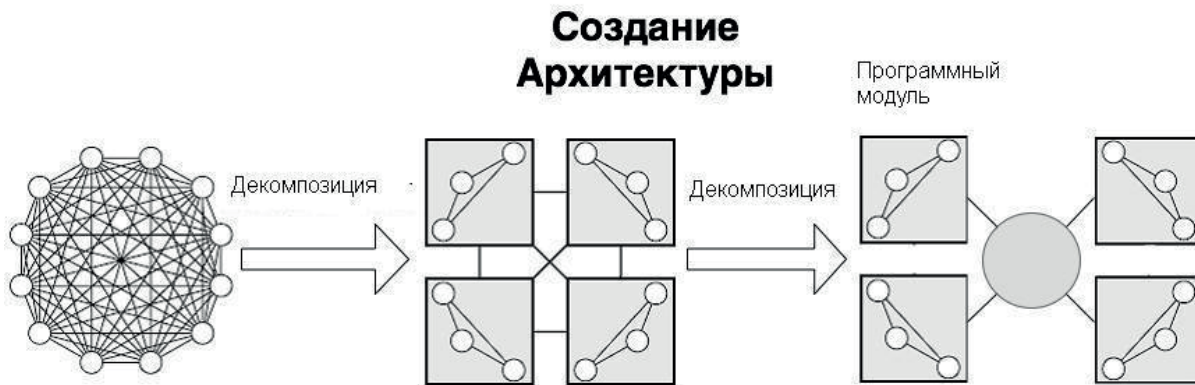


Рис. 1. Пример декомпозиции

программу-посредник [10], которая будет передавать сообщения между модулями (рис. 3). В таком случае выход из строя одного из модулей не позволит выйти из строя всей системе. А произойдет только частичная потеря функционала. Для его восстановления необходимо будет перезапустить модуль. Передачу данных между программами можно организовать с помощью сетевого протокола ТСР/ІР, общих файлов, разделяемой памяти и т. д.

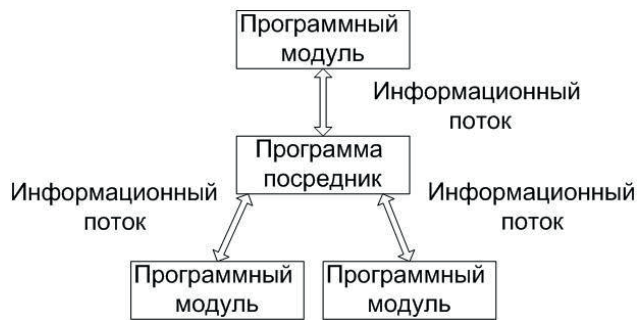


Рис. 3. Пример построения декомпозиции

В качестве примера данной технологии рассмотрим СПО, функциями которого являются передача сообщений от источника к потребителю и сохранение этой информации в базе данных. Выделим основные модули программы – это общение с источником данных, запись данных в базу и отправка данных потребителю. Выведем каждый модуль в отдельную программу, добавим в состав программу-посредник, через которую модули будут обмениваться данными (рис. 4).

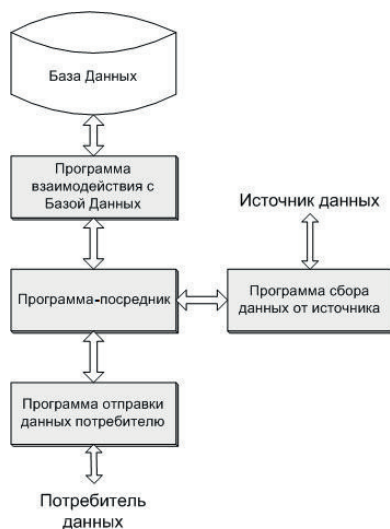


Рис. 4. Схема построения программы

Из схемы видно, что при зависании части модулей взаимодействие с базой данных продолжается за счет остальных, и при восстановлении

работоспособности модуля программа будет работать в штатном режиме.

В результате проведенного вычислительного эксперимента с целью сравнения монолитной архитектуры построения ПО с предлагаемой было выявлено следующее. Во время эксперимента источник данных передал 1 000 информационных пакетов. Также была создана программа-агент, которая аварийно завершает работу тестируемой программы (в случае монолитного построения) либо одного из модулей для случая

Таблица 1

Результаты эксперимента

Частота срабатывания программы-агента, с	Количество пропущенных пакетов (при монолитном построении программы), ед.	Количество пропущенных пакетов (при предлагаемой архитектуре построения программы), ед.
45	17	0
30	26	3
10	87	12
5	154	22

предлагаемой архитектуры. Результаты эксперимента отображены в табл. 1.

Как видно из табл. 1 предлагаемая архитектура построения СПО позволяет увеличить надежность разрабатываемого СПО.

Заключение

Были рассмотрены основные критерии, позволяющие оценить, насколько удачно была спроектирована архитектура программы. При проектировании ПО разработчик должен руководствоваться предлагаемыми критериями. При создании большого проекта лучше использовать архитектуру, предполагающую декомпозицию программного проекта на модули по функциональному назначению. Данный способ построения ПО позволяет упростить процесс программирования и отладки проекта. Для случая высоконадежных систем предлагается выделить каждый модуль проекта в отдельную программу. Для взаимодействия между программами следует использовать модуль (программу-посредник). Передача данных может осуществляться любым удобным для данного случая способом (например ТСР/ІР, каналы, общие файлы). Показано, что данная архитектура увеличивает надежность разрабатываемого ПО и имеет особый приоритет для высоконадежных систем.

Список литературы

1. Басс Л., Клементс П., Кацман Р. Архитектура программного обеспечения на практике. СПб. : Питер, 2006. 575 с.
2. Гагарина Л. Г., Кокорева Е. В., Виснадул Б. Д. Технология разработки программного обеспечения : учеб. пособие. М. : Форум Инфра-М, 2013. 400 с.
3. Круз Р. Л. Структуры данных и проектирование программ : пер. с англ. М. : «БИНОМ. Лаборатория знаний», 2008. 765 с.
4. Мацяшек Л. А., Лионг Б. Л. Практическая программная инженерия на основе учебного примера : пер. с англ. М. : «БИНОМ. Лаборатория знаний», 2009. 956 с.
5. Фаулер М. Архитектура корпоративных программных приложений : пер. с англ. М. : Вильямс, 2006. 544 с.
6. Назаров С. В. Архитектура и проектирование программных систем : монография. М. : Инфра-М, 2016. 374 с.
7. Нильссон Дж. Применение DDD и шаблонов проектирования. Проблемно-ориентированное проектирование приложений с примерами на С# и .NET. М. : Вильямс, 2008. 560 с.
8. Фаулер М. Шаблоны корпоративных приложений. М. : Издат. дом «Вильямс», 2011. 544 с.
9. Руководство Microsoft по проектированию архитектуры приложений [Электронный ресурс]. URL: <http://apparchguide.ms/Book> (дата обращения: 12.03.2018).
10. Message Bus [Электронный ресурс]. URL: <http://msdn.microsoft.com/en-us/library/ms978579.aspx> (дата обращения: 15.03.2018).

История статьи

Поступила в редакцию 17 апреля 2018 г.

Принята к публикации 21 мая 2018 г.

SOFTWARE ARCHITECTURE FOR HIGHLY RELIABLE SYSTEMS

A.V. Karavanov, N. D. Ivanov

Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

The problem of building software for highly reliable systems is considered in the article. The criteria that allow us to evaluate the effectiveness of software architecture were considered first. The brief description of these criteria was given. Software with a wide range of tasks is built in a modular manner. The program is divided into modules for their functional purpose. It is proposed to allocate a separate module in the program to improve the software fault tolerance in highly reliable systems. An example is given of constructing the proposed architecture with a breakdown of the software into modules (programs) for a functional purpose. For this purpose, an intermediary program has been developed, through which the modules exchange information. The interaction between the modules and the mediation program can occur through various technologies (TCP/IP, shared files, shared memory, etc.). The interaction was realized using the network protocol TCP/IP in the example. To compare the monolithically constructed program and the program made on the proposed architecture, an experiment was conducted. The data source passed packets through the built-in software. The number of delivered packages was taken as a criterion for software reliability. The software was built according to the proposed architecture. The experiment demonstrated the advantage of the built-in software.

Keywords: software architecture, software module, software decomposition, highly reliable systems.

References

1. Bass L., Clements P., Katsman R. *Arhitektura programmnogo obespecheniya na praktike* [Software architecture in practice]. St. Petersburg, Peter, 2006, 575 p. (In Russian)
2. Gagarina L. G., Kokoreva E. V., Visnadul B. D. *Tekhnologiya razrabotki programmnogo obespecheniya* [Technology of software development]. Moscow, Forum Infra-M, 2013, 400 p. (In Russian)
3. Cruz R. L. *Struktury dannyh i proektirovanie programm* [Data structures and program design]. Moscow, «BINOM. Laboratory of Knowledge», 2008, 765 p. (In Russian)
4. Matsyachek L. A., Lyong B. L. *Prakticheskaya programmnaya inzheneriya na osnove uchebnogo primera* [Practical software engineering on the basis of a case study]. Moscow, «BINOM. Laboratory of Knowledge», 2009, 956 p. (In Russian)
5. Fowler M. *Arhitektura korporativnyh programmyh prilozhenij* [Architecture of corporate software applications]. Moscow, Williams, 2006, 544 p. (In Russian)
6. Nazarov S. V. *Arhitektura i proektirovanie programmyh sistem* [Architecture and design of software systems]. Moscow, Infra-M, 2016, 374 p. (In Russian)

7. Nilsson J. *Primenenie DDD i shablonov proektirovaniya. Problemno-orientirovannoe proektirovanie prilozhenij s primerami na C# i .NET* [Application of DDD and design patterns. Project-oriented design of applications with examples in C # and .NET]. Moscow, Williams, 2008, 560 p. (In Russian)
8. Fowler M. *Shablony korporativnyh prilozhenij* [Corporate Application Templates]. Moscow, Publishing. house «Williams», 2011, 544 p. (In Russian)
9. Microsoft's guide to designing an application architecture. Available at: <http://apparchguide.ms/Book> (accessed 12.03.2018).
10. Message Bus. Available at: <http://msdn.microsoft.com/en-us/library/ms978579.aspx> (accessed 15.03.2018).

Article history

Received 17 April 2018

Accepted 21 May 2018

ИССЛЕДОВАНИЕ БИТОВЫХ ОШИБОК, ОБУСЛОВЛЕННЫХ ЭФФЕКТОМ ДОПЛЕРА

С. П. Панько, М. Г. Поляк

Сибирский федеральный университет, г. Красноярск, Российская Федерация

На сегодняшний день передача цифровой информации в спутниковых сетях играет ведущую роль. Цифровые сигналы используются повсеместно, поскольку они позволяют передавать пользователям информацию точнее и быстрее. Однако, передача цифровой информации, вследствие воздействия различных факторов, может осуществляться с ошибками при демодуляции, которые приводят к искажению переданной информации. Современные системы цифровой связи должны обеспечивать вероятность ошибки на один передаваемый бит информации порядка не более 10^{-5} ... 10^{-6} . Для того чтобы обеспечить данный высокий уровень помехоустойчивости активно применяются кодирование информации и особые алгоритмы обработки сигналов.

Ошибки при передаче цифровой информации возникают по трем причинам: падение мощности сигнала ниже необходимого минимума, действия шумов и замираний сигнала; влияние эффекта Доплера; межсимвольная интерференция, возникающая по причине многолучевого распространения сигнала.

Эффективным методом борьбы с ошибками при приеме цифровых сигналов является разнесенный прием сигнала. В космических технологиях одним из наиболее важных факторов, влияющих на вероятность ошибки, является Доплеровское смещение частоты, вызванное движением космического аппарата. В статье показана эффективность разнесенного приема с точки зрения снижения вероятности ошибки, возникающей вследствие эффекта Доплера, на один бит.

Ключевые слова: спутниковая связь, вероятность ошибки, эффект Доплера, разнесенный прием радиосигналов.

Влияние эффекта Доплера на вероятность ошибки в системе приема сигнала на одну и на две антенны

Эффект Доплера оказывает большое влияние на вероятность битовой ошибки, особенно в низкоорбитальных спутниковых системах. Так, например, для спутника, вращающегося по круговой орбите и находящегося на высоте 700 км, скорость движения составляет около 7,5 км/с. Время видимости таких спутников очень ограничено. И в моменты, когда спутник появляется на радиогоризонте и уходит за него, модуль радиальной проекции его вектора скорости на потребителя максимален, возникает доплеровский сдвиг частоты порядка 7 кГц, при частоте сигнала порядка 1,6 ГГц. Таким образом, происходит отклонение несущей частоты и всего спектра от номинального значения. Номинальное значение несущей частоты формирует местный генератор (гетеродин) на приемнике и, поскольку частоты (принятого сигнала и местного) не совпадают, возникает расхождение, приводящее к погрешности.

На сегодняшний день для снижения ошибки, вызванной эффектом Доплера, применяется автоматическая подстройка частоты (АПЧ). Системы АПЧ обладают некоторой инерционностью и полностью не позволяют исключить ошибку, обусловленную эффектом Доплера. Разнесенный прием, как будет показано ниже, позволяет при малых значениях частоты Доплера эффективно снизить вероятность ошибки.

В результате действия доплеровского сдвига частоты при приеме сигналов двоичной относительной фазовой телеграфии (манипуляции) ОФМ-2 возникает ошибка, вероятность которой [1–3] описывается выражением:

$$P = \frac{\rho_0 \cdot (1 - J_0(2 \cdot \pi \cdot f_d \cdot T))}{2 \cdot (\rho_0 + 1)} \quad (1)$$

где ρ_0 – это среднее значение отношения сигнал/шум;

f_d – текущий доплеровский сдвиг, Гц;

$J_0(2 \pi \cdot f_d \cdot T)$ – корреляционная функция синфазной или квадратурной компоненты соответствующего гауссовским замираниям комплексного

процесса [4–6], сдвинутого на время T , находится через функцию Бесселя нулевого порядка;

T – длительность одного информационного символа, а также время задержки сигнала при демодуляции сигнала ОФМ-2, с.

Разнесенный прием возможен по частоте, по поляризации, по стороне разнесения, по углу, по времени и по пространству [1; 7; 8]. Разнесенный прием по частоте и по времени активно применяется в навигационных системах, но он требует дополнительного частотного ресурса или ограничивает по времени количество передаваемой информации. Поляризационный разнесенный прием является либо частным случаем пространственного, так как требуется две отдельные антенны для двух перпендикулярных составляющих, либо имеет дополнительные потери 3 дБ при приеме сигнала на одну антенну. Самым эффективным является метод пространственного разнесения приемных антенн. При обеспечении разности расстояний между антеннами порядка нескольких длин волн сигналы с выходов антенн можно считать некоррелированными и независимыми.

Вероятность ошибки, возникающей вследствие действия доплеровского сдвига частоты, при пренебрежении отношением сигнал/шум при приеме ОФМ-2 сигналов на две антенны описывается выражением [1–3]:

$$P = 0,25 \cdot \left[1 - J_0(2\pi \cdot f_d \cdot T) \right]^2 \cdot \left[2 + J_0(2\pi \cdot f_d \cdot T) \right] \quad (2)$$

На рис. 1 представлена структурная схема приемника ОФМ-2 сигналов на одну антенну, для которого справедливо (1). На рис. 2 представлена структурная схема приемника ОФМ-2 сигналов на две антенны, для которого справедливо (2) [1; 8; 9].

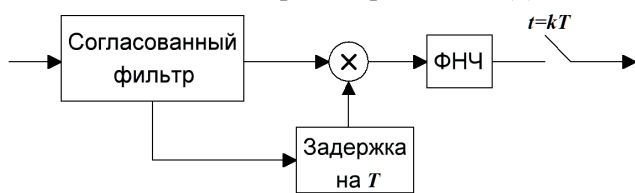


Рис. 1. Схема приемника ОФМ-2

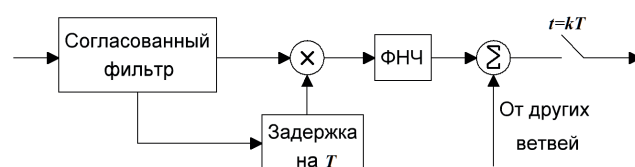


Рис. 2. Схема приемника ОФМ-2 сигналов при приеме на две антенны

Проведем исследование влияния частоты Доплера на вероятность ошибки, а также в общем

виде исследуем влияние скорости передачи данных на вероятность ошибки.

Исследование влияния частоты Доплера на вероятность ошибки

На основе (1) и (2) при среднем отношении сигнал шум равным 10 и при скоростях передачи информации 32 кбит/с и 32 Мбит/с построим графики зависимости вероятности ошибки от частоты Доплера.

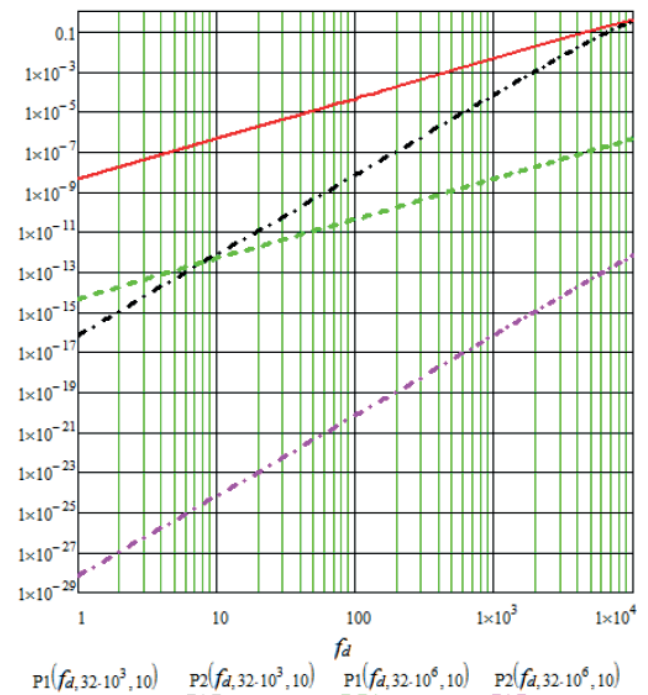


Рис. 3. Вероятность ошибки на двоичный символ из-за доплеровского сдвига частоты

Анализируя зависимости, представленные на рис. 3, заметим, что при малом значении доплеровского сдвига частоты разнесенный прием на две антенны существенно уменьшает порядок ошибки. Однако, при увеличении частоты Доплера, эффективность системы разнесенного приема падает. Например, при частоте Доплера 1 кГц и скорости 32 кбит/с вероятность ошибки уменьшается уже меньше чем на 2 порядка, а при частоте Доплера 7 кГц величины имеют уже один порядок и различие между ними всего в 1,5 раза. Кроме того, из представленных графиков для разных скоростей передачи 32 кбит/с и 32 Мбит/с очевидно, что чем быстрее передается информация, тем меньше вероятность ошибки, вызванная частотой Доплера. Например, для приема сигнала на 1 антенну и скорости передачи информации 32 кбит/с и 32 Мбит/с разность в вероятности ошибки составляет 6 порядков, а при приеме сигнала на 2 антенны уже около 12 порядков.

Усреднение влияния эффекта Доплера на вероятность ошибки для приема спутниковых сигналов

Для того чтобы исследовать эффективность разнесенного приема при различных скоростях передачи информации усредним влияние частоты Доплера. Для усреднения влияния мгновенной частоты Доплера рассмотрим вопрос о том, как меняется дополнительный частотный сдвиг для наблюдателя.

Существует известная формула для частоты Доплера:

$$f_d = \frac{v_r}{\lambda} \quad (3)$$

где $\lambda = \frac{c}{f}$ – длина электромагнитной волны, м; f – частота электромагнитной волны, Гц; c – радиальная скорость спутника, скорость спутника в направлении на точку наблюдения, м/с.

Согласно (3), частотный сдвиг определяется радиальной скоростью спутника, мгновенное значение которой найдем, используя рис. 4.

Время приема спутникового сигнала определяется временем прямой видимости спутника над линией радиогоризонта. В моменты появления и ухода спутника за радиогоризонт модуль его радиальной составляющей скорости максимален, а при прохождении спутника над наблюдателем равен нулю. В общем виде угловая зона B_0 и время видимости спутника Δt зависят от высоты орбиты спутника и определяются выражениями [10]:

$$B_0 = \arccos \frac{Rz \cdot \cos(\alpha_{\min})}{Rz + h} - \alpha_{\min} \quad (4)$$

где $Rz = 6371$ – радиус Земли, км;
 $h = 700$ – высота орбиты спутника, км;
 α_{\min} – угол отсечки по высоте, минимальный угол радиовидимости спутника, рад.

$$\Delta t = \frac{2 \cdot B_0}{\omega} \quad (5)$$

где $\omega = \frac{V}{Rz + h}$ – угловая скорость спутника, рад/с.

Скорость движения спутника определяется как первая космическая скорость по формуле:

$$V = \sqrt{\frac{G \cdot Mz}{Rz + h}} = 7,523 \text{ км/с} \quad (6)$$

где $Mz = 5,972 \cdot 10^{24}$ – масса Земли, кг;
 $G = 6,67 \cdot 10^{-11}$ – гравитационная постоянная, $\text{м}^3 \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$.

Согласно рис. 4 видим, что радиальная скорость спутника определяется синусом угла A между вектором скорости спутника и направлением, перпендикулярным направлению на наблюдателя:

$$v_r = V \cdot \sin(A) \quad (7)$$

Теперь получим аналитическую запись для нахождения угла A исходя из того, что:

1) Вектор скорости спутника перпендикулярен направлению на центр Земли, т.е. $\angle AA'C = \pi/2$;

2) Т.к. спутник движется равномерно по круговой орбите вокруг Земли, вектор \vec{B} , проведенный из центра Земли на спутник, движется равномерно с угловой скоростью ω ;

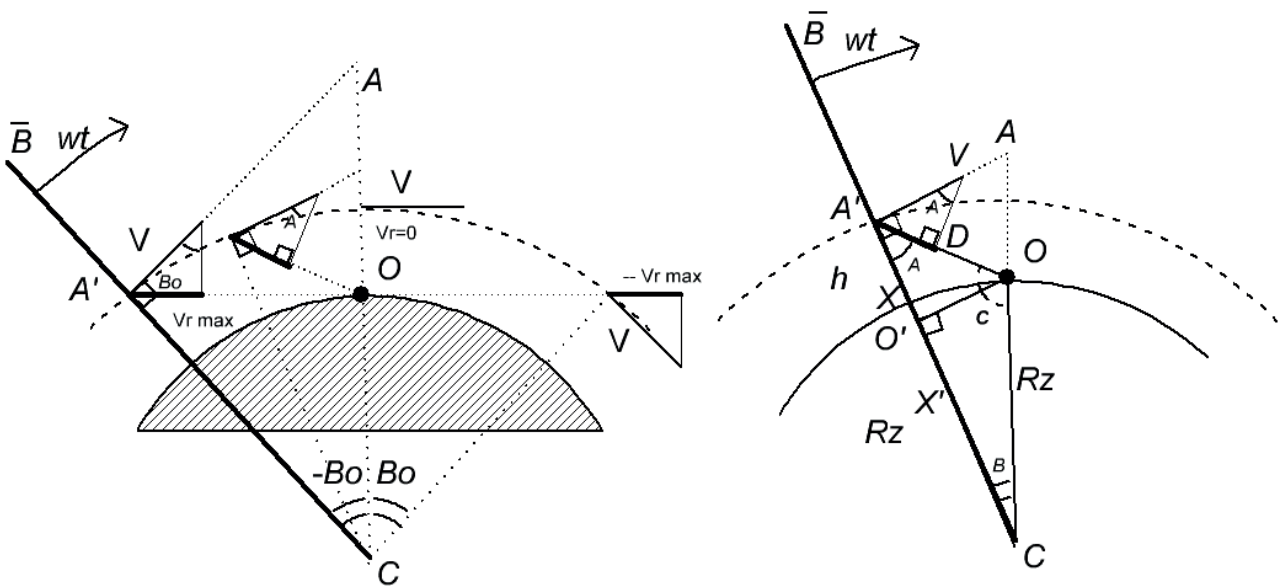


Рис. 4. Пояснение к нахождению радиальной скорости спутника

3) При движении вектора B сигнал от спутника начинает приниматься от угла $-B_0$ до угла B_0 .

Начнем рассуждения:

1) Искомый угол A лежит в треугольнике $A'VD$, в котором $\angle VA'D = \pi/2 - A$.

2) Т.к. $\angle AA'C = \pi/2$, то его составляющие $\angle VA'D + \angle CA'D = \pi/2$, из чего следует, что $\angle CA'D = \pi/2 - \angle VA'D = \pi/2 - \pi/2 + A = A$.

3) Таким образом дальше будем искать выражение для записи угла $A = \angle CA'D = \angle CA'O$ в зависимости от угла $B = -B_0 + \omega t$.

4) Т.к. мы точно знаем две стороны треугольника CA' , CO и угол между ними $B = \angle A'CO$, то мы можем точно найти искомый угол. Для этого проведем перпендикуляр $O'O$, разделив треугольник $CA'O$ на два прямоугольных треугольника $CO'O$ и $A'O'O$.

5) Размер перпендикуляра определяется синусом угла B по формуле: $O'O = Rz \cdot \sin(B) = Rz \cdot \sin(-B_0 + \omega t)$.

6) Перпендикуляр делит сторону CA' длиной $Rz + h$ на две части: $A'O'$ длиной X и CO' длиной X' , и определяемую косинусом угла B по формуле: $X' = Rz \cdot \cos(B) = Rz \cdot \cos(-B_0 + \omega t)$.

7) Таким образом, $CO' = X = Rz + h - X' = Rz + h - Rz \cdot \cos(-B_0 + \omega t)$.

8) Зная размеры сторон $O'O$ и CO' , можем найти искомый угол $A = \angle O'A'O$ по (8):

$$A = \arctg \left[\frac{O'O}{A'O'} \right] = \arctg \left[\frac{Rz \cdot \sin(-B_0 + \omega t)}{Rz + h - Rz \cdot \cos(-B_0 + \omega t)} \right] \quad (8)$$

Объединим (7) и (8) и получим выражение для нахождения радиальной скорости спутника от времени. Для учета того, что когда спутник приближается к наблюдателю частотный сдвиг больше нуля, и когда спутник отдаляется частотный сдвиг меньше нуля, а синус отрицательного угла $\sin(-B_0)$ меньше нуля, введем в формулу «-1»:

$$v_r(t) = V \cdot (-1) \cdot \sin \left[\arctg \left[\frac{Rz \cdot \sin(-B_0 + \omega t)}{Rz + h - Rz \cdot \cos(-B_0 + \omega t)} \right] \right] \quad (9)$$

Построим график радиальной скорости спутника по (9). Задав угол отсечки по высоте 3° , получим:

минимальный угол радиовидимости спутника $\alpha_{\min} = 3 \frac{\pi}{180}$, рад;

угол видимости спутника $B_0 = 0,399$, рад;

время видимости спутника $\Delta t = 750,41$, с;

угловая скорость спутника $\omega = 1,064 \cdot 10^{-3}$, рад/с;

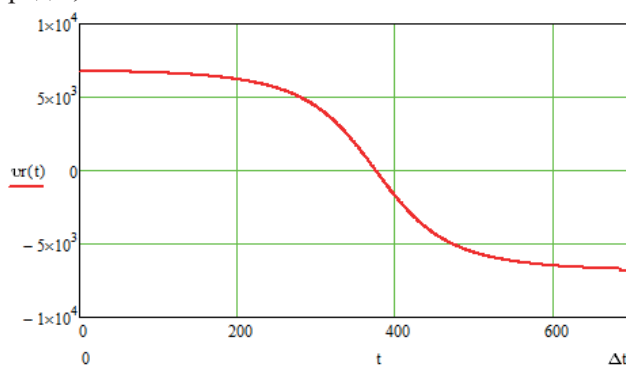


Рис. 5. График радиальной скорости спутника

Используя полученное выражение (9), усредним влияние эффекта Доплера на вероятность ошибки для всего периода наблюдения спутника.

Для этого найдем общую среднюю вероятность ошибки на бит как интеграл по времени от (1) и (2) соответственно для приема сигнала на одну и две антенны, вместо частоты Доплера подставим (3), где радиальную скорость запишем по (9), полученные интегралы нормируем по времени. Получим (10) и (11).

Построим графики по (9) и (10) от скорости передачи информации $f_s = \frac{1}{T}$.

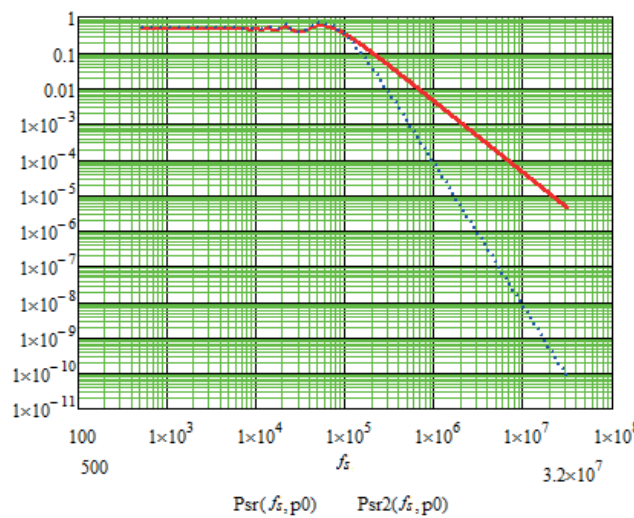


Рис. 6. Зависимость средней вероятности ошибки на бит от скорости передачи данных

Проанализируем среднюю вероятность ошибки на бит в зависимости от скорости передачи информации по рис. 6. При скорости передачи информации около 1 Мбит/с разнесенный прием позволяет снизить среднюю вероятность ошибки на бит примерно на 2 порядка, а при скорости 32 Мбит/с разница составляет почти 5 порядков.

$$P1 = \frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \frac{\rho_0 \cdot \left(1 - J_0 \left(2\pi \cdot \frac{V \cdot (-1) \cdot \sin \left[\arctg \left[\frac{Rz \cdot \sin(-B_0 + \omega t)}{Rz + h - Rz \cdot \cos(-B_0 + \omega t)} \right] \right] \cdot T \right)}{\lambda} \right)}{2 \cdot (\rho_0 + 1)} dt \quad (10)$$

$$P2 = \frac{1}{\Delta t} \int_0^{\Delta t} \left[0,25 \cdot \left(1 - J_0 \left(2\pi \cdot \frac{V \cdot (-1) \cdot \sin \left[\arctg \left[\frac{Rz \cdot \sin(-B_0 + \omega t)}{Rz + h - Rz \cdot \cos(-B_0 + \omega t)} \right] \right] \cdot T \right) \right)^2 \cdot \left(2 + J_0 \left(2\pi \cdot \frac{V \cdot (-1) \cdot \sin \left[\arctg \left[\frac{Rz \cdot \sin(-B_0 + \omega t)}{Rz + h - Rz \cdot \cos(-B_0 + \omega t)} \right] \right] \cdot T \right) \right) \right] dt \quad (11)$$

Заключение

Прием цифровых спутниковых сигналов относительно сильно ухудшается ввиду доплеровского смещения частоты. В статье проанализирована эффективность повышения помехоустойчивости за счет применения разнесенного приема. В качестве оцениваемого спутникового сигнала, был выбран сигнал с частотой 1,6 ГГц спутника, движущегося по круговой орбите высотой 700 км, вид модуляции DBPSK.

Используя (1) и (2) на рис. 3 было показано, что при использовании разнесенного приема мож-

но уменьшить вероятность ошибки на бит в 2 раза при малых значениях частоты Доплера, а при значениях частоты Доплера, равных максимальному значению, система разнесенного приема эффективнее примерно в 1,5 раза.

Также в статье было проведено усреднение влияние эффекта Доплера и показана эффективность системы разнесенного приема. Например, при скорости передачи информации 32 Мбит/с разнесенный прием позволяет уменьшить порядок ошибки примерно в 2 раза.

Список литературы

1. Джейкс У. К. Связь с подвижными объектами в диапазоне СВЧ. М. : Связь, 1979. 520 с.
2. Voelker H. V. Phase-Shift Keying in Fading Channels / Proc. IEEE, 107, Part B, January 1960, p. 31.
3. Bello P. A., Nelin B. D. The Influence of Fading Spectrum on the Binary Error Probabilities of Incoherent and Differentially Coherent Matched Filter Receivers / IRE Trans. Comm, Systems, June 1962, pp. 160–168.
4. Rice S. O. Mathematical Analysis of Random Noise / Bell System Tech. J. 23, July 1944, pp. 282–332; 24, January 1945, pp. 46–156.
5. Левин Б. Р. Теория случайных процессов и её применение в радиотехнике. М. : Советское радио, 1960. 496 с.
6. Баскаков С. И. Радиотехнические цепи и сигналы / изд. 3-е, перераб. и доп. М. : Высшая школа, 2000. 462 с.
7. Благовещенский Д. В. Радиосвязь и электромагнитные помехи : учеб. пособие. СПб. : СПбГУАП, 2002. 232 с.
8. Скляр Б. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение / пер. с англ.; изд. 2-е, испр. М. : Издательский дом «Вильямс», 2003. 1104 с.
9. Филимонов Н. П., Сомов В. Г., Назаров Г. Г., Кузовников А. В. Радиопередающие устройства : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2012. 196 с.
10. Бордовицына Т. В. Технологии глобального позиционирования (GPS/ГЛОНАСС) [Электронный ресурс]. URL: <http://www.astro.tsu.ru/TGP/> (дата обращения: 30.05.2018)

История статьи

Поступила в редакцию 25 мая 2018 г.

Принята к публикации 13 июня 2018 г.

RESEARCH OF BIT ERRORS, CAUSED BY DOPPLER EFFECT

S. P. Panko, M. G. Polyak

Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

Digital data transmission plays a leading role for satellite systems today. Digital signals are very popular, because they allow transmit information more precisely and faster than analog signals. However, digital data transmission is possible with errors at demodulation, which cause distortion of transmitting information.

Modern digital data transmission systems have to provide bit error ratio not less than 10^{-5} . So special algorithms for processing signals and coding are often using today.

Errors of digital data transmission are due to three causes. First cause is a low level of signal to noise ratio, when signal transmit through noisy or fading communication channel. Second cause is Doppler Effect.

Third cause is symbol-to-symbol interference conditional multipath propagation.

Space diversity reception is effective method of bit error resistance. Doppler Effect is the most significant for bit error probability at satellite communication. Because satellite move very fast in cosmic space. This article shows effective of space diversity reception for decrease of bit error probability, which caused by Doppler Effect.

Keywords: satellite communications, bit error ratio, Doppler Effect, space diversity reception.

References

1. Jakes W. C. *Svyaz' s podvizhnymi ob'ektami v diapazone SVCH* [Communication with moving objects in the microwave range]. Moscow, Svyaz', 1979, 520 p. (In Russian)
2. Voelker H. B. Phase-Shift Keying in Fading Channels / Proc. IEEE, 107, Part B, January 1960, p. 31.
3. Bello P. A., Nelin B. D. The Influence of Fading Spectrum on the Binary Error Probabilities of Incoherent and Differentially Coherent Matched Filter Receivers / IRE Trans. Comm, Systems, June 1962, pp. 160–168.
4. Rice S. O. Mathematical Analysis of Random Noise / Bell System Tech. J. 23, July 1944, pp. 282–332; 24, January 1945, pp. 46–156.
5. Levin B. R. *Teoriya sluchajnyh processov i eyo primeneniye v radiotekhnike* [Theory of random processes and its application in radio engineering]. Moscow, Sovetskoe radio, 1960, 496 p. (In Russian)
6. Baskakov S. I. *Radiotekhnicheskie cepi i signaly* [Radio circuits and signals]. Moscow, Vishaya shkola, 2000, 462 p. (In Russian)
7. Blagoveshenkiy D. B. *Radiosvyaz' i ehlektromagnitnye pomekhi* [Radio communication and electromagnetic interference]. St-Petersburg, SPbGUAP, 2002, 232 p. (In Russian)
8. Sklyar B. *Cifrovaya svyaz. Teoreticheskie osnovy i prakticheskoe primeneniye* [Digital communication. Theoretical bases and practical application]. Moscow, Izdatelskiy dom Vilyams, 2003, 1104 p. (In Russian)
9. Filimonov N. P., Somov V. G., Nazarov G. G., Kuzovnikov A. V. *Radioperedayushchie ustrojstva* [Radio transmitting devices]. Krasnoyarsk, SibGAU, 2012, 196 p. (In Russian)
10. Borodvitsina T. V. Global Positioning Technology (GPS / GLONASS) [Electronic resource]. Available at: <http://www.astro.tsu.ru/TGP/> (accessed 30.05.2018)

Article history

Received 25 May 2018

Accepted 13 June 2018

Сведения об авторах

Иванов Николай Дмитриевич – аспирант Института космических и информационных технологий Сибирского федерального университета. Область научных интересов: многокритериальная оптимизация, создание высоконадежных систем, кластеры высокой доступности.

E-mail: blackhawk009@yandex.ru

Караванов Александр Владимирович – инженер Научно-исследовательской части Сибирского федерального университета. Область научных интересов: высоконадежные системы, методы вычисления надежности ПО, базы данных.

E-mail: karavanov_92@mail.ru

Керножицкий Владимир Андреевич – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры систем управления и компьютерных технологий Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, почетный изобретатель Российской Федерации. Окончил Рижское Краснознаменное высшее инженерно-авиационное военное училище им. Ленинского комсомола в 1960 году. Область научных интересов: ракетнокосмическая и авиационная техника.

E-mail: vakern@mail.ru

Колычев Алексей Васильевич – кандидат технических наук, старший преподаватель, старший научный сотрудник Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2009 году. Область научных интересов: ракетнокосмическая и авиационная техника.

E-mail: vakern@mail.ru

Коняев Александр Владимирович – техник АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва», магистрант Сибирского федерального университета. Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва.

E-mail: a13xkv@yandex.ru

Кудымов Владимир Иванович – доктор технических наук, профессор межинститутской базовой кафедры «Прикладная физика и космические технологии» Сибирского федерального университета. Окончил Томский государственный университет им. В. В. Куйбышева в 1962 году. Область научных интересов: спутниковые навигационные системы, баллистика, геодезия.

Левихин Артем Анатольевич – кандидат технических наук, заведующий кафедрой «Двигатели и энергоустановки ЛА» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им.

Д. Ф. Устинова Окончил БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2004 году. Область научных интересов: двигатели и энергоустановки летательных аппаратов.

E-mail: r-zhidkov@rambler.ru

Михов Евгений Дмитриевич – аспирант Института космических и информационных технологий Сибирского федерального университета. Область научных интересов: математическое моделирование, алгоритмы управления, непараметрическое моделирование, определение существенных признаков.

E-mail: edmihov@mail.ru

Панько Сергей Петрович – доктор технических наук, профессор Военной кафедры Сибирского федерального университета. Окончил Красноярский политехнический институт в 1965 году. Область научных интересов: биомедицинская электроника, командно-измерительные системы.

E-mail: psp410@mail.ru

Поляк Михаил Геннадьевич – молодой специалист АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский федеральный университет в 2018 году. Область научных интересов: космическая связь, передача цифровой информации.

E-mail: mpolyak1502@gmail.com

Фатеев Алексей Владимирович – инженер-конструктор 2-ой категории АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва».

Чеботарев Виктор Евдокимович – ведущий инженер конструктор АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева», 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

Юнаков Леонид Павлович – кандидат технических наук, профессор, декан факультета Ракетно-космической техники. Окончил Ленинградский механический институт в 1988 году. Область научных интересов: энергетические и двигательные установки.

E-mail: yunakovlp@mail.ru

Требования к оформлению статей для опубликования в журнале «Космические аппараты и технологии»

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, а/я 57, Красноярский край, ЗАТО г. Железногорск. Ассоциация «ТП «НИСС».

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.

Дорога в космос – университетский центр управления полётом «роем» малых космических аппаратов



www.road-to-space.ru

vk.com/spaceroute

okg2000@mail.ru

kartsan2003@mail.ru