



РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Научно-технический журнал

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 6. Выпуск 1. 2019



РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 6. Выпуск 1. 2019

Учредитель:

АО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения
и информационных систем»

Редакционный совет

Председатель:

Тюлин А.Е., д.э.н., к.т.н., член-корр. Российской академии ракетных
и артиллерийских наук, АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Заместители председателя:

Ерохин Г.А., к.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Романов А.А., д.т.н., проф., академик Международной академии astronautики,
АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Нестеров Е.А., АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Члены редакционного совета:

Артемьев В.Ю., АО «Научно-производственное объединение измерительной
техники», Москва, Россия

Ахмедов Д.Ш., д.т.н., член-корр. Национальной инженерной академии Республики
Казахстан, ДТО «Институт космической техники и технологий», Алма-Ата, Казахстан

Батулин Ю.М., д.ю.н., проф., член-корр. РАН, Институт истории естествознания
и техники им. С.И. Вавилова РАН, Москва, Россия

Блинов А.В., к.т.н., член-корр. Российской инженерной академии,
АО «Научно-исследовательский институт физических измерений», Пенза, Россия

Габитов И.Р., к.ф.-м.н., проф., Университет Аризоны, США

Жантаев Ж.Ш., д.ф.-м.н., академик КазАЕН, АО «Национальный центр космических
исследований и технологий», Алма-Ата, Казахстан

Жмур В.В., д.ф.-м.н., проф., Московский физико-технический институт, Москва,
Россия

Кулешов А.П., д.т.н., проф., академик РАН, Сколковский институт науки
и технологий, Москва, Россия

Носенко Ю.И., д.т.н., проф., АО «Научно-исследовательский институт точных
приборов», Москва, Россия

Перминов А.Н., д.т.н., проф., академик Международной академии astronautики,
Российской инженерной академии, Российской академии космонавтики
им. К.Э. Циолковского, АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Победоносцев В.А., д.т.н., доцент, филиал АО «Объединенная ракетно-
космическая корпорация» – «Научно-исследовательский институт космического
приборостроения», Москва, Россия

Ступак Г.Г., д.т.н., проф., академик Российской академии космонавтики
им. К.Э. Циолковского, АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Чеботарев А.С., д.т.н., проф., АО «Особое конструкторское бюро Московского
энергетического института», Москва, Россия

Чернявский Г.М., д.т.н., проф., член-корр. РАН, АО «Российские космические
системы», Москва, Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» –
«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва,
Россия

Редакционная коллегия

Главный редактор:

Романов А.А., д.т.н., проф., академик Международной академии astronautики,
АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Заместитель главного редактора:

Федотов С.А., к.т.н., с.н.с., АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Члены редакционной коллегии:

Алексеев О.А., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва,
Россия

Алыбин В.Г., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Белоконов И.В., д.т.н., проф., Самарский национальный исследовательский
университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия

Бетанов В.В., д.т.н., проф., член-корр. Российской академии ракетных
и артиллерийских наук, АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Бугаев А.С., д.ф.-м.н., проф., академик РАН, Институт радиотехники
и электроники им. В.А. Котельникова РАН, Москва, Россия

Васильков А.П., к.ф.-м.н., Science Systems and Applications Inc., Мэриленд, США
Ватулин В.М., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Данилин Н.С., д.т.н., проф., академик Международной и Российской инженерных
академий, Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского,
АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Дворкин В.В., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Жодзишский А.И., д.т.н., академик Российской академии космонавтики
им. К.Э. Циолковского, АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Жуков А.А., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Колачевский Н.Н., д.ф.-м.н., проф., член-корр. РАН, Физический институт
им. П.Н. Лебедева РАН, Москва, Россия

Кукушкин С.С., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Михайлов В.Ю., д.т.н., проф., Московский авиационный институт, Москва, Россия

Новиков Д.А., д.т.н., проф., член-корр. РАН, Институт проблем управления
им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, Россия

Петрукович А.А., д.ф.-м.н., проф., член-корр. РАН, Институт космических
исследований РАН, Москва, Россия

Поваляев А.А., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва,
Россия

Пулинец С.А., д.ф.-м.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Райнер Сандау, д.т.н., адъюнкт-проф., Международная академия astronautики,
Берлин, Германия

Римская О.Н., к.э.н., доцент, АО «Российские космические системы», Москва,
Россия

Стрельников С.В., д.т.н., АО «Научно-производственное объединение «Орион»,
Краснознаменск, Россия

Сычев А.П., к.т.н., АО «Научно-исследовательский институт точных приборов»,
Москва, Россия

Тисленко В.И., д.т.н., проф., Томский государственный университет систем
управления и радиозлектроники, Томск, Россия

Токарев А.С. (отв. секретарь), АО «Российские космические системы», Москва,
Россия

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Тузигов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси,
Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук
Беларуси, Минск, Беларусь

Журнал выходит 4 раза в год.

Журнал включен в РИНЦ.

Журнал включен в Перечень рецензируемых
научных изданий ВАК.

Мнение авторов статей может не совпадать
с мнением редакции.

ISSN 2409-0239

DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.1

Подписной индекс 94086

в Объединенном каталоге «Пресса России».

АО «Российские космические системы»

111250, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, д. 53

Тел. +7 (495) 673-96-29

www.russianspacesystems.ru, www.spacedevice.ru

e-mail: journal@spacecorp.ru

© АО «Российские космические системы»

© ФИЗМАТЛИТ



Москва
ФИЗМАТЛИТ®
2019

Содержание

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Алгебраические основы обработки измерений при высокоточном абсолютном местопределении по сигналам ГНСС с кодовым разделением каналов <i>Поваляев А. А., Подкорытов А. Н., Никитин С. А., Филимонова Д. В.</i>	4
Кубатурный фильтр Калмана в задаче автономной навигации космического аппарата <i>Филимонов В. А., Тисленко В. И., Лебедев В. Ю., Шаврин В. В., Кравец А. П.</i>	17
На пути к мобильному оптическому стандарту частоты на нейтральных атомах иттербия <i>Белотелов Г. С., Сутырин Д. В., Слюсарев С. Н.</i>	24

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Зависимость дистанционно измеряемого коэффициента яркости океана от зенитного угла Солнца <i>Степанцев Л. А., Васильков А. П.</i>	32
Геоинформационный сервис «Банк базовых продуктов» <i>Селин В. А., Марков А. Н., Васильев А. И., Коршунов А. П.</i>	40

Радиотехника и космическая связь

Обеспечение энергетических характеристик крупногабаритных зеркальных антенн с помощью антенных полей <i>Габриэлян Д. Д., Демченко В. И., Коровкин А. Е., Шипулин А. В., Полтавец Ю. И.</i>	49
Универсальная портативная система функционального контроля бортовой аппаратуры малых космических аппаратов <i>Подшивалов С. А., Злобин А. С., Кондранин Т. В., Негодяев С. С.</i>	55

Системный анализ, управление космическими аппаратами, обработка информации и системы телеметрии

Искусственный интеллект в космической технике: состояние, перспективы развития <i>Балухто А. Н., Романов А. А.</i>	65
Алгоритм статистической коррекции пространственной неоднородности многосканового изображения <i>Гектин Ю. М., Андреев Р. В., Зайцев А. А., Коган С. Д.</i>	76
Проблемно-ориентированный метод установления ограничений (требований) к комплексированию средств информационно-телеметрического обеспечения <i>Воронцов В. Л.</i>	83

Твердотельная электроника, радиоэлектронные компоненты, микро- и наноэлектроника, приборы на квантовых эффектах

Метод выявления внутренних дефектов танталовых конденсаторов для снижения количества отказов аппаратуры <i>Горбачев И. П., Сашов А. А.</i>	94
---	----

Contents

Space Navigation Systems and Devices. Radiolocation and Radio Navigation

Algebraic Fundamentals to Process Measurements at High-Precision Absolute Positioning based on GNSS Signals with Code Division of Channels <i>Povalyayev A. A., Podkorytov A. N., Nikitin S. A., Filimonova D. V.</i>	4
Cubature Kalman Filter in the Task of Spacecraft Autonomous Navigation <i>Filimonov V. A., Tislenko V. I., Lebedev V. Yu., Shavrin V. V., Kravets A. P.</i>	17
Towards a Transportable Optical Frequency Standard on Neutral Ytterbium Atoms <i>Belotelov G. S., Sutyurin D. V., Slyusarev S. N.</i>	24

Aerospace Methods for Earth Remote Sensing

Dependence of Ocean Remote-Sensing Reflectance on the Solar Zenith Angle <i>Stefantsev L. A., Vasilkov A. P.</i>	32
Geo-information Service "Basic products bank" <i>Selin V. A., Markov A. N., Vasilyev A. I., Korshunov A. P.</i>	40

Radio Engineering and Space Communication

Ensuring Energy Characteristics of Large-Scale Dish Antennas by Antenna Fields <i>Gabriel'ean D. D., Demchenko V. I., Korovkin A. E., Shipulin A. V., Poltavets Yu. I.</i>	49
Universal Portable Functional Control System for Small Spacecraft Onboard Equipment <i>Podshivalov S. A., Zlobin A. S., Kondranin T. V., Negodyaev S. S.</i>	55

Systems Analysis, Spacecraft Control, Data Processing, and Telemetry Systems

Artificial Intelligence in Space Technology: State, Development Prospects <i>Balukhto A. N., Romanov A. A.</i>	65
Algorithm of Statistical Correction of Spatial Nonuniformity of the Multiscan Image <i>Gektin Yu. M., Andreev R. V., Zaytsev A. A., Kogan S. D.</i>	76
Problem-oriented Method of Establishing Restrictions (Requirements) for the Integration of Information and Telemetry Software <i>Vorontsov V. L.</i>	83

Solid-State Electronics, Radio Electronic Components, Micro- and Nanoelectronics, Quantum Effect Devices

Method to Detect Internal Defects of Tantalum Capacitors to Decrease Failures of the Equipment <i>Gorbachev I. P., Sashov A. A.</i>	94
--	----

3 марта 2019 года ушел из жизни доктор технических наук, профессор Арнольд Сергеевич Селиванов (1935–2019) — советский и российский ученый, конструктор, ветеран космического приборостроения.

Арнольд Сергеевич начал свой трудовой путь после окончания радиофакультета Московского электротехнического института связи (МЭИС) в 1960 году в СКБ-567, которое в 1963 г. вошло в состав НИИ-885 (ныне АО «Российские космические системы»).

За годы работы на предприятии он занимал должности руководителя группы инженеров-исследователей, начальника лаборатории по разработке телевизионных космических устройств, начальника отдела, начальника отделения, главного конструктора направления, первого заместителя генерального директора, начальника экспертно-аналитического центра, директора технико-исторического музея.

За годы работы в космической отрасли А. С. Селиванов внес значительный вклад в развитие космического приборостроения, космических исследований, дистанционного зондирования Земли и космических информационных систем. При его непосредственном участии впервые были выполнены разработки в области космического телевидения, обеспечившие такие приоритетные достижения отечественной науки и техники, как съемка обратной стороны Луны с КА «Зонд-3» (1965), передача панорамы лунной поверхности после осуществления мягкой посадки на поверхность Луны («Луна-9», 1966), цветная съемка поверхности Марса («Марс-4, -5», 1973), получение первых черно-белых и цветных снимков поверхности Венеры («Венера-9, -10», 1975; «Венера-13, -14», 1981–1982 гг.), а также проведение тепловой съемки экваториальной области поверхности Марса («Фобос-2», 1988).

А. С. Селиванов принимал активное участие в создании радиотехнических средств для обеспечения полетов межпланетных станций и других космических аппаратов научного назначения. Под его руководством были разработаны радиосистемы для космических аппаратов среднего космоса по программам «Астрон», «Гранат», «Интербол», «Метеор», «Ресурс», «Океан»; наноспутника ТНС.

С 1982 г. по 2002 г. А. С. Селиванов был техническим руководителем российской части международной системы поиска и спасания КОСПАС–САРСАТ и обеспечил ее передачу в международную эксплуатацию.

А. С. Селиванов создал в АО «Российские космические системы» научную и инженерно-конструкторскую школу космического телевизионного приборостроения и оптоэлектроники, получившую мировое признание. Эта школа организационно оформилась в составе нескольких научно-исследовательских отделов института как самостоятельное тематическое направление и активно развивается.

А. С. Селиванов стал инициатором нового для АО «Российские космические системы» направления — создания малоразмерных космических аппаратов нанокласса (массой менее 10 кг), включающих новейшие достижения отечественного и мирового космического приборостроения и значительно расширяющих возможности использования космического пространства.

А. С. Селиванов — автор более 400 научных работ, 33 изобретений и патентов, лауреат Ленинской (1966 г.) и Государственной (1986 г.) премий, действительный член Академии электротехнических наук (1995 г.), заслуженный деятель науки Российской Федерации (2006 г.). За большую и плодотворную работу по созданию космической техники он награжден орденом Трудового Красного Знамени (1976 г.) и другими наградами.

Будучи основателем технико-исторического музея АО «Российские космические системы», Арнольд Сергеевич приложил много усилий в области обеспечения преемственности традиций и передачи опыта старшего поколения ученых, разработчиков и инженеров, пришедшим им на смену молодым работникам.

Являясь членом редакционного совета журнала с момента его основания, Арнольд Сергеевич оказывал всестороннюю поддержку ученым и специалистам предприятия в повышении научного уровня их публикаций.



*Редакционный совет и редколлегия журнала
«Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы»*

Алгебраические основы обработки измерений при высокоточном абсолютном местопределении по сигналам ГНСС с кодовым разделением каналов

А. А. Поваляев, *д. т. н., профессор, rovalyayev_aa@spacecorp.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
ФГБОУ «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»,
Москва, Российская Федерация*

А. Н. Подкорытов, *к. т. н., rovalyayev_aa@spacecorp.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
ФГБОУ «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»,
Москва, Российская Федерация*

С. А. Никитин, *rovalyayev_aa@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Д. В. Филимонова, *filimonova.dv@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассматриваются алгебраические основы решения так называемой пользовательской задачи определения высокоточных абсолютных координат потребителя с ошибками, обычно не превышающими 1 см, по сигналам ГНСС с кодовым разделением каналов, путем совместной обработки измерений псевдодальностей и псевдофаз с использованием высокоточных корректирующих поправок. При обработке осуществляется разрешение неоднозначности целочисленностей псевдофаз. Это позволяет резко сократить время, необходимое для достижения сантиметровой точности местопределения. Алгебраические основы решения так называемой сетевой задачи, в которой по измерениям сети наземных станций, осуществляемых по сигналам ГНСС с кодовым разделением каналов, определяются высокоточные корректирующие поправки с разрешением неоднозначности целочисленностей псевдофаз, будут рассмотрены в последующей публикации авторов.

Ключевые слова: спутниковая навигация, навигационный космический аппарат (НКА), высокоточные абсолютные местопределения (ВАМО), измерения псевдодальностей и псевдофаз по сигналам НКА с кодовым разделением, разрешение неоднозначности целочисленностей псевдофазовых измерений, действительное и целочисленное ВАМО

Algebraic Fundamentals to Process Measurements at High-Precision Absolute Positioning based on GNSS Signals with Code Division of Channels

A. A. Povalyaev, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., povalyaev_aa@spacecorp.ru*

*Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Moscow Aviation Institute (national research university), Moscow, Russian Federation*

A. N. Podkorytov, *Cand. Sci. (Engineering), povalyaev_aa@spacecorp.ru*

*Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Moscow Aviation Institute (national research university), Moscow, Russian Federation*

S. A. Nikitin, *povalyaev_aa@spacecorp.ru*

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

D. V. Filimonova, *filimonova.dv@spacecorp.ru*

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. Algebraic fundamentals to solve a so-called user problem of determination of high-precision absolute coordinates of the user with the errors which usually do not exceed 1 cm based on GNSS signals with code division of channels by joint processing of measurements of pseudoranges and pseudophases employing high-precision adjusting corrections are studied. When processing, integer ambiguity resolution of pseudophases is carried out. It allows one to reduce dramatically the time necessary to achieve centimetric accuracy of positioning. Algebraic fundamentals of the solution of a so-called network problem, where by measuring of the network of the ground stations carried out on GNSS signals with code division of channels high-precision adjusting corrections with solution of ambiguity of integrality of pseudoranges are determined, will be considered in the subsequent publication of the authors.

Keywords: satellite navigation, navigation spacecraft (S/C), precise point positioning (PPP), measurements of pseudoranges and pseudophases based on navigation S/C CDMA (code division multiple access) signals, integer ambiguity resolution of pseudophase measurements, float PPP, integer PPP

Введение

Под высокоточным абсолютным местопределением (ВАМО, англ. PPP — Precise Point Positioning [1]), понимается определение абсолютных (относительно центра Земли) координат навигационной аппаратуры потребителя (НАП) с ошибками, обычно не превышающими 1 см путем совместной обработки измерений псевдодальностей, псевдофаз и высокоточных корректирующих поправок (ВКП). Различают целочисленное ВАМО (integer PPP) с разрешением неоднозначности целочисленностей псевдофазовых измерений и действительное ВАМО (float PPP) без такого разрешения. Задачу определения координат НАП в целочисленном ВАМО при наличии ВКП принято называть пользовательской задачей. Задачу определения ВКП путем совместной обработки измерений псевдодальностей и псевдофаз, формируемых сетью разнесенных наземных станций, принято называть сетевой задачей.

Основная проблема алгоритмов обработки измерений в задачах целочисленного ВАМО заключается в преодолении недостатка ранга систем линейных уравнений, получаемых путем линейризации нелинейных математических моделей измерений псевдодальностей и псевдофаз. В настоящее время достаточно хорошо развиты алгебраические основы действительного ВАМО [1], в котором недостаток ранга преодолевается путем объединения систематических смещений в математических моделях псевдодальностей и псевдофаз со смещениями показаний часов и целочисленностями псевдофазовых измерений. В результате этих объединений число неизвестных в линейризованных уравнениях уменьшается до значения их ранга, что позволяет однозначно оценить высокоточные координаты НАП и значения новых переменных, появившихся в результате проведенных объединений. Однако в результате таких объединений теряется информация о целочисленностях псевдофазовых измерений. Это означает потерю части информации и, как результат, значительное увеличение интервала времени проведения непрерывных измерений, необходимого для получения оценок координат НАП с ошибками ~ 1 см. Привлечение в обработку информации о целочисленностях псевдофазовых измерений возможно путем применения алгоритмов

разрешения неоднозначности этих целочисленностей. Но в результате проведенных объединений целочисленность разрушается, что делает невозможным применение алгоритмов разрешения.

В последующих разделах статьи будут рассмотрены алгебраические основы решения пользовательской задачи методом целочисленного ВАМО при обработке измерений в ГНСС с кодовым разделением каналов (ГНСС–КРК), в котором преодоление недостатка ранга системы линейризованных уравнений достигается с сохранением целочисленности псевдофазовых неоднозначностей.

Математические модели измерений псевдодальностей и псевдофаз в задачах целочисленного ВАМО на исходных и ионосферосвободных частотах ГНСС с кодовым разделением каналов

В задачах целочисленного ВАМО используются математические модели измерений псевдодальностей и псевдофаз, формируемые в НАП по сигналам ГНСС–КРК, представленные в таблице. В модели псевдодальности дополнительно учитываются групповые задержки сигналов НКА в НАП, которые в общем случае могут различаться, и смещения шкал времени НКА, которые могут отличаться от извлекаемых из навигационных сообщений НКА. В моделях псевдофаз дополнительно учитываются фазовые задержки сигналов НКА в НАП.

В ГНСС–КРК в каждом из частотных диапазонов $L1$, $L2$ все НКА излучают на одной той же частоте [2–4]. Это позволяет в таблице полагать групповые и фазовые задержки сигналов разных НКА в НАП одинаковыми.

В таблице:

R_i^j — расстояние между фазовым центром антенны НАП, координаты которой x , y , z являются искомыми величинами, и фазовым центром антенны j -го НКА в i -й момент времени;

$\lambda_1 = c/f_1$, $\lambda_2 = c/f_2$ — длины волн и f_1 , f_2 — частоты несущих колебаний, излучаемых j -м НКА соответственно в диапазонах $L1$, $L2$;

Таблица. Математические модели измерений псевдодальностей и псевдофаз на исходных частотах f_1, f_2 несущих колебаний ГНСС-КРК для НКА с номером j

Параметр	Геометрия	Влажная тропосфера	Смещение показаний часов НАП	Кодовые аппаратные задержки в НАП	Начальная фаза НАП	Смещение шкалы времени НКА	Кодовые и фазовые задержки в аппаратуре НКА	Ионосферные задержки в диапазоне L1	Целочисленные неоднозначности	Ошибки измерений
$\rho_{1,i}^j =$	R_i^j	$+w_i^j \Delta D_i$	$+dT_i$	$-b_{\rho 1}$		$-dt_i^j$	$-b_{\rho 1}^j$	$+I_{1,i}^j$		$+\xi_{\rho 1,i}^j$
$\rho_{2,i}^j =$	R_i^j	$+w_i^j \Delta D_i$	$+dT_i$	$-b_{\rho 2}$		$-dt_i^j$	$-b_{\rho 2}^j$	$+\gamma I_{1,i}^j$		$+\xi_{\rho 2,i}^j$
$L_{1,i}^j =$	R_i^j	$+w_i^j \Delta D_i$	$+dT_i$		$+\lambda_1 \psi_{01}$	$-dt_i^j$	$-\lambda_1 \psi_{01}^j$	$-I_{1,i}^j$	$-\lambda_1 N 1^j$	$+\xi_{L 1,i}^j$
$L_{2,i}^j =$	R_i^j	$+w_i^j \Delta D_i$	$+dT_i$		$+\lambda_2 \psi_{02}$	$-dt_i^j$	$-\lambda_2 \psi_{02}^j$	$-\gamma I_{1,i}^j$	$-\lambda_2 N 2^j$	$+\xi_{L 2,i}^j$

* Нижний индекс i обозначает номер момента времени, к которому относятся измерения.

$c = 299\,792\,458$ м/с — скорость света;

ΔD_i — некомпенсированная часть вертикальной тропосферной задержки (м) в точке расположения НАП;

w_i^j — функция отображения вертикальной тропосферной задержки (м) в наклонную в соответствии с углом возвышения j -го НКА в i -й момент времени;

$\gamma = (f_1/f_2)^2 = (n_1/n_2)^2 = (\lambda_2/\lambda_1)^2$, где n_1, n_2 — взаимно простые целые числа (для GPS $n_1 = 77, n_2 = 60$).

Все остальные обозначения указаны в таблице.

Модели, представленные в таблице, относятся к измерениям, в которые внесены поправки на основную часть наклонной тропосферной задержки, приливные эффекты (твердотельные, океанические, полярные), смещения фазовых центров антенн приемника потребителя и НКА, релятивистские эффекты, гравитационные смещения в измерениях, смещения в псевдофазовых измерениях, определяемые взаимной ориентацией антенн НКА и НАП, систематическое смещение в измерениях псевдодальностей и псевдофаз, связанное с неточностью знания орбит НКА. Алгоритмам вычисления этих поправок посвящена обширная литература, например, [1, 5]. Многолучевые искажения измерений в данной работе статье не рассматриваются. Предполагается, что они подавляются аппаратными и организационными методами.

Для исключения влияния ионосферы обычно образуют так называемые ионосферосвободные линейные комбинации исходных измерений псевдодальностей $\rho_{\text{ifr},i}^j = (n_1^2 \rho_{1,i}^j - n_2^2 \rho_{2,i}^j) / (n_1^2 - n_2^2)$ и псевдофаз $L_{\text{ifr},i}^j = (n_1^2 L_{1,i}^j - n_2^2 L_{2,i}^j) / (n_1^2 - n_2^2)$. Комбинации $\rho_{\text{ifr},i}^j, L_{\text{ifr},i}^j$ вполне годятся для дальнейшей обработки методом действительного ВАМО, т. е. без разрешения неоднозначности целочисленностей псевдофазовых измерений. Однако для метода целочисленного ВАМО требуется, чтобы в процессе преобразований, исключающих влияние ионосферы, преобразование вектора целочисленностей $\begin{bmatrix} N1^j \\ N2^j \end{bmatrix}$ исходных псевдофазовых измерений $L_{1,i}^j$,

$L_{2,i}^j$ описывалось формулой $\begin{bmatrix} N1_{\text{ifr}}^j \\ N2_{\text{ifr}}^j \end{bmatrix} = \mathbf{Tr}_{2 \times 2} \begin{bmatrix} N1^j \\ N2^j \end{bmatrix}$,

где $\begin{bmatrix} N1_{\text{ifr}}^j \\ N2_{\text{ifr}}^j \end{bmatrix}$ — вектор новых целочисленностей, возникших в результате ионосфероисключающего преобразования, $\mathbf{Tr}_{2 \times 2}$ — унимодулярная матрица, у которой все элементы являются целыми числами и определитель равен ± 1 . Таким образом, в методе целочисленного ВАМО в результате ионосфероисключающего преобразования должны порождаться две целочисленности $N1_{\text{ifr}}^j, N2_{\text{ifr}}^j$, в то время как ионосферосвободная комбинация $L_{\text{ifr},i}^j$ исходных псевдофаз $L_{1,i}^j, L_{2,i}^j$ порождает только одну

целочисленность N_{ifr}^j . Для получения второй целочисленности к комбинациям $\rho_{\text{ifr},i}^j$, $L_{\text{ifr},i}^j$ можно на i -й момент времени добавить третью ионосферосвободную комбинацию Мельбурна–Вуббена $mw_i^j = \frac{n_1 L_{1,i}^j - n_2 L_{2,i}^j}{\Delta n} - \frac{n_1 \rho_{1,i}^j + n_2 \rho_{2,i}^j}{n_1 + n_2}$ ($\Delta n = n_1 - n_2$), которая порождает вторую целочисленность N_{mw}^j . Для трех рассмотренных комбинаций $\rho_{\text{ifr},i}^j$, $L_{\text{ifr},i}^j$, mw_i^j справедливы следующие математические модели:

$$\begin{aligned} \rho_{\text{ifr},i}^j &= R_i^j + w_i^j \Delta D_i + dT_{\rho,\text{ifr},i} - dt_{\rho,\text{ifr},i}^j + \xi_{\rho,\text{ifr},i}^j, \\ L_{\text{ifr},i}^j &= R_i^j + w_i^j \Delta D_i + dT_{L,\text{ifr},i} - dt_{L,\text{ifr},i}^j - \\ &\quad - \lambda_{\text{ifr}} N_{\text{ifr}}^j + \xi_{L,\text{ifr},i}^j, \\ mw_i^j &= b_{mw} - b_{mw,i}^j - \lambda_{mw} N_{mw}^j + \xi_{mw,i}^j, \\ j &= \overline{1, J_i}, \end{aligned} \quad (1)$$

где

$$\begin{aligned} dT_{\rho,\text{ifr},i} &= \frac{n_1^2(dT_i - b_{\rho 1}) - n_2^2(dT_i - b_{\rho 2})}{n_1^2 - n_2^2}, \\ dT_{L,\text{ifr},i} &= \frac{n_1^2(dT_i + \lambda 1 \psi_{01}) - n_2^2(dT_i + \lambda 2 \psi_{02})}{n_1^2 - n_2^2} \end{aligned}$$

— смещение показаний ионосферосвободных кодовых и фазовых часов НАП на i -й момент времени;

$$\begin{aligned} dt_{\rho,\text{ifr},i}^j &= \frac{n_1^2(dt_i^j + b_{\rho 1}^j) - n_2^2(dt_i^j + b_{\rho 2}^j)}{n_1^2 - n_2^2}, \\ dt_{L,\text{ifr},i}^j &= \frac{n_1^2(dt_i^j + \lambda 1 \psi_{01}^j) - n_2^2(dt_i^j + \lambda 2 \psi_{02}^j)}{n_1^2 - n_2^2} \end{aligned}$$

— смещение показаний ионосферосвободных кодовых и фазовых часов j -го НКА на i -й момент времени; $\lambda_{\text{ifr}} = \frac{\lambda 1 \lambda 2}{n_1 \lambda 2 - n_2 \lambda 1} = \frac{n_1}{n_1^2 - n_2^2} \lambda 1 = \frac{n_2}{n_1^2 - n_2^2} \lambda 2$ — ионосферосвободная длина волны (для GPS $\lambda_{\text{ifr}} \approx 0,0063 = 6,3$ мм);

$$N_{\text{ifr}}^j = n_1 N 1^j - n_2 N 2^j, \quad j = \overline{1, J_i} \quad (2)$$

— ионосферосвободная линейная целочисленная комбинация целочисленностей $N 1^j$, $N 2^j$ псевдофазовых измерений на исходных частотах $f 1$, $f 2$; $b_{mw} = \frac{n_1}{n_1 + n_2} b_{\rho 1} + \frac{n_2}{n_1 + n_2} b_{\rho 2} + \frac{n_1}{\Delta n} \lambda 1 \psi_{01} - \frac{n_2}{\Delta n} \lambda 2 \psi_{02}$,

$b_{mw,i}^j = \frac{n_1}{\Delta n} \lambda 1 \psi_{01}^j - \frac{n_2}{\Delta n} \lambda 2 \psi_{02}^j - \frac{n_1}{n_1 + n_2} b_{\rho 1}^j - \frac{n_2}{n_1 + n_2} b_{\rho 2}^j$ — смещения комбинаций Мельбурна–Вуббена в НАП и аппаратуре j -го НКА $j = \overline{1, J_i}$; $\lambda_{mw} = \frac{n_1}{\Delta n} \lambda 1 = \frac{n_2}{\Delta n} \lambda 2$ — длина волны комбинации Мельбурна–Вуббена (для GPS $\lambda_{mw} \approx 0,862$ м);

$$N_{mw}^j = N 1^j - N 2^j, \quad j = \overline{1, J_i} \quad (3)$$

— целочисленность Мельбурна–Вуббена;

$$\begin{aligned} \xi_{\rho,\text{ifr},i}^j &= \frac{n_1^2 \xi_{\rho 1,i}^j - n_2^2 \xi_{\rho 2,i}^j}{n_1^2 - n_2^2}, \quad \xi_{L,\text{ifr},i}^j = \frac{n_1^2 \xi_{L 1,i}^j - n_2^2 \xi_{L 2,i}^j}{n_1^2 - n_2^2}, \\ \xi_{mw,i}^j &= \frac{n_1}{n_1 - n_2} \xi_{L 1,i}^j - \frac{n_2}{n_1 - n_2} \xi_{L 2,i}^j - \\ &\quad - \frac{n_1}{n_1 + n_2} \xi_{\rho 1,i}^j - \frac{n_2}{n_1 + n_2} \xi_{\rho 2,i}^j \end{aligned}$$

— ошибки определения ионосферосвободных кодовых, фазовых и Мельбурна–Вуббена комбинаций; J_i — общее количество отслеживаемых НКА в i -й момент времени.

В основе моделей (1) лежит идея [6] так называемых «разделенных» (decoupled) часов, в которой смещения показаний часов НАП и j -го НКА разделяются на кодовые $dT_{\rho,\text{ifr},i}$, $dt_{\rho,\text{ifr},i}^j$, фазовые $dT_{L,\text{ifr},i}$, $dt_{L,\text{ifr},i}^j$ и смещения b_{mw} , $b_{mw,i}^j$ комбинации Мельбурна–Вуббена.

Преобразование вектора исходных целочисленностей $\begin{bmatrix} N 1^j \\ N 2^j \end{bmatrix}$ в вектор $\begin{bmatrix} N_{\text{ifr}}^j \\ N_{mw}^j \end{bmatrix}$ целочисленностей ионосферосвободных комбинаций (1) описывается с помощью следующей формулы: $\begin{bmatrix} N_{\text{ifr}}^j \\ N_{mw}^j \end{bmatrix} =$

$\begin{bmatrix} n_1 & -n_2 \\ 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N 1^j \\ N 2^j \end{bmatrix}$. Матрица $\begin{bmatrix} n_1 & -n_2 \\ 1 & -1 \end{bmatrix}$ не является унимодулярной, поскольку ее определитель равен $-\Delta n \neq \pm 1$. Это означает, что не всем точкам с целочисленными координатами (ТЦК) в пространстве N_{ifr}^j , N_{mw}^j можно поставить в соответствие ТЦК в пространстве $N 1^j$, $N 2^j$. Последнее является причиной резкого увеличения вероятности неправильного разрешения неоднозначности целочисленностей по ионосферосвободным комбинациям $\rho_{\text{ifr},i}^j$, $L_{\text{ifr},i}^j$, mw_i^j с вектором целочисленностей $\begin{bmatrix} N_{\text{ifr}}^j \\ N_{mw}^j \end{bmatrix}$.

С учетом (3) выражение (2) может быть преобразовано к виду $N_{\text{ifr}}^j = \Delta n N 1^j + n_2 N_{mw}^j$. Подставляя это выражение в (1), получаем систему с вектором целочисленностей $\begin{bmatrix} N 1^j \\ N_{mw}^j \end{bmatrix}$:

$$\begin{aligned} \rho_{\text{ifr},i}^j &= R_i^j + w_i^j \Delta D_i + dT_{\rho,\text{ifr},i} - dt_{\rho,\text{ifr},i}^j + \xi_{\rho,\text{ifr},i}^j, \\ L_{\text{ifr},i}^j &= R_i^j + w_i^j \Delta D_i + dT_{L,\text{ifr},i} - dt_{L,\text{ifr},i}^j - \\ &\quad - \lambda_{\Delta n \text{ifr}} N 1^j - \lambda_{n_2 \text{ifr}} N_{mw}^j + \xi_{L,\text{ifr},i}^j, \\ mw_i^j &= b_{mw} - b_{mw,i}^j - \lambda_{mw} N_{mw}^j + \xi_{mw,i}^j, \\ j &= \overline{1, J_i}, \end{aligned} \quad (4)$$

где $\lambda_{\Delta n \text{ifr}} = \Delta n \lambda_{\text{ifr}}$ (для GPS $\approx 0,107$ м), $\lambda_{n_2 \text{ifr}} = n_2 \lambda_{\text{ifr}}$ (для GPS $\approx 0,378$ м). Преобразование вектора исходных целочисленностей $\begin{bmatrix} N 1^j \\ N 2^j \end{bmatrix}$ в вектор $\begin{bmatrix} N 1^j \\ N_{mw}^j \end{bmatrix}$ целочисленностей ионосферосвободных комбинаций (4) описывается с помощью следующей формулы $\begin{bmatrix} N 1^j \\ N_{mw}^j \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} N 1^j \\ N 2^j \end{bmatrix}$. Матрица $\begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & -1 \end{bmatrix}$ является унимодулярной, поскольку ее определитель равен -1 . Поставляя в (1) выражения (2) и (3), получаем систему с вектором целочисленностей $\begin{bmatrix} N 1^j \\ N 2^j \end{bmatrix}$,

$$\begin{aligned} \rho_{\text{ifr},i}^j &= R_i^j + w_i^j \Delta D_i + dT_{\rho,\text{ifr},i} - dt_{\rho,\text{ifr},i}^j + \xi_{\rho,\text{ifr},i}^j, \\ L_{\text{ifr},i}^j &= R_i^j + w_i^j \Delta D_i + dT_{L,\text{ifr},i} - dt_{L,\text{ifr},i}^j - \\ &\quad - \lambda_{n_1 \text{ifr}} N 1^j + \lambda_{n_2 \text{ifr}} N 2^j + \xi_{L,\text{ifr},i}^j, \\ mw_i^j &= b_{mw} - b_{mw,i}^j - \lambda_{mw} N 1^j + \lambda_{mw} N 2^j + \xi_{mw,i}^j, \\ j &= \overline{1, J_i}, \end{aligned} \quad (5)$$

где $\lambda_{n_1 \text{ifr}} = n_1 \lambda_{\text{ifr}}$ (для GPS $\approx 0,484$ м). Видим, что матрица унимодулярного преобразования исходных целочисленностей $\begin{bmatrix} N 1^j \\ N 2^j \end{bmatrix}$ для системы (5) является единичной и, следовательно, унимодулярной. Поэтому система (5) в смысле вероятности правильного разрешения неоднозначности целочисленностей псевдофаз является эквивалентной системе (4). Далее будем использовать систему (4) как более простую.

Решение пользовательской задачи

Полагая, что смещения показаний ионосферосвободных кодовых $dt_{\rho,\text{ifr},i}^j$ и фазовых $dt_{L,\text{ifr},i}^j$ часов, а также задержки $b_{mw,i}^j$ Мельбурна–Вуббена в аппаратуре j -го НКА определены в сетевом решении, система нелинейных уравнений (4) для ионосферосвободных комбинаций может быть представлена в следующем линейаризованном виде:

$$\begin{aligned} \Delta \rho_{\text{ifr},i}^j &= h_x^j \Delta x + h_y^j \Delta y + h_z^j \Delta z + w_i^j \Delta D_i + \\ &\quad + dT_{\rho,\text{ifr},i} + \xi_{\rho,\text{ifr},i}^j, \\ \Delta L_{\text{ifr},i}^j &= h_x^j \Delta x + h_y^j \Delta y + h_z^j \Delta z + w_i^j \Delta D_i + \\ &\quad + dT_{L,\text{ifr},i} - \lambda_{\Delta n \text{ifr}} N 1^j - \lambda_{n_2 \text{ifr}} N_{mw}^j + \xi_{L,\text{ifr},i}^j, \\ \Delta mw_i^j &= b_{mw} - \lambda_{mw} N_{mw}^j + \xi_{mw,i}^j, \\ j &= \overline{1, J_i}, \end{aligned} \quad (6)$$

где $\Delta \rho_{\text{ifr},i}^j = \rho_{\text{ifr},i}^j - R_{c,i}^j + dt_{\rho,\text{ifr},i}^j$, $\Delta L_{\text{ifr},i}^j = L_{\text{ifr},i}^j - R_{c,i}^j + dt_{L,\text{ifr},i}^j$, $\Delta mw_i^j = mw_i^j + b_{mw,i}^j$ — невязки ионосферосвободных комбинаций псевдодальностей $\rho_{\text{ifr},i}^j$, псевдофаз $L_{\text{ifr},i}^j$ и комбинации Мельбурна–Вуббена mw_i^j ; $R_{c,i}^j$ — расстояние между точкой с грубыми координатами x_c, y_c, z_c НАП, относительно которой осуществляется линейаризация, на i -й момент времени, и фазовым центром антенны j -го НКА; $\Delta x = x - x_c$, $\Delta y = y - y_c$, $\Delta z = z - z_c$ — поправки к грубым координатам x_c, y_c, z_c НАП, относительно которых осуществляется линейаризация, $h_{x,i}^j = (x_c - x_i^j)/R_{c,i}^j$, $h_{y,i}^j = (y_c - y_i^j)/R_{c,i}^j$, $h_{z,i}^j = (z_c - z_i^j)/R_{c,i}^j$ — направляющие косинусы единичного вектора, ориентированного из точки фазового центра антенны j -го НКА в точку с грубыми координатами x_c, y_c, z_c НАП.

Система линейаризованных уравнений (6) может быть переписана в следующем матричном виде (далее все векторы и матрицы, в отличие от скаляров, будут выделяться полужирным шрифтом с указанием снизу их размерности и для уменьшения громоздкости нижний индекс ifr во всех обозначениях будет опущен):

$$\mathbf{Y}_i = \mathbf{H}_i \cdot \mathbf{x}_i + \mathbf{\Xi}_i, \quad (7)$$

$3J_i \times 1 \quad 3J_i \times (7+2J_i) \quad (7+2J_i) \times 1 \quad 3J_i \times 1$

где

$$\begin{aligned} \mathbf{Y}_i &= \\ 3J_i \times 1 &= \\ &= [\Delta\rho_i^1 \cdots \Delta\rho_i^{J_i} \Delta L_i^1 \cdots \Delta L_i^{J_i} \Delta mw_i^1 \cdots \Delta mw_i^{J_i}], \end{aligned} \quad (8)$$

$(3J_i \times 1)$ — вектор ионосферосвободных линейных комбинаций псевдодальностей, псевдофаз и комбинаций Мельбуерна–Вуббена;

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_i &= [\Delta x \ \Delta y \ \Delta z \ \Delta D_i \ dT_{\rho,i} \ dT_{L,i} \ b_{mw} \\ (7+2J_i) \times 1 & \\ N1^1 \ \cdots \ N1^{J_i} \ N_{mw}^1 \ \cdots \ N_{mw}^{J_i}]^T \end{aligned} \quad (9)$$

— вектор оцениваемых переменных; $\Xi_i =$ $3J_i \times 1$
 $= [\xi_{\rho,i}^1 \cdots \xi_{\rho,i}^{J_i} \xi_{L,i}^1 \cdots \xi_{L,i}^{J_i} \xi_{mw,i}^1 \cdots \xi_{mw,i}^{J_i}]$ — вектор ошибок определения ионосферосвободных комбинаций псевдодальностей $\xi_{\rho,i}^{j_i}$, псевдофаз $\xi_{L,i}^{j_i}$ и Мельбуерна–Вуббена $\xi_{mw,k}^{j_k}$, выраженных в метрах;

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_i &= \\ 3J_i \times (7+2J_i) &= \\ &= \begin{bmatrix} \mathbf{A}_i & \mathbf{1} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ J_i \times 4 & J_i \times 1 & J_i \times 1 & J_i \times 1 & J_i \times J_i & J_i \times J_i \\ \mathbf{A}_i & \mathbf{0} & \mathbf{1} & \mathbf{0} & -\lambda_{\Delta n_{\text{ifr}}} \mathbf{E} & -\lambda_{n_2 \text{ ifr}} \mathbf{E} \\ J_i \times 4 & J_i \times 1 & J_i \times 1 & J_i \times 1 & J_i \times J_i & J_i \times J_i \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{1} & \mathbf{0} & -\lambda_{mw} \mathbf{E} \\ J_i \times 4 & J_i \times 1 & J_i \times 1 & J_i \times 1 & J_i \times J_i & J_i \times J_i \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (10)$$

— матрица связи вектора наблюдений $\mathbf{Y}_i$ с вектором оцениваемых переменных $\mathbf{x}_i$ (9). Блоки матрицы $\mathbf{H}_i$ (10) имеют следующий смысл:

$\mathbf{A}_i$ является матрицей вида $J_i \times 4$

$$\mathbf{A}_i = \begin{bmatrix} h_{x,i}^1 & h_{y,i}^1 & h_{z,i}^1 & w_i^1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ h_{x,i}^{J_i} & h_{y,i}^{J_i} & h_{z,i}^{J_i} & w_i^{J_i} \end{bmatrix},$$

блок $\mathbf{0}$ является вектор-столбцом из J_i нулей,

блок $\mathbf{1}$ является вектор-столбцом из J_i единиц,

блок $\mathbf{0}$ является нулевой матрицей,

блок $\mathbf{E}$ является единичной матрицей.

Ковариационная матрица $\mathbf{R}_i$ вектора ошибок $3J_i \times 3J_i$

определения ионосферосвободных комбинаций $\mathbf{Y}_i$ (8) может быть вычислена по формуле $3J_i \times 1$

$\mathbf{R}_i = \mathbf{T} \mathbf{R}_{ini,i} \mathbf{T}^T$, где $\mathbf{R}_{ini,i}$ — диагональная ковариационная матрица ошибок $3J_i \times 3J_i$

$\xi_{\rho 1,i}^j, \xi_{\rho 2,i}^j, \xi_{L 1,i}^j, \xi_{L 2,i}^j$, указанных в таблице; $\mathbf{T}$ — матрица вида $3J_i \times 4J_i$

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} \mathbf{T}_{11} & \mathbf{T}_{12} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ J_i \times J_i & J_i \times J_i & J_i \times J_i & J_i \times J_i \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{T}_{23} & \mathbf{T}_{24} \\ J_i \times J_i & J_i \times J_i & J_i \times J_i & J_i \times J_i \\ \mathbf{T}_{31} & \mathbf{T}_{32} & \mathbf{T}_{33} & \mathbf{T}_{34} \\ J_i \times J_i & J_i \times J_i & J_i \times J_i & J_i \times J_i \end{bmatrix},$$

где входящие в $\mathbf{T}$ блоки являются диагональными матрицами вида $3J_i \times 4J_i$

$$\mathbf{T}_{11} = \mathbf{T}_{23} = \begin{bmatrix} n_1^2/(n_1^2 - n_2^2) & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \ddots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & n_1^2/(n_1^2 - n_2^2) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{T}_{12} = \mathbf{T}_{24} = \begin{bmatrix} -n_2^2/(n_1^2 - n_2^2) & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \ddots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & -n_2^2/(n_1^2 - n_2^2) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{T}_{31} = \begin{bmatrix} -n_1/(n_1 + n_2) & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \ddots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & -n_1/(n_1 + n_2) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{T}_{32} = \begin{bmatrix} -n_2/(n_1 + n_2) & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \ddots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & -n_2/(n_1 + n_2) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{T}_{33} = \begin{bmatrix} n_1/\Delta n & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \ddots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & n_1/\Delta n \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{T}_{34} = \begin{bmatrix} -n_2/\Delta n & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \ddots & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{0} & -n_2/\Delta n \end{bmatrix}.$$

Матрица $\mathbf{R}_i$ должна обязательно учитываться в алгоритмах разрешения неоднозначности целочисленностей $N_1^j, N_{mw}^j, j = \overline{1, J_i}$, входящих в вектор оцениваемых переменных $\mathbf{x}_i$ (9).

Для матрицы $\mathbf{H}_i$ (10) была найдена матрица $\mathbf{V}_i$, столбцы которой являются базисными векторами ее ядра (нуль-пространства):

$$\mathbf{V}_i = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{4 \times 1} & \mathbf{0}_{4 \times 1} \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \\ \frac{\lambda_{mw}}{n_2} & \frac{\lambda_{mw}}{2\lambda_{n_2 \text{ifr}}} \\ -\frac{1}{\Delta n} \mathbf{1}_{J_i \times 1} & \frac{1}{2\lambda_{\Delta n \text{ifr}}} \mathbf{1}_{J_i \times 1} \\ \frac{1}{n_2} \mathbf{1}_{J_i \times 1} & \frac{1}{2\lambda_{n_2 \text{ifr}}} \mathbf{1}_{J_i \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{4 \times 1} & \mathbf{0}_{4 \times 1} \\ 0 & 0 \\ 0 & 1 \\ \frac{\lambda_{mw}}{n_2} & \frac{n_1 + n_2}{2n_2} \\ -\frac{1}{\Delta n} \mathbf{1}_{J_i \times 1} & \frac{1}{2\lambda_{\Delta n \text{ifr}}} \mathbf{1}_{J_i \times 1} \\ \frac{1}{n_2} \mathbf{1}_{J_i \times 1} & \frac{1}{2\lambda_{n_2 \text{ifr}}} \mathbf{1}_{J_i \times 1} \end{bmatrix}, \quad (11)$$

где $\mathbf{0}_{4 \times 1}$ — нулевой вектор. Два столбца матрицы $\mathbf{V}_i$ (11) линейно независимы. Следовательно, ранг матрицы $\mathbf{V}_i$ (11) и недостаток ранга матрицы $\mathbf{H}_i$ (10) равен двум и, следовательно, ранг матрицы $\mathbf{H}_i$ (10) равен $5 + 2J_i$.

При этом недостаток ранга матрицы $\mathbf{H}_i$ (10) в пользовательской задаче не зависит от числа НКА J_i . Таким образом, система уравнений (7) сингулярна, т.е. имеет бесконечное множество решений, лежащих в двумерной плоскости решений, смещенной параллельно ядру $\mathbf{V}_i$ (11). Однако

из того, что первые пять элементов базисных вектор-столбцов матрицы ядра $\mathbf{V}_i$ (11) равны нулю, следует, что плоскость решений ортогональна тем осям пространства переменных, вдоль которых откладываются первые пять элементов $\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta D_i, dT_{\rho, \text{ifr}, i}$ вектора оцениваемых переменных $\mathbf{x}_i$ (9) [7–10]. Поэтому первые пять координат точек, лежащих в плоскости решений, являются одинаковыми для всех точек этой плоскости и, следовательно, могут быть оценены однозначно. Таким образом, система (7) и соответствующая ей матрица $\mathbf{H}_i$ (10) не являются сингулярными в полном смысле этого слова, поскольку первые пять переменных системы (7) из вектора оцениваемых переменных $\mathbf{x}_i$ (9) могут быть оценены однозначно. Будем далее для удобства такие системы и соответствующие им матрицы называть полусингулярными.

Оценка однозначно оцениваемых переменных полусингулярных систем может быть осуществлена с помощью теории S-преобразования [11, 12]. В этой теории в пространстве переменных вводится в рассмотрение так называемое S-подпространство, размерность которого равна рангу $5 + 2J_i$ матрицы $\mathbf{H}_i$ (10) системы линеаризованных уравнений (7). Это подпространство задается системой нормальных уравнений

$$(\mathbf{S}_i^\perp)^T \mathbf{x}_i = \mathbf{0}, \quad (12)$$

где $\mathbf{S}_i^\perp$ — матрица ранга 2, вектор-столбцы которой ортогональны S-подпространству. Все точки пространства переменных проецируются вдоль ядра $\mathbf{V}_i$ (11) на S-подпространство. Вектор координат точек проекций образует новый оцениваемый вектор переменных $\mathbf{x}_{s,i}$.

Связь векторов $\mathbf{x}_{s,i}$, $\mathbf{x}_i$ (9) определяется выражением $\mathbf{x}_{s,i} = \mathbf{P}_i \mathbf{x}_i$ [11, 12], где $\mathbf{P}_i = \mathbf{E}_i -$

— $\mathbf{V}_i \begin{pmatrix} (\mathbf{S}_i^\perp)^T & \mathbf{V}_i \end{pmatrix}^{-1} (\mathbf{S}_i^\perp)^T$ — матрица проекции, $\mathbf{E}_i$ — единичная $(7 + 2J_i) \times (7 + 2J_i)$ -матрица. Первыми пятью элементами нового вектора $\mathbf{x}_{s,i}$ являются однозначно оцениваемые переменные $\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta D_i, dT_{\rho, \text{ifr}.i}$. Остальными элементами нового вектора $\mathbf{x}_{s,i}$ являются некоторые линейные комбинации элементов исходного вектора $\mathbf{x}_i$ (9), не входящие в первую пятерку, которые мы далее будем называть смещенно оцениваемыми (сопеременными). Коэффициенты, с которыми сопеременные входят в эти линейные комбинации, определяются видом матрицы $\mathbf{S}_i^\perp$.

В общем случае среди матриц ранга 2 матрицу $\mathbf{S}_i^\perp$ можно выбирать произвольно. Однако в нашем случае выбор матрицы $\mathbf{S}_i^\perp$ следует ограничить требованием сохранения целочисленности порождаемых ею линейных комбинаций целочисленных сопеременных $N_1^1, \dots, N_1^{J_i}, N_{mw}^1, \dots, N_{mw}^{J_i}$, входящих в исходный вектор оцениваемых переменных $\mathbf{x}_i$ (9). Можно показать, что этому требованию удовлетворяет единственная матрица вида

$$\mathbf{S}_i^\perp = \begin{bmatrix} \mathbf{0}_{4 \times 1} & \mathbf{0}_{4 \times 1} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \mathbf{1}_{J_i \times 1}^r & \mathbf{0}_{J_i \times 1} \\ \mathbf{0}_{J_i \times 1} & \mathbf{1}_{J_i \times 1}^r \end{bmatrix}, \quad (13)$$

где $\mathbf{1}_{J_i \times 1}^r$ — вектор, все элементы которого нулевые, за исключением r -го, равного 1. Значение r является номером опорного (reference) НКА, в качестве которого обычно используется НКА, наиболее близкий к зениту. Матрица $\mathbf{S}_i^\perp$ вида (13) порождает следующую матрицу проек-

ции $\mathbf{P}_i$ и вектор оцениваемых переменных $\mathbf{x}_i$:

$$\mathbf{P}_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\lambda_{\Delta \text{nifr}} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\lambda_{n_2 \text{ifr}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\lambda_{mw} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & 1 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{x}_{s,i} = \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta D_i \\ dT_{\rho, i} \\ dT_{L, i} - \lambda_{\Delta \text{nifr}} N_1^4 - \frac{n_2}{n_1 + n_2} \lambda_{mw} N_{mw}^4 \\ b_{mw} - \lambda_{mw} N_{mw}^4 \\ N_1^1 - N_1^4 \\ N_1^2 - N_1^4 \\ N_1^3 - N_1^4 \\ 0 \\ N_1^5 - N_1^4 \\ N_{mw}^1 - N_{mw}^4 \\ N_{mw}^2 - N_{mw}^4 \\ N_{mw}^3 - N_{mw}^4 \\ 0 \\ N_{mw}^5 - N_{mw}^4 \end{bmatrix} \quad (14)$$

(для уменьшения громоздкости матрица $\mathbf{P}_i$ и вектор переменных $\mathbf{x}_{s,i}$ вычислены для количества НКА $J_i = 5$ и выбора опорного НКА с номером $r = 4$). Видим, что использование матрицы $\mathbf{S}_i^\perp$ порождает комбинации вида $N_1^j - N_1^4$, $N_{mw}^j - N_{mw}^4$, $j = \overline{1, 5}$, которые являются целочисленными.

Оценка $\hat{\mathbf{x}}_{s,i}$ нового вектора переменных $\mathbf{x}_{s,i}$ (14) может быть найдена из решения расширенной системы линейных уравнений, получаемой путем объединения систем (7) и (12):

$$\begin{bmatrix} \mathbf{Y}_i \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}_{\substack{3J_i \times 1 \\ 2 \times 1}} = \begin{bmatrix} \mathbf{H}_i \\ (\mathbf{S}_i^\perp)^T \end{bmatrix}_{\substack{3J_i \times (7+2J_i) \\ 2 \times (7+2J_i)}} \cdot \mathbf{x}_i_{(7+2J_i) \times 1} + \begin{bmatrix} \mathbf{\Xi}_i \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}_{\substack{3J_i \times 1 \\ 2 \times 1}}. \quad (15)$$

Из равенства $(\mathbf{S}_i^\perp)^T \mathbf{x}_i = \mathbf{0}$ вытекает, что элементы вектора решения $\hat{\mathbf{x}}_{s,i}$ системы (15), стоящие на местах, определяемых положением единиц в вектор-столбцах матрицы $\mathbf{S}_i^\perp$ (13), должны быть равны нулю. Это объясняет наличие нулевых значений в векторе переменных $\mathbf{x}_{s,i}$ (14) на местах, определяемых положением единиц в вектор-столбцах матрицы $\mathbf{S}_i^\perp$ (13). Но если заранее известно, что два элемента вектора решения $\mathbf{x}_{s,i}$ системы (15) являются нулевыми, то оценка остальных элементов вектора решений системы (15) может быть получена путем решения более простой системы линейных уравнений

$$\mathbf{Y}_i = \mathbf{H}_{cmpr,i} \mathbf{x}_{cmpr,i} + \mathbf{\Xi}_i, \quad (16)$$

где $\mathbf{H}_{cmpr,i}$ — сжатая матрица, получаемая из исходной матрицы $\mathbf{H}_i$ (10), в которой отброшены два столбца, соответствующие переменным N_1^r , N_{mw}^r в исходном оцениваемом векторе $\mathbf{x}_i$ (9), $\mathbf{x}_{cmpr,i}$ — сжатый вектор оценива-

емых переменных, получаемый из исходного вектора $\mathbf{x}_{s,i}$ (14), в котором исключены нули. Таким образом, положение единиц в 2 столбцах матрицы $\mathbf{S}_i^\perp$ (13) определяет номера 2 отбрасываемых столбцов исходной матрицы $\mathbf{H}_i$ (10).

Положение этих единиц не только сохраняет целочисленность линейных комбинаций целочисленных сопеременных $N_1^1, \dots, N_1^{J_i}, N_{mw}^1, \dots, N_{mw}^{J_i}$, входящих в исходный оцениваемый вектор $\mathbf{x}_i$ (9), оно таково, что ранг сжатой матрицы $\mathbf{H}_{cmpr,i}$ остается равным рангу $5 + 2J_i$ исходной матрицы $\mathbf{H}_i$ (10). Таким образом, ранг сжатой матрицы $\mathbf{H}_{cmpr,i}$ в системе (16) становится равным размерности вектора $\mathbf{x}_{cmpr,i}$ оцениваемых переменных этой системы. Однако единственное решение системы (16) может быть получено при условии, что число строк сжатой матрицы $\mathbf{H}_{cmpr,i}$ больше или равно размерности вектора оцениваемых переменных $\mathbf{x}_{cmpr,i}$, т. е. должно выполняться условие $3J_i \geq 5 + 2J_i$. Отсюда получаем ограничение $J_i \geq 5$ на число НКА, необходимое для решения пользовательской задачи.

Нетрудно видеть, что в результате решения системы линейных уравнений (16) будут найдены оценки переменных, указанные в векторе $\mathbf{x}_{s,i}$ (14), за исключением нулевых.

Вектор ионосферосвободных комбинаций $\mathbf{Y}_i$ (8), матрица $\mathbf{H}_{cmpr,i}$ и ковариационная матрица $\mathbf{R}_i$ ошибок $\mathbf{\Xi}_i$ вектора $\mathbf{Y}_i$ (8), входящих в систему линеаризованных уравнений (16), могут быть вычислены на каждый i -й момент времени. На этой основе можно осуществлять фильтрацию элементов оцениваемого вектора $\mathbf{x}_{cmpr,i}$ с разрешением целочисленных линейных комбинаций целочисленных сопеременных $N_1^1, \dots, N_1^{J_i}, N_{mw}^1, \dots, N_{mw}^{J_i}$.

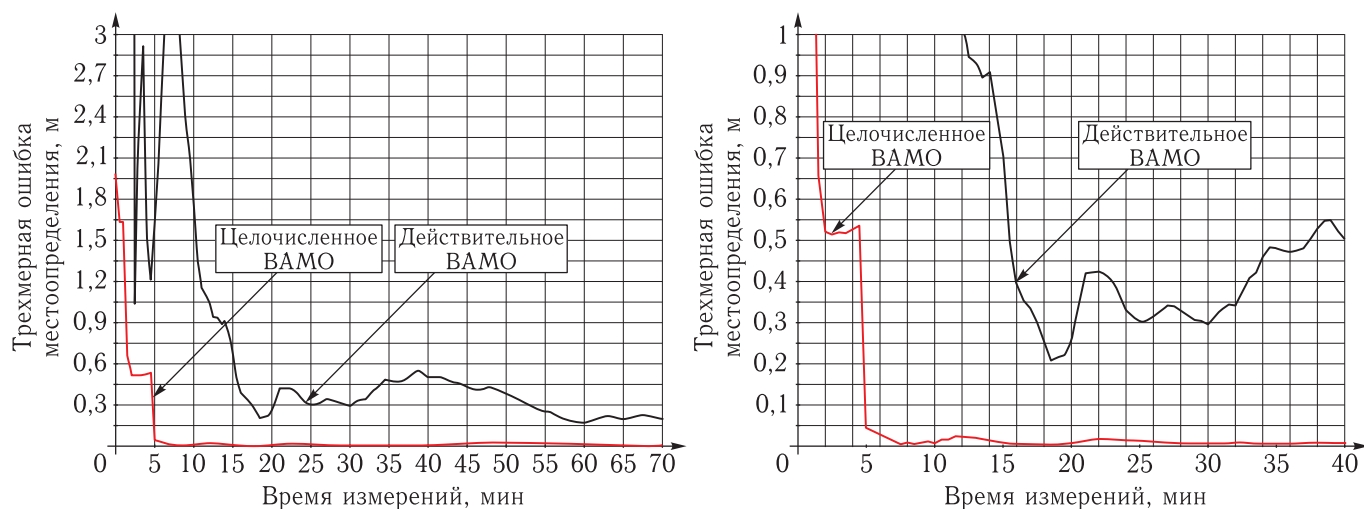


Рис. 1. Зависимость трехмерной ошибки местоопределения от времени для методов действительного и целочисленного ВАМО. Левый график — для больших интервалов по осям, правый график — для малых интервалов

К сожалению, ограничения на объем статьи не позволяют авторам рассмотреть здесь алгоритмы этой фильтрации. Мы можем только рекомендовать читателю соответствующую литературу по методам линейного рекуррентного оценивания [13, 14] и разрешения неоднозначности целочисленностей псевдофазовых измерений [15, 16].

Примеры обработки реальных измерений

Пользовательская задача была решена для двух вариантов сетевого решения. Первое сетевое решение получено по 5 европейским станциям в предположении неизменности созвездия НКА (все станции сети принимают измерения с одного и того же набора из 6 НКА). Указанное допущение позволяет оценить потенциальные возможности повышения оперативности ВАМО за счет разрешения неоднозначности целочисленностей псевдофазовых измерений. На рис. 1 показано сравнение зависимостей трехмерных ошибок местоопределения от времени для методов действительного и целочисленного ВАМО. В методе действительного ВАМО использовались высокоточные поправки к орбитам и часам НКА, формируемые службой IGS (IGS-поправки). В методе целочисленного ВАМО использовались те же IGS-поправки к орбитам и разделенные поправки

(кодовые, фазовые и Мельбурна–Вуббена), вычисленные в сетевом решении. В качестве измерений потребителя использовались измерения 6-й станции, не участвовавшие в сетевом решении. Как видно из рис. 1, в условиях данного эксперимента сантиметровая точность местоопределения методом целочисленного ВАМО достигается через 5 мин.

Оценивание разделенных спутниковых поправок в сетевом решении при меняющемся созвездии НКА значительно усложняется и в настоящее время находится в стадии исследований. Пока что использование таких оценок приводят к заметному снижению качества пользовательского решения.

Во втором варианте сетевого решения использовались измерения с 10 станций сети СДКМ (выделены на рис. 2 зелеными кружками) при меняющемся созвездии НКА. На разных станциях сети СДКМ используется НАП с неидентичными характеристиками, что приводит к снижению точности оценивания разделенных поправок к часам НКА и, соответственно, к существенному понижению точности решения пользовательской задачи.

В настоящее время качество вычисляемых по сети СДКМ разделенных спутниковых поправок нестабильно (период сходимости может значительно меняться для разных станций и интервалов обработки измерений). По этой причине для иллюстрации качества местоопределения использовано усреднение. На рис. 3 показано сравнение

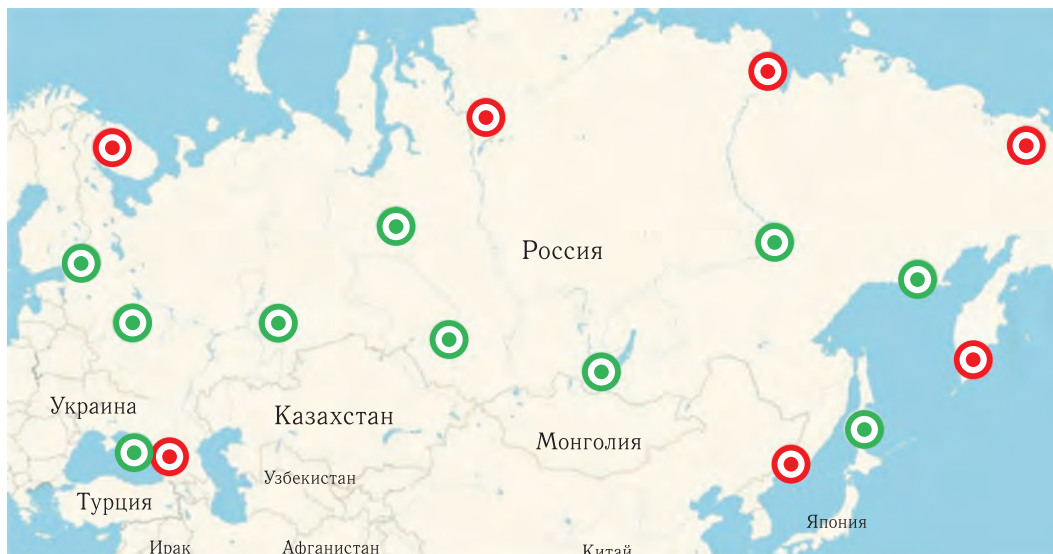


Рис. 2. Станции сети СДКМ, используемые во втором варианте сетевого решения

зависимостей усредненных трехмерных ошибок местоопределения от времени для методов действительного и целочисленного ВАМО.

В методе действительного ВАМО использовались высокоточные IGS-поправки к орбитам и часам НКА. В методе целочисленного ВАМО использовались те же IGS-поправки к орбитам и разделенные поправки (кодовые, фазовые и Мельбурна-Вуббена) к часам НКА, вычисленные во втором

варианте сетевого решения. Для решения пользовательской задачи в качестве измерений потребителя использовались измерения двух станций сети, не участвовавших в сетевом решении. Усреднение осуществлялось по двум выбранным станциям сети, а также по пяти 40-минутным интервалам обработки измерений. Как видно из рис. 3, при меняющемся созвездии НКА для достижения 5-сантиметровой точности местоопределения требуется существенно большее время (25–30 мин). Однако по-прежнему имеет место существенное повышение оперативности и точности местоопределения в методе целочисленного ВАМО по сравнению с методом действительного ВАМО за счет использования процедуры разрешения неоднозначности целочисленностей псевдофазовых измерений.

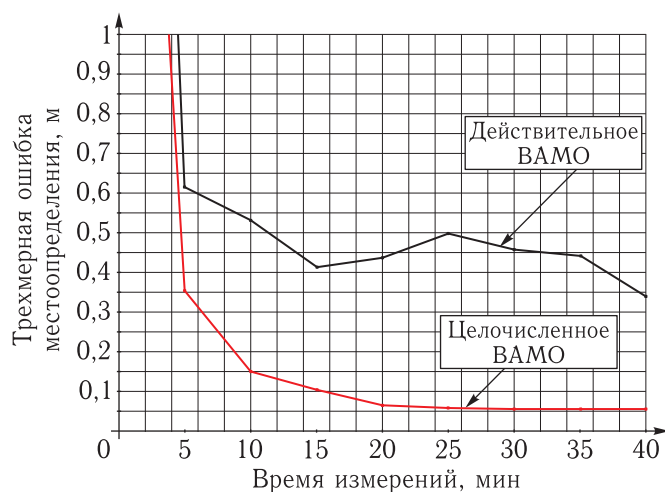


Рис. 3. Зависимость усредненной трехмерной ошибки местоопределения от времени для методов действительного и целочисленного ВАМО (станции сети СДКМ, реальное созвездие НКА)

Заключение

Рассмотрены алгебраические основы решения пользовательской задачи с разрешением неоднозначности целочисленностей псевдофазовых измерений при ВАМО по сигналам ГНСС-КРК.

Приведены примеры результатов обработки реальных измерений параметров навигационных сигналов GPS методом целочисленного ВАМО, демонстрирующие значительное сокращение интервала проведения измерений, необходимого для дости-

жения высокоточного местоопределения, по сравнению с методом действительного ВАМО.

Накопленный к настоящему времени опыт показывает настоятельную необходимость развития оперативных методов калибровки НАП, устанавливаемых на станциях наземной сети, и НАП потребителя для достижения возможно большего соответствия свойств калиброванных измерений тем математическим моделям, на основе которых строятся алгоритмы их обработки.

Список литературы

1. Kouba J. Guide to Using International GNSS Service (IGS) Products. Pasadena: Jet Propulsion Lab, 2009. <http://igsb.jpl.nasa.gov/components/usage.html> (Дата обращения 09.01.2019).
2. IS-GPS-200H, 24-Sep-2013. Global Positioning Systems. Directorate Systems Engineering & Integration. Interface Specification. IS-GPS-200. Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces. www.gps.gov/technical/icwg/IS-GPS-200H.pdf (Дата обращения 09.01.2019).
3. European GNSS (Galileo) Open Service. Signal In Space Interface Control Document. OS SIS ICD, Issue 1, 2010.
4. BeiDou Navigation Satellite System. Signal In Space Interface Control Document. Open Service Signal (Version 2.0). China Satellite Navigation Office. December 2013.
5. RTKLIB ver. 2.4.2 Manual. www.rtklib.com/prog/manual_2.4.2.pdf (Дата обращения 09.01.2019).
6. Collins P., Lahaye F., Héroux P. and Bisnath S. Precise Point Positioning with Ambiguity Resolution using the Decoupled Clock Model. Proceedings of ION-GNSS-2008, Savannah, Georgia, 16–19 September 2008, p. 1315–1322.
7. Подкорытов А.Н. Высокоточное местоопределение в глобальных навигационных спутниковых системах в абсолютном режиме за счет разрешения неоднозначности псевдофазовых измерений: канд. дисс. М.: МАИ, 2014. 195 с.
8. Поваляев А.А., Подкорытов А.Н. Высокоточное местоопределение в глобальных навигационных спутниковых системах в абсолютном режиме за счет разрешения неоднозначности псевдофазовых измерений // Радиотехника и электроника, 2015, т. 60, № 8. С. 813–824.
9. Povalyaev A.A., Podkorytov A.N. Precise Point Positioning in GNSS with Ambiguity Resolution of Phase Measurements // Journal of Communication Technology and Electronics, 2015, vol. 60, No 8. P. 860–870. ©Pleiades Publishing, Inc., 2015. Original Russian Text ©A. A. Povalyaev, A. N. Podkorytov, 2015, published in Radiotekhnika and Elektronika, 2015, vol. 60, no. 8, P. 880–890.
10. Povalyaev A.A., Podkorytov A.N. Algebraic Issues of Precise Point Positioning with Ambiguity Resolution in GNSS. Proceedings of the 28th ION GNSS+2015, Tampa, Florida, 14–18 September 2015. P. 2790–2800.
11. Teunissen P.J.G. Generalized Inverses, Adjustment The Datum Problem and *S*-transformations. Preprint. Delft University of Technology. Reports of the Department of Geodesy Mathematical and Physical Geodesy, 1984. 47 с.
12. de Jonge P.J. A processing Strategy for the Application of the GPS in Networks. Publications on Geodesy 46. Delft, August 1998. 225 p.
13. Сейдж Э. и Мэлс Дж. Теория оценивания и ее применения в связи и управлении. Вып. 6. Статистическая теория связи. М.: Связь, 1976. 496 с.
14. Тихонов В.И., Харисов В.Н. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем: Учеб. пособие для вузов. М.: Радио и связь, 1991. 608 с.
15. Поваляев А.А. Спутниковые радионавигационные системы. Время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. М.: Радиотехника, 2008. 328 с.
16. Вейцель В.А., Архангельский В.А., Волковский А.С. и др. Радиосистемы и комплексы управления: Учебник / Под ред. В.А. Вейцеля. М.: Вузовская книга, 2016. 574 с.

Кубатурный фильтр Калмана в задаче автономной навигации космического аппарата

В. А. Филимонов, аспирант, vladimir.a.filimonov@tusur.ru
Томский университет систем управления и радиоэлектроники, Россия

В. И. Тисленко, д. т. н., wolar1491@yandex.ru
Томский университет систем управления и радиоэлектроники, Россия

В. Ю. Лебедев, к. т. н., lbk@bk.ru
Томский университет систем управления и радиоэлектроники, Россия

В. В. Шаврин, аспирант, svv281088@gmail.com
Томский университет систем управления и радиоэлектроники, Россия

А. П. Кравец, аспирант, aleksei.p.kravets@tusur.ru
Томский университет систем управления и радиоэлектроники, Россия

Аннотация. Ключевой элемент алгоритма оценки информативных процессов (вектора состояния динамической системы) методами марковской (байесовской) теории нелинейной фильтрации заключается в вычислении текущего математического ожидания состояния по апостериорной плотности распределения вероятности (АПРВ) состояний при заданных наблюдениях. Реализация алгоритма обработки наблюдений предполагает формирование текущих, экстраполированных на один шаг, оценок состояния и наблюдений. Таким образом, необходимо вычисление интегральных выражений, определяющих соответствующие оценки в виде математических ожиданий. Рассматриваемая в статье задача относится к классу условно гауссовских, что обусловлено наличием аддитивного гауссовского шума возмущений в нелинейной модели состояний и наблюдений. Вычисление соответствующих многомерных интегралов выполняется методом численного интегрирования на основе сферически-радиального кубатурного правила — алгоритм кубатурного фильтра Калмана (Cubature Kalman filter — СКФ). В работе выполнен анализ среднеквадратичной погрешности (СКП) оценки 8-мерного вектора состояния в бортовой системе автономной навигации космического потребителя. Результаты получены для алгоритма СКФ и традиционно используемого алгоритма расширенного фильтра Калмана (Extended Kalman filter — ЕКФ). Показано, что алгоритм СКФ позволяет получать СКП местоположения КА на высокоэллиптической орбите, равную 2,24 м, и СКП модуля скорости, равную 0,075 м/с при отношении C/N_0 35 дБГц.

Ключевые слова: автономная система навигации, космический аппарат, оценка координат, смещение бортовой шкалы времени, фильтр Калмана, численное интегрирование, кубатурная форма, статистическое моделирование

Cubature Kalman Filter in the Task of Spacecraft Autonomous Navigation

V. A. Filimonov, *post-graduate student, vladimir.a.filimonov@tusur.ru*
Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics, Russia

V. I. Tislenko, *Dr. Sci (Engineering.), wolar1491@yandex.ru*
Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics, Russia

V. Yu. Lebedev, *Cand. Sci. (Engineering), lbk@bk.ru*
Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics, Russia

V. V. Shavrin, *post-graduate student, svv281088@gmail.com*
Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics, Russia

A. P. Kravets, *post-graduate student, aleksei.p.kravets@tusur.ru*
Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics, Russia

Abstract. A key element of the algorithm to evaluate informative processes (a state vector of a dynamical system) by the Markov (Bayesian) theory of nonlinear filtration is in calculating a current mathematical expectation of the state based on a posteriori density of probability distribution of states at the set observations. Realization of the algorithm for processing of observations assumes formation of the current estimates of a state and observations extrapolated to one step. Hence, calculation of the integrated expressions defining the corresponding estimates in the form of expected values is necessary. The task considered in article belongs to the class of conditionally Gaussian that is caused by existence of additive Gaussian noise of disturbances in nonlinear model of states and observations. Calculation of the corresponding multidimensional integrals is carried out by the method of numerical integration based on spherically-radial cubature rule — the algorithm of the cubature Kalman filter (cubature Kalman filter, CKF). The paper analyses an RMS error of the assessment of an 8-dimensional state vector in the onboard autonomous navigation system of the space user. The results are received for an algorithm of CKF and a traditionally used algorithm of the expanded Kalman filter (extended Kalman filter, EKF). It is shown that the algorithm of CKF allows one to receive an RMS error of spacecraft positioning in HEO equal to 2.24 m and an RMS error of the speed module equal to 0.075 ms/s at the C/N0 35 dB-Hz ratio.

Keywords: autonomous navigation system, spacecraft, estimation of coordinates, onboard timescale shift, Kalman filter, numerical integration, cubature form, statistical simulation

Введение

В настоящее время активно используются бортовые навигационные комплексы, обеспечивающие непрерывную и точную координатно-временную привязку подвижных объектов. Подобные комплексы требуются как наземным, так и воздушным и космическим потребителям. Проблемы разработки и научно-технические принципы проектирования систем автономной навигации (САН) космических аппаратов (КА) систематически изложены в [1–3]. Предполагается, что структура САН реализована по схеме с двухэтапной процедурой решения навигационной задачи [3]. На первом этапе формируется вектор наблюдений $\mathbf{z}(t_k)$, состоящий из кодовых псевдодальностей, псевдоскоростей, образованных по сигналам обнаруженных и принятых на сопровождение навигационных КА (НКА). Случайная векторная функция $\mathbf{z}(t_k)$ связана нелинейным безынерционным преобразованием с векторным информативным процессом $\mathbf{x}(t)$ (вектор состояния) соотношением

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{h}[\mathbf{x}(t_k), \mathbf{n}_z(t_k)],$$

где $\mathbf{n}_z(t_k)$ — вектор белых гауссовских шумов наблюдений.

На втором этапе выполняется обработка наблюдений $\mathbf{z}_k$ с целью получения текущей оценки $\hat{\mathbf{x}}_k$ информативного процесса $\mathbf{x}(t_k)$, состоящего из шести компонент, определяющих текущие декартовы координаты $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$ КА, составляющие его скорости $Vx(t)$, $Vy(t)$, $Vz(t)$, и дополнительно двух компонент $\delta_{\text{ор}}^T(t) = [\delta(t) \dot{\delta}(t)]$, определяющих динамику вариаций шкалы времени $\delta(t)$ и относительных вариаций частоты бортового опорного генератора (ОГ).

Известно [4–6], что оптимальную (по квадратичному критерию качества) текущую оценку $\hat{\mathbf{x}}(t_k)$ при заданной последовательности наблюдений $\mathbf{Z}_0^k = \{\mathbf{z}_0, \mathbf{z}_1, \dots, \mathbf{z}_k\}$ определяет оператор условного математического ожидания $\hat{\mathbf{x}}_k = \mathbf{M}[\mathbf{x}_k / \mathbf{Z}_0^k]$ по апостериорной плотности распределения вероятностей (АПРВ) $W[\mathbf{x}_k / \mathbf{Z}_0^k]$. Свойство марковости процесса $\mathbf{x}(t)$ предопределено заданием его модели в виде системы стохастических дифференциальных уравнений (СДУ) первого порядка. Это позволяет получить рекурсивную процедуру вычисления АПРВ [4–6]. Численный

алгоритм фильтра частиц (particle filter) [4] реализует вычисление оптимальных текущих оценок состояния $\hat{\mathbf{x}}_k$ в задачах фильтрации общего вида, когда математические модели вектора наблюдений $\mathbf{z}_k$ и вектора состояния $\mathbf{x}_k$ определены нелинейными функциями и содержат неаддитивные гауссовские возмущения.

Практическое применение находят квазиоптимальные алгоритмы, основанные на гауссовской аппроксимации АПРВ, что эквивалентно замене исходной нелинейной задачи ее линейным аналогом [4–6]. Далее, как правило, применяют известный алгоритм расширенного фильтра Калмана (extended Kalman filter — EKF) [4, 6].

В данной работе используется кубатурный фильтр Калмана (СКФ), позволяющий более корректно, по сравнению с EKF, выполнить сведение нелинейной задачи к линейному варианту [4, 8–10]. В алгоритме EKF используется аппроксимация нелинейных функций $\mathbf{f}(\mathbf{x}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1})$ и $\mathbf{h}[\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k]$ соответственно в модели состояний и наблюдений на основе их представления линейной частью ряда Тейлора в точке текущей оценки состояния. Последующее вычисление экстраполированных на один шаг оценок состояния $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ и наблюдений $\hat{\mathbf{z}}_k^-$ и соответствующих ковариационных матриц ошибок экстраполированных оценок выполняется по соотношениям для линейного фильтра Калмана.

В случае нелинейных моделей состояния и наблюдений с гауссовскими аддитивными возмущениями возникает необходимость вычисления интегралов вида

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{x}}_k^- &= \int_{R_{n_x}} \mathbf{f}(\mathbf{x}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1}) \cdot \mathcal{N}(\mathbf{x}_{k-1} / \mathbf{Z}_0^{k-1}) d\mathbf{x}_{k-1} = \\ &= \int_{R_{n_x}} \mathbf{f}(\mathbf{x}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1}) \cdot \mathcal{N}(\mathbf{x}_{k-1}; \hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+, \mathbf{V}_{k-1}^+) d\mathbf{x}_{k-1} \\ \text{и } \hat{\mathbf{z}}_k^- &= \int_{R_{n_x}} \mathbf{h}(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k) \mathcal{N}(\mathbf{x}_k / \mathbf{Z}_0^{k-1}) d\mathbf{x}_k = \\ &= \int_{R_{n_x}} \mathbf{h}(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k) \mathcal{N}(\mathbf{x}_k; \hat{\mathbf{x}}_k^-, \mathbf{V}_k^-) d\mathbf{x}_k, \quad (1) \end{aligned}$$

где $\mathbf{f}(\mathbf{x}_{k-1}, \mathbf{u}_{k-1})$ и $\mathbf{h}(\mathbf{x}_k, \mathbf{u}_k)$ — нелинейные вектор-функции в модели состояний и наблюдений;

$\mathbf{u}_{k-1}$ — вектор-функция управления; $\mathcal{N}(\mathbf{x}_{k-1}/\mathbf{Z}_0^{k-1})$, $\mathcal{N}(\mathbf{x}_k/\mathbf{Z}_0^{k-1})$ — апостериорная и априорная условные гауссовские плотности распределения вероятностей (ПРВ); кратность интегралов определена размерностью пространства состояния n_x . Выражения для ковариационных матриц ошибок экстраполяции имеют аналогичную структуру и здесь не приводятся.

В отличие от ЕКФ алгоритм СКФ в нелинейных задачах с аддитивными гауссовскими возмущениями при нахождении оценок $\hat{\mathbf{x}}_k^-$, $\mathbf{z}_k^-$ и ковариационных матриц ошибок этих оценок выполняет численное интегрирование многомерных интегралов типа (1). Появление алгоритма СКФ позволило расширить набор инструментов для решения задачи фильтрации вектора состояния $\mathbf{x}_k$ с сильно выраженной нелинейной связью с наблюдениями [7, 8]. Альтернативные алгоритмы построения фильтров Калмана с использованием точных аппроксимаций АПРВ представлены в [12].

Постановка задачи и алгоритм фильтрации

В навигационном вычислителе на борту КА выполняется решение задачи координатного и частотно-временного обеспечения полета КА. В инерциальной геоцентрической декартовой системе координат определим информативный процесс в виде вектора состояний $\mathbf{x}(t)$:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}^T(t) = & \\ & = [x(t) \ y(t) \ z(t) \ Vx(t) \ Vy(t) \ Vz(t) \ \delta t(t) \ \dot{\delta t}(t)] = \\ & = [\mathbf{x}_{\text{КА}}(t) \ \boldsymbol{\delta}_{\text{КА}}(t)]. \end{aligned} \quad (2)$$

Отметим, что из двух компонент $x_7(t) \equiv \delta(t)$ и $x_8(t) \equiv \dot{\delta}(t)$ в (1) последняя связана с частотой ОГ и является непосредственно управляемой. Математическая модель вектора $\mathbf{z}(t_k)$ при приеме сигналов m КА определена заданием системы $2m$ ($i = 1, \dots, m$) уравнений для псевдодальностей и псевдоскоростей, которые имеют вид

$$\begin{aligned} z1_k^{(i)} &= R_k^{(i)} + n_{\Delta t k}^{(i)} = \\ &= [(x_k - X_k^{(i)})^2 + (y_k - Y_k^{(i)})^2 + (z_k - Z_k^{(i)})^2]^{0,5} + \\ &\quad + c \cdot \delta t_k + c \cdot n_{\Delta t k}^{(i)}; \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} z2_k^{(i)} &= \dot{R}_k^{(i)} + n_{f k}^{(i)} = \\ &= (Vx_k - \dot{X}_k^{(i)}) \cdot e_x + (Vy_k - \dot{Y}_k^{(i)}) \cdot e_y + \\ &\quad + (Vz_k - \dot{Z}_k^{(i)}) \cdot e_z + c \cdot \dot{\delta t}_k + c \cdot n_{f k}^{(i)}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $R_k^{(i)}$ — текущая истинная дальность; $X_k^{(i)}$, $Y_k^{(i)}$, $Z_k^{(i)}$ и $\dot{X}_k^{(i)}$, $\dot{Y}_k^{(i)}$, $\dot{Z}_k^{(i)}$ — соответственно компоненты векторов положения и скорости i -го НКА на момент времени t_k в инерциальной геоцентрической системе координат; $\mathbf{e}_k = [e_x \ e_y \ e_z] = \mathbf{r}(t)/r(t)$ — единичный вектор, определяющий направление визирования по линии НКА–КА. Аддитивные возмущения $\mathbf{n}_{zk}^{(i)} = [n_{\Delta t k}^{(i)} \ n_{f k}^{(i)}]^T$ в виде случайных стационарных гауссовских дискретных последовательностей имеют нулевые средние значения. При соответствующем темпе временной дискретизации они некоррелированы во времени и между собой в одном и в разных каналах.

СДУ для $\mathbf{x}(t)$ определена заданием шести нелинейных дифференциальных уравнений орбитального движения КА для $\mathbf{x}_{\text{КА}}(t)$, которые дополняются двумя СДУ для 2-го случайного процесса $\boldsymbol{\delta}_{\text{ог}}(t)$, определяющего вариации шкалы времени и относительной частоты бортового опорного генератора. Ковариационная матрица вектора $\mathbf{n}_{\text{ог}}^T(k) = [n_7(k) \ n_8(k)]$ соответствует виду, приведенному в [13]. При этом величины спектральных плотностей возмущений в модели ОГ характерны для рубидиевого стандарта частоты [11] и равны: $S_g \approx 7,9 \cdot 10^{-28} \text{ (с}^{-1}\text{)}$ и $S_f \approx 10^{-20} \text{ (рад}^2\text{/Гц)}$. Случайные начальные условия $\mathbf{x}(0)$ имеют гауссовское распределение вероятностей с параметрами $\mathbf{M}[\mathbf{x}(0)] = \mathbf{m}_0$ и диагональной дисперсионной матрицей $\mathbf{V}_0 = \mathbf{M}\{[\mathbf{x}(0) - \mathbf{m}_0] \cdot [\mathbf{x}(0) - \mathbf{m}_0]^T\}$.

Уравнения орбитального движения КА (уравнения для вектора состояния $\mathbf{x}(t)$) учитывают неравномерность гравитационного потенциала Земли. Их вид соответствует уравнениям, приведенным в [1, 3], и отличается от них введением аддитивных некоррелированных между собой белых гауссовских шумов (БГШ) по всем компонентам ускорения. Это позволяет учесть влияние возмущающих орбиту КА факторов.

Ключевой момент в задачах калмановской фильтрации состоит в нахождении экстраполированных на один шаг оценок $\hat{\mathbf{x}}_{k/k-1}$ и $\hat{\mathbf{z}}_{k/k-1}$ соответственно вектора состояний и наблюдений.

Они в данном случае вычисляются по гауссовским ПРВ $\mathcal{N}(\mathbf{x}_{k-1}/\mathbf{Z}_0^{k-1})$ и $\mathcal{N}(\mathbf{x}_k/\mathbf{Z}_0^{k-1})$. Известно, что при условии невырожденности гауссовских ПРВ возможно приведение квадратичных форм в показателях экспонент этих функций к канонической форме [5, 6]. После перехода к новым переменным, сохранив для удобства записи обозначение переменных прежними, т.е. $\mathbf{x}$, выполним на основе [7, 8] краткое пояснение кубатурного правила численного алгоритма вычисления интегралов в (1). После приведения квадратичных форм к канонической форме интегралы (1) имеют вид

$$I(\Phi) = \int_{R_{n_x}} \Phi(\mathbf{x}) \exp(-\mathbf{x}^T \mathbf{x}) d\mathbf{x}, \quad (4)$$

где $\Phi(\mathbf{x})$ — нелинейная функция в новых переменных; $\exp(-\mathbf{x}^T \mathbf{x}) \triangleq w(\mathbf{x})$ — весовая функция (гауссовская ПРВ).

Первый этап получения численного алгоритма, в котором используется сферически-радиальное кубатурное правило, предполагает переход к сферически-радиальным переменным. При этом полагают $\mathbf{x} = r\mathbf{y}$, причем $\mathbf{y}^T \mathbf{y} = 1$ и, следовательно, $\mathbf{x}^T \mathbf{x} = r^2$ при $r \in [0, \infty)$. Это позволяет переписать интеграл (4) в виде

$$I(\Phi) = \int_0^\infty \int_{U_{n_x}} \Phi(r\mathbf{y}) r^{n-1} \exp(-r^2) d\sigma(\mathbf{y}) dr, \quad (5)$$

где $U_{n_x} = \{\mathbf{y} \in R_{n_x} / \mathbf{y}^T \mathbf{y} = 1\}$ — поверхность единичной гипертсферы; $d\sigma(\mathbf{y})$ — дифференциальный элемент сферической поверхности. Выделим в (5) сферически радиальный интеграл

$$S(r) = \int_{U_{n_x}} \Phi(r\mathbf{y}) \cdot w(\mathbf{y}) d\sigma(\mathbf{y}), \quad (6)$$

где $w(\mathbf{y}) \equiv 1$ — весовая функция.

При этом внешний — радиальный интеграл в (5), который и определяет конечный результат, принимает следующий вид:

$$I \equiv I(\Phi) = \int_0^\infty S(r) r^{n-1} \exp(-r^2) dr = \int_0^\infty S(r) w(r) dr, \quad (7)$$

где $w(r)$ — весовая функция радиального интеграла. В итоге вычисление обоих интегралов сводится по существу к определению узловых точек $\mathbf{x}_i$ и значений весовых функций w_i с последующим использованием квадратурной формулы численного интегрирования в виде

$$I(\Phi) = \int_{R_{n_x}} \Phi(\mathbf{x}) w(\mathbf{x}) d\mathbf{x} \approx \sum_{i=1}^m \mathbf{x}_i \cdot w(\mathbf{x}_i).$$

Однако в отличие от традиционного повторного интегрирования, когда количество вычислений растёт пропорционально m^{n_x} , алгоритм СКФ даёт рост количества вычислений пропорционально размерности состояния, т.е. n_x . Теория алгоритма СКФ разработана в [7, 8]. Основой алгоритма СКФ явилось представление интегральных выражений в виде (5)–(7) с последующим учетом симметрии области интегрирования и весовых функций на основе применения теории инвариантности, изложенной в работах С. Л. Соболева [14]. В итоге показано, что сферически радиальное кубатурное правило реализует численное интегрирование в (4) в соответствии с соотношением

$$I(\Phi) = \int_{R_{n_x}} \Phi(\mathbf{x}) \exp(-\mathbf{x}^T \mathbf{x}) d\mathbf{x} \approx \sum_{j=1}^{m_s} \sum_{i=1}^{m_r} a_i b_j \Phi(r_i \mathbf{s}_j),$$

где r_i , m_r , a_i — значения узлов, их количество и весовые коэффициенты в радиальном интеграле; $\mathbf{s}_j$, m_s , b_j — векторные узлы, их количество и весовые коэффициенты в сферическом интеграле. Показано [7], что для сферически радиального кубатурного правила третьего порядка $m_r = 1$ и $m_s = 2n_x$. Для интеграла (4) в этом случае получаем соотношение

$$I(\Phi) = \int_{R_{n_x}} \Phi(\mathbf{x}) \mathcal{N}(\mathbf{x}; \mathbf{0}, \mathbf{I}) d\mathbf{x} \approx \sum_{i=1}^m w_i \Phi(\xi_i),$$

где $\mathcal{N}(\mathbf{x}; \mathbf{0}, \mathbf{I})$ — гауссовская ПРВ вектора $\mathbf{x}$ с нулевым средним значением и единичной матрицей ковариаций; $i = 1, 2, \dots, m = 2n_x$; $w_i = 1/m$; $\xi_i = \sqrt{n_x} \cdot \mathbf{e}_i$ — векторы, определяющие положение узлов на осях гипертсферы в декартовой системе координат. При этом совокупность n_x -мерных векторов $\{\mathbf{e}_i\}$ такова, что каждый из них имеет только

одну компоненту равную 1 или (-1) , все другие равны нулю.

Полное описание этапов алгоритма СКФ приведено в [7].

Результаты моделирования

Вероятностные характеристики точности оценок $\hat{\mathbf{x}}(k)$ определены путем статистического усреднения по ансамблю из 200 независимых реализаций гауссовских шумов в модели состояний, наблюдений и случайным компонентам вектора начальных условий $\mathbf{x}(0)$ с гауссовской плотностью распределения вероятностей. Временной темп поступления данных в канале наблюдений составил 1 мс. Моделирование движения КА выполнялось для высокоэллиптической орбиты, геометрический фактор (GDOP) при приеме сигналов четырех НКА составил 40,7 и в течение часа изменялся незначительно.

Интенсивности дискретных шумов в наблюдениях $\sigma_{\Delta t}^2$ и σ_f^2 в пересчете на псевдодальность и псевдоскорость равны соответственно $(1,52-2,82 \text{ м})^2$ и $(0,018-0,08 \text{ м/с})^2$. Отметим, что указанные значения $\sigma_{\Delta t}^2$ и σ_f^2 достигаются в режиме слежения за задержкой и фазой навигационного сигнала при отношении мощности навигационного сигнала к спектральной плотности белого шума $(C/N_0) = (31-35) \text{ дБГц}$ в зависимости от канала наблюдений. Интенсивности шумов в модели состояния по компонентам ускорения КА одинаковы и равны $\sqrt{D_g} = 10^{-5} \text{ (м/с}^2\text{)}$.

Диагональные элементы $(\sqrt{\mathbf{V}_0})_{ii}$, определяющие СКО начальных оценок $\hat{\mathbf{x}}(0)$, равны: по координатам — 10^5 м ; по компонентам скорости — 10^3 (м/с) ; по смещению шкалы времени — 10^{-4} с и по относительной частоте — 10^{-7} .

На рис. 1–2 представлены изменения СКП оценок местоположения и модуля скорости КА на интервале наблюдения 1000 с. Они вычислены с использованием алгоритмов ЕКФ и СКФ. Расчет произведен на участке длинной дуги высокоэллиптической орбиты при пяти видимых НКА.

При этом в конце интервала наблюдения СКП по ансамблю реализаций равны: СКП положения

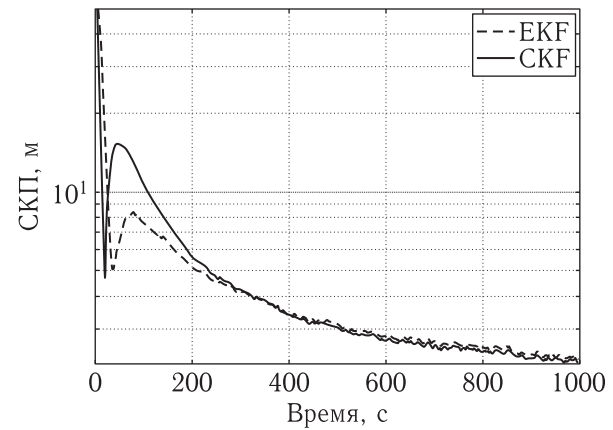


Рис. 1. СКП оценки местоположения

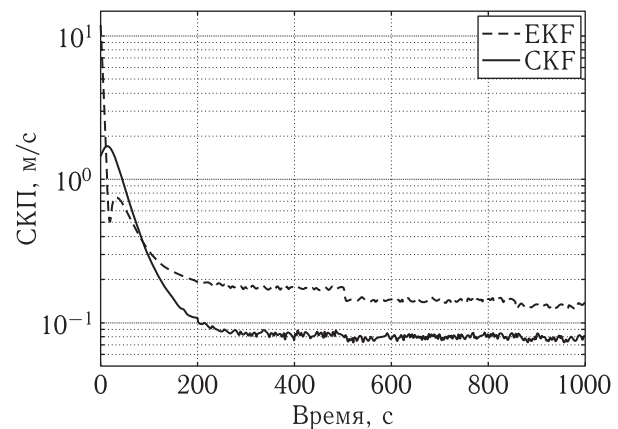


Рис. 2. СКП оценки модуля скорости

КА — 2,32 м для ЕКФ и 2,24 м для СКФ; СКП скорости — 0,13 м/с для ЕКФ и 0,075 м/с для СКФ.

На рис. 3 и 4 представлены СКП оценки смещения шкалы времени и СКП оценки смещения относительной частоты. При этом в конце интервала наблюдений СКП оценки смещения шкалы времени равна 5,9 нс для ЕКФ и 5,5 нс для СКФ; СКП оценки относительной частоты равна $1,35 \cdot 10^{-11}$ для ЕКФ и $1,21 \cdot 10^{-11}$ для СКФ.

Заключение

Полученные в работе результаты позволяют сделать следующие выводы.

1. Применение алгоритма кубатурного фильтра Калмана к решению задачи координатного и частот-

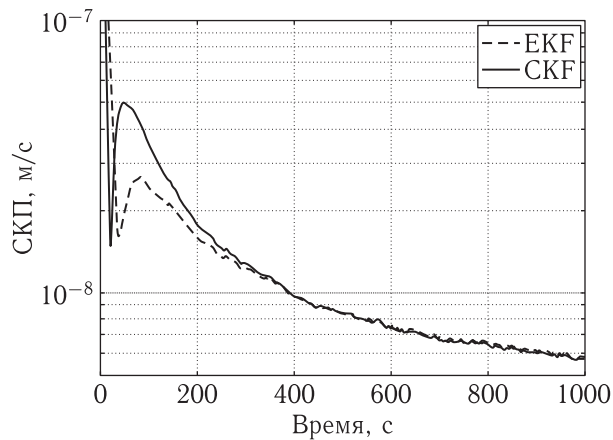


Рис. 3. СКП оценки смещения шкалы времени

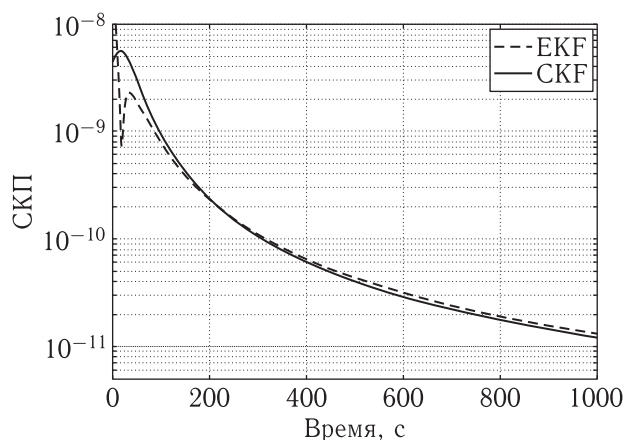


Рис. 4. СКП оценки относительной частоты ОГ

но-временного обеспечения полета КА при движении на высокоэллиптической орбите обеспечивает формирование устойчивых оценок параметров. Для орбиты с величиной GDOP 25–33 и $(C/N_0) = 31\text{--}35$ дБГц величины СКП оценок составляют: 2,24 (м) и 0,075 (м/с), соответственно по положению и скорости КА; 5,5 (нс) и $1,2 \cdot 10^{-11}$, соответственно по смещению шкалы времени и относительной частоте бортового ОГ.

2. Отмечено, что алгоритм кубатурного фильтра Калмана имеет преимущество в точности оценок скорости КА. Очевидно, что при решении навигационной задачи на борту КА в условиях повышенной динамики движения, связанной с увеличением ускорения, различие в точности оценок скорости будет увеличиваться.

Список литературы

1. Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем. СПб.: Политехника, 2014. 362 с.
2. Moreau M.C. GPS receiver architecture for autonomous navigation in high Earth orbits. 2001. P. 207.
3. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
4. Simandl M. Lecture notes on state estimation of nonlinear non-Gaussian stochastic systems // Department of Cybernetics, Faculty of Applied Sciences, University of West Bohemia, Pilsen, 2006. 154 p.
5. Тихонов В.И., Харисов В.Н. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. М.: Радио и связь, 1991. 608 с.
6. Сейдж Э., Мелс Дж. Теория оценивания и ее применение в связи и управлении / Пер. с англ. под ред. Б.Р. Левина. М.: Связь, 1976. 496 с.
7. Arasaratnam I., Haykin S. Cubature Kalman Filter // IEEE Trans. Automatic Cont., 2009, vol. 54. P. 1–16.
8. Arasaratnam I. Cubature Kalman filtering: theory & applications (Ph.D. thesis). McMaster University, 2009.
9. Julier S.J. The Scaled Unscented Transformation. Proceedings of the American Control Conference, American Automatic Control Council, Evanston, IL, 2002. P. 1108–1114.
10. Van Der Merwe R., Wan E. Sigma-Point Kalman Filters for Probabilistic Inference in Dynamic State-Space Models. In Proceedings of the Workshop on Advances in Machine Learning, 2003. P. 1–27.
11. Graas F., Craig S., Pelgrum W., Ugazio S. Laboratory and Flight Test Analysis of Rubidium Frequency Reference Performance // Navigation, 2013, vol. 60, № 2. P. 123–131.
12. Filimonov V., Shavrin V., Tislenko V., Kravets A., Lebedev V., Shkolniy V. Coordinate and Time — Frequency Support of a Spacecraft Flight by Means of Autonomic Navigation Using Sigma-Point Kalman Filter Algorithm // Журнал Сибирского федерального университета. Математика и физика, 2015, т. 8, вып. 4. С. 385–393.
13. Brown R.G. and Hwang P.Y.C. Introduction to Random Signals and Applied Kalman Filtering. Wiley, 1992. 502 p.
14. Соболев С.Л., Васкевич В.Л. Кубатурные формулы. М.: Изд-во Института математики, 1996. 471 с.

На пути к мобильному оптическому стандарту частоты на нейтральных атомах иттербия

Г. С. Белотелов, belotelov@vniiftri.ru

ФГУП «ВНИИФТРИ», Менделеево, Московская обл., Российская Федерация

Д. В. Сутырин, sutyurin@vniiftri.ru

ФГУП «ВНИИФТРИ», Менделеево, Московская обл., Российская Федерация

С. Н. Слюсарев, serslyu@mail.ru

ФГУП «ВНИИФТРИ», Менделеево, Московская обл., Российская Федерация

Аннотация. Достижение значений точности и нестабильности частоты оптических стандартов частоты уровня нескольких единиц 10^{-18} открывает новые возможности для применения этих систем в прикладной и фундаментальной физике. Для практической реализации таких возможностей необходимо создание мобильных оптических стандартов частоты. Во многих ведущих научно-исследовательских центрах мира ведутся разработки по созданию подобных установок. Цель нашей работы — улучшение таких характеристик оптического стандарта частоты, как компактность, масса, энергоэффективность при сохранении уровня относительной нестабильности и точности частоты, которые характерны для стационарных оптических стандартов частоты. В данной статье мы представляем обоснование создания мобильного оптического стандарта частоты на нейтральных атомах иттербия и первые результаты разработки узлов и компонентов для него. Разрабатываемое устройство может быть использовано как для создания карты гравитационных потенциалов Земли и для проведения тестов фундаментальной физики, так и для удаленной, в том числе межконтинентальной синхронизации частот оптических стандартов частоты. Результаты данной работы могут стать основой для создания бортовых прецизионных навигационных систем с использованием оптических стандартов частоты.

Ключевые слова: иттербий, холодные атомы, лазерное охлаждение, космос, гравиметрия

Towards a Transportable Optical Frequency Standard on Neutral Ytterbium Atoms

G.S. Belotelov, belotelov@vniiftri.ru

Federal State Unitary Enterprise “National Research Institute for Physicotechnical and Radio Engineering Measurements” (FSUE “VNIIFTRI”), Mendeleevo, Moscow region, Russian Federation

D.V. Sutyurin, sutyurin@vniiftri.ru

Federal State Unitary Enterprise “National Research Institute for Physicotechnical and Radio Engineering Measurements” (FSUE “VNIIFTRI”), Mendeleevo, Moscow region, Russian Federation

S.N. Slyusarev, serslyu@mail.ru

Federal State Unitary Enterprise “National Research Institute for Physicotechnical and Radio Engineering Measurements” (FSUE “VNIIFTRI”), Mendeleevo, Moscow region, Russian Federation

Abstract. The achievement of an accuracy and instability level of several units 10^{-18} for optical frequency standards opens up new possibilities for the application of these systems in engineering and fundamental physics. The practical realization of such possibilities requires the creation of transportable optical frequency standards. Many leading research centers in the world perform developments to create such installations. The aim of our work is to improve such characteristics of the optical frequency standard as compactness, mass, power efficiency while maintaining the levels of relative frequency stability and accuracy of laboratory optical frequency standards. In this article, we present a justification for the development of a transportable optical frequency standard based on cold ytterbium atoms and the first results of developments of modules and components for it. The device under development may be used for creating a map of Earth's gravitational potentials, and for conducting tests of fundamental physics, as well as for the remote, including intercontinental, frequency synchronization of optical frequency standards. The results of this work may serve as the basis for the creation of onboard precision navigation systems using optical frequency standards.

Keywords: ytterbium, cold atoms, laser cooling, space, gravimetry

Введение

Оптические стандарты частоты (ОСЧ) превзошли микроволновые стандарты частоты (СЧ) в значениях нестабильности и точности частоты [1–3], открыв такие новые возможности, как измерение гравитационного поля Земли и синхронизация с метрологической точностью разнесенных территориально стандартов частоты там, где нецелесообразно использовать волоконные линии связи. Реализация этих возможностей требует перехода от лабораторных ОСЧ к компактным и устойчивым в работе мобильным ОСЧ (МОСЧ) [4, 5]. Однако сличение частот наземных ОСЧ может быть ограничено неопределенностью гравитационного потенциала в месте расположения ОСЧ и их ненулевой относительной скоростью из-за смещения поверхности земной коры, приливов и отливов океанов, эффектов влияния атмосферного давления на уровни океанов и т.п. [6]. Вдобавок к этому неконтролируемые флуктуации вносят другие долговременные явления: таяние льдов и дрейф тектонических плит. Будущие гипотетические ОСЧ, обладающие нестабильностью на уровне 10^{-18} , размещенные на разных тектонических плитах, будут чувствительны к эффекту Доплера, порождаемому относительным движением тектонических плит со скоростью на уровне 1–10 см/год [7]. Суммарное влияние всех возможных столь же малых эффектов может ограничить сличение удаленных друг от друга ОСЧ на уровне 10^{-17} [8].

Чтобы преодолеть это ограничение, можно разместить на спутнике, находящемся на геостационарной орбите, бортовой ОСЧ, что позволит улучшить точность сличения частот.

В этом случае достижение точности определения высоты орбиты в 40 см будет необходимо для того, чтобы значение неопределенности гравитационного красного сдвига стандарта частоты, являющегося опорным, было бы на уровне 10^{-18} , что достигается посредством лазерной дальнометрии.

Для практической реализации подобных ОСЧ требуется пройти следующие этапы: создание и использование МОСЧ, переход к портативным ОСЧ и, наконец, создание ОСЧ, пригодных для бортового использования.

Использование мобильных ОСЧ для геодезических измерений

Создание мобильных ОСЧ позволит осуществлять измерения гравитационного потенциала Земли в разных локациях, что даст возможность создать более точную карту гравитационного поля. Эти измерения основаны на разном течении времени в точках с разными гравитационными потенциалами. Разница в гравитационном потенциале между ОСЧ, разнесенными между собой по высоте на 1 м приводит к возникновению относительной разницы частот на уровне $1 \cdot 10^{-16}$: $\frac{\Delta\nu}{\nu} = \frac{-GM}{c^2} \left(\frac{1}{r_1} - \frac{1}{r_0} \right)$, где r_0 и r_1 — высоты относительно геоида. В настоящее время стационарные ОСЧ достигли такого уровня относительной нестабильности и точности частоты, когда такая разница частот может быть измерена с точностью до $1 \cdot 10^{-18}$ [1, 2].

С помощью этого же эффекта можно определять разность гравитационных потенциалов по измеренной разности частот разнесенных в пространстве ОСЧ. Чтобы измерить гравитационный потенциал, нужно иметь возможность разместить по крайней мере один мобильный ОСЧ в любом месте планеты и сличать его частоту с частотами стационарных ОСЧ. Данный метод известен как релятивистская геодезия.

Использование стандартов частоты в космосе

В данный момент точность навигации обеспечивается размещением на навигационных космических аппаратах пассивных водородных мазеров с величиной нестабильности частоты $1,9 \cdot 10^{-15}$ за время наблюдения одни сутки [9]. Наземные водородные мазеры, цезиевые и рубидиевые фонтаны имеют предел относительной нестабильности частоты на уровне 10^{-16} . ОСЧ достигли значений точности и нестабильности частоты на уровне 10^{-18} , что может улучшить точностные характеристики навигационных систем на несколько порядков.

Создание ОСЧ космического базирования в перспективе обеспечит возможности для следующих научно-технических приложений [9]:

- сравнение шкал времени. Сличение и синхронизация наземных стандартов частоты для формирования международной шкалы времени;

- исследование Земли. Высокопрецизионное картографирование гравитационного поля Земли. Благодаря размещению ОСЧ в космосе станет возможным достижение такой высокой точности измерений гравитационного поля Земли, что, возможно, позволит обнаруживать на раннем этапе извержения вулканов и землетрясения;

- навигация. Высоточные измерения профиля высот геоида станут источником для составления навигационных карт, т.е. обеспечат глобальность и значительно повысят помехозащищенность бортовых систем навигации. Более того, такие измерения позволят довести до совершенства метод определения характеристик гравитационного поля по релятивистскому сдвигу частоты, что сделает возможным создание карты гравитационных потенциалов Земли для навигации без использования спутниковых систем;

- фундаментальная физика. Тест общей теории относительности Эйнштейна [10].

Разработка мобильных и портативных ОСЧ в мире

Рекордные значения нестабильности и неопределенности частоты на уровне 10^{-18} были продемонстрированы для ОСЧ на оптических решетках на холодных атомах стронция и иттербия [1, 2]. Однако эти устройства являются стационарными и необходимо создание мобильных систем с подобными характеристиками на их основе.

Существует несколько проектов, направленных на создание мобильных и портативных ОСЧ. По сведениям авторов, в мире созданы и испытаны три устройства. Первый из них — это ОСЧ на нейтральных атомах Sr, разработанный в рамках европейского проекта «Space Optical Clock (SOC)» [3, 11], целью которого является размещение ОСЧ на Международной космической станции. В создании ОСЧ принимали участие несколько известных

лабораторий Германии, Англии, Италии и такие ведущие производители лазерных систем, как Menlo Systems и Toptica (Германия). В рамках проекта SOC-2 был изготовлен ОСЧ на атомах иттербия группой под руководством профессора A. Görlitz. Ширина линии часового перехода МОСЧ на атомах иттербия составила 12 Гц [12, 13]. Третий проект — МОСЧ на холодных атомах стронция, разработанный в PTB (Physikalisch-Technische Bundesanstalt, Германия) в Брауншвейге. В этой установке ширина часового перехода составила 7 Гц, а относительная нестабильность частоты — $1,8 \cdot 10^{-16}$. Данная система использовалась в первом эксперименте по релятивистской геодезии с использованием МОСЧ в 2016 г. В этом эксперименте установка располагалась в горном туннеле Фрежус в итальянских Альпах на высоте 1 км относительно стационарного ОСЧ, расположенного в национальном итальянском метрологическом центре INRIM в Турине, с которым частота установки сличалась через волоконную линию. Результат эксперимента показал принципиальную возможность использования МОСЧ для проведения исследований по релятивистской геодезии. Однако он также показал необходимость повышения надежности узлов системы, в частности лазерных систем [4].

В Китае были созданы транспортируемые оптические часы на ионе Ca^+ объемом $0,5 \text{ м}^3$, демонстрирующие относительную нестабильность в 10^{-16} за время наблюдения одни сутки [14]. Кроме того, кооперацией немецких институтов и компаний (PTB, Toptica, Menlo Systems) [15], а также независимо от нее во Франции [16] начата разработка транспортируемых часов на одиночном ионе Yb^+ . В России стартовал проект ИБИС по созданию бортового ОСЧ на одиночном ионе Yb^+ [17].

Кандидаты для создания мобильных и портативных ОСЧ

Для создания подобных установок сейчас используют атомы стронция, иттербия и других щелочно-земельных элементов. Также в качестве кандидатов рассматриваются стандарты на различных ионах (кальций, иттербий). В настоящий момент ОСЧ на ионах уступает ОСЧ на нейтральных

атомах на порядок по величине относительной нестабильности [18].

Устройство ОСЧ можно разделить на несколько модулей:

– вакуумный спектроскоп. Представляет собой единую вакуумную систему, собранную из отдельных сегментов — источника горячих атомов, коллиматорной секции для сужения потока атомов, секции зеemanовского замедления для предварительного охлаждения атомов, вакуумной камеры, гетероионных насосов, магнитных катушек в конфигурации анти-Гельмгольца для формирования магнитооптической ловушки (МОЛ);

– система лазерного охлаждения. Состоит из лазерной системы зеemanовского замедлителя для начального охлаждения атомов, лазерных систем первичного и вторичного охлаждения для подготовки атомов к загрузке в оптическую решетку, лазерной системы формирования оптической решетки, лазерной системы опроса часового перехода, лазерной системы перекачки для увеличения количества плененных атомов.

В данной статье мы остановимся на сравнении между собой ОСЧ на фермионных изотопах нейтральных атомов (см. табл. 1), т. к. к настоящему моменту такие ОСЧ достигли лучших характеристик, чем ОСЧ на бозонных изотопах. Последние, однако, обладают потенциалом для улучшения своих характеристик [19].

Хотя нечетный изотоп стронция (^{87}Sr) имеет меньшие относительные сдвиги частоты по сравнению с иттербием (^{171}Yb), в пользу последнего как кандидата для МОСЧ говорит большая простота устройства.

Во-первых, у изотопа ^{171}Yb ядерный спин $I = 1/2$ (^{87}Sr имеет ядерный спин $I = 9/2$), что значительно снижает количество зеemanовских подуровней. Это в конечном счете приводит к уменьшению количества необходимых лазерных систем для первичного охлаждения и перекачки. Уменьшение количества лазерных систем в установке приведет к улучшению таких параметров установки, как компактность, энергоэффективность и устойчивость работы.

Во-вторых, чувствительность иттербия к тепловому излучению приблизительно в два раза ниже, чем у стронция, при комнатной температуре.

Для ^{87}Sr : $\Delta\nu_{\text{BBR}} = -2,354 \times \left(\frac{T(K)}{300}\right)^4$, для ^{171}Yb : $\Delta\nu_{\text{BBR}} = -1,341 \times \left(\frac{T(K)}{300}\right)^4$ [20].

В-третьих, в случае иттербия источник атомов обычно нагревается до 400°C , что несколько ниже температур, используемых для нагрева источника атомов стронция, функционирующего обычно при температурах выше 450°C . Зависимость насыщенных паров от температуры для ^{87}Sr определяется выражением $\log P = 9,584 \pm 0,132 - \frac{7566 \pm 101}{T}$ [21], для ^{171}Yb — $\log P = 8,295 \pm 0,043 - \frac{7696 \pm 33}{T}$ [22].

Это снижает влияние излучения «черного» тела на часовой переход и требования к потреблению мощности и упрощает разработку конструкции установки (нет нужды в зеemanовском замедлителе), что, в свою очередь, значительно сокращает общие размеры системы.

В-четвертых, ширина линии перехода $^1S_0 - ^3P_1$ у ^{171}Yb составляет 182 кГц, что говорит о необходимости стабилизации лазерного излучения по дорогостоящему и чувствительному к вибрациям высокочастотному УЛЕ-резонатору, сделанному из стекла с низким коэффициентом теплового расширения (ULETM, Corning ULE Laser Cavity Grade), необходимому в случае ^{87}Sr .

В-пятых, теоретически предсказано наличие дополнительных часовых переходов в атомах иттербия [23, 24]. Совместно с идеей синтетической частоты [25] это может привести к компенсации сдвига частоты ОСЧ, вызванного излучением «черного» тела, до уровня, который достигается в настоящее время в сложных стационарных системах с использованием криогеники.

Из вышесказанного следует, что при использовании атомов иттербия:

- уменьшается количество лазерных систем, необходимых для корректной работы установки, что является преимуществом при создании МОСЧ, т. к. уменьшает количество узлов, требующих фазовой или частотной привязки;
- уменьшаются общие габаритные размеры установки и мощность энергопотребления.

Поэтому в нашей работе сделан выбор в пользу ОСЧ на нейтральных атомах иттербия.

Таблица 1. Сравнение ^{87}Sr и ^{171}Yb

	^{87}Sr	^{171}Yb
Ядерный спин	9/2	1/2
Чувствительность к тепловому излучению (при 300 K), Гц	-2,23	-1,25
$^1\text{S}_0-^1\text{P}_1$ ширина линии, МГц	30	29
$^1\text{S}_0-^3\text{P}_1$ ширина линии, кГц	7,4	182
Типичная температура источника атомов, °C	450	400
Количество возможных часовых переходов	1 переход: $5s^2\ ^1\text{S}_0-5s5p\ ^3\text{P}_0$	2 перехода: $4f^{14}6s^2\ ^1\text{S}_0-4f^{14}6s6p\ ^3\text{P}_0$ и $4f^{14}6s6p\ ^3\text{P}_0-4f^{13}6s^25d\ (J=2)$ [23]

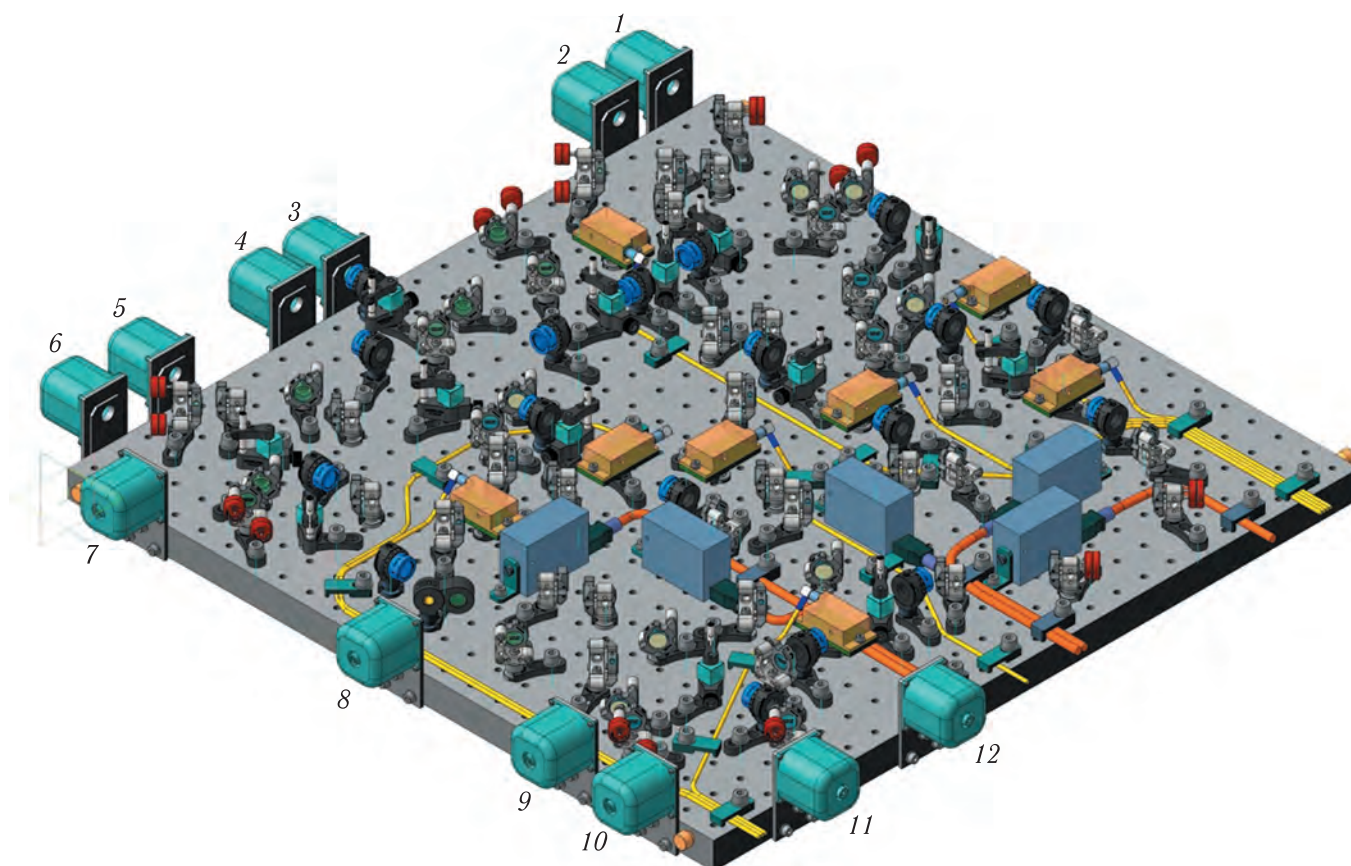


Рис. 1. Компактная распределительная система лазерного излучения для первичного и вторичного охлаждения атомов. На плите расположены оптические элементы, акустооптические модуляторы, затворы. Размер распределительной системы $60 \times 60 \times 12$ см. Оптоволоконные разъемы: 1 — выходное излучение 556 нм для стабилизации частоты, 2 — выходное излучение 399 нм для стабилизации частоты, 3 — входное излучение 556 нм, 4 — входное излучение 399 нм, 5, 6, 7 — выходное излучение 556 нм + 399 нм для МОЛ для стабилизации частоты, 8 — выходное излучение 556 нм + 399 нм для однолучевой МОЛ, 9, 11 — выходное излучение 399 нм для 2D-ловушки, 10 — выходное излучение 399 нм для детектирования облака плененных атомов, 12 — выходное излучение 399 нм для зеемановского замедления

Разработки ФГУП «ВНИИФТРИ»

ОСЧ является сложной комплексной системой, важную роль в которой играют применяемые методы управления состояниями атомов. Для работы ОСЧ на первом этапе необходимо захватить достаточное количество атомов в МОЛ. Основными модулями такого СЧ являются: охлаждающие лазеры на 399 нм и 556 нм, вакуумная система (10^{-8} – 10^{-9} мбар), система формирования магнитных полей, оптомеханическая схема.

Для мобильной системы эти модули должны удовлетворять следующим требованиям:

- компактность;
- модульность;
- низкое энергопотребление;
- надежность (стабильность) работы.

Для удовлетворения этих требований в нашей лаборатории были проведены исследования по разработке отдельных компактных узлов. Работа выполнялась по следующим направлениям:

- предложена модульная структура системы МОСЧ на атомах иттербия;
- разработана компактная распределительная система лазерного излучения для первичного и вторичного охлаждения атомов (см. рис. 1);
- разработана компактная вакуумная камера (рис. 2).

Разработанные модули имеют ряд преимуществ по сравнению с имеющимися стационарными ОСЧ. Компактная распределительная система лазерного излучения включает всю необходимую оптику, затворы и акустооптические модуляторы, необходимые для проведения эксперимента. На разработанной схеме предусмотрены все необходимые отстройки частот для осуществления следующих этапов: коллимирующее излучение, зеemannовское замедление, первичное охлаждение, вторичное охлаждение, детектирование и стабилизация лазерных систем. Дополнительно предусмотрено направление лазерного излучения для осуществления перехода от шестилучевой МОЛ к однолучевой МОЛ. Размеры существенно уменьшены по сравнению со стационарной установкой.

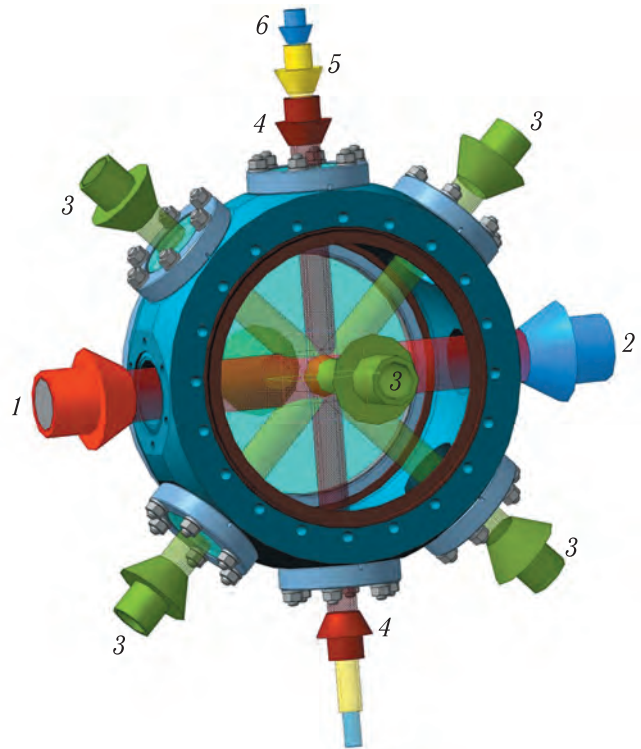


Рис. 2. Компактная вакуумная камера. Стрелками обозначены: 1 — поток атомов иттербия, 2 — лазерное излучение зеemannовского замедлителя $\lambda = 399$ нм, 3 — лазерное излучение первичного и вторичного охлаждения атомов $\lambda = 399 + 556$ нм, 4 — лазерное излучение формирования оптической решетки $\lambda = 759$ нм, 5 — лазерное излучение часового лазера $\lambda = 578$ нм, 6 — лазерное излучение детектирования $\lambda = 399$ нм

Размеры вакуумной камеры уменьшены приблизительно в 3 раза. Использование большого вакуумного фланца вместо стандартного позволяет с фронтального направления устанавливать камеру и фотоэлектронный умножитель для фиксации облака плененных атомов.

Разработанные узлы должны существенно уменьшить размер МОСЧ по сравнению со стационарными ОСЧ, разработанными во ФГУП «ВНИИФТРИ» [26] (см. табл. 2).

Также были проведены экспериментальные работы по дальнейшему уменьшению вакуумной камеры оптического спектро스코па и уменьшению количества охлаждающих лучей с трех до одного с помощью конического или пирамидального отражателя [27], что важно для разработки портативного ОСЧ.

Таблица 2. Сравнение стационарных и мобильных установок

Характеристика	^{87}Sr стационарный — существующая во ФГУП «ВНИИФТРИ» установка	МОСЧ на ^{171}Yb , прогноз	Коэффициент компактности
Кол-во лазерных систем, шт.	7	5	–
Площадь, м^2	20	8	$20/8 = 2,5$
Объем, м^3	40	20	$40/20 = 2$
Объем вакуумной камеры, л	35	11	$35/11 \sim 3$
Линейный размер источника атомов, см	32	12	$32/12 = 2,6$
Размер схемы оптического охлаждения, см $\times$ см $\times$ см	$300 \times 150 \times 20$	$60 \times 60 \times 12$ (см. рис. 1)	~ 20
Энергопотребление, кВт	15	8	~ 2

Заключение

Результаты разработки узлов позволяют сделать прогноз, что созданная мобильная установка будет примерно в 3 раза меньше, чем имеющаяся стационарная установка ОСЧ на ^{87}Sr . Созданные решения позволяют разместить оптическую систему в объеме менее 20 м^3 . Такой размер достаточен для размещения ОСЧ в небольшом автомобильном прицепе. На следующий этап намечена экспериментальная реализация предложенных решений и планирование размещения модулей в фургоне, а также проработка термостабилизации, шумо- и виброизоляции установки в фургоне.

Список литературы

1. Bloom B.J. et al. An optical lattice clock with accuracy and stability at the 10^{-18} level // *Nature*, 2014, vol. 506, № 7486. P. 71.
2. Beloy K. et al. Atomic clock with 1×10^{-18} room-temperature blackbody shift uncertainty // *Physical review letters*, 2014, vol. 113, № 26. P. 260801.
3. Bongs K. et al. Development of a strontium optical lattice clock for the SOC mission on the ISS // *Comptes Rendus Physique*, 2015, vol. 16, № 5. P. 553–564.
4. Grotti J. et al. Geodesy and metrology with a transportable optical clock // *Nature Physics*, 2018. P. 1–9 + Supplement P. 10–12.
5. Ludlow A.D. An optical clock to go // *Nature Physics*, 2018, vol. 14, № 5. P. 431.
6. Tapley B.D. et al. GRACE measurements of mass variability in the Earth system // *Science*, 2004, vol. 305, № 5683. P. 503–505.
7. GNSS Time Series. <http://sideshow.jpl.nasa.gov/mbh/series.html> (Дата обращения 14.03.2019).
8. Kleppner D. Time too good to be true // *Physics Today*, 2006, vol. 59, № 3. P. 10.
9. Gill P. et al. Optical atomic clocks for space // *National Physical Laboratory*, 2008. P. 145.
10. Tarallo M.G. et al. Test of Einstein equivalence principle for 0-spin and half-integer-spin atoms: search for spin-gravity coupling effects // *Physical review letters*, 2014, vol. 113, № 2. P. 023005.
11. Schiller S. et al. The space optical clocks project // *International Conference on Space Optics–ICSO 2010. International Society for Optics and Photonics*, 2017, vol. 10565. P. 1056531.
12. Mura G. Optimierung und Charakterisierung einer transportablen optischen Gitteruhr mit Ytterbium (PhD thesis), Heinrich-Heine-Universität Düsseldorf, 2015.
13. Mura G. et al. The SOC2 ^{171}Yb optical lattice clock // *The 8th Symposium on Frequency Standards and Metrology* (poster talk), 2015.
14. Cao J. et al. A compact, transportable single-ion optical clock with 7.8×10^{-17} systematic uncertainty // *Applied Physics B*, 2017, vol. 123, № 4. P. 112.

15. Information on BMBF project opticlock.
<https://www.opticlock.de/en/info> (Дата обращения 14.03.2019).
16. *Lacroûte C. et al.* Compact Yb+ optical atomic clock project: design principle and current status // *Journal of Physics: Conference Series*. IOP Publishing, 2016, vol. 723, № 1. P. 012025.
17. *Zalivako I. et al.* Towards compact transportable optical clock based on 171 Yb+ // *European Frequency and Time Forum (EFTF)*, 2018. P. 344–347.
18. *Колачевский Н.Н. и др.* Перспективные квантово-оптические технологии для задач спутниковой навигации // *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2018, т. 5, № 1. С. 13–27.
19. *Тайченачев А.В., Юдин В.И., Багаев С.Н.* Сверхточные оптические стандарты частоты на ультрахолодных атомах: состояние и перспективы // *Успехи физических наук*, 2016, т. 186, № 2. С. 193–205.
20. *Porsev S.G., Derevianko A.* Multipolar theory of blackbody radiation shift of atomic energy levels and its implications for optical lattice clocks // *Physical Review A*, 2006, vol. 74, № 2. P. 020502.
21. *Asano M., Kubo K.* Vapor pressure of strontium below 660 K // *Journal of Nuclear Science and Technology*, 1978, vol. 15, № 10. P. 765–767.
22. *Habermann C.E., Daane A.H.* Vapor pressures of the rare-earth metals // *The Journal of Chemical Physics*, 1964, vol. 41, № 9. P. 2818–2827.
23. *Safronova M. S. et al.* Two clock transitions in neutral Yb for the highest sensitivity to variations of the fine-structure constant // *Physical review letters*, 2018, vol. 120, № 17. P. 173001.
24. *Dzuba V. A., Flambaum V. V., Schiller S.* Additional clock transitions in neutral ytterbium bring new possibilities for testing physics beyond the Standard Model // *arXiv preprint arXiv:1803.02452*, 2018.
25. *Yudin V.I. et al.* Atomic clocks with suppressed blackbody radiation shift // *Physical review letters*, 2011, vol. 107, № 3. P. 030801.
26. *Бердасов О.И. и др.* О продолжительности непрерывной работы оптического стандарта частоты на атомах стронция // *Квантовая электроника*, 2018, т. 48, № 5. С. 431–437.
27. *Lee K.I. et al.* Single-beam atom trap in a pyramidal and conical hollow mirror // *Optics letters*, 1996, vol. 21, № 15. P. 1177–1179.

УДК 551.463.5 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.1.32.39

Зависимость дистанционно измеряемого коэффициента яркости океана от зенитного угла Солнца

Л. А. Стефанцев, к. ф.-м. н., steph2000@mail.ru

Институт геохимии и аналитической химии им. В. И. Вернадского РАН, Москва, Российская Федерация

А. П. Васильков, к. ф.-м. н., alexander.vasilkov@ssaihq.com

Science Systems and Applications Inc., Мэриленд, 20706, США

Аннотация. Рассматривается отличительная черта пассивных оптических методов зондирования океана — зависимость от условий освещения. Определяющий фактор этой зависимости — зенитный угол Солнца. Теоретически в рамках «квазиоднократного» приближения теории переноса излучения рассчитывается зависимость спектрального коэффициента яркости толщи океана и коэффициента диффузного отражения от зенитного угла Солнца. Расчеты показали, что влияние состояния поверхности на коэффициент яркости мало даже для зенитных углов, близких к горизонту.

Это связано с тем, что состояние поверхности океана при отсутствии пены слабо сказывается на изменении доли диффузной составляющей при прохождении света Солнца и небосвода через поверхность. Измерения коэффициента яркости проводились на двух различающихся по оптическим свойствам вод полигонах в тропической Атлантике — в Экваториальной части и в районе Канарского течения трехканальным спектрофотометром, предназначенным для измерения яркости восходящего излучения в надир, яркости неба в зените и освещенности поверхности океана в спектральном диапазоне 400–650 нм с разрешением по спектру 2,5 нм. Коэффициент яркости рассчитывался по измеренным величинам с учетом френелевского отражения от поверхности океана и коэффициентов пропускания границами раздела вода–воздух и воздух–вода. Проведено сравнение рассчитанных зависимостей с результатами, полученными в натурном эксперименте.

Сделан вывод о возможности пренебрежения влиянием высоты Солнца при дистанционных измерениях цвета океана с целью извлечения информации о содержании растворенных и взвешенных веществ в водной толще.

Ключевые слова: коэффициент яркости, зенитный угол, пассивные методы зондирования, толщина океана, квазиоднократное рассеяние

Dependence of Ocean Remote-Sensing Reflectance on the Solar Zenith Angle

L. A. Stefantsev, Cand. Sci. (Phys.-Math.), steph2000@mail.ru

Vernadsky Institute of Geochemistry and Analytical Chemistry of the Russian Academy of Sciences (GEOKHI RAS)
Moscow, Russian Federation

A. P. Vasilkov, Cand. Sci. (Phys.-Math.), alexander.vasilkov@ssaihq.com

Science Systems and Applications Inc., Mariland, 20706, USA

Abstract. We consider an important feature of passive remote sensing of the ocean reflectance — its dependence on illumination conditions, namely on the solar zenith angle (SZA). In the context of the so-called quasi-single scattering approximation of the radiative transfer theory, the dependence of the remote-sensing reflectance of the ocean and the diffuse reflection on the solar zenith angle is calculated. Calculations show that the ocean surface effects on the remote-sensing reflectance are small even for high SZAs provided the absence of ocean foam on the surface.

This is explained by that the rough ocean surface weakly affects the fraction of diffuse solar radiation penetrating into the ocean. Spectroradiometer data were collected in different regions of the tropical Atlantic which are distinct in optical properties of ocean waters. Measurements of the remote-sensing reflectance were carried out by a three-channel spectroradiometer that simultaneously measured solar irradiance, sky radiance in the zenith, and water-leaving radiance at nadir in the spectral range of 400–650 nm with a spectral resolution of 2.5 nm. The remote-sensing reflectance is calculated from those measurements (assuming the Fresnel reflection from the surface and the surface transmittance of incident solar radiation are known). The spectroradiometer was installed on a research vessel in such a way as to avoid any interference that could be caused by the vessel body. Comparisons of the measured and calculated remote-sensing reflectance shows good agreement. An analysis of the measured and calculated data demonstrates that the SZA effect on the ratio of remote-sensing reflectance at two wavelengths is small.

This conclusion is important for remote sensing of oceanic chlorophyll because most existing chlorophyll algorithms are based on the spectral ratios of remote-sensing reflectance.

Keywords: passive remote sensing of the ocean, remote-sensing reflectance, solar zenith angle, quasi-single scattering approximation

Введение

Дистанционное зондирование — высокопродуктивное и интенсивно развивающееся направление в исследовании океана и поверхности Земли. Методы дистанционного зондирования океана по своей сути являются косвенными и основаны на связи регистрируемых на высоте носителя приемной аппаратуры параметров электромагнитных полей с теми или иными характеристиками поверхности и толщи океана. Особое место в дистанционном зондировании океана занимают оптические методы [1], поскольку только оптическое излучение способно проникать в толщу океана на десятки метров и извлекать информацию как о состоянии поверхности, так и о содержании в водной толще взвешенных и растворенных веществ [9]. Эту информацию несут в себе спектральный состав, интенсивность и поляризационные характеристики восходящего излучения. В свою очередь, оптические методы делятся на активные и пассивные. Активные методы используют искусственный источник излучения, в пассивных таким источником является Солнце. В пассивных дистанционных методах регистрируются спектральный состав солнечного излучения, диффузно рассеянного толщей океана, либо интенсивность флюоресценции пигментов фитопланктона, возбуждаемой солнечным светом. Это дает возможность определять биопродуктивность вод, исследовать динамику поверхностных вод, фронтов, выносов рек, получать данные о пространственно-временном распределении оптических свойств вод Мирового океана [10] и т. д. Основные преимущества пассивных методов — минимальные энергозатраты и сравнительная простота технической реализации в связи с отсутствием необходимости искусственного источника зондирующего излучения, основной недостаток — невозможность повлиять на условия освещения поверхности океана. В настоящей работе мы рассмотрим один из аспектов этого недостатка на примере дистанционных измерений коэффициента яркости океана, а именно проанализируем зависимость коэффициента яркости восходящего излучения от условий освещения поверхности, в частности от зенитного угла Солнца, а также оценим ошибки, к которым приводит не учет

этой зависимости в задачах дистанционного зондирования.

Кроме того, отметим, что сами по себе измерения коэффициента яркости с малых дистанций (практически *in situ*, на месте (лат.)) могут быть использованы для проверки достоверности спутниковых наблюдений и алгоритмов дистанционного зондирования компонентов верхней толщи океана.

Аппаратура и методика эксперимента

Излучение, диффузно рассеянное назад толщей океана, принято характеризовать спектральным коэффициентом яркости $\rho = \pi B/E$, где B — яркость в данном направлении, E — освещенность горизонтальной площадки сверху, значения B и E непосредственно под поверхностью. Аналогичной характеристикой является также коэффициент диффузного отражения $R = E'/E$, где E' — освещенность горизонтальной площадки снизу.

Измерения спектрального коэффициента яркости проводились прибором, представляющим собой трехканальный спектрофотометр [1], предназначенный для измерения яркости восходящего излучения в надир B_m , яркости неба в зените B_n и освещенности поверхности океана E_o в спектральном диапазоне 400–650 нм с разрешением по спектру 2,5 нм. По измеряемым величинам коэффициент яркости ρ определяется из соотношения (1):

$$B_m = rB_n + \rho E_o T_b T / \pi n^2, \quad (1)$$

где $r = 0,02$ — френелевский коэффициент отражения, $T = 0,98$ — пропускание восходящего излучения границей раздела вода–воздух, T_b — границей раздела воздух–вода, n — показатель преломления воды. Структурная схема прибора приведена на рис. 1. В водонепроницаемом контейнере размещены оптическая опрашивающая система, монохроматор и фотоприемное устройство. Световой поток, прошедший через каналы яркости моря (1), яркости неба (2), освещенности поверхности моря (3) и излучение контрольного канала (4), поочередно направляется дискретно вращающимся зеркальным коммутатором (5) в монохроматор (6). Затем световой поток поступает на фотоприемное

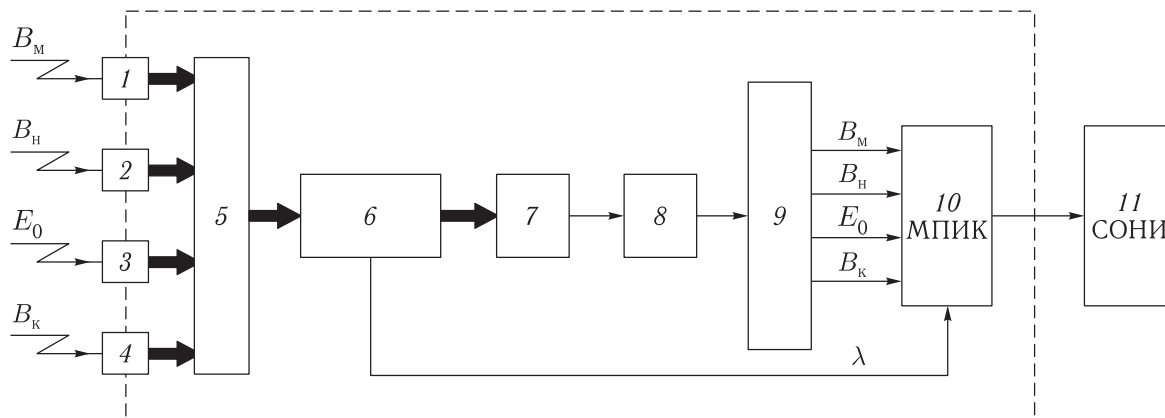


Рис. 1. Структурная схема измерителя коэффициента яркости моря: 1 — яркость моря, 2 — яркость неба, 3 — облученность, 4 — контрольный канал, 5 — поворотное зеркало, 6 — монохроматор, 7 — ФПУ, 8 — усилитель, 9 — система обработки сигнала, 10 — МПИК, 11 — система отображения

устройство (7). Электрический сигнал через усилитель (8) и устройство аналоговой обработки сигналов (9) поступает в микропроцессорный измерительный комплекс (10) и далее на систему обработки, отображения и накопления информации (11).

На рис. 2 приведена оптико-механическая схема прибора. В оптической опрашивающей системе применены кварцевые иллюминаторы — (1) и (6), молочное стекло (13), служащее коллектором канала облученности. Угол зрения приемника ($2W = 9^\circ$) образуется диафрагмами (2, 5, 14) и входной щелью монохроматора (7). В каналах яркости неба и освещенности установлены нейтральные светофильтры (3) и (15), ослабляющие световой поток в 10^2 и в 10 раз соответственно. Поворотное зеркало (16) направляет световой поток канала облученности на опрашивающее зеркало (4). Излучения контрольного канала через световод (12) и канала яркости моря поступают на зеркало (4) без ослабления. Входная щель (7), вогнутое зеркало (9), дифракционная решетка (8) и выходная щель (10) монохроматора образуют Z-образную схему Водсворда. Фотоумножитель (11) установлен непосредственно за выходной щелью монохроматора. Спектральная зависимость коэффициента яркости $\rho(\lambda)$ рассчитывалась специальной программой, погрешность определения $\rho(\lambda)$ в большинстве случаев составляла 6–10 %.

Измерения коэффициента яркости проводились в дрейфе судна на двух различающихся по оптическим свойствам вод полигонах в тропической

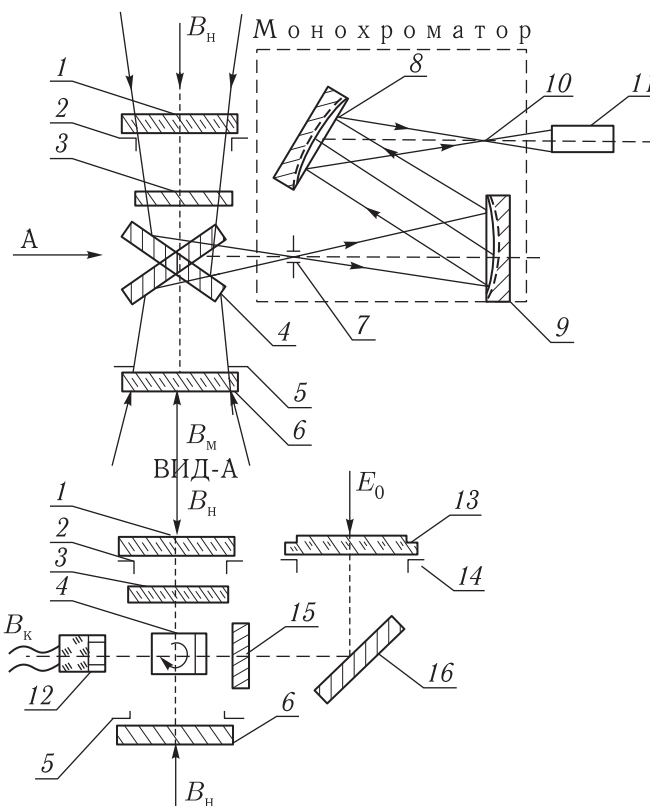


Рис. 2. Оптико-механическая схема измерителя коэффициента яркости моря: 1, 6 — кварцевые иллюминаторы, 2, 5, 14 — диафрагмы, 4 — поворотное зеркало, 3, 15 — нейтральные светофильтры, 7 — входная щель монохроматора, 8 — дифракционная решетка, 9 — зеркало-коллиматор, 10 — выходная щель монохроматора, 11 — фотоприемное устройство, 12 — контрольный канал

Атлантике — в Экваториальной части и в районе Канарского течения. Исследуемая зависимость, в силу относительной малости наблюдаемых эффектов, очень чувствительна к метеоусловиям, в которых проводится эксперимент. По этой причине из всех имеющихся экспериментальных данных мы отобрали измерения, проведенные при практически чистом небе и спокойном море. Измерения проводились в период с 8 до 11 часов и с 14 до 18 часов поясного времени.

Анализ и обсуждение результатов

Прежде чем переходить к рассмотрению экспериментальных данных, проведем теоретический анализ зависимости спектрального коэффициента яркости от зенитного угла Солнца с тем, чтобы полученную зависимость сравнить с данными измерений, проведенных с борта судна. Подобный анализ проводился и ранее, например в работах [2, 11–14] рассматривалась зависимость коэффициента диффузного отражения от высоты Солнца. В [2, 12] эта зависимость получена в рамках двухпоточкового приближения теории переноса излучения, в [11, 13, 14] — из аппроксимации результатов расчетов по методу Монте-Карло. Однако при практической реализации дистанционного зондирования океана измеряется не коэффициент диффузного отражения, а коэффициент яркости толщи океана, поэтому в настоящей работе рассматривается зависимость коэффициента яркости от зенитного угла Солнца, а теоретическая оценка этой зависимости производится в рамках «квазиоднократного» приближения теории переноса излучения [3, 15].

В квазиоднократном приближении коэффициент яркости однородной среды при направленном освещении ее бесконечно широким пучком под углом $\arccos \mu$ к вертикали для случая наблюдения в надир выражается формулой

$$\rho_n = \frac{2x(-\mu)}{(1+\mu)x(-1)}\rho_0. \quad (2)$$

Здесь $\rho_0 = 0,5\pi\sigma_{180}/(\kappa + \beta)$ — коэффициент яркости при освещении среды нормально к ее поверхности, σ_{180} — показатель рассеяния под углом 180° , κ — показатель поглощения, β — показатель рассеяния в заднюю полусферу, $x(\mu)$ — индикатриса

рассеяния в зависимости от косинуса угла рассеяния $\mu = \sqrt{1 - \sin^2 \theta/n^2}$, θ — зенитный угол Солнца, n — показатель преломления воды. Случай наблюдения в надир выбран как наиболее распространенный в практике, а также в связи с тем, что он был реализован в наших экспериментах. Отметим, что точность формулы (2) тем выше, чем меньше вероятность выживания фотона Λ ; при $\Lambda \leq 0,85$, что всегда выполнено для океанской воды, точность (2) не хуже 15% [3]. Коэффициент яркости ρ_d , соответствующий освещению поверхности океана светом небосвода, определяется формулой

$$\rho_d = \frac{\int_{\mu_{\text{пр}}}^1 \int_0^{2\pi} B(\theta, \varphi) T_n(\theta) \rho_n(\mu) \mu d\mu d\varphi}{\int_{\mu_{\text{пр}}}^1 \int_0^{2\pi} B(\theta, \varphi) T_n(\theta) \mu d\mu d\varphi}, \quad (3)$$

где $B(\theta, \varphi)$ — яркость небосвода в зависимости от зенитного и азимутального углов, $T_n(\theta)$ — пропускание поверхностью океана, $\mu_{\text{пр}}$ — косинус предельного угла преломления. Если принять в качестве первого приближения, что угловое распределение яркости нисходящего излучения непосредственно под поверхностью равномерное, т.е. $B(\theta, \varphi) T_n(\theta) = \text{const}$, из (3) в предположении изотропности индикатрисы рассеяния океанской воды в диапазоне $\mu_{\text{пр}} \leq \mu \leq 1$ можно получить [3]

$$\rho_d/\rho_0 = 4 \left(1 - \mu_{\text{пр}} + \ln \frac{1 + \mu_{\text{пр}}}{2} \right) / (1 - \mu_{\text{пр}}^2) \approx 1,09. \quad (4)$$

Точные расчеты по формуле (3) с использованием данных о яркости небосвода из [4] показали, что соотношение (4) является весьма хорошим приближением. Так, при изменении зенитного угла Солнца от 0° до 80° отношение ρ_d/ρ_0 меняется всего лишь в пределах от 1,06 до 1,10 для характерного варианта атмосферных условий: оптической толщины атмосферы $\tau = 0,3$ и метеорологической дальности видимости $S = 20$ км [4].

Отметим, что индикатрисы рассеяния океанской воды, строго говоря, не являются изотропными в рассматриваемом диапазоне углов рассеяния $130^\circ \leq \gamma \leq 180^\circ$. Согласно расчетам [5] рассеяния

света на полидисперсных системах, моделирующих океанский гидрозо́ль, и имеющимся экспериментальным данным [6], значения индикатрисы рассеяния несколько возрастают при увеличении γ от 130° до 180° . Для этих углов изменение отношения $\frac{x(-\mu)}{x(-1)}$, согласно расчетам [5], не превышает 10% при варьировании параметров микроструктуры взвеси в диапазоне, характерном для океанской воды ($m = 1,02-1,15$; $\nu = 3-5$; $z_{\max} = 20-50$, где m — относительный показатель преломления частиц взвеси, ν — показатель в распределении Юнге, $z_{\max}$ — дифракционный параметр для максимального радиуса частицы; $z_{\min} = 0,3$). При учете молекулярного рассеяния воды изменение $\frac{x(-\mu)}{x(-1)}$ может достигать $\sim 15-20\%$ в зависимости от доли молекулярного рассеяния в суммарном рассеянии. В связи с трудностью измерения рассеяния назад экспериментальные данные по индикатрисам рассеяния океанской воды имеются лишь для углов до 160° . Оценка изменения $x(-\mu)$ по этим данным [6] дает приблизительно те же результаты. Таким образом, в формуле (2) влияние фактора $\frac{x(-\mu)}{x(-1)}$, зависящего от конкретных оптических условий, количественно может быть сравнено с влиянием геометрического фактора $\frac{2}{(1+\mu)}$. Поскольку влияние этих факторов противоположно, с целью получения верхней оценки зависимости коэффициента яркости от зенитного угла Солнца можно принять допущение об изотропности индикатрисы рассеяния в диапазоне $\mu_{\text{пр}} \leq \mu \leq 1$.

Полный коэффициент яркости при совместном освещении солнцем и небосводом выразится формулой

$$\rho = \rho_n[1 - \psi_\lambda(\theta)] + \rho_d\psi_\lambda(\theta), \quad (5)$$

где $\psi_\lambda(\theta)$ — доля диффузной составляющей в освещенности непосредственно под поверхностью, индекс λ подчеркивает, что эта доля зависит от длины волны λ . Величина $\psi_\lambda(\theta)$ в формуле (5) связана с долей диффузной составляющей в освещенности над поверхностью $\psi'_\lambda(\theta)$ выражением (6)

$$\psi_\lambda(\theta) = \frac{\psi'_\lambda T_d}{\psi'_\lambda T_d + (1 - \psi'_\lambda) T_n}, \quad (6)$$

где T_d , T_n — пропускания поверхностью диффузного и направленного излучений. В общем слу-

чае T_d и T_n зависят от состояния поверхности океана; в расчетах данные о зависимости пропускания поверхности от скорости ветра брались из работы [16]. Функция ψ'_λ заимствовалась из экспериментальных данных, приведенных в работе [7].

На рис. 3 приведены расчетные зависимости отношения ρ/ρ_0 от зенитного угла Солнца в предположении изотропности индикатрисы рассеяния в задней полусфере. Как видно из рисунка, эта зависимость наиболее сильная для длинноволновой части спектра, поскольку здесь из-за особенностей рассеяния света в атмосфере наблюдается наиболее резкая зависимость ψ'_λ от угла θ . В целом зависимость ρ/ρ_0 от θ невелика, изменение ρ/ρ_0 вплоть до углов θ , близких к горизонту, находится в пределах 15%. Еще менее зависит от θ такая важная в дистанционном зондировании океана характеристика, как индекс цвета I , представляющая собой отношение коэффициента яркости для длин волн, соответствующих максимуму и минимуму поглощения хлорофилла. На том же рис. 3 приведена зависимость I/I_0 от θ , где $I = \rho(430)/\rho(535)$, I_0 — аналогичное соотношение для $\rho_0(\lambda)$, не зависящее от зенитного угла Солнца. Изменение I/I_0 составляет всего лишь несколько процентов, что свидетельствует о возможности практически всегда пренебречь зависимостью индекса цвета от зенитного угла Солнца.

Следует отметить, что все рассчитанные кривые $\rho(\theta)/\rho_0$ для различных длин волн пересекаются в одной точке $\theta \approx 45^\circ$. Это связано с тем, что в принятых нами предположениях для $\theta \approx 45^\circ$ $\rho_d = \rho_n$ и $\rho = 1,09\rho_0$, т.е. отношение $\rho(\theta)/\rho_0$ не зависит от длины волны. Отмеченный факт дает возможность провести дополнительную экспериментальную проверку правильности приближений, принятых при выводе формул (2) и (4). В том случае, если эти приближения оправданы, значения параметра $\rho(450)/\rho_0$ не должны зависеть от длины волны света.

Расчеты показали, что влияние состояния поверхности на коэффициент яркости мало даже для углов θ , близких к горизонту (см. рис. 3, где приведены данные также и для взволнованной поверхности). Это связано с тем, что состояние поверхности океана при отсутствии пены слабо сказывается на изменении доли диффузной составляющей

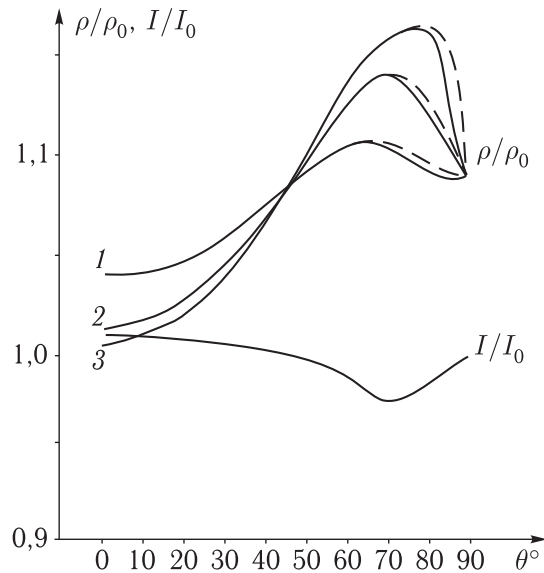


Рис. 3. Рассчитанные зависимости коэффициента яркости и индекса цвета от зенитного угла Солнца для различных длин волн. Сплошные линии — гладкая поверхность океана, пунктирные — взволнованная, скорость ветра 4 м/с; длины волн: 1 — 397 нм, 2 — 535 нм, 3 — 764 нм

при прохождении света Солнца и небосвода через поверхность.

Для сравнения дополнительно рассчитывалась зависимость коэффициента диффузного отражения от зенитного угла Солнца $R(\theta)$. При этом для направленного освещения зависимость $R_n(\theta)$ заимствовалась из работы [11] $R_n = (0,975 - 0,529\mu)(\beta/\chi)$, а для освещения небосводом коэффициент диффузного отражения вычислялся по формуле, аналогичной (4): $R_d = 0,445\beta/\chi$. Полученная зависимость коэффициента диффузного отражения от θ при совместном освещении Солнцем и небосводом показана на рис. 4. Зависимость $R(\theta)$ подобна зависимости $\rho(\theta)$, однако относительное изменение $R(\theta)$ больше по сравнению с $\rho(\theta)$. Так, на длине волны $\lambda = 397$ нм максимальное изменение $R(\theta)$ по отношению к $R(0)$ составляет около 20%, а при $\lambda = 764$ нм достигает 40%. Изменение индекса цвета $I = R(430)/R(535)$, определенного по коэффициенту диффузного отражения, заметно меньше и составляет величину менее 9%.

В задачах дистанционного определения содержания хлорофилла по спектру восходящего излучения концентрация хлорофилла в воде $C_{хл}$ на-

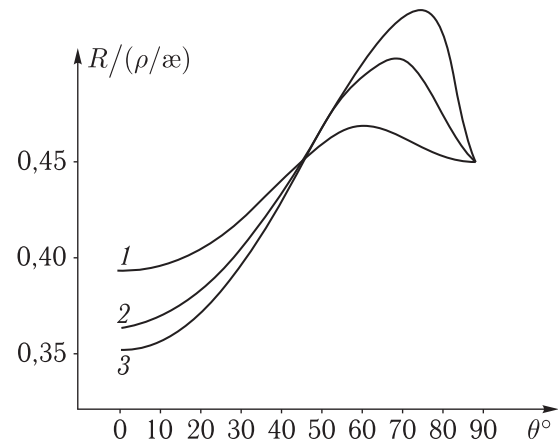


Рис. 4. Рассчитанные зависимости коэффициента диффузного отражения для различных длин волн: 1 — 397 нм, 2 — 535 нм, 3 — 764 нм

ходится из эмпирических корреляционных связей между $C_{хл}$ и индексом цвета [10, 17]. Вариации $C_{хл}$, обусловленные полученной выше зависимостью индекса цвета от θ , находятся в пределах ошибок корреляционных связей. Поэтому на основе проведенных расчетов можно сделать вывод, что влияние высоты Солнца на точность определения концентрации хлорофилла рассматриваемым дистанционным методом пренебрежимо мало. Полученные теоретические данные проверялись в натурном эксперименте.

Прежде чем переходить к рассмотрению экспериментальных данных, следует отметить, что для дистанционных измерений коэффициента яркости как с борта судна с помощью описанного выше прибора, так и с авиакосмического носителя имеется оптимальный с точки зрения точности измерений диапазон зенитных углов Солнца. Дело в том, что при θ , близких к зениту, в поле зрения фотоприемника прибора попадают солнечные блики, обусловленные взволнованной поверхностью океана. Учет дополнительной составляющей в восходящем излучении, связанной с солнечными бликами, приводит к резкому ухудшению точности измерений ρ . С другой стороны, при низком Солнце яркость выходящего из толщи океана излучения мала и из-за снижения отношения сигнал/шум также падает точность измерений. Поэтому исследовать зависимость ρ от θ во всем диапазоне с помощью использованного прибора не удастся и экспериментальные данные

приводятся лишь для диапазона $30^\circ \leq \theta \leq 60^\circ$, который с практической точки зрения представляет наибольший интерес.

Результаты измерений $\rho(\theta)$ приводились к $\rho(45^\circ)$, поскольку, как показали теоретические расчеты, можно ожидать, что отношение $\rho(45^\circ)/\rho_0$ не зависит от длины волны. То есть, приводя $\rho(\theta)$ к $\rho(45^\circ)$, мы выделяем зависимость ρ от зенитного угла Солнца в чистом виде и можем провести сопоставление экспериментальных зависимостей с теоретически рассчитанными кривыми $\rho(\theta)/\rho_0$.

Заключение

На рис. 5 представлены результаты сопоставления теоретически рассчитанного отношения $\rho(\theta)/\rho(45^\circ)$ с экспериментальными данными по двум полигонам для длин волн 430 и 550 нм. Как и предполагалось, исходя из теоретических оценок наблюдается более резкая зависимость коэффициента яркости от зенитного угла Солнца с увеличением длины волны. Зависимость отношения $\rho(\theta)/\rho(45^\circ)$ от зенитного угла Солнца в общем согласуется с ходом теоретических кривых. В рассматриваемом диапазоне отношение $\rho(\theta)/\rho(45^\circ)$ увеличивается с ростом зенитного угла Солнца, вместе с тем наблюдается систематическое завышение экспериментальных данных по сравнению с теоретически рассчитанными кривыми. Возможно, это происходит вследствие того, что мы использо-

вали данные по доле диффузной составляющей в общем потоке падающего излучения [7], полученные для конкретных метеоусловий, отличающихся от метеоусловий, в которых проводились измерения. Однако максимальное относительное отклонение параметра $\rho(\theta)/\rho(45^\circ)$ не превышало теоретических оценок ($\sim 15\%$). Это позволяет утверждать, что при использовании экспериментальных данных по коэффициенту яркости и тем более по индексу цвета в задачах дистанционного зондирования океана влиянием высоты Солнца в рассматриваемом диапазоне углов можно пренебречь.

На первый взгляд, сделанный вывод прямо противоположен выводу работы [2] «о важности и необходимости учета характера освещения поверхности моря при обработке измеренных спектров яркости вышедшего из моря света». На самом деле это не совсем так. В работе [2] речь идет о коэффициенте диффузного отражения, зависимость которого от θ и по результатам наших расчетов довольно существенна (вариации R до 40%). При практической реализации рассматриваемых методов дистанционного зондирования океана используются, как правило, экспериментальные данные по спектральному коэффициенту яркости (дистанционные методы определения оптических свойств поверхностного слоя [8]) либо по индексу цвета (дистанционное определение концентрации хлорофилла [10, 17]). В настоящей работе показано, что вариации указанных параметров, обусловленные изменением зенитного угла Солнца, лежат в пределах ошибок корреляционных связей между измеряемыми и рассчитываемыми характеристиками, что и позволяет сделать вывод о возможности пренебречь влиянием зенитного угла Солнца.

Список литературы

1. Васильков А.П., Кельбалиханов Б.Ф. Дистанционные оптические пассивные методы исследования океана. Сыктывкар: Научный центр УрО АН СССР, 1991. 108 с.
2. Халтурин В.И., Станичная Р.Р. Моделирование спектральной изменчивости коэффициента диффузного отражения однородного моря при комбинированном освещении его поверхности // Методы обра-

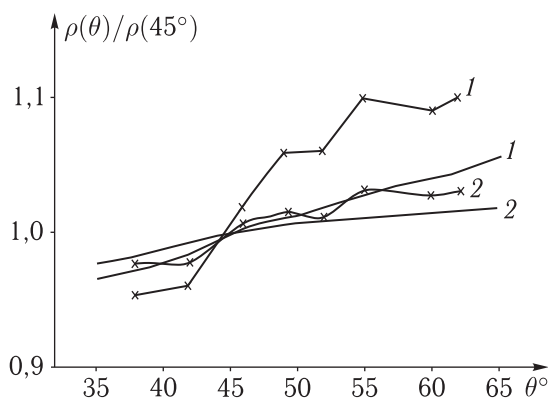


Рис. 5. Сопоставление теоретических и экспериментальных зависимостей коэффициента яркости от зенитного угла Солнца для длин волн: 1 — 550 нм и 2 — 430 нм; экспериментальные кривые отмечены

- ботки космической океанологической информации: Сборник. Севастополь, 1983. С. 53–58.
3. Голубицкий Б.М., Левин И.М. Пропускание и отражение слоя среды с сильно анизотропным рассеянием // Изв. АН СССР, Физика атмосферы и океана, 1980, т. 16, № 10. С. 1051–1058.
 4. Шифрин К.С., Пятовская Н.П. Таблицы наклонной дальности видимости и яркости дневного неба. Л.: Гидрометеиздат, 1959. 187 с.
 5. Шифрин К.С., Салганик И.Н. Таблицы по светорассеянию. Т. 5. Рассеяние света моделями морской воды. Л.: Гидрометеиздат, 1973. 216 с.
 6. Маньковский В.И. Экстремальные индикатрисы рассеяния света морской водой // Морские гидрофизические исследования, 1973, № 3(62). С. 100–106.
 7. Ерлов Н.Г. Оптика моря. Л.: Гидрометеиздат, 1980. 247 с.
 8. Буренков В.И., Васильков А.П., Стефанцев Л.А. Методика определения спектральных оптических характеристик по спектру коэффициента яркости моря // Океанология, 1985, т. 25, № 1. С. 49–54.
 9. Vasilkov A.P. A retrieval of coastal water constituents concentrations by least-squares inversion of a radiance model. Proceedings of the 4th Conference on Remote Sensing for Marine and Coastal Environments, 17–19 March 1997, Orlando, USA, 1997. P. 107–116.
 10. Robinson I.S. Satellite observation of ocean colour // Phil. Trans. Royl. Soc. Lond., 1983, vol. A309, № 1508. P. 415–432.
 11. Kirk J.T.O. Dependence of relationship between inherent and apparent optical properties of water on solar altitude // Limnol. Oceanogr., 1984, vol. 29, № 2. P. 350–356.
 12. Okami N. Analysis of ocean color spectra // J. Oceanogr. Soc. Japan, 1982, vol. 38, № 5. P. 300–306.
 13. Morel A., Gentili B. Diffuse reflectance of oceanic waters: its dependence on Sun angle as influenced by the molecular scattering contribution // Appl. Opt. 1991, vol. 30, № 30. P. 4427–4438.
 14. Morel A., Antoine D., Gentili B. Bidirectional reflectance of oceanic waters: accounting for Raman emission and varying particle scattering phase function // Appl. Opt. 2002, vol. 41, № 30. P. 6289–5307.
 15. Gordon H.R. Simple calculation of the diffusive reflectance of the ocean // Appl. Opt. 1973, vol. 12, № 12. P. 2803–2804.
 16. Austin R.W. The remote sensing of spectral radiance from below the ocean surface. In. Optical Aspects of Oceanogr. L. Acad. press, 1974. P. 317–344.
 17. O'Reilly J.E., Maritorena S., Mitchell B.G., Siegel D.A., Carder K.L., Garver S.A., Kahru M. & McClain C.R. Ocean color chlorophyll algorithms for SeaWiFS, Journal of Geophysical Research 103, 1998. P. 24937–24953.

УДК 004.75, 004.272, 528.72, 528.8 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.1.40.48

Геоинформационный сервис «Банк базовых продуктов»

В. А. Селин, к. т. н., *selin_va@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. Н. Марков, *contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. И. Васильев, к. ф.-м. н., *contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. П. Коршунов, к. т. н., *contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В целях обеспечения потребителей достоверной геопространственной информацией при решении множества задач в различных отраслях экономики специалистами АО «Российские космические системы» разработан геоинформационный сервис «Банк базовых продуктов», предоставляющий услуги по поиску, формированию и распространению информационных продуктов ДЗЗ, в том числе базовых продуктов межведомственного использования. В данной статье описаны ключевые технологические решения геоинформационного сервиса. Рассмотрены основные виды информационных продуктов сервиса. Представлены возможности использования базовых продуктов для создания тематических карт.

Ключевые слова: обработка космических снимков, банк базовых продуктов, технологии создания и распространения базовых продуктов, тематические карты

Geo-information Service “Basic products bank”

V. A. Selin, *Cand. Sci. (Engineering)*, *selin_va@spacecorp.ru*

Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

A. N. Markov, *contact@spacecorp.ru*

Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

A. I. Vasilyev, *Cand. Sci. (Phys.-Math.)*, *contact@spacecorp.ru*

Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

A. P. Korshunov, *Cand. Sci. (Engineering)*, *contact@spacecorp.ru*

Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Abstract. In order to provide consumers with reliable geospatial information for accomplishing numerous tasks in various branches of the economy, specialists at Joint Stock Company “Russian Space Systems” have developed the “Basic products bank” geo-information service. It provides services in searching for ERS information products, as well as in their formation and distribution, inclusive of basic products for interagency use. In the article, the geo-information service key technological solutions have been reported. The main information product types of the service have been considered. The applicability of basic products usage for thematic maps generation has been demonstrated.

Keywords: space images processing, basic products bank, basic products generation and distribution technology, thematic maps

Введение

В рамках Федеральной космической программы России на 2006–2015 годы создана Единая территориально-распределенная информационная система дистанционного зондирования Земли (ЕТРИС ДЗЗ), развитие которой предусмотрено в программе 2016–2025 гг. ЕТРИС ДЗЗ предназначена для интеграции в единое геоинформационное пространство информационных ресурсов ДЗЗ, обеспечивающих организацию целевого применения российской орбитальной группировки, координацию функционирования российских пунктов приема и обработки информации с российских и иностранных космических аппаратов ДЗЗ, распространение и предоставление данных ДЗЗ пользователям и потребителям. Главной целью создания ЕТРИС ДЗЗ является полное и своевременное обеспечение потребителей данными ДЗЗ и продуктами на их основе посредством специализированных информационных порталов/геопорталов и веб-сервисов [1, 2]. Одним из таких информационных сервисов является «Банк базовых продуктов» (<http://bbp.ntsomz.ru>), представляющий собой высокотехнологичную информационно-вычислительную среду, реализующую следующие функции:

- потоковое автоматическое создание высокоуровневых информационных продуктов (стандартных и базовых) на основе первичной информации всех видов с российских и зарубежных КА ДЗЗ, их каталогизация и архивирование;
- автоматизированная верификация создаваемых продуктов в интересах решения специализированных (тематических) задач мониторинга различных уровней;
- распространение создаваемых информационных продуктов путем предоставления веб-сервисов оказания услуг как с помощью программного доступа к ним (веб-API), так и с помощью картографического пользовательского интерфейса (веб-GUI), функционирующего в окне браузера без установки специального программного обеспечения.

Важно отметить, что формируемые сервисом «Банк базовых продуктов» информационные про-

дукты представляют собой не просто калиброванные данные, зарегистрированные в разных спектральных каналах, а данные, содержащие «физическую» информацию о характеристиках наблюдаемых объектов или территорий интереса.

Использование таких информационных продуктов позволяет решать тематические задачи, связанные с изучением и мониторингом конкретных объектов или явлений, а также прогнозированием их развития. Примерами таких объектов могут служить лесные и сельхозугодья (при мониторинге состояния растительного покрова), водоемы (при оценке экологического состояния поверхностных вод), чрезвычайные ситуации, связанные с паводками или пожарной обстановкой и многие другие.

В данной статье рассматриваются технологии формирования информационных продуктов геоинформационным сервисом «Банк базовых продуктов» (ГС ББП), а также перспективы развития веб-сервиса.

Технологии ГС «Банк базовых продуктов»

ГС «Банк базовых продуктов» реализован в соответствии с концепцией SaaS (Software as a Service), обеспечивающей доступ к данным и вычислительным ресурсам для их обработки. На рис. 1 приведена обобщенная модель функционирования ГС «Банк базовых продуктов».

Отметим ключевые технологические решения ГС «Банк базовых продуктов», реализованные в обеспечение:

1. Качества предоставляемых информационных продуктов: верификация и входной контроль данных ДЗЗ, используемых для формирования высокоуровневых информационных продуктов. То есть до того, как данные становятся доступны потребителям для заказа, проводятся процедуры оценки качества и пригодности для формирования соответствующих продуктов ДЗЗ (см. рис. 2). В качестве критериев качества выступают такие параметры, как допустимые углы визирования КА, высота Солнца, точность географической привязки, точность цветосинтеза спектральных каналов и другие.

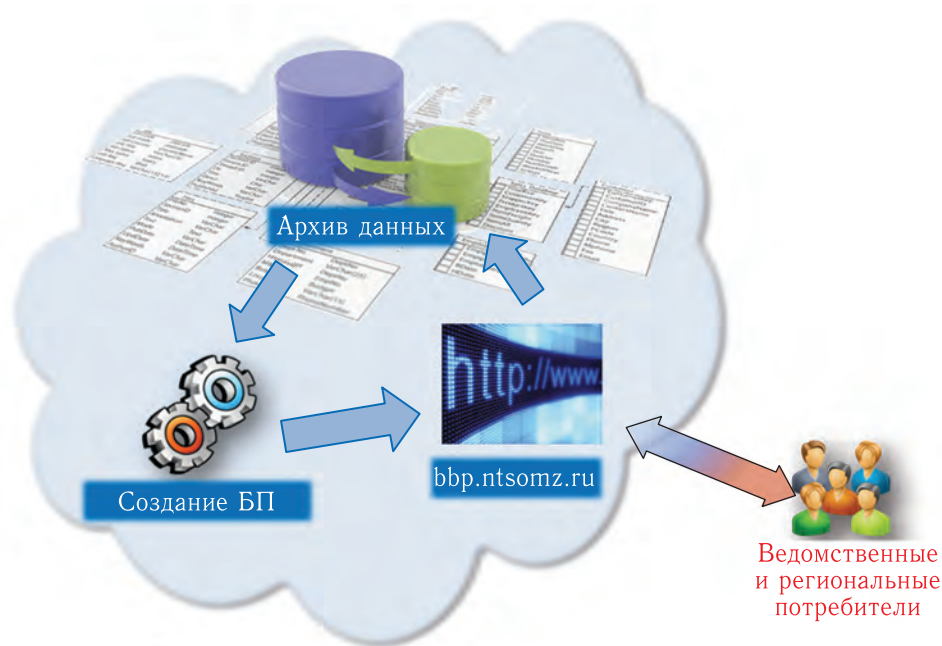


Рис. 1. Обобщенная модель функционирования ГС БП

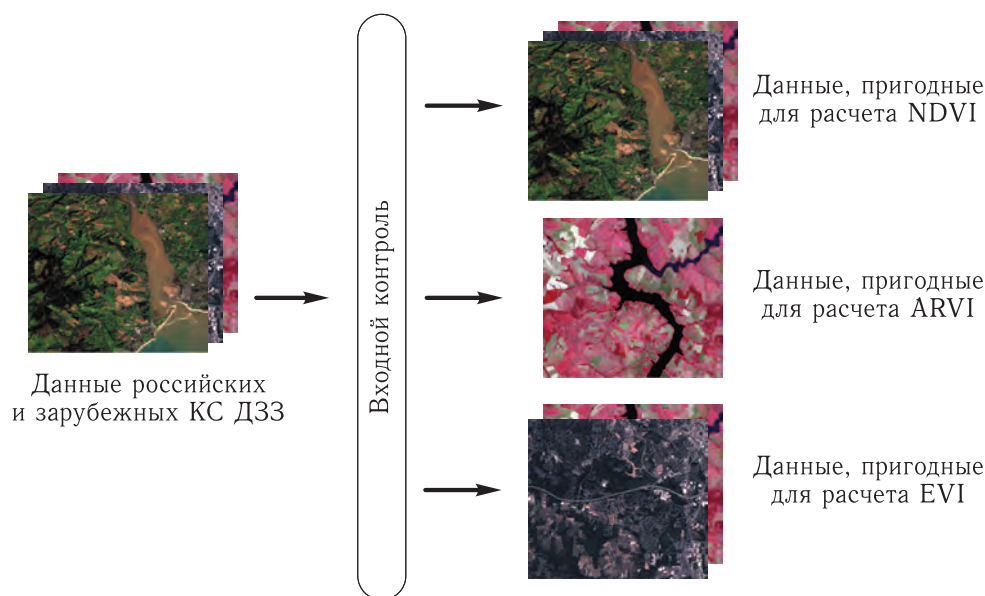


Рис. 2. Схематичное представление входного контроля: оценка пригодности данных ДЗЗ для формирования высокоуровневых информационных продуктов

2. Оперативности доступа к предоставляемым информационным продуктам: фрагментирование маршрутов съемки в совокупности с применением распределенных и параллельных технологий обработки (см. рис. 3). Разбиение маршрутов

съемки на фрагменты (сцены) позволяет осуществить обработку каждого такого фрагмента за детерминированное время, за счет чего достигается прогнозируемость задействования вычислительных ресурсов и соответственно возможность масштаби-

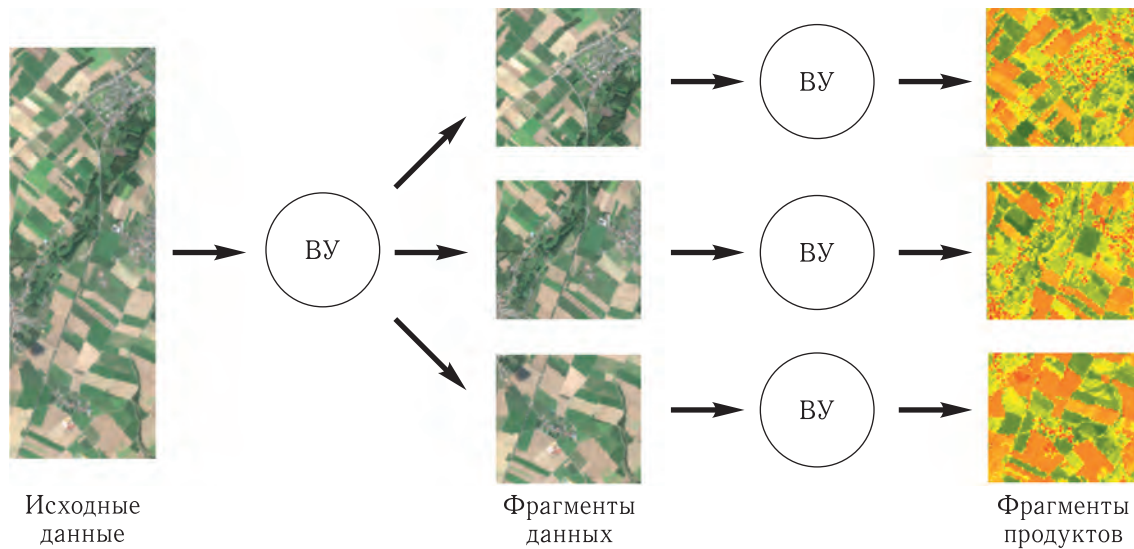


Рис. 3. Схематичное представление технологии фрагментирования данных и параллельной/распределенной обработки (ВУ — вычислительный узел)

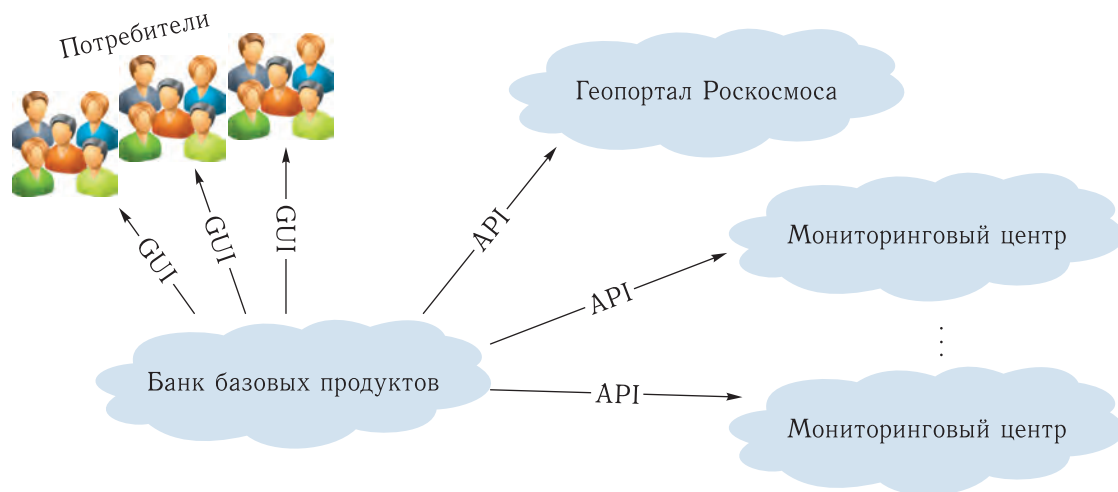


Рис. 4. Схематичное представление механизмов доступа к ресурсам ГС ББП (GUI — доступ из браузера, API — программный доступ)

рования системы с учетом потребностей пользователей. Кроме того, применение технологий параллельного программирования GPU (graphic processing unit), хорошо согласованных с данными, имеющими матричную структуру (в частности, данные ДЗЗ), обеспечивает высокопроизводительную обработку данных на этапе входного контроля.

3. Удобства доступа к ресурсам ГС ББП: использование программного и пользовательского интерфейсов, как внешними информационными

системами, так и конечными потребителями соответственно (см. рис. 4). Программный доступ реализован в виде веб-API в соответствии со спецификацией REST (Representational State Transfer) и обеспечивает возможность поиска исходных данных и регистрации заказа на формирование продуктов, что является весьма востребованным при взаимодействии с другими информационными системами (например, геопортал Роскосмоса или региональные мониторинговые центры).

Пользовательский интерфейс реализован в виде веб-приложения (веб-GUI) с поддержкой картографической основы для указания географических координат области интереса, с возможностью выбора диапазонов дат, уровня облачности и других параметров в критериях поиска. Для удобства потребителей поддерживается почтовое уведомление о готовности информационных продуктов, а также механизмы веб-представления продуктов в соответствии со спецификацией OSM TMS.

Более подробно архитектурные решения ГС «Банк базовых продуктов» рассмотрены в работе [3].

Информационные продукты ГС «Банк базовых продуктов»

Базовые продукты, формируемые ГС ББП можно разделить на:

1) стандартные базовые продукты (СБП) — данные после первичной либо стандартной первичной обработки, прошедшие входной контроль, точную географическую привязку, точную радиометрическую коррекцию (при необходимости кросс-калибровку по опорным спутниковым данным), атмосферную коррекцию, представленные в унифицированном формате, необходимом для потокового создания тематических базовых продуктов. Такие данные сопоставимы для разных моментов наблюдения и разных приборов одного класса;

2) тематические базовые продукты (ТБП) — данные, полученные в результате обработки стандартных базовых продуктов, содержащие наборы восстановленных по данным ДЗЗ геофизических параметров наблюдаемых объектов или явлений, их интегральные характеристики в виде спектральных индексов, а также данные в виде композитных изображений (включая бесшовные сплошные покрытия), формируемых на основе разновременных наблюдений.

Таким образом, создание тематических базовых продуктов, реализуемое программными решениями ГС ББП, основывается на потоковом автоматическом формировании стандартных базовых продуктов, их каталогизации и архивировании на средствах хранения банка.

Номенклатура создаваемых тематических базовых продуктов включает более 25 реализаций, в том числе:

а) индексные изображения:

- широкополосные вегетационные индексы (NDVI, SR, RGR, ARVI, EVI, BAI);
- узкополосные вегетационные индексы (NDVI705, mSR705, mNDVI705, VOG1, VOG2, VOG3, PRI, SIPI, PSRI, WBI);
- индексы экологического состояния поверхности вод (массовая концентрация хлорофилла-А, концентрация минеральной взвеси, ареал цветения кокколитофоров, массовая концентрация растворенного органического углерода);

б) композитные изображения, позволяющие обеспечивать выявление:

- территорий, подвергшихся подтоплению/наводнению;
- пересыхания/уменьшения площади зеркала воды природных и искусственных замкнутых водоемов;
- вырубок лесных массивов;
- последствий пожаров (в период вегетации);

в) композитные изображения в виде бесшовных сплошных покрытий, сформированных по данным различных съемочных аппаратур отечественных КС ДЗЗ.

На рис. 5–7 приведены примеры базовых продуктов, формируемых в ГС ББП и являющихся основой при решении множества тематических задач природоресурсного мониторинга территорий интереса. Относительный индекс растительности (SR, Simple Ratio) предназначен для выделения растительности на фоне прочих природных объектов, нормализованный относительный индекс растительности (NDVI, Normalized Difference Vegetation Index) является простым количественным показателем фотосинтетически активной биомассы.

На рис. 6 желтым контуром выделены гари, появившиеся в период июнь–август 2017 г. Синим контуром выделена выгоревшая область, появившаяся в более ранний период.

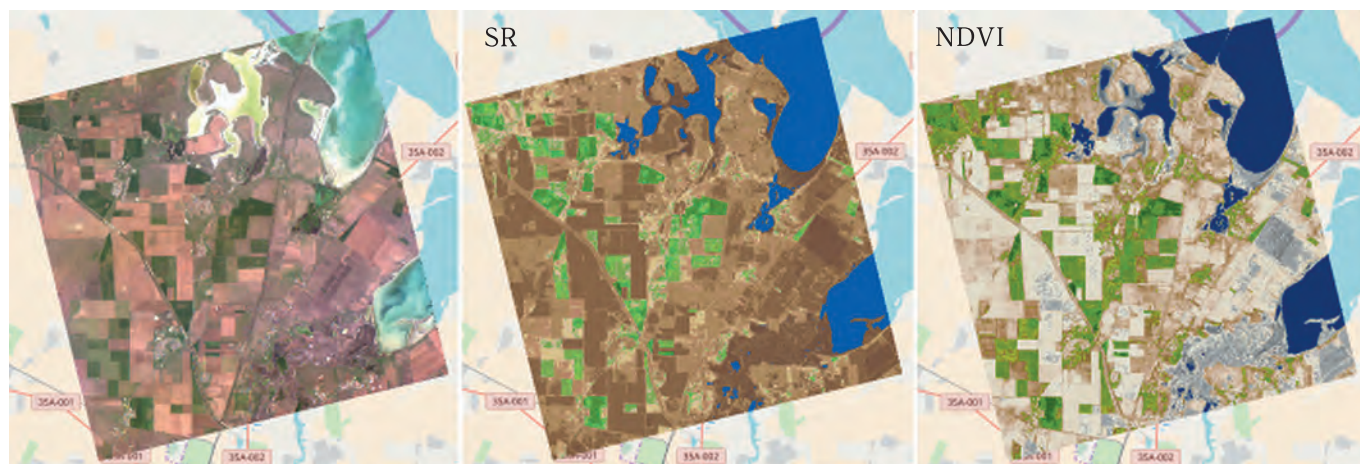


Рис. 5. БП сформированные на основе данных МСС КА «Канопус-В» № 1, апрель 2016 г., Республика Крым: СБП — слева, ТБП — в центре и справа

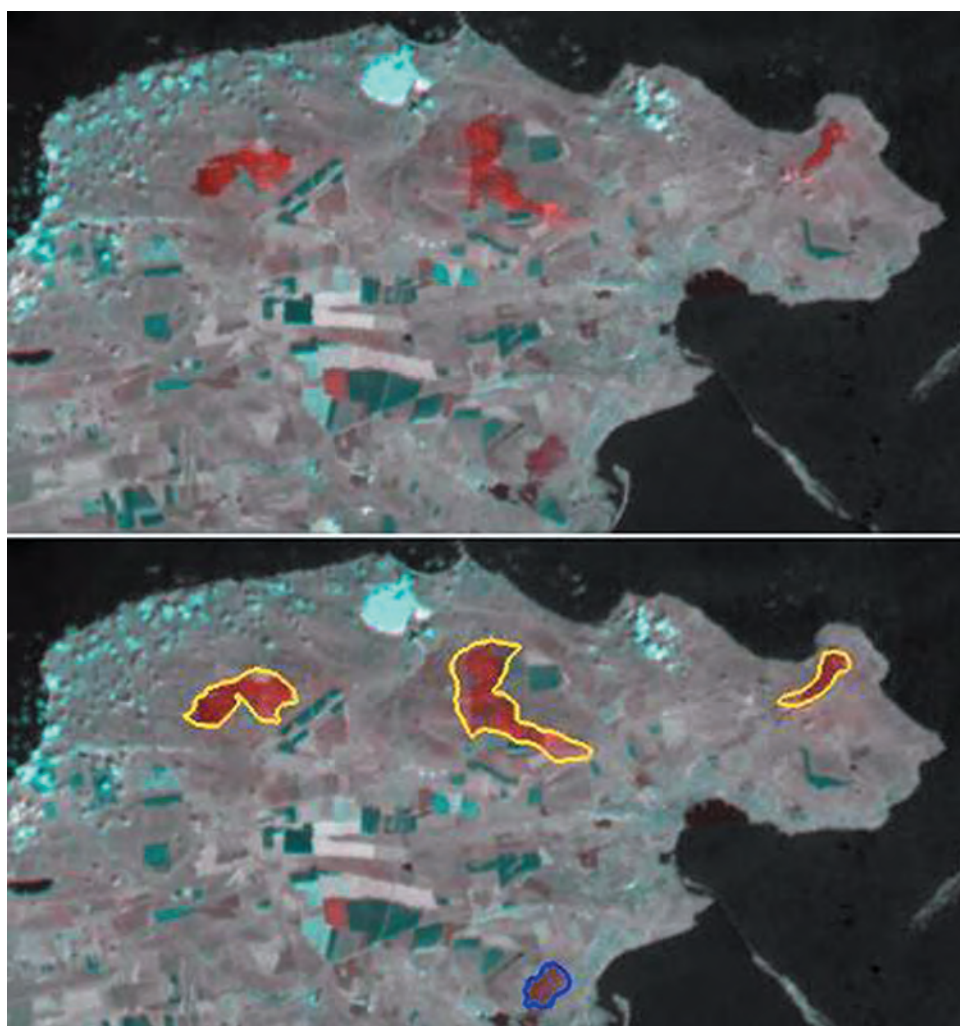


Рис. 6. Фрагмент мультивременного композита (верхнее изображение) на территорию Республики Крым, сформированного по данным КМСС КА «Метеор-М» № 2



Рис. 7. Фрагмент бесшовного сплошного покрытия, сформированного по данным ШМСА-ВР КА «Ресурс-П» № 1, 2 за летний период 2015–2016 гг., Самарская обл.

Применение базовых продуктов при решении тематических задач

Возможность использования базовых продуктов для создания тематических карт приведем на примере карт половодий (Томская обл.) и карт последствий лесных пожаров (Республика Саха (Якутия)). Подобные оперативно созданные тематические карты могут быть использованы местными органами исполнительной власти и подразделениями МЧС для расчета площади затоплений, общей оценки ущерба и принятия решений.

Для этого с использованием ГС «Банк базовых продуктов» были получены тематические базовые продукты в виде четырех мультिवременных композитов, четырех индексных изображений выгоревших участков леса (BAI) и четырех вегетационных индексных изображений (NDVI) (всего восемь индексных изображений, по одному на каждый одиночный снимок).

Также для использования в качестве подложки были получены стандартные базовые про-

дукты в виде данных о спектральной плотности энергетической яркости солнечного излучения на верхней границе атмосферы, представленные в стандартной комбинации «искусственные цвета» (NIR-Red-Green) (TOA-L).

Создание тематических карт происходило по одной технологической схеме: выбор и автоматическая обработка данных ДЗЗ средствами ГС «Банк базовых продуктов» — загрузка сформированных тематических базовых продуктов на рабочее место оператора — векторизация — добавление общегеографического содержания — разработка условных обозначений — компоновка и итоговое оформление карты в целом с использованием программы ArcGIS.

Создание тематического содержания происходило в автоматизированном режиме на основе результатов классификации мультिवременных композитов.

На рис. 8 и 9 приведены тематические карты, созданные по результатам обработки базовых продуктов.

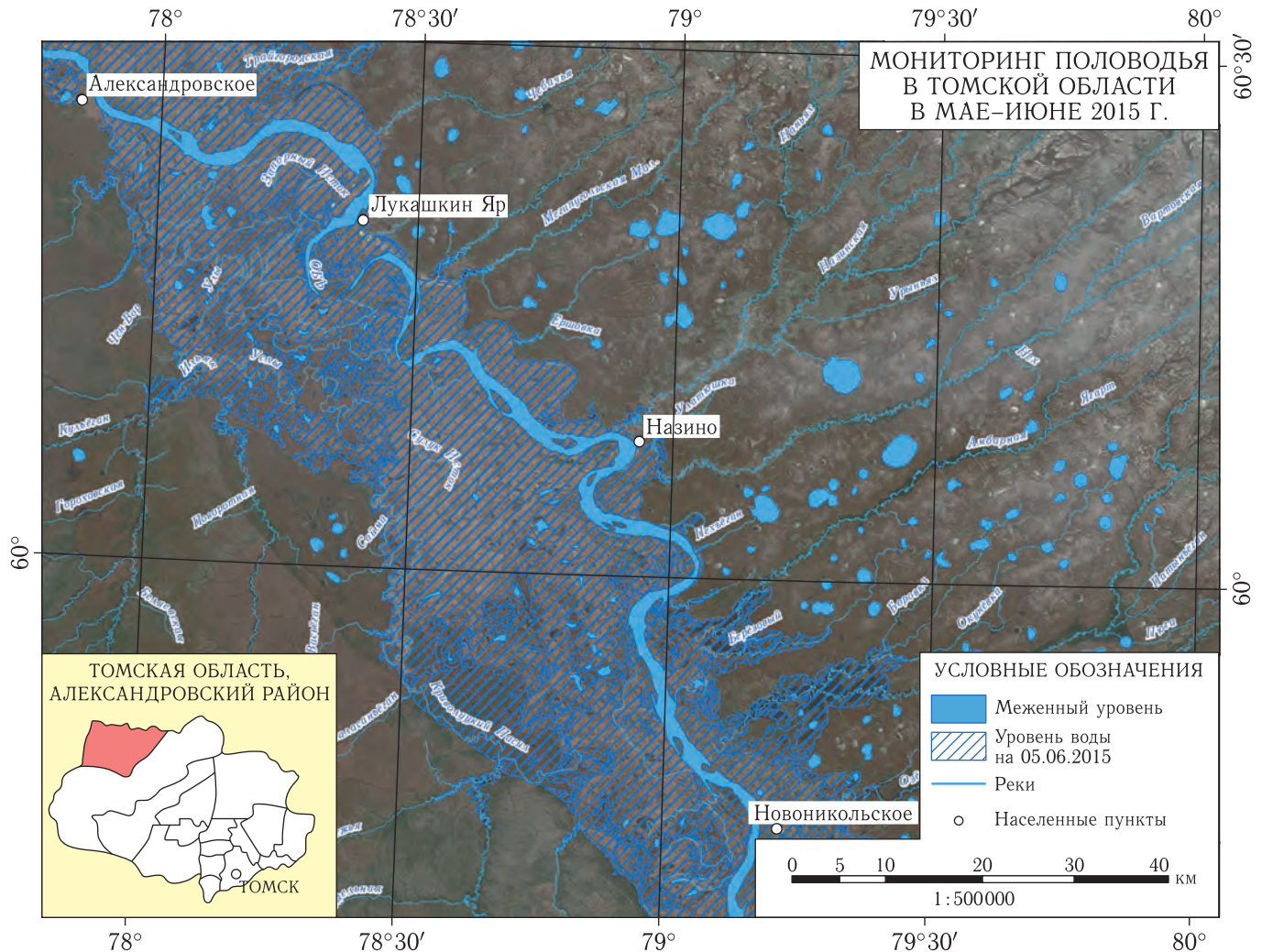


Рис. 8. Тематическая карта половодий в Томской области (2015 г.)

Заключение

На современном этапе можно выделить главные направления развития геоинформационных технологий и информационных систем, ориентированных на решение научных и прикладных задач в области ДЗЗ — это облачные технологии и сервисная модель предоставления услуг. Разработчики технологий обработки спутниковых данных предоставляют потребителям сервисы, ориентированные на оперативность обработки и удобство предоставления высокоуровневых информационных продуктов, в том числе глобального и регионального мониторинга [4, 5]. При этом работа с сервисами реализуется посредством веб-приложений, выполняе-

мых в браузере и не требующих установки специального программного обеспечения на рабочее место пользователя [6].

С учетом изложенного в данной статье можно сделать вывод, что технологические решения геоинформационного сервиса «Банк базовых продуктов» соответствуют отмеченным мировым тенденциям.

Дальнейшее развитие ГС «Банк базовых продуктов» проводится в рамках Федеральной космической программы России на 2016–2025 годы по направлениям расширения номенклатуры информационных продуктов на основе данных перспективных оптико-электронных и радиолокационных российских КС ДЗЗ, создания системы оказания услуг

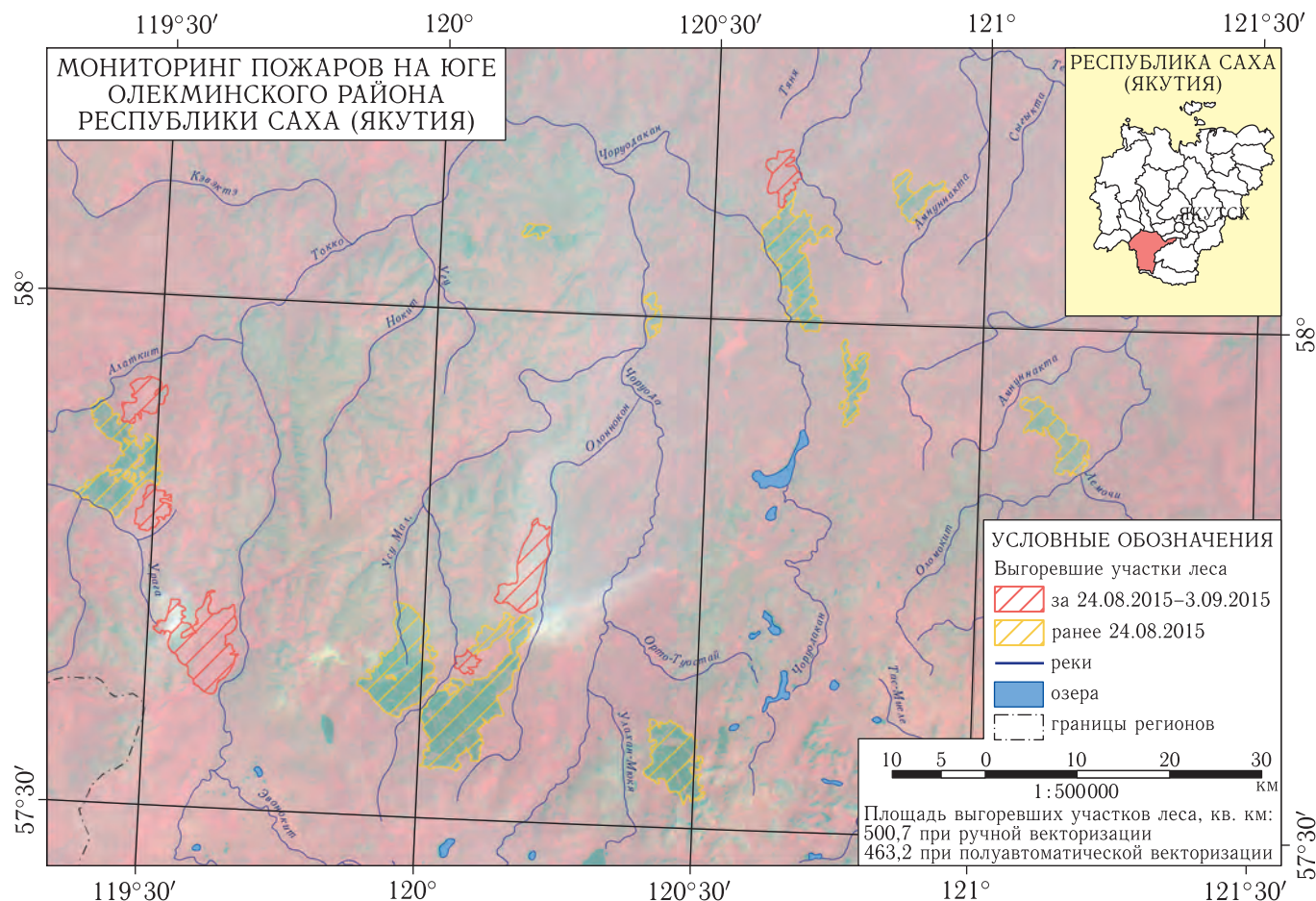


Рис. 9. Тематическая карта последствий пожаров в Республике Саха (Якутия) (2015 г.)

потребителям в виде набора специализированных сервисов (мониторинга состояния земной поверхности, водной поверхности, атмосферы, экологии и чрезвычайных ситуаций), а также создания технологий автоматического формирования бесшовных сплошных покрытий по данным российских и зарубежных КС ДЗЗ.

Список литературы

1. Носенко Ю. И., Лошкарев П. А. ЕТРИС ДЗЗ — проблемы, решения, перспективы (часть 1) // Геоматика, 2010, № 3(8). С. 28–32.
2. Лошкарев П. А., Тохиян О. О., Курлыков А. М., Гладков А. П., Кошкин К. В. Развитие ЕТРИС ДЗЗ с применением облачных технологий // Геоматика, 2016.
3. Марков А. Н., Васильев А. И., Ольшевский Н. А., Коршунов А. П., Михаленков Р. А., Салимонов Б. Б., Стрелов А. С. Архитектура геоинформационного сервиса «Банк базовых продуктов» // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса, 2016, т. 13, № 5. С. 39–51.
4. EOSDIS Worldview // National Aeronautics and Space Administration. [Washington, 2018]. <https://worldview.earthdata.nasa.gov> (Дата обращения: 20.06.2018).
5. Copernicus // European Commission [Brussels, 2018]. <http://www.copernicus.eu> (Дата обращения: 20.06.2018).
6. Advanced Crop Health Index // Hexagon AB. [Madison, 2018]. https://www.hexagongeospatial.com/products/smart-mapp/all-smart-mapps/advanced_crop_health_index (Дата обращения: 20.06.2018).

УДК 621.396.677 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.1.49.54

Обеспечение энергетических характеристик крупногабаритных зеркальных антенн с помощью антенных полей

Д. Д. Габриэльян, д. т. н., профессор, rniirs@rniirs.ru

ФГУП «Ростовский-на-Дону НИИ радиосвязи», Ростов-на-Дону, Российская Федерация

В. И. Демченко, к. т. н., rniirs@rniirs.ru

ФГУП «Ростовский-на-Дону НИИ радиосвязи», Ростов-на-Дону, Российская Федерация

А. Е. Коровкин, rniirs@rniirs.ru

ФГУП «Ростовский-на-Дону НИИ радиосвязи», Ростов-на-Дону, Российская Федерация

А. В. Шипулин, rniirs@rniirs.ru

ФГУП «Ростовский-на-Дону НИИ радиосвязи», Ростов-на-Дону, Российская Федерация

Ю. И. Полтавец, к. т. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассмотрены вопросы обеспечения высоких энергетических характеристик путем замены крупноапертурных антенн антенными полями. Предложено формировать антенное поле на единой конструкции, наклоненной под углом 45° к плоскости горизонта, что обеспечивает сканирование луча в пределах верхней полусферы, использовать опорно-поворотное устройство (ОПУ) каткового типа, позволяющее установить несущую конструкцию антенного поля в требуемом рабочем секторе по углу азимута, и собственные ОПУ, осуществляющие точное наведение каждой зеркальной системы в составе антенного поля по углу места и азимута. Приведен вариант построения антенного поля для системы дальней космической связи на базе семи зеркальных антенн (ЗА) с диаметром рефлектора 12 м, обеспечивающего сканирование луча, формируемого антенным полем в секторе углов, близком к полусфере. Представлены характеристики направленности при сканировании луча в верхней полусфере.

Ключевые слова: крупногабаритная зеркальная антенна, антенно-волноводный тракт, антенное поле

Ensuring Energy Characteristics of Large-Scale Dish Antennas by Antenna Fields

D. D. Gabriel'yan, Dr. Sci. (Engineering), rniirs@rniirs.ru

FSUE "Rostov-on-Don Research Institute of Radio Communications", Rostov-on-Don, Russia

V. I. Demchenko, Cand. Sci. (Engineering), rniirs@rniirs.ru

FSUE "Rostov-on-Don Research Institute of Radio Communications", Rostov-on-Don, Russia

A. E. Korovkin, rniirs@rniirs.ru

FSUE "Rostov-on-Don Research Institute of Radio Communications", Rostov-on-Don, Russia

A. V. Shipulin, rniirs@rniirs.ru

FSUE "Rostov-on-Don Research Institute of Radio Communications", Rostov-on-Don, Russia

Yu. I. Poltavets, Cand. Sci. (Engineering), contact@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The paper studies the issues of providing high-energy characteristics by means of changing large aperture antennas with antenna fields. It is offered to form an antenna field on a unified construction declined at the 45° angle to the horizontal plane, which ensures scanning of a ray within the limits of the upper hemisphere. Moreover, the article suggest employing a positioning mount of a roller type allowing erecting a supporting structure of an antenna field in the required operating sector in the azimuth angle. In addition, it is offered to apply own positioning mounts providing accurate pointing of each parabolic system as a part of an antenna field both in elevation and in azimuth.

Keywords: large-scale dish antenna, antenna and waveguide transmission line, antenna field

Крупноапертурные антенные системы с площадью апертуры рефлектора больше 300 м^2 находят применение в различных областях исследования космоса, включая организацию дальней космической связи [1–5]. Создание таких антенных систем в каждом случае сопряжено с необходимостью решения сложных научно-технических и инженерных задач и соответственно значительными материальными и временными затратами.

Основными факторами, определяющими сложность построения таких антенных систем, являются:

- большая площадь и масса зеркальной системы, а также значительный вынос контррефлектора, что обуславливает сложность поддержания требуемой формы зеркальной системы и взаимного положения зеркальной и облучающей систем при сопровождении спутника по углу места. Появляющиеся отклонения формы рефлектора и смещение контррефлектора требуют принятия сложных дорогостоящих мер для исключения снижения коэффициента усиления в Ku - и Ka -диапазонах частот;

- высокая сложность создания опорно-поворотного устройства (ОПУ) (независимо от того, используется ОПУ башенного или каткового типа), которое должно обеспечивать точность наведения зеркальной системы не более $0,1'$ в требуемом диапазоне углов;

- внешние воздействия, включая весовые и ветровые нагрузки, приводящие к колебаниям зеркальной системы, а также градиент температур по поверхности рефлектора, приводящий к искажению его формы.

Указанные сложности реализации крупноапертурных антенн обуславливают во многих случаях использование подхода, связанного с созданием гибридной антенны, представляющей собой совокупность зеркальных антенн (ЗА) с диаметром рефлектора 10–12 м, установленных на общем подвижном основании упрощенной конструкции [1, 3, 4].

Известные варианты построения антенных полей на основе зеркальных антенн, предусматривающие установку антенн в горизонтальной плоскости, имеют ряд недостатков, одним из которых является затенение антенн, размещенных в центре антенного поля, антеннами, установленными по его периметру, которое возникает при сканировании луча антенной системы в секторе углов, близком к полусфере.

Цель статьи — анализ одного из вариантов построения антенного поля системы дальней космической связи на базе зеркальных антенн, обеспечивающего сканирование луча, формируемого антенным полем в секторе углов, близком к полусфере.

Решаемые задачи:

1. Анализ возможности создания антенного поля для замены крупноапертурной антенны с диаметром рефлектора 32 м и более и предложения по его построению.

2. Исследование характеристик направленности, формируемых антенным полем.

Одним из основных требований, предъявляемых к конструкции антенного поля системы дальней космической связи, является возможность сканирования луча в секторе углов, близком к верхней полусфере. Для исключения эффектов взаимного затенения антенн при формировании луча в направлениях, близких к горизонту, предлагается создавать антенное поле, как показано на рис. 1:

- исключение эффектов взаимного затенения при сканировании луча в угломестной плоскости обеспечивается установкой плоскости несущей конструкции антенного поля под углом 45° к плоскости горизонта;

- исключение эффектов взаимного затенения при сканировании луча в азимутальной плоскости обеспечивается возможностью вращения антенного поля путем поворота на катках.

Приведенный на рис. 1 вариант построения соответствует замене 32-метровой зеркальной антенны антенным полем из семи 12-метровых ЗА.

Каждая из семи антенн имеет независимое ОПУ для наведения своей зеркальной системы в требуемом направлении и свой антенно-волноводный тракт. Расстояние между центрами рефлекторов составляет 19,2 м. Это позволяет, с одной стороны, избежать взаимного затенения рефлекторов при малых и больших углах места, а с другой стороны, исключить появление дифракционных лепестков в диаграмме направленности (ДН) всей антенной системы.

На рис. 2 и 3 показано положение рефлекторов в составе антенного поля для углов места 5° и 85° .

В предлагаемой антенной системе наведение максимума ДН по углу азимута осуществляется комбинированным способом:

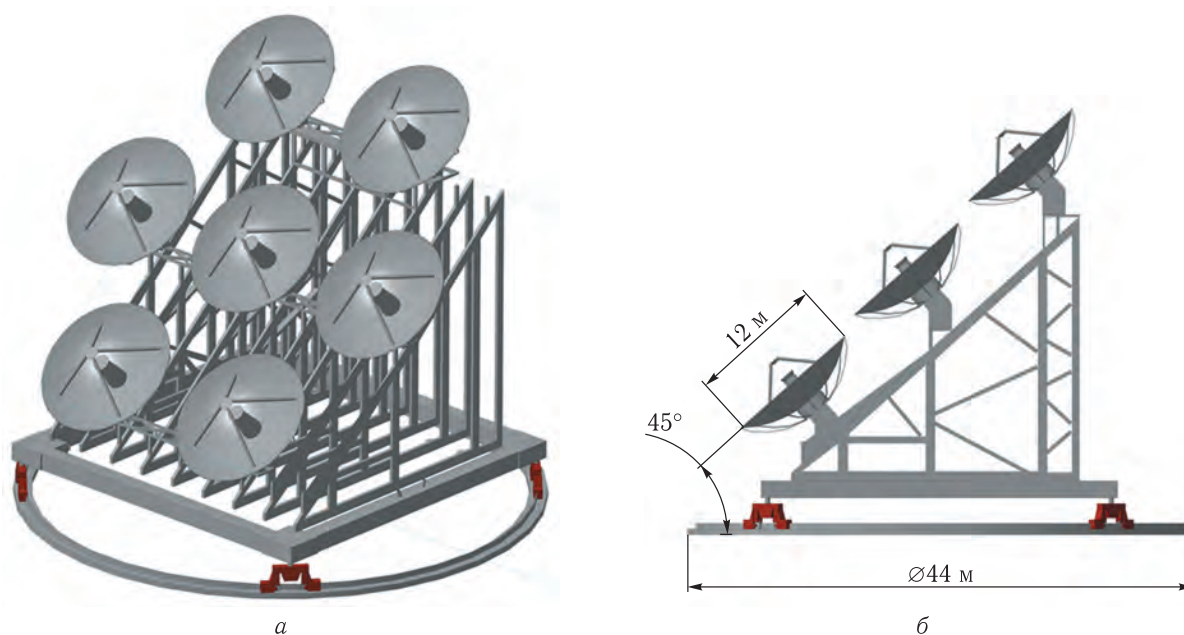
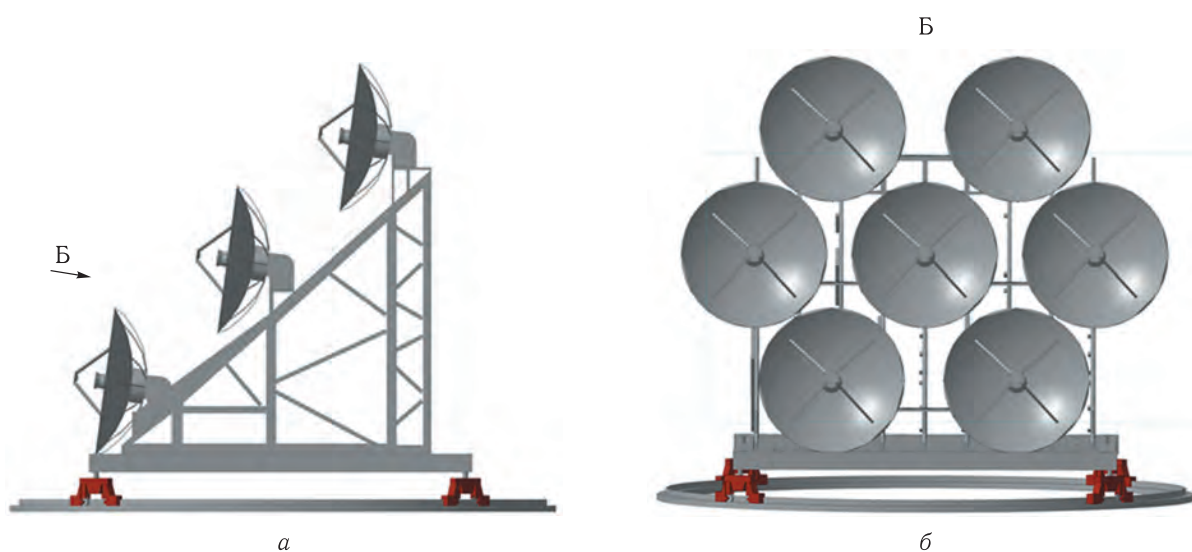


Рис. 1. Антенное поле на основе семи антенн: а) общий вид; б) вид сбоку

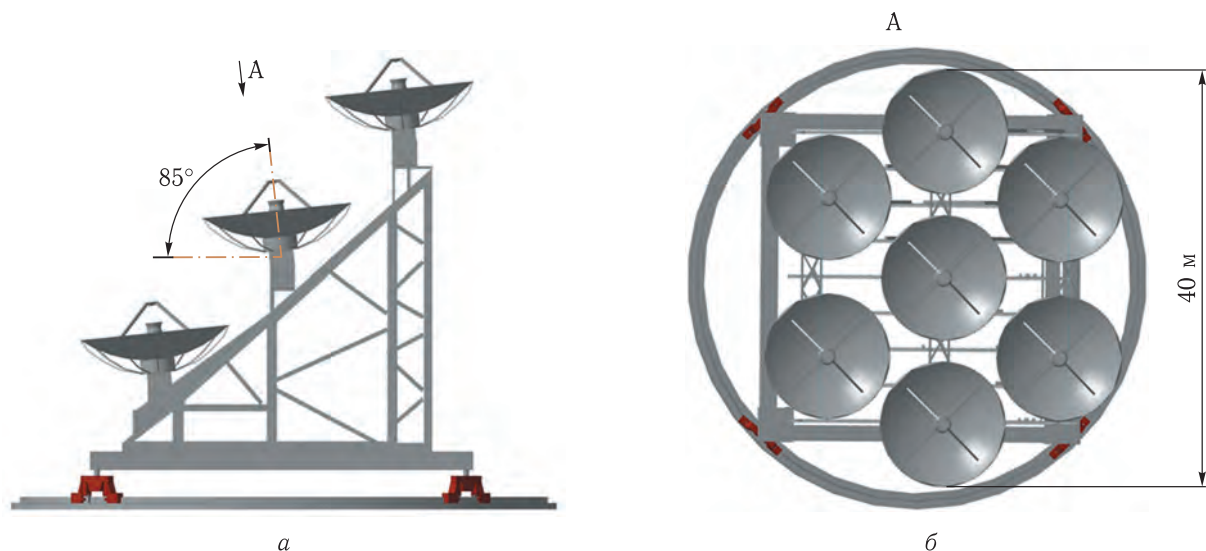
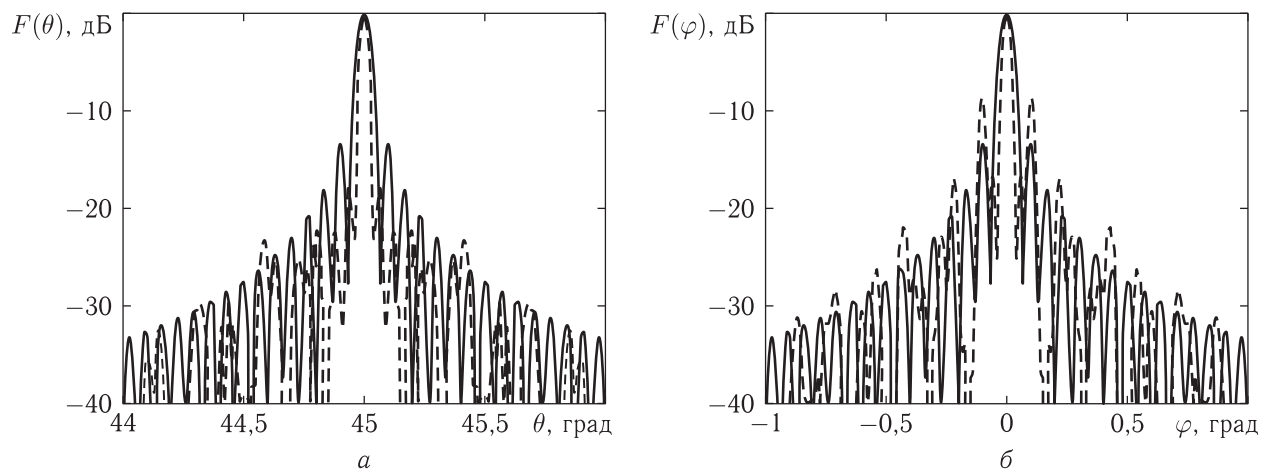
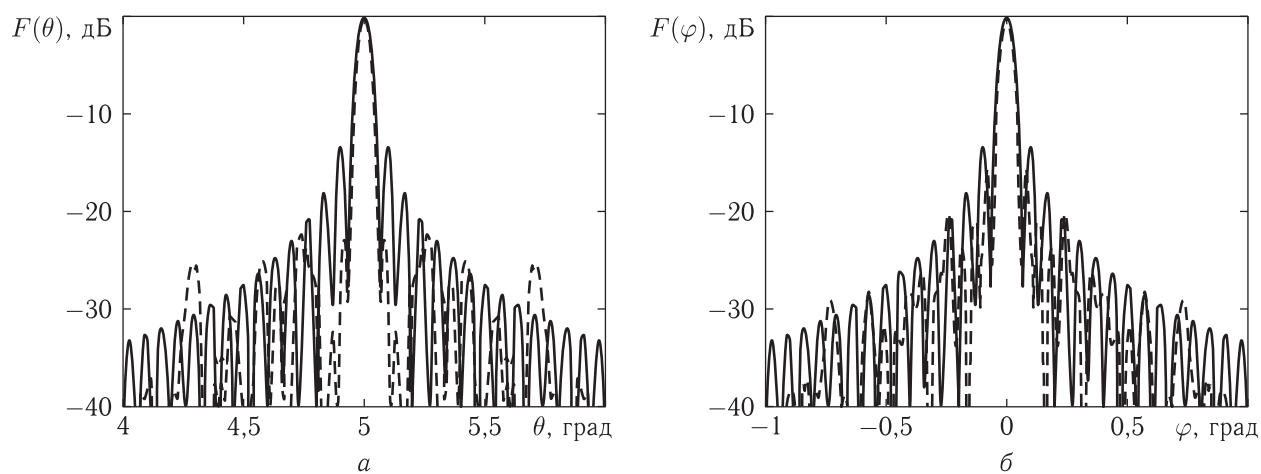
Рис. 2. Конструкция антенной системы (угол места луча 5°): а) общий вид; б) вид сбоку

– с использованием ОПУ каткового типа несущая конструкция антенной системы устанавливается в требуемом рабочем секторе по углу азимута;

– с использованием собственного ОПУ осуществляется точное наведение каждой зеркальной системы по углу места и азимута.

Необходимо указать, что к точности предварительной установки несущей конструкции по углу азимута никаких высоких требований не предъяв-

ляется. В то же время такая предварительная установка позволяет сократить азимутальный сектор перемещения привода каждой зеркальной системы и тем самым упростить построение опорно-поворотного устройства. Плоскость несущей конструкции наклонена под углом 45° к плоскости основания, что позволяет упростить также и угломестный привод и ограничить угловое перемещение рефлектора сектором $(-40^\circ, +40^\circ)$. В целом это дает

Рис. 3. Конструкция антенной системы (угол места луча 85°): а) общий вид; б) вид сбокуРис. 4. ДН антенной системы (угол места луча 45°): а) в угломестном сечении; б) в азимутальном сеченииРис. 5. ДН антенной системы (угол места луча 5°): а) в угломестном сечении; б) в азимутальном сечении

возможность значительного упрощения угломестно-азимутального привода и повышения точности установки луча.

На рис. 4 и 5 приведены ДН, формируемые данной антенной системой для углов места 45° и 5° соответственно (ДН для угла места 85° будет совпадать с ДН для угла места 5°).

Конструкция 12-метрового рефлектора является жесткой с отсутствием деформаций при изменении угла места. Достигнутые в настоящее время значения среднеквадратичного отклонения (СКО) поверхности рефлектора от эталонной (теоретической) составляют 0,15 мм. Максимальная рабочая частота антенны, при которой КНД антенны остается в заданных пределах с учетом условий эксплуатации, составит 40 ГГц. Необходимо отметить, что в ЗА с рефлектором меньшего размера реализуемое значение коэффициента использования поверхности (КИП) антенн выше по сравнению со значением КИП в крупноапертурных антеннах [5–8].

Одним из вопросов построения предлагаемого варианта антенной системы является совместное фазирование всех семи ЗА, которое заключается в выравнивании фаз излучаемых каждой антенной сигналов относительно одного, например излучаемого четвертой антенной сигнала.

На рис. 6 приведена структурная схема устройства фазирования в режиме передачи сигналов. Для подстройки фазы излучаемых сигналов в тракте передачи каждой антенны установлен направленный ответвитель.

Сигнал проходит через фазосдвигающее устройство и поступает на первый вход соответствующей системы фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ). На второй вход подается опорный сигнал с ответвителя четвертой антенны.

Сигнал рассогласования, пропорциональный разности фаз излучаемых сигналов, подается на вход соответствующего генератора, что обеспечивает взаимное фазирование всех семи антенн.

Величина фазового сдвига определяется в устройстве управления антенной системой на основе известного положения зеркальных антенн на несущей конструкции и требуемых углов наведения луча антенной системы.

Выводы

1. Анализ возможности создания антенного поля для замены крупноапертурной антенны с диаметром рефлектора 32 м и более, сканирующей в области верхней полусферы, показал необходимость использования системы ЗА, установленных на общей несущей конструкции, плоскость которой наклонена под углом 45° к плоскости горизонта. Вращение несущей конструкции достигается ее установкой на систему катков, движущихся по рельсовому пути, уложенному по окружности.

Достоинствами предложенной антенной системы являются:

- замена сложного в изготовлении и установке рефлектора диаметром 32 м и более и связанной с ним формообразующей конструкции на семь рефлекторов с диаметром 10–12 м, технология изготовления которых хорошо отработана;

- возможность использования гибридного ОПУ, в котором предварительная установка несущей конструкции антенной системы в рабочем секторе по углу азимута осуществляется с применением ОПУ каткового типа, а точное наведение каждого рефлектора — с использованием отработанного азимутально-угломестного ОПУ. Наклон несущей конструкции под углом 45° к плоскости горизонта позволяет сократить сектор сканирования каждой антенны до $\pm 40^\circ$ относительно нормали к плоскости раскрыва. С учетом данных предложений возможно использование упрощенного азимутально-угломестного ОПУ, что обеспечивает повышение точности наведения луча и снижает стоимость антенной системы;

- обеспечение более высокого значения КИП и отсутствие его снижения из-за искажений формы рефлектора, обусловленных действием весовых нагрузок, при изменении угла места;

- более простое выполнение антенно-волнового тракта с использованием последующего цифрового диаграммообразования;

- более простое выполнение операций при проведении технического обслуживания и эксплуатации.

Сложности реализации заключаются в:

- необходимости использования семи трактов (один тракт для каждой антенны);

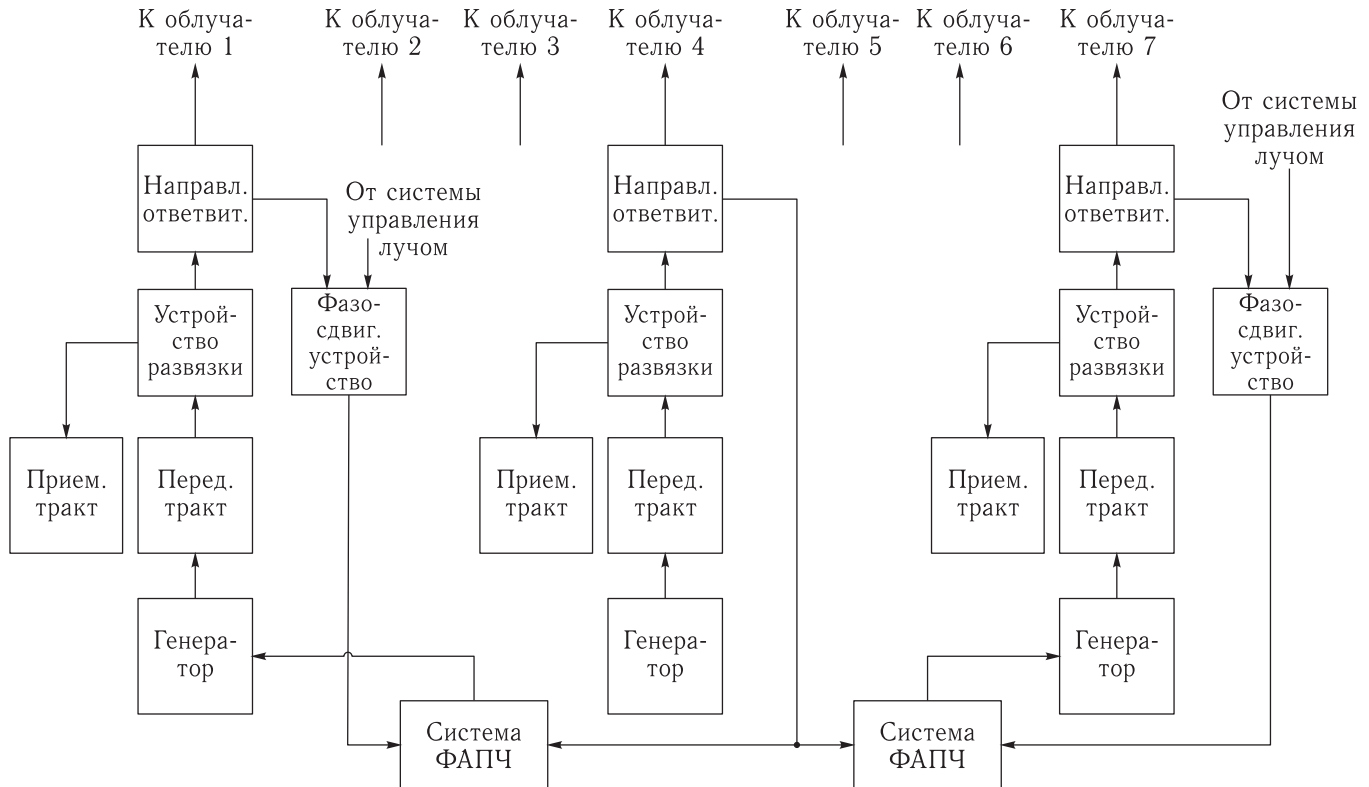


Рис. 6. Структурная схема устройства фазирования зеркальных антенн в составе антенной системы

- необходимости дополнительного введения устройства цифрового диаграммообразования.

2. Выполненное исследование диаграммы направленности, формируемой антенным полем из семи 12-метровых ЗА, расстояние между центрами которых составляет 19,2 м, показало, что ДН такого антенного поля полностью соответствует ДН 32-метровой ЗА. При этом общая геометрическая площадь рефлекторов семи 12-метровых ЗА составит 1008 м² против 1024 м² 32-метровой ЗА. С учетом более высокого КИП, реализуемого в 12-метровых антеннах, выигрыш в шумовой добротности при использовании антенного поля по сравнению с 32-метровой ЗА составит 0,7 дБ.

Список литературы

1. Габриэльян Д.Д., Демченко В.И., Саранов А.А. Применение полей зеркальных антенн для построения современных радиотелескопов // Материалы Всероссийской радиоастрономической конференции (ВРК-2014) «Радиотелескопы, аппаратура и методы радиоастрономии». 22–26 сентября 2014 г., Пущино, ПРАО АКЦ ФИАН.
2. Кинбер Б.Е. Двухзеркальная антенна // Радиотехника и электроника, 1962, т. 7. С. 973–981.
3. Williams W.F. High efficiency antenna reflector // Microwave Journal, July, 1965. P. 79–82.
4. Galindo V. Design of dual reflector antennas with arbitrary phase and amplitude distribution // IEEE Trans. Antennas Propagat, 1964, vol. AP-12. P. 403–408.
5. Демченко В.И., Косогор А.А., Раздоркин Д.Я. Методология разработки многодиапазонных зеркальных антенн // Антенны, 2012, вып. 9(184). С. 4–13.
6. Раздоркин Д.Я., Романенко М.В. Оптимизация облучающих систем многодиапазонных двухзеркальных осесимметричных антенн // Антенны, 2001, вып. 6(61). С. 47–51.
7. Раздоркин Д.Я., Романенко М.В. Алгоритм оптимизации двухзеркальной антенны с рефлектором из параболических щитов // Антенны, 2002, вып. 5(60). С. 44–47.
8. Rao B.L.J., Chen S.N.C. Illumination efficiency of a shaped Cassegrain system // IEEE Trans. Antennas and Propagat (Communications), May 1970, vol. AP-18. P. 411–412.

УДК 629.7.071 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.1.55.64

Универсальная портативная система функционального контроля бортовой аппаратуры малых космических аппаратов

С. А. Подшивалов, аспирант, м. н. с., podshivalovstas@gmail.com

Московский физико-технический институт, Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация

А. С. Злобин, с. н. с., zlobin@rt.mipt.ru

Московский физико-технический институт, Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация

Т. В. Кондранин, д. ф.-м. н., профессор, tvk494@yandex.ru

Московский физико-технический институт, Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация

С. С. Негодяев, к. т. н., snegod@mail.ru

Московский физико-технический институт, Долгопрудный, Московская область, Российская Федерация

Аннотация. Тестирование и наземная отработка бортовой аппаратуры малых космических аппаратов (МКА) — важная и неотъемлемая задача каждой миссии. В докладе представлены полученные в 2013–2018 гг. в МФТИ результаты исследований и разработки специализированной малогабаритной универсальной системы функционального контроля (СФК) для испытаний бортовой электронной аппаратуры различного назначения для малых КА. Ключевой особенностью созданной СФК является универсальность, реализованная путем построения архитектуры системы на базе программируемой логической интегральной схемы (ПЛИС). Также значимым достигнутым результатом являются невысокая стоимость и малые габариты системы по сравнению с представленными на рынке готовыми модульными решениями. Портативность системы позволяет совмещать функциональный контроль и тестирование бортовой аппаратуры с другими типами испытаний, например термовакуумными, что максимально точно симулирует поведение тестируемого прибора на орбите. С помощью данной СФК были проведены комплексное тестирование и функциональный контроль разработанного в МФТИ бортового вычислителя для малых КА.

Ключевые слова: функциональный контроль, наземная отработка, предполетные испытания, бортовая аппаратура, малые космические аппараты

Universal Portable Functional Control System for Small Spacecraft Onboard Equipment

S. A. Podshivalov, postgraduate student, junior researcher, podshivalovstas@gmail.com

Moscow Institute of Physics and Technology, Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation

A. S. Zlobin, senior researcher, zlobin@rt.mipt.ru

Moscow Institute of Physics and Technology, Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation

T. V. Kondranin, Dr. Sci (Phys.-Math.), professor, tvk494@yandex.ru

Moscow Institute of Physics and Technology, Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation

S. S. Negodyaev, Cand. Sci. (Engineering), snegod@mail.ru

Moscow Institute of Physics and Technology, Dolgoprudny, Moscow Region, Russian Federation

Abstract. Testing and ground adjustment of onboard equipment of small spacecraft is an important and integral task of each mission. This article presents the results obtained in 2013–2018 at MIPT of research and development of a specialized small-size universal functional control system (FCS) for verification of onboard electronic equipment for small spacecraft. A key feature of the created FCS is its versatility implemented by building a system architecture based on a field-programmable gate array (FPGA). In addition, significant results are the low cost and small size of the system compared to the modular solutions presented on the market. The portability of the system makes it possible to combine functional control and testing of onboard equipment with other types of tests, for example, thermal vacuum, which most accurately simulates the behavior of the device being tested on the orbit. Comprehensive testing and functional control of the onboard computer for small spacecraft developed at MIPT was completed by means of the developed FCS.

Keywords: functional control, ground adjustment, pre-flight testing, onboard equipment, small spacecraft

Введение

Разрабатываемая бортовая аппаратура (БА) для космических аппаратов проходит ряд предполетных испытаний, и тестирование аппаратуры является ответственной и трудоемкой задачей.

В последние годы в космической индустрии активно развивается сфера малых недорогих космических аппаратов. При разработке бортовой аппаратуры для малых космических аппаратов использование электрорадиоизделий (ЭРИ), квалифицированных для космического применения, становится нецелесообразным в силу их экстремально высокой стоимости. Поэтому в большинстве случаев применяют ЭРИ индустриального исполнения, при этом возникает важный вопрос надежности такой аппаратуры. Вследствие этого тестирование, наземная отработка и проведение предполетных испытаний бортовой аппаратуры МКА требуют особенно пристального внимания.

Актуальность создания

Важную роль в тестировании электронной БА занимает функциональный контроль, который также задействуется при верификации БА, ее подсистем и программного обеспечения [1]. Применение функционального контроля в сочетании с другими типами проверок в рамках наземной отработки и предполетных испытаний позволяет получить более достоверную информацию о состоянии всей полезной нагрузки КА и, следовательно, обеспечить более точный прогноз по функционированию аппаратуры на орбите. Основными испытаниями бортовой электронной аппаратуры космического применения являются:

- термоциклические испытания;
- вакуумные либо термовакуумные испытания;
- радиационные испытания;
- механические испытания (вибрации и ударные нагрузки).

Совмещение каждого типа испытаний с функциональным тестированием БА позволяет быстро обнаружить слабые места в аппаратуре. В этой связи при разработке системы функционального кон-

троля одно из важнейших условий — условие максимального совмещения процедур функционального тестирования БА с другими типами испытаний. Отсюда вытекает важное требование, предъявляемое к СФК, — портативность и удобство использования. В настоящее время из представленных на рынке решений наиболее подходящими являются относительно компактные РХИ- или VХИ-системы и средства тестирования [2]. Оба решения подразумевают набор требуемого функционала путем установки различных модулей в несущее шасси. Как зарубежные РХИ-системы от «National Instruments» [3], так и отечественные VХИ-системы [4] обладают высокой стоимостью, например шасси для РХИ-системы будет стоить минимум 5 тыс. долл. [5], а каждый модуль — от 1 тыс. долл. [6], так общая сумма одной такой системы тестирования обойдется в несколько десятков тысяч долларов. Учитывая необходимость использования параллельно нескольких таких систем для наземной отработки, ценовой фактор имеет очень большой вес. Также при использовании существующих систем необходимо значительное время на их адаптацию, настройку и отладку исходя из требований, предъявляемых к конкретной БА. При этом большинство разрабатываемой бортовой аппаратуры не унифицировано. Бортовая аппаратура постоянно модернизируется, и каждое новое изделие имеет существенные отличия от предшествующего образца БА. Как следствие, использование ранее разработанного стенда тестирования для проверки нового изделия того же назначения становится невозможным. Поэтому целесообразным решением для обеспечения оперативного тестирования разрабатываемой аппаратуры является использование системы с высокими показателями универсальности для проведения наземных испытаний и отладки бортовой аппаратуры МКА. Под универсальностью понимается спектр доступной периферии и функционала, а также простота и удобство их реализации.

Для нужд тестирования и проведения функционального контроля бортового вычислителя, созданного в МФТИ, было принято решение самостоятельно разработать специализированную СФК. При этом упор ставился на уменьшение ее массогабаритных характеристик. Помимо этого, стояла задача универсализации СФК, т. е. возможности

ее использования для тестирования другой однотипной бортовой аппаратуры с минимальными доработками. Также упор делался на уменьшение стоимости разработки и изготовления, что позволяет производить несколько СФК для каждого нового разрабатываемого прибора. Это ускоряет и упрощает наземную отработку БА. Таким образом, можно сформулировать три основные задачи при разработке СФК:

- универсальность и гибкость платформы;
- массогабаритные характеристики;
- низкая стоимость.

Универсальность подразумевает не только переконфигурацию конкретной СФК для задач тестирования других устройств, а и в большей степени возможность в кратчайшие сроки с минимальными изменениями и доработками в аппаратной части произвести новое, готовое к эксплуатации устройство для другого образца бортовой аппаратуры МКА. С таким определением универсальности эффект гибкости платформы начинает играть еще большую роль, т. к. это сильно упрощает адаптацию вновь произведенной СФК под новый тестируемый образец бортовой аппаратуры. Это касается как аппаратной части, так и специального программного обеспечения. Такой подход отражает концепцию наследия и преемственности при проектировании и разработке средств тестирования и функционального контроля.

Разработанная СФК представляет собой универсальный программно-аппаратный комплекс, предназначенный для решения следующих задач:

- проверки токов потребления;
- контроля допустимого диапазона напряжений питания;
- контроля пиковой и средней мощностей тестируемой аппаратуры;
- проверки работоспособности коммуникационных интерфейсов;
- проверки портов ввода/вывода;
- проверки сигналов синхронизации.

Следует подчеркнуть, что по умолчанию СФК не является метрологическим оборудованием, а используется для верификации тестируемого оборудо-

вания, функционального контроля коммуникационных интерфейсов и прочих узлов. При необходимости можно провести поверку СФК и переквалифицировать ее в контрольно-измерительное оборудование.

Технические основы

Исходя из требований, предъявляемых к СФК, было решено проектировать систему, опираясь на структуру современных бортовых вычислительных машин. Такой подход гарантирует высокую надежность, достаточную производительность и компактность системы. Требования к гибкости платформы и универсальности системы определили архитектурную основу СФК: было решено строить систему на базе программируемой логической интегральной схемы. Исследования зарубежной литературы и трудов конференций показало, что большинство современных высоконадежных бортовых вычислительных машин строятся на основе вычислительного ядра Leon3-FT [7–9]. Данное ядро имеет высокие показатели радиационной стойкости и крайне положительно себя зарекомендовало в полетных миссиях [10]. Широкое распространение процессоры на данном ядре получили потому, что Leon3 [11] распространяется в виде библиотек [12], в состав которых входит не только вычислительное ядро, но и богатый набор периферии, что в свою очередь позволяет строить законченные системы на базе программируемой логической интегральной схемы с гибкой внутренней структурой (пример системы на кристалле в ПЛИС СФК — рис. 1).

В качестве основы СФК выбрана именно программируемая логическая интегральная схема, ее использование позволяет как строить стандартную систему на основе ядер Leon3, так и разрабатывать специализированные модули на VHDL под каждый нестандартный тестируемый образец БА. Такой подход позволяет повысить показатели универсальности системы и охватить широкий спектр возможной тестируемой аппаратуры с помощью СФК. При этом для наземного применения нет необходимости в использовании ядра с повышенными отказоустойчивыми характеристиками (версия FT — fault tolerance), а достаточно свободно

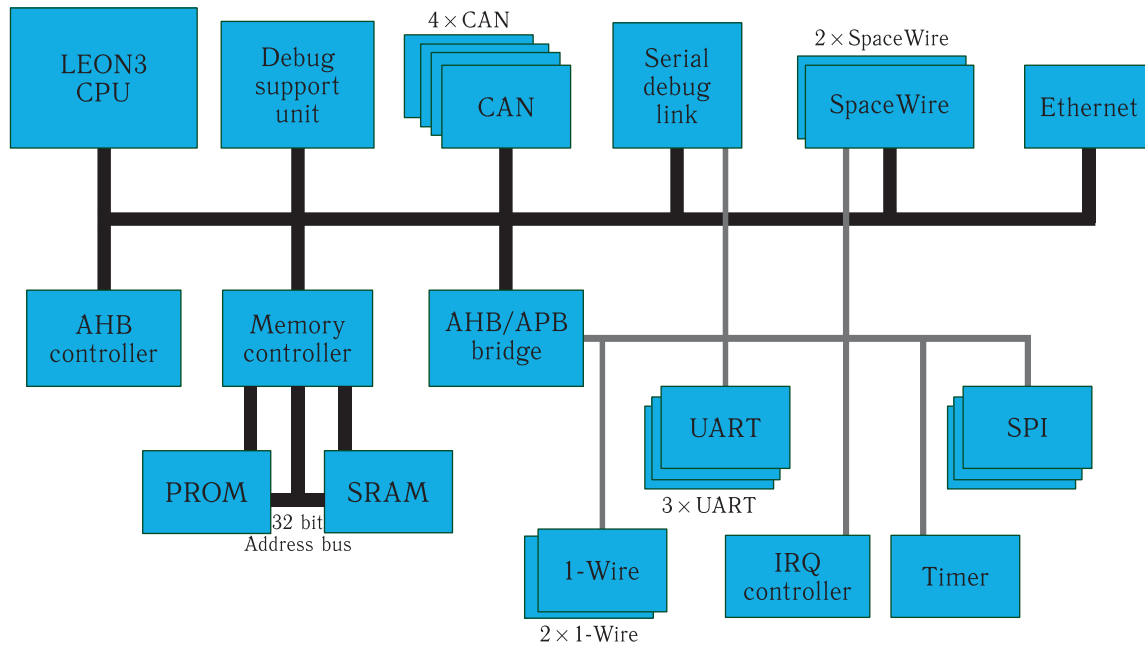


Рис. 1. Система на кристалле, реализованная в ПЛИС (LEON3 CPU — процессор LEON3; Debug support unit — контроллер отладочного модуля процессора; CAN — контроллер интерфейса CAN; Serial debug link — контроллер последовательного интерфейса; Ethernet — контроллер интерфейса Ethernet; SpaceWire — контроллер интерфейса SpaceWire; SPI — контроллер интерфейса SPI; UART — контроллер интерфейса UART; Timer — счетчик; IRQ controller — контроллер прерываний; 1-Wire — контроллер интерфейса 1-Wire; AHB/APB bridge — мост между основной и периферийной шиной; Memory Controller — контроллер памяти; SRAM — оперативная память; PROM — флеш-память; AHB — контроллер основной высокопроизводительной шины)

распространяемой GPL-версии ядра Leon3. Еще один плюс системы на ПЛИС — ее малый размер и малый размер требуемой аппаратной периферии, что является одним из ключевых факторов для достижения поставленных задач.

Нулевое поколение — прототип

Разработка СФК началась в 2013 году. Тогда непосредственно стояла задача провести функциональный контроль и ряд предполетных испытаний разрабатываемого бортового вычислителя. За основу были взяты технические наработки и решения, полученные в ходе создания самого бортового вычислителя. Для сокращения сроков производства и проверки гипотез аппаратной и программной частей было принято работать непосредственно с образцом бортового вычислителя предыдущего поколения. Такой подход был возможен, т.к. архитектура бортового вычислителя также построена на ПЛИС, которая имеет определенную

гибкость и возможность изменения конфигурации. Для обеспечения совместимости и возможности проведения испытаний доработан физический уровень в части расширения функционала коммуникационных интерфейсов, была изменена конфигурация и распайка коннекторов, разработана прошивка ПЛИС для нужд тестирования, а также полностью написано специализированное ПО для проведения функционального контроля. Следует подчеркнуть, что основная работа состояла именно в разработке ПО для проведения тестирования, а также в создании прошивки ПЛИС с необходимым функционалом. Данная разработка стала прототипом СФК, ее можно назвать «СФК нулевого поколения» (рис. 2), которая обладала следующими техническими характеристиками:

- производительность 25 MIPS;
- объем SRAM-памяти 16 Мбайт;
- объем FLASH-памяти 64 Мбайт;
- напряжение питания от 5 В до 26 В;



Рис. 2. СФК нулевого поколения (прототип)

- поддержка интерфейсов:

- CAN 2 шт.;
- RS-485 1 шт.;
- RS-422 1 шт.;
- SPI 2 шт.;
- Ethernet 1 шт.;
- 1-Wire 1 шт.

СФК нулевого поколения в полной мере справилась с поставленными задачами, тем самым завайдировав концепцию создания малогабаритных приборов на ПЛИС при проектировании контрольно-проверочной аппаратуры.

Первое поколение — универсальность

Следующей вехой в развитии стало создание специализированной СФК для нужд тестирования нового поколения бортового вычислителя, разрабатываемого в МФТИ. Основной задачей при проектировании было заложить универсальность,

что фактически свелось к проработке программно-аппаратных решений, оперируя конфигурацией которых можно получить требуемый функционал под любой другой образец БА. Ядром всей архитектуры СФК является ПЛИС, поэтому правильный выбор микросхемы определяет достижимость всех поставленных задач при разработке СФК. Первичный обзор рынка представленных на рынке ПЛИС определил тип будущей микросхемы — FPGA (англ. Field-Programmable Gate Array). Такие микросхемы обладают на порядок большим количеством ячеек и позволяют строить более сложные системы в силу особенностей архитектуры в сравнении с CPLD- (англ. Complex Programmable Logic Device) устройствами [13]. Изначально ядро Leon3-FT было разработано для создания систем на кристалле и идеальной работы на базе радиационно стойких ПЛИС RTAX и RT ProASIC3 от компании Actel. Затем стали проводиться исследования дизайнов на процессорном ядре Leon3-FT и систем на кристалле для ПЛИС компании Xilinx семейства Virtex [14].

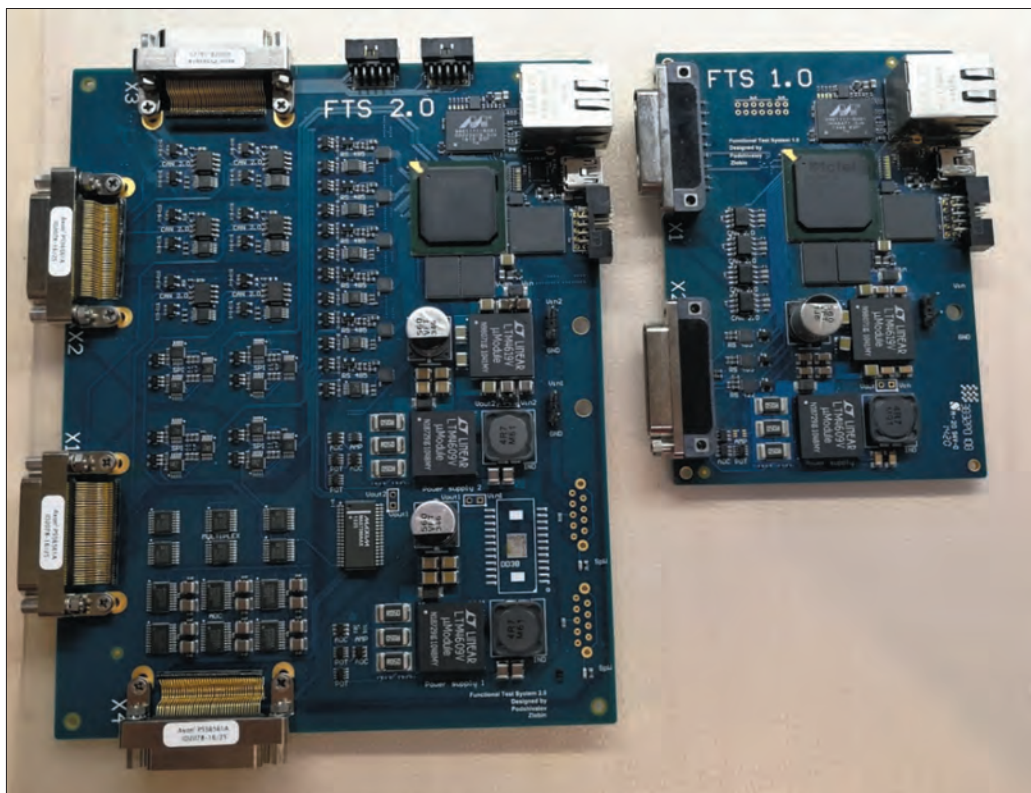


Рис. 3. СФК первого поколения (справа) и второго поколения (слева)

При этом микросхемы Xilinx в несколько раз дороже, а для Actel доступен более широкий спектр документации в силу идеальной совместимости с процессорным ядром и большого количества полетных миссий с такой конфигурацией. Поэтому для наземного применения в качестве основы цифровой части СФК была выбрана индустриальная ПЛИС семейства ProASIC3E AZPE3000, производимая фирмой Actel. Такая же ПЛИС стояла в СФК нулевого поколения и оказалась оптимальной для применения в данной системе. ПЛИС семейства ProASIC3E обладают высокой производительностью и низким энергопотреблением, высокой степенью интеграции и объемом матрицы в три миллиона системных вентилей. В отличие от большинства других ПЛИС, требующих загрузки конфигурации из внешнего источника, ProASIC3E начинает работать сразу после подачи питания. Также на выбор данного семейства повлияло большое количество наработок, в частности касаясь разработанной системы на кристалле для ПЛИС, которая зарекомендовала себя в нулевом поколении СФК.

Данная разработка стала полноценной «СФК первого поколения» (рис. 3, справа). Первое поколение СФК во многом имеет отсылки к прототипу в части надежных и уже отработанных решений, при этом был расширен перечень интерфейсов на борту. Одним из новшеств стала система подачи питания и контроля и измерения параметров, таких как ток, напряжение и мощность. Программное обеспечение и все тесты для функционального контроля были сведены в единую программу и запущены на операционной системе реального времени RTEMS с целью слаженной и бесперебойной работы СФК и тестируемой аппаратуры. Синхронизация двух устройств происходила по шине CAN, тестирование которой осуществлялось в первую очередь. Положительный результат тестирования шины CAN открывал доступ к остальному набору проверок. Основные технические характеристики СФК первого поколения приведены ниже:

- производительность 25 MIPS;
- объем SRAM-памяти 16 Мбайт;

- объем FLASH-памяти 64 Мбайт;
- напряжение питания от 5 В до 26 В;
- диапазон выходного напряжения (входного для тестируемой БА) от 2,5 В до 25 В;
- максимальный выходной ток 4 А;
- поддержка интерфейсов:
 - SpaceWire 3 шт.;
 - CAN 4 шт.;
 - RS-485 2 шт.;
 - RS-422 1 шт.;
 - SPI 3 шт.;
 - Ethernet 1 шт.;
 - 1-Wire 2 шт.;
 - 14 свободных портов ввода/вывода для масштабирования и адаптации СФК.

Важно подчеркнуть, что созданная СФК может быть адаптирована под задачи тестирования других устройств только путем изменения ПО, построенной в ПЛИС системы на кристалле, а при крайней необходимости путем внесения изменений в аппаратную часть. Оценки показали, что времени для модернизации (адаптации) СФК с учетом производственного процесса потребуется не более, чем времени на закупку, сборку и настройку готового представленного на рынке решения. Именно в данном поколении была заложена основная ценность СФК — универсальность. На этапе проектирования все решения принимались с оглядкой на возможность масштабирования, модификации и адаптации платформы СФК. Набор интерфейсов и перечень протоколов, простота проектирования и сроки производства, стоимость и массогабаритные характеристики — все это составляет основу «универсальности» СФК.

При разработке и изготовлении данного поколения СФК была выполнена и завалидирована другая задача — низкая стоимость. Себестоимость готового изделия СФК составляет 1000–1500 долл. в зависимости от набора периферии и количества интерфейсов, куда включены производство печатных плат, непосредственно компоненты и их монтаж. СФК преимущественно построена на импортной промышленной элементной базе, поэтому ценообразование привязано к иностранной валюте. Стоимость единицы СФК на порядок ниже аналогичной по функционалу системы, построенной

на базе PXI-модулей. При этом габариты в несколько раз меньше и соизмеримы лишь с одним модулем PXI-системы. Срок производства СФК составляет порядка одного календарного месяца, который включает параллельные процессы изготовления печатных плат и доставки компонентов с последующим этапом монтажа. С учетом заложенной концепции преемственности и наследия данные показатели стоимости и сроков применимы ко всем будущим поколениям и модификациям СФК.

Второе поколение — функциональность

Для бортовой аппаратуры ключевым показателем является надежность, поэтому для наиболее важных и ответственных узлов, агрегатов и приборов реализовано полное дублирование. Такие приборы можно представить в виде двух независимых полуконфигуров. Именно для возможности тестирования подобных устройств была разработана СФК второго поколения. В данной версии был расширен набор интерфейсов, например был добавлен MIL-STD-1553, были реализованы два независимых контура питания тестируемой аппаратуры, позволяющие автономно подавать питание на различные полуконфигуры, в реальном времени изменять параметры и измерять их, параллельно проводя необходимые функциональные проверки. Текущий функционал второго поколения содержит на борту все современные интерфейсы, позволяющие проводить испытания большинства разрабатываемых цифровых бортовых устройств. Данная СФК сохранила малые габариты, что является важным фактором при ее использовании в ходе предполетных испытаний.

Очередное эволюционное изменение коснулось не только аппаратной части и прошивки, а также и программного обеспечения. Для данной версии СФК доступна удобная графическая версия ПО, позволяющая как провести полный цикл проверок, так и работать выборочно с определенными тестами. Пример окна программы приведен на рис. 4.

Основные технические характеристики СФК второго поколения (рис. 5):

- габариты в корпусе 135 × 165 × 25 мм;
- производительность 25 MIPS;
- объем SRAM-памяти 16 Мбайт;

- объем FLASH-памяти 64 Мбайт;
- напряжение питания от 5 В до 26 В;
- диапазон выходного напряжения (входного для тестируемой БА) от 2,5 В до 34 В;
- максимальный выходной ток 4 А;
- наличие системы измерения сигналов основных интерфейсов;
- поддержка интерфейсов:
 - SpaceWire 5 шт.;
 - CAN 6 шт.;
 - RS-485 6 шт.;
 - SPI 6 шт.;
 - Ethernet 1 шт.;
 - 1-Wire 4 шт.;
 - MIL-STD-1553 2 шт.;
 - UART для подключения и отладки БА 2 шт.;
 - 10 портов GPIO.

Третье поколение — мобильность

Широкий спектр испытаний, включая радиационные, термовакуумные, виброиспытания, подразумевает различную географию их проведения. В таких условиях для СФК важным фактором является удобство использования, время готовности к работе и простота перевозки. Чтобы превратить СФК в максимально удобный инструмент, в настоящее время ведется работа по созданию третьего поколения устройства — единого прибора, включающего все необходимые компоненты для автономной работы СФК. Внутри пылевлагозащищенного кейса с классом защиты IP67 будут собраны следующие компоненты: непосредственно палата СФК, блок питания, портативный компьютер, устройство отображения информации, устройства ввода. Фактически система будет представлять собой увеличенный в габаритах ноутбук, открыв который и подключив к разъемам тестируемый образец БА можно провести полный цикл проверок и функциональный контроль.

Выводы

Анализ состояния проблемы позволил выявить обстоятельства, связанные с использованием существующих систем, такие как сложность, время подготовки к тестированию, габариты установок, их стоимость, затраты на испытания и пр. В результате была сформулирована и практически реализована концепция компактной системы для проведения функционального контроля и испытаний электронной БА, позволяющая оперативно и с гарантированным высоким качеством проводить весь комплекс испытаний, предусмотренных техническим заданием, и при этом не требующая больших временных и финансовых затрат. Разработанная СФК использовалась для проведения функционального контроля различных бортовых вычислителей для МКА. С помощью СФК первого поколения проводились термоциклические, радиационные и вакуумные испытания двух бортовых вычислителей, которые на данный момент успешно выполняют свою работу на орбите. С использованием СФК второго поколения еще два бортовых вычислителя прошли полный комплекс испытаний. СФК подтвердила надежность этих вычислителей и готовность изделий к запланированному запуску на орбиту.

Список литературы

1. *Prof. Dr.-Ing. Jens Eickhoff*. Onboard Computers, Onboard Software and Satellite Operations — An Introduction. Institute of Space Systems (IRS), University of Stuttgart, Germany: Shpringer, 2011.
2. *Афанасьев В.Н., Газов Е.В.* Выбор платформы при построении модульных контрольно-измерительных систем // Т-Comm — Телекоммуникации и Транспорт, 2009. С. 88–89.
3. Описание PXI систем от NI. <http://www.ni.com/en-us/shop/pxi.html> (Дата обращения 19.02.2019).
4. *Зайченко С.Н.* Опыт разработки контрольно-измерительных систем на базе российских модульных приборов в открытых стандартах VXI, LXI, AXIe для обеспечения стендовых испытаний и функционального контроля узлов и агрегатов авиационной и ракетной техники // Авиакосмическое приборостроение, 2015, № 2. С. 64–68.
5. Список PXI платформ NI. <http://www.ni.com/ru-ru/shop/select/pxi-chassis> (Дата обращения 19.02.2019).

6. Описание модуля CAN интерфейса для PXI платформы. <http://www.ni.com/ru-ru/shop/select/pxi-canopen-interface-module> (Дата обращения 26.01.2019).
7. *Shubham Agarwal, Rajiv Bhatia, Padmavathi N., Sudhakar S., Udupa S.* System on Chip approach for Onboard Computer. IEEE International Conference on Signal Processing, Computing and Control (ISPCC), 2013.
8. *Sandi Habinc, Barry Cook, Paul Walker, Jens Eickhoff, Rouven Witt, Hans-Peter Röser.* Using FPGAs and a LEON3FT Processor to Build a “Flying Laptop”. ReSpace / Military and Aerospace Programmable Logic Devices Conference Materials, 2011.
9. *Luo Pei, Zhang Jian.* A high reliable SOC on-board computer based on Leon3. IEEE International Conference on Computer Science and Automation Engineering (CSAE), 2012.
10. *Jens Eickhoff.* A Combined Data and Power Management Infrastructure: For Small Satellites. Germany: Shpringer, 2013.
11. Описание процессора Leon3. <https://www.gaisler.com/index.php/products/processors/leon3> (Дата обращения 19.02.2019).
12. Описание библиотек для системы на кристалле на базе процессора Leon3. <https://www.gaisler.com/index.php/products/ipcores/soclibrary> (Дата обращения 19.02.2019).
13. *Brown S., Rose J.* Architecture of FPGAs and CPLDs: A tutorial // IEEE Design and Test of Computers, 1996. С. 42–57.
14. *Learn M.W.* Evaluation of the Leon3 Soft-Core Processor Within a Xilinx RadiationHardened Field-Programmable Gate Array. SANDIA REPORT — SAND2012-0454, 2012.

**СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ,
ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ И СИСТЕМЫ ТЕЛЕМЕТРИИ**

УДК 629.78 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.1.65.75

**Искусственный интеллект в космической технике:
состояние, перспективы развития**

А. Н. Балухто, *д. т. н., BalukhtoAN@tsniimash.ru*
ФГУП ЦНИИмаш, Королев, Российская Федерация

А. А. Романов, *д. т. н., профессор, romanov@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Целью работы является определение и обоснование основных областей (направлений) применения технологий искусственного интеллекта (ИИ) в космических системах и комплексах в контексте обеспечения эффективной реализации их целевого применения.

Приводится обзор основных областей и направлений применения технологий искусственного интеллекта (ИИ) в космической технике. Анализируется текущее состояние и перспективы развития в этой области, приводятся конкретные примеры практического использования в ней технологий ИИ.

Делается вывод о том, что применительно к космическим приложениям в первую очередь должны развиваться:

- нейросетевые и другие технологии, обеспечивающие эффективное решение различных задач, связанных с обработкой больших массивов разнородной спутниковой информации, а также отдельных изображений и сигналов, в том числе на борту КА;
- экспертные и другие интеллектуальные системы реального времени, обеспечивающие повышение уровня автономности функционирования КА различного назначения;
- мультиагентные технологии автономного управления (в режиме самоорганизации) многоспутниковыми орбитальными группировками;
- интеллектуальные системы, обеспечивающие эффективную поддержку модельно-ориентированного проектирования космических систем и их компонентов;
- робототехнические средства, предназначенные для орбитального обслуживания КА и решения других задач.

Ключевые слова: космический аппарат, космическая техника, искусственный интеллект, технологии искусственного интеллекта

**Artificial Intelligence in Space Technology:
State, Development Prospects**

A. N. Balukhto, *Dr. Sci. (Engineering), BalukhtoAN@tsniimash.ru*
FSUE TSNiImash, Korolev, Russian Federation

A. A. Romanov, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., romanov@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The aim of the work is to identify and substantiate the main areas (directions) of application of artificial intelligence (AI) technologies in space systems and complexes in the context of ensuring the effective realization of their intended use.

The review of the main areas and directions of application of artificial intelligence technologies in space technology is given. The current state and prospects of development in this area are analyzed, specific examples of practical use of AI technologies in it are given.

It is concluded that in the case of space applications the development of the following areas should be prioritized:

- neural networks and other technologies that provide effective solutions to various problems associated with the processing of large amounts of heterogeneous satellite information, as well as individual images and signals, including onboard processing;
- expert systems and other intelligent real-time systems that increase the level of autonomy of the SC for various purposes;
- multi-agent technologies of autonomous control (in self-organization mode) of multi-satellite orbital groups;
- intelligent systems that provide effective support for model-oriented design of space systems and their components;
- robotic devices designed to service spacecraft in orbit and solve other problems.

Keywords: spacecraft, space technology, artificial intelligence, artificial intelligence technology

Введение

Целью данной статьи является определение и обоснование основных областей (направлений) применения технологий искусственного интеллекта (ИИ) в космических системах (КС) и комплексах в контексте обеспечения эффективной реализации их целевого применения.

Говоря об использовании технологий искусственного интеллекта в космической технике, прежде всего необходимо отметить, что данные технологии к настоящему времени достигли такого уровня развития, который в совокупности с достижениями в области нанотехнологий, биотехнологий, аддитивных технологий, «интернета вещей» позволяет говорить о начале новой (четвертой) индустриальной революции.

Сегодня технологии искусственного интеллекта приобретают статус стратегических, поскольку потенциально способны оказывать огромное влияние на различные сферы деятельности человека, в том числе и в космической отрасли.

С годами это влияние будет только расти. Объем инвестиций в создание и развитие технологий искусственного интеллекта со стороны ведущих мировых ИТ-компаний исчисляется миллиардами долларов. Согласно прогнозу аналитической компании Tractica, в 2025 году рынок технологий искусственного интеллекта приблизится к \$60 млрд.

Существует множество определений искусственного интеллекта. Авторы данной статьи придерживаются определения, в соответствии с которым искусственный интеллект — это область научных исследований и практического применения их результатов, связанная с созданием и применением компьютерных систем, способных выполнять задачи, обычно требующие человеческого интеллекта.

Данное определение искусственного интеллекта, равно как и другие существующие определения, достаточно размыто. Вместе с тем оно интуитивно понятно. Попытки конкретизировать такие определения, как правило, сводятся к дополнительному перечислению типовых задач, традиционно относящихся к интеллектуальным задачам (таким, например, как анализ и синтез речи, обработка визуальной информации с семантической интерпретацией наблюдаемых динамических сцен, машинный пере-

вод и др.) или к описанию некоторых специальных тестов на определение степени интеллектуальности системы. Примером такого классического теста является эмпирический тест Тьюринга [1].

Многие читатели этой статьи наверное согласятся с ее авторами в том, что когда в названии той или иной современной информационно-вычислительной системы присутствует слово «интеллектуальная», то в этом есть всегда некоторая доля рекламного «лукавства», поскольку на текущий момент более корректно их следовало бы называть системами с элементами ИИ. Хотя сегодня у ведущих специалистов в этой области нет больших сомнений в том, что в отдаленном будущем (а может быть, и в ближайшем) будут созданы в полном смысле интеллектуальные (думающие) системы. Во всяком случае, законов природы, исключающих такую возможность, пока не обнаружено.

В последние годы, наряду с термином «искусственный интеллект», все более широко используется другой близкий к нему термин — «машинное обучение». По своему смысловому содержанию данный термин связывается с направлением ИИ, изучающим методы и алгоритмы обучения различных классов систем (в том числе нейронных сетей), а также программно-аппаратные средства их реализации. По мнению авторов, наблюдаемое сегодня смещение акцента в исследованиях по проблематике ИИ в область машинного обучения в первую очередь обусловлено тем, что в ближайшей перспективе наиболее прорывные результаты ожидаются именно в этой области.

С прикладной точки зрения одной из важных особенностей интеллектуальной системы является способность находить необходимые решения сложной задачи по ее постановке на основе имеющихся у нее знаний (базы знаний) по соответствующей предметной области. При этом база знаний может формироваться и пополняться как во взаимодействии с человеком, так и системой самостоятельно, в том числе на основе когнитивного анализа доступных внешних данных (структурированных и неструктурированных), обучения и самообучения.

В настоящее время существует множество различных методов и технологий, развиваемых в рамках искусственного интеллекта. В качестве основных из них можно выделить:

- нейросетевые технологии, основанные на использовании различных парадигм нейронных сетей (НС) и методов их обучения;
- экспертные системы, основанные на использовании различных форм представления знаний (в виде нечетких правил, хорновских правил, продукций, фреймов, семантических сетей и др.) и методов работы с ними;
- эволюционные вычисления (генетические алгоритмы, эволюционные стратегии, генетическое программирование и др.);
- методы и технологии извлечения новых знаний из больших баз данных (технологии Data Mining);
- технологии «роевого интеллекта»;
- комбинированные и др. технологии.

Все они в той или иной мере могут использоваться в рассматриваемой предметной области.

Поскольку сегодня существует огромное число публикаций, посвященных обзорному и детальному описанию существующих методов и технологий ИИ, истории их возникновения, далее мы не будем подробно останавливаться на этом, а основное внимание уделим перспективным областям (направлениям) их применения в космической технике.

Основные области применения технологий ИИ в космической технике

Практическая реализация технологий ИИ в различных космических системах и комплексах, равно как и в других предметных областях, не является самоцелью. Прежде всего, эти технологии должны использоваться в тех случаях, когда их применение потенциально более эффективно по сравнению с традиционными технологиями. При этом необходимо учитывать тот факт, что с развитием технологий искусственного интеллекта расширяется и спектр возможных областей их применения в космической технике, которая также постоянно развивается.

Применительно к рассматриваемой предметной области можно выделить следующие основные

условия (факторы), определяющие целесообразность применения тех или иных технологий ИИ:

- потенциально обеспечивается решение соответствующих прикладных задач с более высоким выходным качеством и оперативностью (по сравнению с традиционными технологиями) при приемлемых для этого необходимых вычислительных и других ресурсах;
- обеспечивается более высокий уровень автономности КА и (или) орбитальной группировки в целом, в том числе в условиях существенной априорной неопределенности относительно условий их функционирования, без ущерба эффективности их целевого применения.

Исходя из сказанного, а также обобщения существующего опыта практического использования технологий ИИ в качестве основных областей (направлений) их применения в космической технике на ближайшую перспективу можно выделить:

- тематическую обработку спутниковых изображений;
- контроль, диагностику и управление техническим состоянием КА;
- бортовую обработку целевой информации;
- управление многоспутниковыми орбитальными группировками;
- интеллектуальные системы поддержки проектных решений;
- обработку больших массивов разнородной спутниковой информации;
- реализацию дальних космических миссий;
- робототехнические средства.

Ниже более подробно рассмотрим вопросы применения технологий ИИ в приведенных выше областях их применения.

Тематическая обработка спутниковых изображений

Тематическая обработка спутниковых изображений сегодня является одной из ставших уже традиционными областей применения технологий ИИ.

Наибольшее распространение в этой области получили нейросетевые технологии. Особенно интенсивное развитие они получили после появления впечатляющих результатов их применения в области обработки изображений с применением так называемых методов глубокого обучения и новых парадигм ИС, таких, например, как сверточные нейронные сети [2].

В настоящее время нейросетевые методы обработки спутниковых изображений реализованы в ряде различных программных инструментов, таких, например, как ENVI, ScanEx Image Processor, Arc-SDM (модуль в составе ArcView) и др., которые достаточно активно используются на практике.

Если проанализировать многочисленные публикации, посвященные нейросетевым методам и алгоритмам обработки различной информации, в том числе спутниковых изображений, то можно обнаружить следующую закономерность: все они демонстрируют решение соответствующих задач с более высоким качеством выходного результата (в числовом выражении определяется значениями соответствующих показателей, например, при решении задачи классификации — величиной вероятностей ошибок первого и второго рода, при решении задачи фильтрации — отношением «сигнал/шум» на выходе фильтра и т. д.). И этому есть свое объяснение. Дело в том, что при использовании классических методов решения таких, например, задач, как фильтрация и классификация, мы вынуждены делать ряд априорных предположений о свойствах входных сигналов. Однако такого рода предположения не всегда полностью соответствуют реальным характеристикам этих сигналов. В противоположность этому нейронная сеть при правильном формировании для нее обучающей выборки в процессе своего обучения максимально адаптируется к реальным характеристикам входных сигналов. За счет этого, в основном, и обеспечивается высокое качество решения различных задач с использованием нейросетевых технологий обработки сигналов и изображений. Кроме того, нейронные сети в современном их представлении являются существенно нелинейными системами обработки информации, что также способствует повышению качества решения указанных выше задач.

Сегодня можно с уверенностью утверждать, что применение нейросетевых технологий в области тематической обработки спутниковых изображений является вполне обыденным делом.

Бортовые системы контроля, диагностики и управления техническим состоянием КА

Большое внимание в последние годы со стороны предприятий и организаций космической индустрии уделяется вопросам применения технологий ИИ в бортовых системах контроля, диагностики и управления техническим состоянием (СКДУ) КА. И это не случайно, поскольку решаемые ими задачи по уровню сложности (прежде всего в силу сложности формального описания самого объекта контроля и управления) могут быть отнесены к классу так называемых трудно формализуемых задач. Кроме того, интерес к применению технологий ИИ в этой области обусловлен потенциальной возможностью существенного повышения уровня автономности КА при решении указанных выше задач (в идеальном случае — без какого-либо участия наземных средств управления). Как справедливо отмечается в работе [3], в настоящее время во многих случаях на борту КА осуществляется лишь контроль технического состояния, а диагностирование и управление техническим состоянием проводится наземными комплексами управления, что приводит к длительным задержкам по выработке необходимых управляющих воздействий и передачи их на борт КА.

Поскольку контроль, диагностика и управление техническим состоянием бортовых систем КА должны осуществляться непрерывно во времени, то среди всех технологий ИИ для решения этих задач наиболее целесообразно использовать так называемые динамические экспертные системы [4]. Такого рода системы способны в реальном масштабе времени по результатам измерения различных параметров бортовых систем КА и их обработки с использованием базы знаний (в общем случае динамически развивающейся) осуществлять управление их техническим состоянием.

Уже сейчас СКДУ некоторых КА по своему устройству и функциональным возможностям могут быть отнесены к классу интеллектуальных систем. Так, например, в работе [5] отмечается, что в ряде российских КА связи уже более двадцати лет применяются бортовые программные комплексы автономного контроля, диагностики и управления, построенные по принципу динамических экспертных систем.

Важно также отметить, что перспективные СКДУ должны обеспечивать решение не только задач контроля, диагностики и управления техническим состоянием КА, но и прогнозирования изменения указанного состояния во времени. В этой части роль технологий ИИ трудно переоценить.

В космических аппаратах NASA в качестве аналога российских СКДУ выступают так называемые системы управления живучестью, обозначаемые аббревиатурой ISHM (Integrated Systems Health Management). Достаточно полный обзор методов и алгоритмов решения типовых задач ISHM приведен в работе [6]. В ней, в частности, отмечается, что для решения задачи прогнозирования технического состояния КА могут использоваться нейросетевые методы.

Основные перспективы развития в области создания интеллектуальных СКДУ следует связывать, прежде всего, с развитием таких их функциональных свойств, как адаптивность, обучаемость и самообучаемость.

Бортовая обработка целевой информации

Реализация обработки целевой информации на борту КА во многих случаях является актуальной, в частности, когда речь идет о необходимости решения задач наблюдения в реальном масштабе времени или близком к нему. К их числу можно, например, отнести задачи, связанные с обнаружением различного рода природных и техногенных катастроф, а также событий и процессов, имеющих большое значение для обороны и экономики страны. В этих случаях целесообразно потребителям передавать не исходную измерительную информацию, а конечные результаты ее обработки, причем, как уже отмечалось ранее, в реальном масштабе времени

и минуя промежуточные центры приема, обработки и распространения космической информации.

Кроме того, проблема реализации обработки целевой информации на борту КА актуальна также для многоспутниковых сетевых систем оптико-электронного и радиолокационного наблюдения, способных в сутки генерировать десятки тысяч и даже более терабайт информации. В этих условиях реализация обработки целевой информации на борту КА позволит существенно снизить требования к пропускной способности каналов связи, в том числе межспутниковых.

Уже сегодня отчетливо наблюдается тенденция к проведению необходимых исследований по данной проблематике, в том числе экспериментальных, включая отработку необходимых технологий ИИ. Так, например, ЕКА планирует в 2019 году запустить экспериментальный КА D33 BrainSat, на борту которого будет установлен процессор Myriad от компании Intel с производительностью 1 триллион операций в секунду (TOPS), предназначенный для нейросетевой обработки спутниковых изображений. На взгляд авторов, это весьма перспективный и многообещающий проект.

Управление многоспутниковыми орбитальными группировками

Появление и активное развитие в последнее десятилетие многоспутниковых низкоорбитальных космических систем, основанных на использовании так называемых малых КА [7], инициировало и разработку новых подходов к управлению их орбитальными группировками (ОГ).

Особый интерес представляют подходы, ориентированные прежде всего на существенное повышение автономности решения соответствующих управленческих задач, что позволяет упростить необходимую наземную инфраструктуру, задействованную в контуре управления ОГ, и повысить живучесть системы в целом. В качестве основных таких задач можно выделить:

- управление по поддержанию баллистической конфигурации ОГ;
- планирование и управление выполнением задач наблюдения (мониторинга) за состоянием

целевой обстановки с динамическим формированием необходимых для этого кластерных структур КА (например, динамических кластеров из 3 и более КА, решающих задачу обнаружения источников радиоизлучения и определения места их расположения с использованием разностно-дальномерного метода [8]);

- выполнение других задач управления функционированием КА, в том числе в космических системах связи (одна из таких задач, связанная с контролем, диагностикой и управлением технического состояния КА, была рассмотрена выше).

Очевидно, что эффективное решение указанных задач в автономном режиме возможно в случае, если все КА орбитальной группировки связаны в единую спутниковую сеть, в том числе с использованием межспутниковых каналов, что обеспечивает возможность необходимого в таких случаях их оперативного информационного взаимодействия.

Характерным примером практической отработки технологий автономного управления многоспутниковой ОГ является программа Blackjack, реализуемая DARPA. Одной из целей данной программы является разработка автономного программного обеспечения на уровне полезных нагрузок и целых миссий, а также демонстрация автономных операций, в том числе с использованием орбитальных процессорных вычислений. Конечная цель исследований — создание орбитальной группировки из 60–200 МКА, работающих на высотах от 500 до 1300 км, с единым центром управления и способностью работать без команд с Земли в течение 30 дней.

Одним из наиболее перспективных направлений развития технологий в рассматриваемой области является реализация так называемого мультиагентного управления распределенными системами [9–11]. В рамках этого подхода КС представляется в виде самоорганизующейся совокупности интеллектуальных агентов, в роли которых выступают орбитальные, наземные и другие узловые элементы спутниковой сети [9–11], оснащенные соответствующим программным обеспечением.

Однако надо отметить, что на текущий момент методология мультиагентного управления много-

спутниковыми космическими системами находится на стадии своего формирования и требует более глубокого развития и экспериментальной отработки (до уровня, обеспечивающего возможность ее реального практического применения).

Для целей управления функционирования КА используются также экспертные и близкие к ним системы, применяемые в наземных комплексах управления. К их числу можно, например, отнести системы SHARP, SURPASS, PMS, GSOC MPS и др. [12–14].

Интеллектуальные системы поддержки проектных решений

Сегодня на смену традиционным подходам к проектированию космической техники приходит новый подход, позволяющий в более короткие сроки и с более высоким качеством формировать технический облик космических систем, создавать КА нового поколения и средства их выведения, — модельно-ориентированное проектирование [15–18] (рис. 1).

В модельно-ориентированном проектировании (МОП) процесс разработки сосредоточен вокруг системной модели объекта проектирования — от анализа предъявляемых к нему требований до ввода его в штатную эксплуатацию.

Эта модель должна быть единой для всех разработчиков КС — системщиков, специалистов по космической баллистике, целевой и служебной аппаратуре КА, связи и передачи данных, наземной инфраструктуре и др. При этом предполагается, что все они должны активно участвовать в проектировании, начиная с самых ранних его этапов.

На начальном этапе такая модель описывает некоторый общий функциональный облик системы с абстрагированием от конкретных технических решений. На последующих этапах проектирования она постепенно (в итеративном режиме) развивается по мере коррекции и принятия тех или иных системных и технических решений.

По существу, при модельно-ориентированном проектировании роль утвержденной документации переходит от чертежей к аннотированной компьютерной модели КС («цифрового двойника» КС).

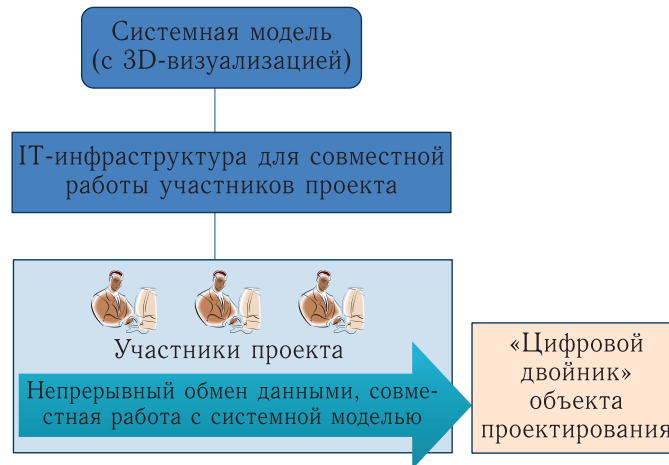


Рис. 1. Модельно-ориентированный подход к проектированию

Основное достоинство МОП заключается в том, что компьютерную модель можно тестировать, уточнять и повторно тестировать в течение всего процесса проектирования без создания физических прототипов компонентов создаваемой системы. При этом тестирование, верификация и валидация превращаются в непрерывный процесс, а не проводятся в конце разработки, что позволяет обнаруживать ошибки и устранять их на более ранних этапах проектирования (до момента физической реализации компонентов создаваемой системы или изделия). Кроме того, системная модель и ее компоненты могут быть относительно быстро адаптированы для их использования в других проектах.

Все это в конечном счете и позволяет существенно повысить качество создаваемых космических систем и комплексов, сократить сроки и стоимость их разработки. Приведенные в работе [15] результаты анализа опыта применения МОП при проектировании авиационной техники показывают, что при использовании модельно-ориентированного подхода 85 % ошибок выявляется на самых ранних этапах проектирования, а при традиционном — только 40 % (см. рис. 2).

Кроме того, модельно-ориентированный подход к проектированию создает необходимые условия для эффективной реализации технологии организации так называемого параллельного проектирования [17, 18]. Это реализуется за счет использования информационных систем, обеспечивающих информационную поддержку всех участников про-

екта на всех этапах его жизненного цикла на основе оперативного обмена данными о проекте (проектируемом изделии) между его участниками и консолидации указанных данных в едином хранилище с последующим отображением принимаемых проектных решений в системной модели.

Потенциально сфера возможных применений технологий ИИ в МОП весьма обширна. В рамках его могут использоваться различного рода экспертные и другие интеллектуальные системы, помогающие проектировщикам быстро находить наиболее эффективные и перспективные решения по разработке КА и космических систем в целом.

Особую роль в МОП играют программные средства имитационного моделирования, которые на протяжении уже многих десятилетий достаточно активно используются при системном и техническом проектировании КС и их компонентов.

В современных программных средствах такого назначения аккумулированы все основные знания, необходимые для моделирования космических систем на разных уровнях их детализации. При этом реализуются технологии визуального конструирования соответствующих компьютерных моделей при использовании различных библиотек типовых блоков (компонентов), каждый из которых, если пользоваться терминологией из области фреймового представления знаний, представляет собой некоторый концепт — модель общего вида некоторого класса процессов, явлений или устройств. После параметризации такого концепта

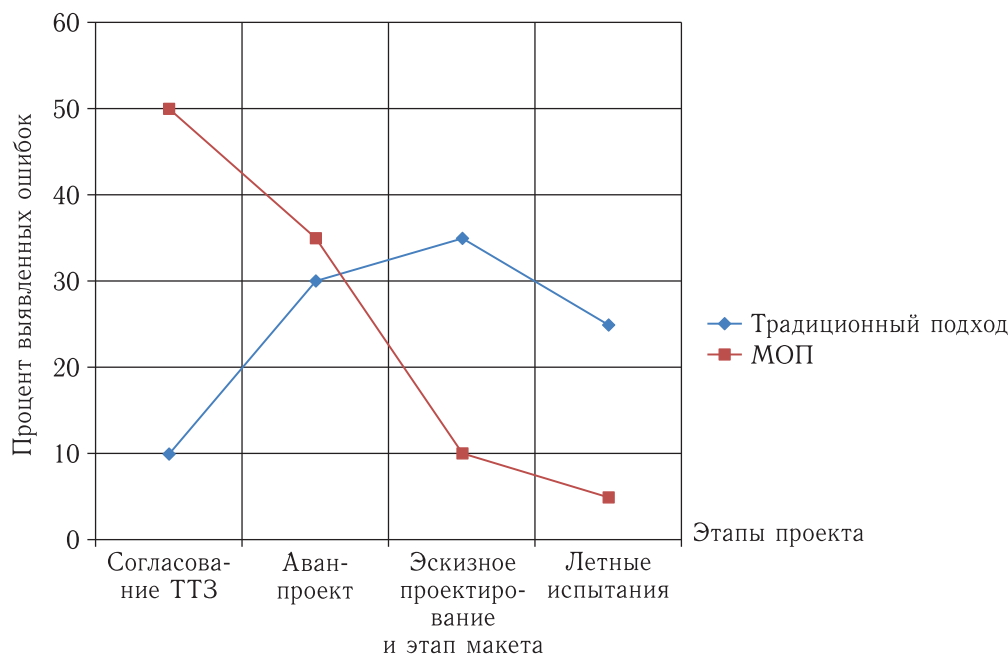


Рис. 2. Сравнение числа выявленных ошибок по этапам при проектировании авиационной техники [15]

он становится уже моделью конкретного процесса, явления или устройства. В результате такого конструирования на выходе получается некоторый графический параметризованный образ модели исследуемой системы, который затем автоматически транслируется в собственно имитационную модель, с помощью которой далее проводятся различные машинные имитационные эксперименты, в том числе оптимизационные.

В качестве наиболее продвинутого программного комплекса имитационного моделирования космических систем с точки зрения его функциональных возможностей и реализуемых в нем технологий моделирования можно выделить программный комплекс STK (System Tool Kit, ранее — Satellite Tool Kit), разработанный компанией Analytical Graphics Inc.

Обработка больших массивов разнородной спутниковой информации

В процессе функционирования космических систем наблюдения накапливаются большие массивы различной информации, включая спутниковые изоб-

ражения. По мнению авторов и многих других экспертов в этой области, глубокий и полный анализ таких массивов даже хорошо подготовленными специалистами без использования современных технологий ИИ практически невозможен. Основной целью такого анализа является обнаружение новых явлений и закономерностей, различных опасных ситуаций и их предвестников, которые невозможно выявить на основе анализа (обработки) единичных спутниковых изображений или измерений. Кроме того, при обработке больших массивов спутниковой информации актуальной является такая практически важная задача, как исследование динамики изменения состояния природных, инфраструктурных и других объектов наблюдения.

В указанных случаях применяются, как правило, методы и технологии, получившие общее название Data Mining (извлечение новых знаний из баз данных) — нейросетевые методы, ассоциативные правила, деревья решений, кластерный анализ, регрессионный анализ и др.

В случаях, когда речь идет об обработке больших массивов спутниковых изображений, весьма продуктивно могут использоваться нейросетевые методы. Эффективность их использования в этой сфере значительно возрастает при применении

соответствующих нейровычислителей, которые по соотношению «производительность/стоимость» существенно превосходят вычислительные системы с традиционной архитектурой [19] (за счет принципиальной возможности глубокого распараллеливания вычислительного процесса, реализуемого при выполнении нейровычислений).

Характерным примером применения нейросетевых технологий для обработки больших массивов видеоданных, получаемых с помощью беспилотных летательных аппаратов, является проект Maven, инициированный военным ведомством США. При этом сообщается (<https://thebulletin.org/2017/12/project-maven-brings-ai-to-the-fight-against-isis/>), что над собственной версией проекта Maven уже работает сообщество аналитиков, имеющих дело со спутниковыми изображениями. Реализация этого проекта позволит многократно повысить уровень автоматизации обработки больших массивов видеоданных и тем самым существенно повысить оперативность и качество решения соответствующих целевых задач (с минимизацией рисков, связанных с влиянием человеческого фактора).

Реализация дальних космических миссий

Не менее важной областью применения технологий ИИ в космической технике является реализация дальних космических миссий с целью проведения напланетных и других исследований. Такого рода исследования, особенно напланетные исследования, осуществляются в условиях существенной априорной неопределенности относительно условий функционирования соответствующих космических средств. При этом важно отметить, что взаимодействие таких средств с Землей осуществляется также в условиях значительных временных задержек передачи радиосигналов (например, радиосигнал с Марса достигает Земли за время, находящееся в диапазоне от 3 до 23 мин, в зависимости от расстояния между планетами).

Использование в таких миссиях космических средств, способных автономно (без участия человека) быстро принимать необходимые решения в различных ситуациях, является крайне акту-

альным. Очевидно, что в этих случаях технологии ИИ, включая технологии машинного зрения, могут весьма эффективно применяться, что, собственно, в последние годы и реализуется, в частности, в таких космических миссиях, как Curiosity, Opportunity, Rosetta, Cassini-Huygens, OSIRIS-REx, InSight и др.

Робототехнические средства

Традиционной областью применения технологий ИИ являются и робототехнические средства (РБС) различного назначения.

Применительно к космической технике можно выделить следующие основные направления применения РБС:

- орбитальное обслуживание КА (ремонт, заправка, сборка, увод с орбиты);
 - робототехнические средства, используемые в составе различных космических зондов для проведения напланетных исследований (по существу такого рода зонды сами по себе представляют автономные или полуавтономные робототехнические устройства, способные в условиях априорной неопределенности относительно условий их функционирования самостоятельно принимать необходимые решения по осуществлению возложенных на них миссий);
 - робототехнические линии сборки, обеспечивающие массовое серийное производство КА нового поколения в интересах создания многоспутниковых систем;
 - робототехнические средства, реализующие автономное выполнение различных опасных работ, таких, например, как заправка ракеты-носителя компонентами ракетного топлива.
- Особое внимание в последние годы со стороны практически всех мировых лидеров космической индустрии уделяется проблеме орбитального обслуживания КА, включая их ремонт, заправку, сборку и увод с орбиты. Это обусловлено тем, что практическая реализация такого рода технологий позволит:
- существенно повысить сроки активного существования «больших» и дорогостоящих КА, в частности космических аппаратов различного

назначения, размещаемых на геостационарной орбите (путем проведения на орбите их ремонта, технического переоснащения и заправки);

– осуществлять сборку крупногабаритных КА (например, больших телескопов) и космических конструкций, предназначенных для реализации программ освоения Луны и Марса;

– проводить увод с орбиты отработавших свой срок активного существования КА различного назначения, что внесет существенный вклад в решение проблемы борьбы с космическим мусором и обеспечения безопасности космических полетов.

В этой области достаточно отчетливо наблюдается тренд перехода от теоретических обоснований и рассуждений непосредственно к экспериментальной отработке технологий орбитального обслуживания с использованием бортовых робототехнических комплексов. Так, например, еще в 2007 г. в США были запущены экспериментальные спутники, созданные по программе Orbital Express, ориентированной на отработку проведения орбитальных ремонтно-восстановительных и заправочных операций.

В ближайшее время NASA планирует отправить на МКС оборудование для эксперимента Robotic Refueling Mission 3 (RRM3), которое позволит впервые опробовать метод хранения и пополнения запасов криогенного топлива КА. RRM3 станет продолжением двух предыдущих технологических демонстрационных миссий на МКС — RRM1 и RRM2, которые заключались в выполнении роботами действий по снятию крышек и манипуляции вентилями на макете космического аппарата. Эксперимент был доведен до стадии, предшествующей началу собственно перекачки. Способность пополнять запас криогенных жидкостей в космосе поможет минимизировать количество топлива, которое должны нести на борту космические аппараты с поверхности Земли, что делает возможными более дальние и продолжительные полеты в космос.

Компания SSL приступила к созданию центра управления по обслуживанию на геостационарной орбите для коммерческих компаний. Реализуется и ряд других подобных проектов.

Характерным примером в области создания роботизированных линий сборки и испытаний малых КА является создаваемый компанией Airbus завод,

который позволит производить не менее двух спутников в день для орбитальной группировки космической системы OneWeb. Описание подобной роботизированной линии, создаваемой компанией Raytheon, приведено в работе [20].

Заключение

В рамках одной статьи подробно осветить все основные области применения технологий искусственного интеллекта в космической технике не представляется возможным. Безусловно, каждая из них заслуживает более детального и глубокого обсуждения.

Если говорить о самих технологиях ИИ, то применительно к космическим приложениям в первую очередь должны развиваться:

- нейросетевые и другие технологии, обеспечивающие эффективное решение различных задач, связанных с обработкой больших массивов разнородной спутниковой информации, а также отдельных изображений и сигналов, в том числе на борту КА;
- экспертные и другие интеллектуальные системы реального времени, обеспечивающие автономное функционирование КА различного назначения;
- мультиагентные технологии автономного управления (в режиме самоорганизации) многоспутниковыми орбитальными группировками;
- интеллектуальные системы, обеспечивающие эффективную поддержку модельно-ориентированного проектирования КС и их компонентов;
- робототехнические средства, предназначенные для орбитального обслуживания КА, проведения напланетных исследований в дальних космических миссиях и решения других рассмотренных выше задач.

При этом необходимо еще раз подчеркнуть, что по мере развития технологий ИИ будет изменяться и спектр возможных областей их практического использования в космической технике, которая также постоянно развивается.

Авторы данной статьи убеждены, что применение технологий ИИ в рассматриваемой предметной

области позволит создавать перспективные космические системы и комплексы с качественно новыми свойствами и функциональными возможностями, способствуя тем самым более глубокому и рациональному освоению человеком космического пространства.

Список литературы

1. *Тьюринг А. М.* Вычислительные машины и разум // В сб.: Хофштадер Д., Деннет Д. Глаз разума. Самара: Бахрах-М, 2003. С. 47–59.
2. *Николенко С. И., Кадури А. А., Архангельская Е. О.* Глубокое обучение. СПб: Питер, 2018. 480 с.
3. Инфраструктура малых космических аппаратов // Под ред. В. Ф. Фатеева. М.: Радиотехника, 2011. 432 с.
4. *Попов Э. В., Фоминых И. Б., Кисель Е. Б., Шапот М. Д.* Статические и динамические экспертные системы. М.: Финансы и статистика, 1996. 320 с.
5. *Хартов В. В.* Автономное управление космическими аппаратами связи, ретрансляции и навигации // Авиакосмическое приборостроение, 2006, № 6. С. 29–33.
6. *Schwabacher M., Goebel K.* A Survey of Artificial Intelligence for Prognostics. AAAI Fall Symposium — Tech. Rep. 2007. P. 107–114.
7. *Данилкин А. П., Козлов В. А.* Мировые тенденции развития малых спутников // Экономические стратегии, 2016, № 6. С. 136–149.
8. *Ворошилин Е. П., Миронов М. В., Громов В. А.* Определение координат источников радиоизлучения разностно-дальномерным методом с использованием группировки низкоорбитальных малых космических аппаратов // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники, 2010, № 1(21), ч. 2. С. 23–28.
9. *Соллогуб А. В., Скобелев П. О., Симонова Е. В. и др.* Интеллектуальная система распределенного управления групповыми операциями кластера малоразмерных космических аппаратов в задачах дистанционного зондирования Земли // Моделирование систем и процессов, 2013, № 1. С. 16–26.
10. *Городецкий В. И.* Самоорганизующиеся сети агентов — базовая модель группового и кооперативного поведения автономных объектов // Сборник трудов научно-технической конференции Минобороны РФ «Искусственный интеллект: проблемы и пути решения», 14–15 марта 2018. С. 9–15.
11. *Лихтенштейн В. Е., Коняевский В. А., Росс Г. В., Лось В. П.* Мультиагентные системы. Самоорганизация и развитие. М.: Финансы и статистика, 2018. 264 с.
12. *Atkinson D., James M.* Applications of AI for automated monitoring: The SHARP system // AIAA Pap., 1990, № 5054. 9 p.
13. *Hull L., Hansen E., Sparn T.* Distributed planning and scheduling for instrument and platform operations // AIAA Pap., 1990, № 5090. 10 p.
14. *Wickler M., Zoechinger G.* Mission planning concept and system for MOMS-2P (and PRIRODA) / Mission Planning System Documentation. DLR/GSOC, 1995. № M2P-GSO-G70-SP-001.
15. *Агафонов О. А., Вахрушев Д. Э., Прядко С. П., Щукин А. В.* Внедрение модельно-ориентированного подхода к проектированию самолетов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, 2012, № 5 (36). С. 44–47.
16. *Weiss K. A., Dulac N., Chiesi S., Daouk M., Zipkin D., Leveson N.* Engineering Spacecraft Mission Software using a Model-Based and Safety-Driven Design Methodology // Journal of Aerospace Computing, Information and Communication, 2006, vol. 3. P. 562–586.
17. *Ridolfi G., Mooij E., Chiesa S.* A Modeling Framework for the Concurrent Design of Complex Space Systems // AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference 2–5 August 2010, Toronto, Ontario, Canada.
18. *Bandecchi M., Melton B., Gardini B., Ongaro F.* The ESA/ESTEC Concurrent Design Facility // Proceeding of EuSEC 2000. P. 329–336.
19. *Бендерская Е. Н., Толстов А. А.* Тенденции развития средств аппаратной поддержки нейровычислений // Научно-технические ведомости СПбПУ, 2013, вып. 3 (174). С. 9–17.
20. *Клименко Н. Н.* Современные космические аппараты для информационного обеспечения войск на театре военных действий // Воздушно-космическая сфера, 2018, № 1 (94). С. 43–53.

Алгоритм статистической коррекции пространственной неоднородности многосканового изображения

Ю. М. Гектин, к. т. н., *petrov_sv@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Р. В. Андреев, аспирант, *contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. А. Зайцев, *zaytsev_aa@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

С. Д. Коган, аспирант, *kogan.sd@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В процессе орбитального функционирования приборов дистанционного зондирования Земли для абсолютизации получаемого сигнала регулярно проводится их внутренняя бортовая калибровка. Однако в случае использования многоэлементного фотоприемника в качестве регистратора сигнала могут возникнуть ситуации, при которых в результате проведенной бортовой калибровки не в полной мере обеспечивается пространственная однородность сигнала по полю фотоприемника при съемке однородной области подстилающей поверхности.

В статье предлагается алгоритм коррекции указанных неоднородностей, основанный на статистическом анализе сигнала с многоэлементных фотоприемников. При этом используется избыточность информации, возникающая из-за перекрытия сканов изображения. Основным преимуществом данного алгоритма является его непараметричность, то есть для его работы требуется только само исходное многоскановое изображение.

Предлагаемый алгоритм протестирован на данных, полученных с российского спутника дистанционного зондирования Земли.

Ключевые слова: многоскановые изображения, пространственная неоднородность, спутниковые системы дистанционного зондирования Земли, линейные многоэлементные фотоприемники

Algorithm of Statistical Correction of Spatial Nonuniformity of the Multiscan Image

Yu. M. Gektin, *Cand. Sci. (Engineering)*, *petrov_sv@spacecorp.ru*

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

R. V. Andreev, *postgraduate student*, *contact@spacecorp.ru*

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

A. A. Zaytsev, *zaytsev_aa@spacecorp.ru*

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

S. D. Kogan, *postgraduate student*, *kogan.sd@spacecorp.ru*

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. During orbital functioning Earth remote sensing devices for absolutization of the received signal regularly carry out internal onboard calibration. However in case of using a multielement photodetector as a signal recording device there can be situations when, as a result of the carried out onboard calibration, spatial uniformity of a signal across the field of the photodetector is not fully provided when surveying a uniform area of the underlying surface.

The article offers the algorithm to correct the specified nonuniformity based on the statistical analysis of a signal from multielement photodetectors. Under such conditions, the redundancy of information arising because of overlapping of image scans is employed. The main advantage of this algorithm is its nonparametricity, i.e., only the initial multiscan image is required for its operation.

The offered algorithm is tested on the real data obtained from the Russian satellite of Earth remote sensing.

Keywords: multiscan images, spatial nonuniformity, satellite systems of Earth remote sensing, linear multielement photodetectors

Введение

В процессе орбитального функционирования приборов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для абсолютизации получаемого сигнала регулярно проводится внутренняя бортовая калибровка фотоприемного оптико-электронного тракта. Однако в случае использования линейного многоэлементного фотоприемника в качестве регистратора сигнала могут возникнуть ситуации, при которых в результате проведенной бортовой калибровки не в полной мере обеспечивается пространственная однородность чувствительности по полю фотоприемника [1]. Эта неоднородность тем больше, чем выше уровень регистрируемого сигнала, поэтому особенно сильно она проявляется при съемке пространственно квазиоднородных сцен с высоким уровнем средней яркости. В качестве примера на рис. 1 приведено изображение с явной скановой структурой. Визуально такая неоднородность воспринимается как наличие на изображении поперечных полос с периодом, равным ширине скана.

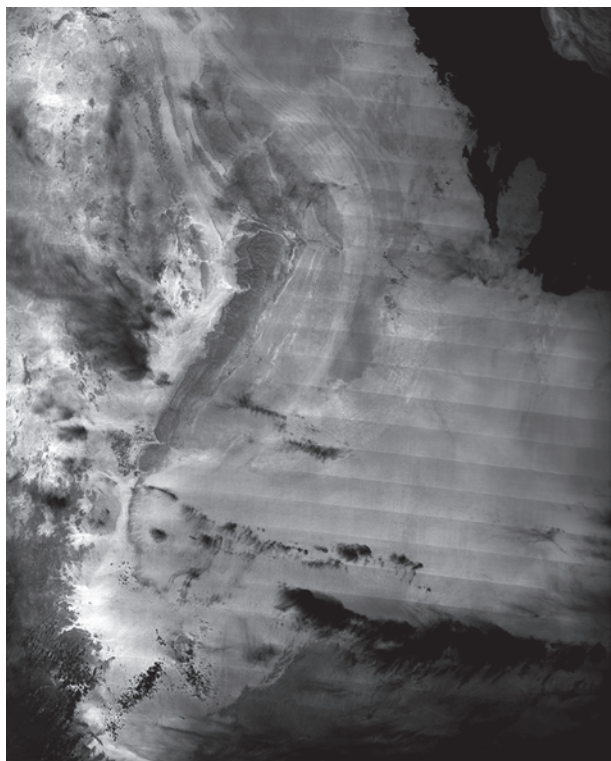


Рис. 1. Фрагмент многосканового инфракрасного изображения, полученного аппаратурой МСУ-ИК-СРМ (космический аппарат «Канопус-В-ИК») [2]

Причины появления указанной скановой структуры могут быть различны. Подобные эффекты могут быть вызваны как особенностями оптической схемы и механизма калибровки конкретной аппаратуры (особенностями съемки бортовых эталонных источников излучения), так и другими причинами, характер которых далеко не всегда можно установить однозначно. Дополнительные трудности связаны также с тем, что указанная неоднородность чувствительности может быть нестационарной и изменяться в процессе эксплуатации аппаратуры, что со временем снижает эффект компенсационного влияния предполетных наземных калибровок и ухудшает радиометрическое качество получаемой информации. Таким образом, возникает необходимость ее наземной коррекции.

Известны статистические способы наземной коррекции неоднородности многоэлементных фотоприемников [4, с. 23–75]. Однако каждый из них накладывает определенные ограничения на исходный спутниковый снимок: одни алгоритмы требуют однородности сюжета, другие учитывают его неоднородность, но предполагают резкую границу между разнородными классами объектов; все они чувствительны к объему исходных данных (требуется большая статистика) и т. д. Описываемый в этой статье способ лишен указанных недостатков, т. к. вычисляет коэффициенты «взаимного искажения» между элементами фотоприемника не в смысле среднего, а напрямую, с точностью до географической привязки исходных сканов. Благодаря этому он пригоден не только для визуального «выравнивания» снимка, но и для радиометрической нормализации данных ДЗЗ.

Описание алгоритма

Предлагаемый алгоритм коррекции основан на использовании избыточности информации, содержащейся в исходном изображении, полученном аппаратурой ДЗЗ. Для корректной работы алгоритма на его вход должно поступать многоскановое изображение, имеющее такие области перекрытия между соседними сканами, что ширина области (размер в направлении, перпендикулярном сканированию), непрерывно изменяется от некоторого

начального значения до конечного, составляющего не менее 50 процентов от ширины всего скана. Сами сканы при этом есть результат съемки линейным многоэлементным фотоприемником с использованием оптико-механической развертки [3, с. 150–152] в широком угле сканирования [5]. Алгоритм является двухэтапным: на первом этапе проводится вычисление коэффициентов коррекции, на втором — их применение к исходному изображению. Ниже приводится описание работы алгоритма, осуществляющего линейную (по яркости) коррекцию.

Этап I. Вычисление коэффициентов коррекции

Пусть имеется изображение ДЗЗ, удовлетворяющее приведенным в предыдущем разделе условиям. Введем индексацию: $k \in [1; K]$ — номер скана, $i \in [1; I]$ — номер строки изображения в скане (эквивалентен номеру фоточувствительного элемента), $j \in [1; J]$ — номер пикселя в строке скана. На рис. 2 схематично показано перекрытие соседних сканов при их пространственной сшивке (географической привязке изображения [4, с. 76–166]) и приведена индексация пары пространственно совпадающих элементов изображения из разных сканов.

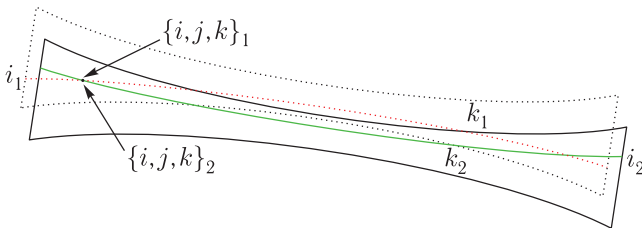


Рис. 2. Перекрытие двух последовательных сканов. Обозначена пара пространственно совпадающих элементов изображения из разных сканов

В случае полностью корректной калибровки аппаратуры в области перекрытия значения кода яркости для одних и тех же объектов должны быть одинаковыми в разных сканах. Предположим, что это не так, и для элемента изображения с координатами $\{i, j, k\}$ имеет место линейное искажение сигнала вида

$$U_{\{i,j,k\}} = (U_{\{i,j,k\}}^0 - \beta) \times \alpha_i + \beta,$$

где $U_{\{i,j,k\}}$ — искаженное значение сигнала;

$U_{\{i,j,k\}}^0$ — идеальное, неискаженное значение сигнала;

α_i — коэффициент, отвечающий за степень искажения сигнала;

β — уровень сигнала, передающийся без искажений (в дальнейшем изложении для простоты описания положим, что $\beta = 0$; случай $\beta \neq 0$ будет рассмотрен в конце описания алгоритма).

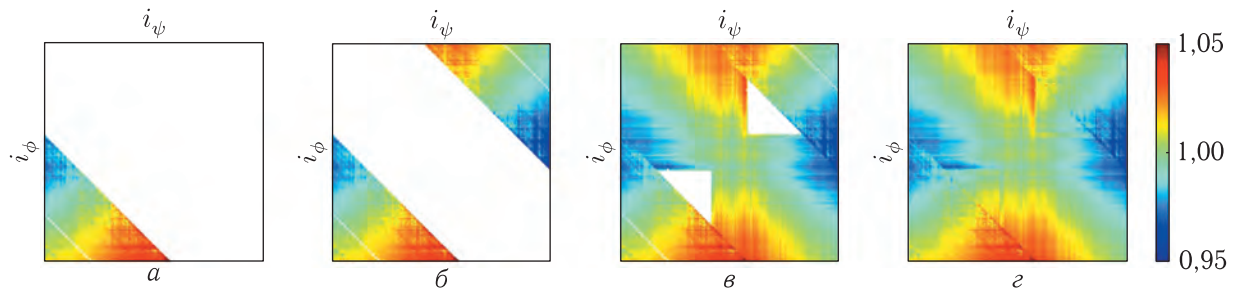
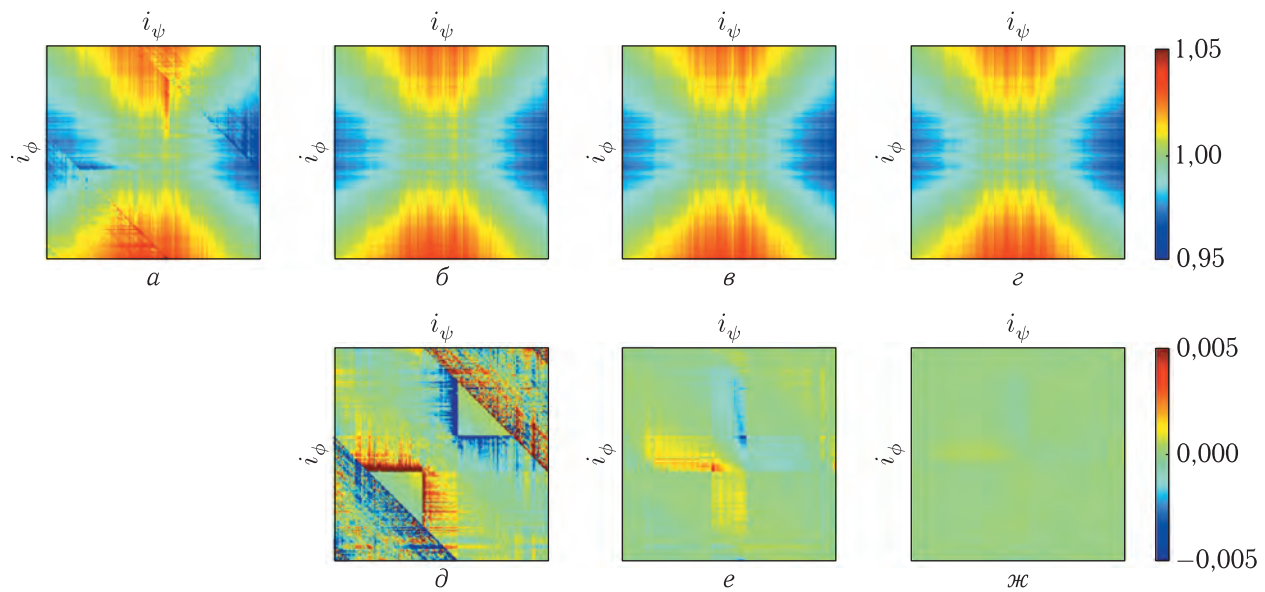
Очевидно, что для любых пар элементов изображения $\{i, j, k\}_1$ и $\{i, j, k\}_2$, совпадающих пространственно, должно выполняться равенство $U_{\{i,j,k\}_1}^0 = U_{\{i,j,k\}_2}^0$. Следовательно,

$$\alpha_{i_2}^{i_1} = \frac{\alpha_{i_1}}{\alpha_{i_2}} = \frac{U_{\{i,j,k\}_1}}{U_{\{i,j,k\}_2}}.$$

Смысл полученного коэффициента $\alpha_{i_2}^{i_1}$ заключается в «степени взаимного искажения» сигнала для строк i_1 и i_2 изображения (или, что то же самое, для фотоэлементов с номерами i_1 и i_2). Таким образом, задача алгоритма на первом этапе сводится к поиску этих коэффициентов.

Количество коэффициентов $\alpha_{i_\psi}^{i_\varphi}$ равно I^2 , однако лишь I из них являются независимыми. Действительно, зная значения коэффициентов $\alpha_{i_2}^{i_1}$ и $\alpha_{i_3}^{i_1}$, можно найти значение коэффициента $\alpha_{i_2}^{i_3} = \alpha_{i_2}^{i_1} / \alpha_{i_3}^{i_1}$, а также $\alpha_{i_3}^{i_2} = 1 / \alpha_{i_2}^{i_3}$. Приведенные выше требования наличия хотя бы 50-процентного перекрытия между соседними сканами и широкого угла обзора сканера как раз и обеспечивают получение I независимых коэффициентов $\alpha_{i_\psi}^{i_\varphi}$ (т. е. гарантируют существование хотя бы одной пары коэффициентов $\alpha_{i_2}^{i_1}$ и $\alpha_{i_3}^{i_1}$ для любой пары индексов i_2 и i_3). Поскольку все коэффициенты $\alpha_{i_\psi}^{i_\varphi}$ являются относительными, то выбор конкретных I независимых коэффициентов формально произволен. Однако, исходя из того соображения, что наибольшие искажения сигнала обычно наблюдаются на краях скана, а в центральной области почти отсутствуют, логично вычислить набор коэффициентов $\alpha_{I/2}^i$.

На рис. 3 показан процесс получения коэффициентов $\alpha_{i_\psi}^{i_\varphi}$ на примере приведенного на рис. 1 фрагмента изображения с аппаратуры МСУ-ИК-СРМ. На рис. 3, а показана область мат-

Рис. 3. Стадии получения матрицы коэффициентов $\alpha_{i_\psi}^{i_\phi}$ Рис. 4. Процесс самосогласования матрицы коэффициентов $\alpha_{i_\psi}^{i_\phi}$

рицы коэффициентов, полученная при наборе статистики по изображению. Возникающая при этом избыточность для определения каждого коэффициента $\alpha_{i_\psi}^{i_\phi}$ устраняется выбором медианного значения. На рис. 3, б–г показано дополнение области до содержащей I^2 коэффициентов по вышеописанным формулам. При этом для получения новых коэффициентов (например, для перехода из «в» в «г») используются все известные пары коэффициентов и конечным результатом считается медианное значение среди результатов вычисления.

После заполнения пустых областей в матрице коэффициентов $\alpha_{i_\psi}^{i_\phi}$ на рис. 3, г отчетливо видны диагональные полосы — это границы подобластей, полученных разными методами. Поэтому необходимо согласовать полученные коэффициенты.

Для этого в несколько итераций выполняется вычисление каждого коэффициента $\alpha_{i_\psi}^{i_\phi}$ с использованием $(I - 1)$ пары коэффициентов. На рис. 4, а–г показаны исходная матрица и три итерации ее самосогласования, а на рис. 4, д–ж — разницы между значениями коэффициентов для соседних итераций. Видно, что означенные дефекты быстро исчезают и набор коэффициентов $\alpha_{i_\psi}^{i_\phi}$ становится самосогласованным.

На рис. 5 приведены значения искомого набора коэффициентов $\alpha_{I/2}^{i_\phi}$ и аппроксимирующая их функция $\tilde{\alpha}_{I/2}^{i_\phi}$ (в данном случае — полином 6-й степени) для тестового изображения с $I = 288$. Тот факт, что наименьший разброс значений коэффициентов наблюдается по краям скана,

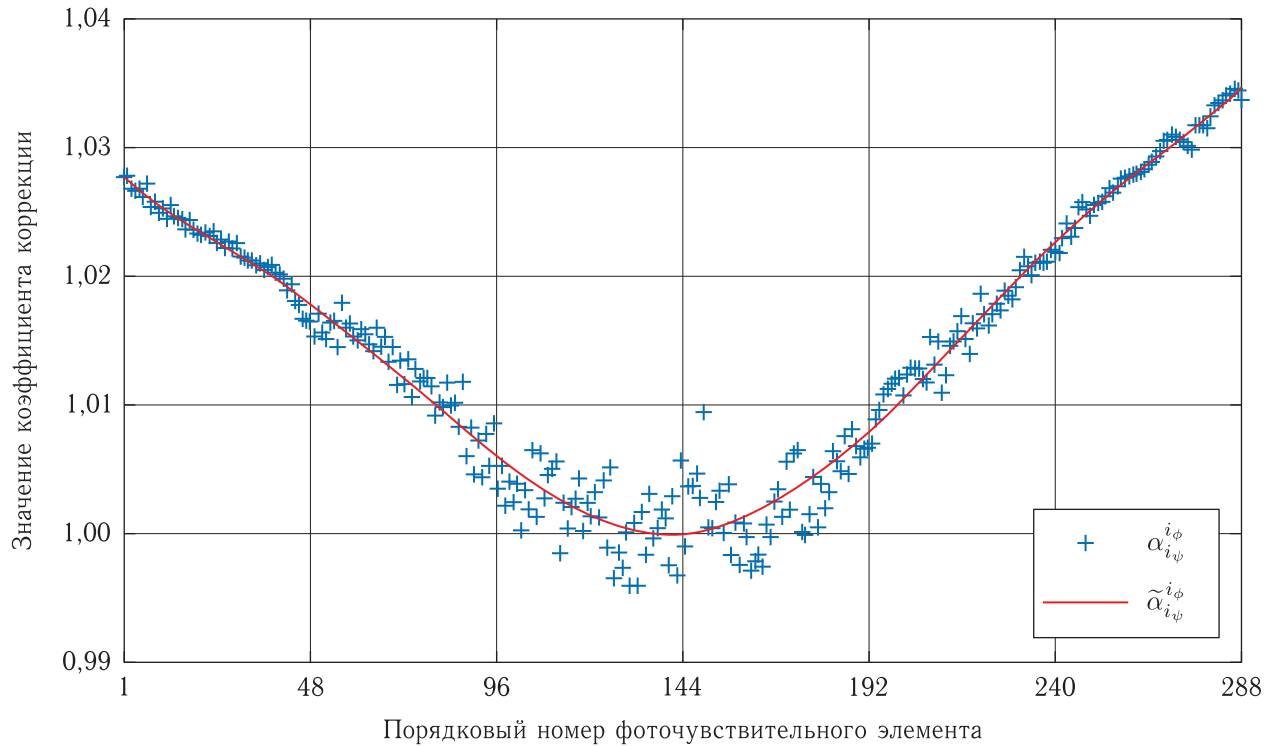


Рис. 5. Вычисленные коэффициенты коррекции α_{144}^i и аппроксимирующая их функция $\tilde{\alpha}_{144}^i$

объясняется тем, что для них изначально было больше статистических данных — чем ближе строка к центру скана (т. е. чем меньше разница $|I/2 - i|$), тем реже она участвует в межскановом перекрытии.

С физической точки зрения полученная зависимость $\tilde{\alpha}_{I/2}^i$ есть относительная чувствительность фотоприемного тракта аппаратуры (как функция порядкового номера фотоэлемента).

Этап II. Коррекция изображения

Процедура коррекции изображения сравнительно проста и заключается в применении к каждому элементу изображения процедуры

$$U'_{\{i,j,k\}} = U_{\{i,j,k\}} / \tilde{\alpha}_{I/2}^i,$$

где $U'_{\{i,j,k\}}$ — скорректированное значение сигнала, $U'_{\{i,j,k\}} \cong U_{\{i,j,k\}}^0$.

Теперь необходимо сделать замечание насчет опущенного в приведенном изложении коэффициента β — уровня сигнала, передающегося без иска-

жений. Видно, что выражение $U_{\{i,j,k\}} = (U_{\{i,j,k\}}^0 - \beta) \times \alpha_i + \beta$ после переноса свободного члена β в левую часть имеет симметричный относительно него вид, и все дальнейшие вычисления следует проводить со значениями $(U_{\{i,j,k\}} - \beta)$. Таким образом, можно предложить использовать априорное значение β с учетом специфики конструкции и работы сканера, получившего изображение, а в случае неудовлетворительного результата — сделать несколько итераций полного цикла вычисления коэффициентов $\alpha_{I/2}^i$ и последующей коррекции изображения, варьируя значения β как параметра. Соответственно в случае $\beta \neq 0$ алгоритм коррекции имеет вид

$$U'_{\{i,j,k\}} = (U_{\{i,j,k\}} - \beta) / \tilde{\alpha}_{I/2}^i + \beta.$$

Пример работы алгоритма

На рис. 6 приведен результат применения алгоритма к тестовому изображению. Скановая структура устранена на всех уровнях яркости.

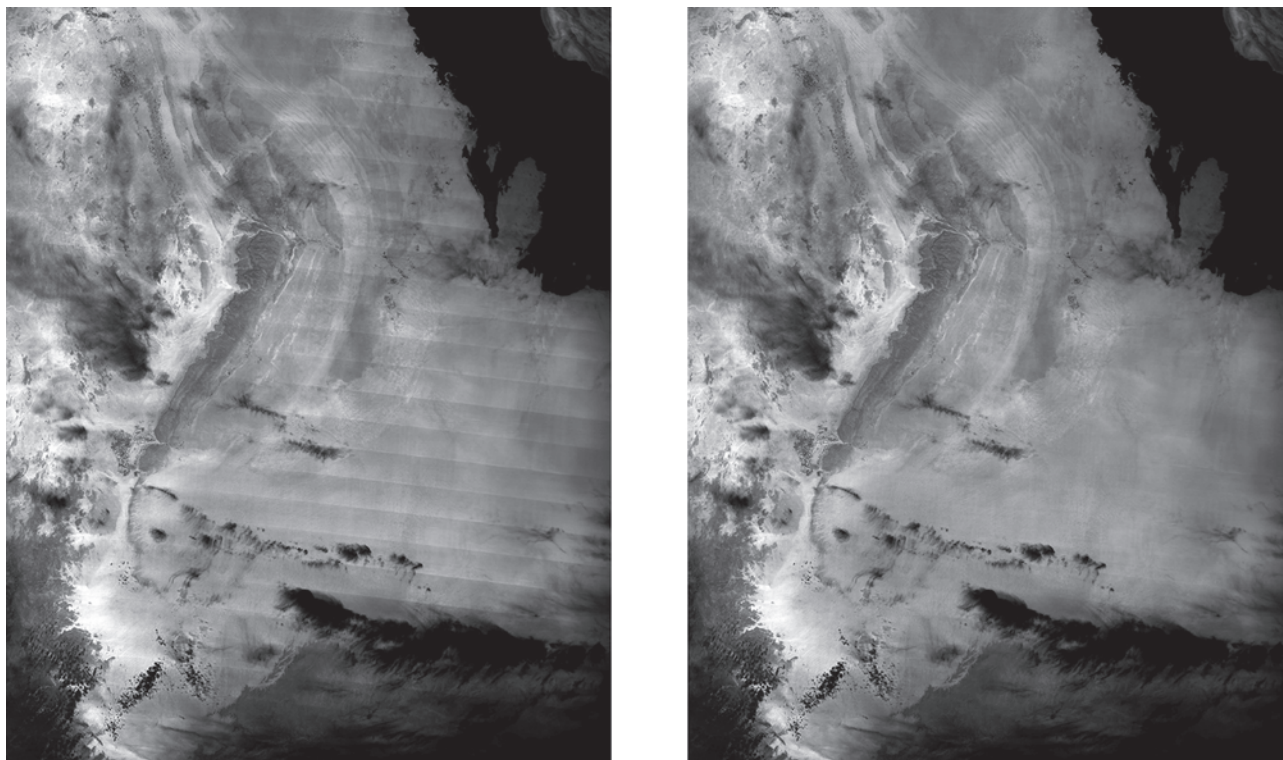


Рис. 6. Фрагмент изображения до коррекции (слева) и после коррекции (справа)

Замечания о корректности использования алгоритма

Как уже говорилось в разделе «Описание алгоритма», представленный способ устранения неоднородности позволяет получить корректный результат только тогда, когда искажение сигнала линейно по яркости. В случае когда это не так, можно разбить яркостный диапазон на несколько интервалов, в каждом из них вычислить $\tilde{\alpha}_{I/2}^i$, а после интерполировать полученный набор $\{\tilde{\alpha}_{I/2}^i\}$ как функцию яркости. Однако этот случай к настоящему моменту не апробирован в силу отсутствия необходимости решения подобной задачи.

Кроме того, при вычислении матрицы коэффициентов $\alpha_{i\psi}^{i\varphi}$ немаловажную роль играет точность пространственной сшивки (географической привязки) сканов изображения: чем ниже точность сшивки, тем большим должен быть объем исходной статистики по парам $\{i, j, k\}_{\varphi}$ и $\{i, j, k\}_{\psi}$ для минимизации погрешности первичного расчета $\alpha_{i\psi}^{i\varphi}$.

Заключение

Представленный в данной работе алгоритм успешно устраняет скановую структуру, порождаемую пространственной неоднородностью чувствительности фотоприемного тракта оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ. Для работы алгоритма необходимы исходное многоскановое изображение и данные для его географической привязки.

Следует отметить, что применение коррекции с относительными коэффициентами позволяет добиться лишь пространственной однородности сигнала на изображении при съемке однородных яркостных сцен, но абсолютизации измерений при этом не происходит. Поэтому для получения радиометрически абсолютизированного изображения (т.е. такого, где любому уровню цифрового сигнала можно однозначно сопоставить определенное значение яркости как физической величины) необходимо пользоваться дополнительными соображениями, определяемыми особенностями конкретной аппаратуры. Так, в изложенном материале было

принято, что наименьшим искажениям подвержена центральная область скана, для которой проведена радиометрическая абсолютизация сигнала путем независимых наземных предполетных измерений.

На момент публикации данной статьи авторами подана заявка на изобретение представленного способа коррекции.

Список литературы

1. Андреев Р.В., Гектин Ю.М., Зайцев А.А., Смелянский М.Б. Специальные алгоритмы радиометрической коррекции изображений ДЗЗ в ИК-диапазоне // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2016. Т. 3, вып. 4. С. 32–40.
2. Акимов Н.П., Бадаев К.В., Гектин Ю.М., Зайцев А.А., Смелянский М.Б., Рыжаков А.В., Фролов А.Г. Перспективный ИК-радиометр для оперативного мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций на территории России // Региональные проблемы дистанционного зондирования Земли: Материалы III Междунар. науч. конф. (Красноярск, 13–16 сентября 2016 г.). Красноярск, 2016. С. 46–49.
3. Шовенгердт Р.А. Дистанционное зондирование. Модели и методы обработки изображений. М.: Техносфера, 2010. 560 с. ISBN 978-5-94836-244-1.
4. Современные технологии обработки данных дистанционного зондирования Земли / Под ред. В.В. Еремеева. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2015. 460 с. ISBN 978-5-9221-1596-4.
5. Акимов Н.П., Бадаев К.В., Гектин Ю.М., Зайцев А.А., Фролов А.Г. Первые результаты работы ИК-радиометра МСУ-ИК-СРМ в составе КА «Канопус-В-ИК» // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2018. Т. 5, вып. 4. С. 34–45. DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.4.34.45.

Проблемно-ориентированный метод установления ограничений (требований) к комплексированию средств информационно-телеметрического обеспечения

В. Л. Воронцов, к. т. н., a762642@yandex.ru

Филиал АО «ОРКК»–«НИИ КП», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Разработан проблемно-ориентированный метод установления ограничений (требований) к комплексированию средств информационно-телеметрического обеспечения отработки средств выведения (далее — средств ИТО) при осуществлении стратегий усовершенствования и применения средств ИТО (далее — проблемно-ориентированный метод установления ограничений), базирующийся на теоретико-множественном подходе и проблемно-ориентированном морфологическом анализе. Он позволяет создать необходимые условия для реализации системного подхода к построению вышеупомянутых стратегий. Результатом его применения является конечное и относительно малочисленное множество наборов требований, каждый из которых относится к определенным рациональным (на рассматриваемом этапе) стратегиям усовершенствования и применения средств ИТО. При этом границы поиска рациональных стратегий существенно сужаются без ущерба его качеству.

Ключевые слова: неопределенные факторы, средства информационно-телеметрического обеспечения, стратегия, стратифицированные объекты, телеметрируемый объект, телеметрическая информация, телеметрический комплекс

Problem-oriented Method of Establishing Restrictions (Requirements) for the Integration of Information and Telemetry Software

V. L. Vorontsov, Cand. Sci. (Engineering), a762642@yandex.ru

A branch of JSC “United Rocket and Space Corporation”–“Institute of Space Device Engineering”,
Moscow, Russian Federation

Abstract. A problem-oriented method of setting restrictions (requirements) on integration of Information and Telemetry Support means (hereinafter referred to as ITS means) for launch vehicle development has been developed when implementing strategies of improvement and application of ITS means (hereinafter referred to as a problem-oriented method of setting restrictions), which is based on a set-theoretic approach and problem-oriented morphological analysis. The method allows establishing the necessary conditions for implementation of a system approach to develop the above strategies. Its application results in a finite and relatively small aggregate of sets of requirements, each of which refers to certain rational (at the stage under consideration) strategies for improving and applying ITS means. Moreover, the search frontiers for rational strategies get substantially narrow without compromising on its quality.

Keywords: uncertain factors, information and telemetry support means, strategy, stratified objects, telemetered object, telemetric information, telemetry complex

В настоящее время необходимая для практики достоверность телеизмерений, получаемых при пусках ракет космического назначения (РКН) и межконтинентальных баллистических ракет (МБР), обеспечивается их чрезмерной избыточностью. Тем не менее имеют место значительные потери информации, особенно в случае нештатных и аварийных ситуаций на телеметрируемом объекте. Приходится констатировать, что существующая отечественная телеметрия является телеметрией нормального пуска, в то время как наиболее острая потребность в телеметрической информации (ТМИ) появляется именно при нештатных и аварийных ситуациях. Для сокращения этих (значительных) потерь ТМИ традиционным путем требуется дальнейшее увеличение избыточности телеизмерений. Однако рост мощности информационных потоков при приеме-регистрации, сборе ТМИ является причиной существенного увеличения количества наземных программно-технических средств (ПТС), при том что потери информации до требуемого уровня не снижаются. Выходом из этой противоречивой ситуации является построение принципиально новых стратегий противодействия воздействию неопределенных факторов различной природы на основе результативного управления избыточностью телеизмерений. Однако их сущности неочевидны, для их построения необходимо соответствующее научно-методическое обеспечение развития *средств ИТО*. Необходимы правила комплексирования *средств ИТО*. Прежде всего для их развития (т. к. они весьма специфичны, что обусловлено в том числе необходимостью противодействия весьма специфичным неопределенным факторам) предпочтителен проблемно-ориентированный метод установления ограничений (требований). Результаты его применения позволяют определить и существенно сузить границы поиска рациональных стратегий развития *средств ИТО*.

Средства ИТО — располагаемые материально-технические, стоимостные, временные, людские и другие ресурсы, которыми может воспользоваться оперирующая сторона (в том числе исследователь операции) для достижения цели операции, относящейся к решению задач ИТО отработки средств выведения (см. «Активные средства» в гл. 4 [1]). В состав *средств ИТО* входят необ-

ходимые программно-технические средства, которые относятся к ПТС *измерительного комплекса космодрома* и, соответственно, *телеметрического комплекса*.

Средства выведения (см. «Средства выведения орбитальных средств» [2]) в рассматриваемых случаях — в основном ракеты-носители (РН) и разгонные блоки (РБ) ракет космического назначения. Обычная для космодромов (полигонов) практика — осуществление, кроме РКН, пусков межконтинентальных баллистических ракет (МБР). Их соответствующие составляющие (маршевые ступени, ступени разведения боевых блоков и боевые блоки) также отнесем к *средствам выведения*.

Телеметрируемые *средства выведения* являются *телеметрируемыми объектами* [3]. Кроме типичных для космодрома РКН и МБР, *телеметрируемыми объектами* являются стартовые комплексы и шахтно-пусковые установки. К *телеметрируемым объектам* могут быть отнесены приемно-регистрирующие станции (ПРС), параметры функционирования которых (соотношение сигнал/шум, уровень сигнала АРУ и т. д.) телеметрируются. *Телеметрируемыми объектами* могут быть и нетипичные для космодрома объекты. В зависимости от контекста встречающийся в тексте данной работы термин «*телеметрируемые объекты*» может быть синонимом термина «*средства выведения*».

Полагаем, независимо от того, осуществляется ли пуск по программе летных испытаний (ЛИ) или штатной эксплуатации, результаты обработки полученной ТМИ и ее анализа используют для усовершенствования *средств выведения (телеметрируемых объектов)*, т. е. осуществляется их *отработка*.

Измерительный комплекс космодрома (ИКК) — совокупность программно-технических средств и сооружений измерительных пунктов и вычислительного центра, в которых они размещены, предназначенных для получения и обработки информации о функционировании систем *средств выведения* и контроля их движения на участке выведения (см. «Измерительный комплекс космодрома» [2]).

Телеметрический комплекс (ТК) является частью ИКК и предназначен для решения задач

ИТО отработки, прежде всего РКН и МБР. ПТС, входящие в его состав, размещены на измерительных пунктах (ИПах) и в вычислительном центре (ВЦ) космодрома, причем наиболее сложные задачи обработки ТМИ решаются в ВЦ.

При проведении пуска РКН (МБР) определяют комплекс средств измерений, сбора и обработки информации ракетно-космического комплекса (КСИСО) [2], являющихся частью ИКК (и, соответственно, ТК). Определяют также средства ИТО для решения отдельных задач ИТО.

Исходя из существующей [1] терминологии стратегия — это правило, предписывающее определенные действия над рассматриваемыми объектами (над множеством телеметрируемых объектов, множеством задач ИТО и задач, касающихся ИТО; множеством ПТС и т. д.).

Операция — совокупность действий, мероприятий, направленных на достижение некоторой цели, т. е. совокупность целенаправленных действий [1]. Применительно к технике операция — взаимодействие технических средств и людей, направленное на достижение определенной цели [1]. Применительно к рассматриваемым вопросам действия при выполнении операции усовершенствования и/или применения средств ИТО соответствуют определенной стратегии этой операции.

Эффективность операции — степень соответствия реального результата операции желаемому [1].

С целью формализации осуществлено стратифицированное описание объектов [4]. Рассмотрены страты, связанные со следующими стратифицированными объектами:

- телеметрируемые объекты O ;
- задачи $Z_{\text{ИТО}}$ ИТО;
- программно-технические средства (ПТС) R ;
- методы $Met_{Q_{\text{ТМИ}}}$ (алгоритмы $Alg_{Q_{\text{ТМИ}}}$) непосредственных действий над ТМИ ($Q_{\text{ТМИ}}$);
- сигналы (данные) Q ;
- функции F ПТС R (режимы Reg функционирования ПТС R);
- стратегии $U_{\text{прим}}$ применения средств ИТО по целевому назначению;

- стратегии $U_{\text{ус}}$ усовершенствования средств ИТО;
- неопределенные факторы $\Lambda_{\text{иссл}}$, влияющие на результаты осуществления стратегий $U_{\text{прим}}$;
- неопределенные факторы $\Lambda_{\text{разв}}$, влияющие на результаты осуществления стратегий $U_{\text{ус}}$;
- показатели $W_{\text{эф}}$ эффективности (качества) осуществления стратегий $U_{\text{прим}}$ и $U_{\text{ус}}$;
- предприятия (организации) Org ;
- множество положений стандартов TrS (в том числе стандартов, необходимых для построения рациональных средств ИТО, базирующихся на официальной концепции развития средств ИТО).

Для краткости из множества стратифицированных объектов более детально представлены ниже лишь выявленные неопределенные факторы (из множества Λ), наиболее сильно влияющие на результаты осуществления стратегий $U_{\text{прим}}$ и $U_{\text{ус}}$, а именно:

$\Lambda_{\text{ОТ}}$ — неопределенность обрабатываемых телеметрируемых объектов множества O , $\Lambda_{\text{ОТ}} \subset \Lambda$;

$\Lambda_{\text{ФП}}$ — неопределенность сущностей физических процессов на телеметрируемых объектах O , создающая необходимость использования разнообразных методов измерений $Met_{Q_{\text{ТМИ-измер}}}$, $\Lambda_{\text{ФП}} \subset \Lambda_{\text{ОТ}}$;

$\Lambda_{\text{ОТ-кол-ТМП}}$ — неопределенность, проявляющаяся в большом разбросе количества телеметрируемых параметров (ТМП) в зависимости от сущностей объектов O , $\Lambda_{\text{ОТ-кол-ТМП}} \subset \Lambda_{\text{ОТ}}$;

$\Lambda_{\text{ОТ-Tr}}$ — неопределенность траекторий полета объектов O , $\Lambda_{\text{ОТ-Tr}} \subset \Lambda_{\text{ОТ}}$;

$\Lambda_{\text{ОТ-T-пер}}$ — неопределенность периодичности пусков объектов O , $\Lambda_{\text{ОТ-T-пер}} \subset \Lambda_{\text{ОТ}}$;

$\Lambda_{\text{ТМП}}$ — неопределенность поведения ТМП, являющаяся причиной потерь ТМИ, $\Lambda_{\text{ТМП}} \subset \Lambda$;

$\Lambda_{\text{ПТС-ОТ-аном}}$ ($\Lambda_{\text{ПТС-ТК-аном}}$, $\Lambda_{\text{ПТС-внеш-аном}}$) — неопределенные факторы, являющиеся причиной потерь ТМИ, связанные с отказами и аномальным функционированием ПТС $R_{\text{ОТ}}$ ($R_{\text{ТК}}$, $R_{\text{внеш}}$), с действием на них дестабилизирующих факторов разной природы;

$\Lambda_{\text{пом}}$ — неопределенные факторы, касающиеся помех в каналах «борт–Земля», $\Lambda_{\text{пом}} \subset \Lambda$;

$\Lambda_{\text{униф}}$ — неопределенность, связанная с многообразием неунифицированных структур сигналов и данных (в том числе содержащих ТМИ) и средств ИТО;

$\Lambda_{\text{разв}}$ — неопределенные факторы, влияющие на результаты осуществления стратегий $U_{\text{ус}}$.

Для дальнейшего рассмотрения выбраны следующие неопределенные факторы $\Lambda_{\text{иссл}}$, касающиеся стратегий $U_{\text{прим}}$ применения:

$$\Lambda_{\text{иссл}} = \langle \Lambda_{\text{ТМП}}, \Lambda_{\text{пом}}, \Lambda_{\text{ОТ}_\text{кол}_\text{ТМП}}, \Lambda_{\text{ОТ}_\text{Тр}}, \Lambda_{\text{ОТ}_\text{Т}_\text{пер}}, \Lambda_{\text{униф}} \rangle. \quad (1)$$

Атрибуты объектов O^* (прежде всего, $O_{\text{РКН}}$ и $O_{\text{МБР}}$) представлены следующим образом:

$$O^* = \langle \Omega_{O_*}, Tr_{O_*}, T_{\text{пер}_O} \rangle, \quad (2)$$

где O^* — множество телеметрируемых объектов;

Ω_{O_*} — множество физических процессов, происходящих на объектах O^* , $\Omega_{O_*} \subset \Omega$;

Tr_{O_*} — множество траекторий полета телеметрируемых объектов O^* ;

$T_{\text{пер}_O}$ — периодичность пусков (или дата, время пусков) телеметрируемых объектов O^* , причем

$$f_{O_{t_3}}: \Omega_{\text{ТМП}_*} \times Met_{Q_{\text{ТМИ}_\text{измер}}} \times R_{\text{ПП}} \rightarrow Q_{\text{ТМИ}_\text{ПП}_*}, \quad (3)$$

где $f_{O_{t_3}}$ — функция отображения декартова произведения множеств $\Omega_{\text{ТМП}_*}$, $Met_{Q_{\text{ТМИ}_\text{измер}}}$ и $R_{\text{ПП}}$ в множество $Q_{\text{ТМИ}_\text{ПП}_*}$, соответствующая определенному научно-методическому обоснованию этого отображения;

$\Omega_{\text{ТМП}_*}$ — множество ТМП, $\Omega_{\text{ТМП}_*} \subset \Omega^*$; сведения о ТМП телеметрируемых объектов представлены в соответствующих им программах телеизмерений [3] (ПТИ);

$Met_{Q_{\text{ТМИ}_\text{измер}}}$ — методы измерений;

$R_{\text{ПП}}$ — источники (формирователи) первичных сигналов, $R_{\text{ПП}} \subset R_{\text{ОТ}}$;

$Q_{\text{ТМИ}_\text{ПП}_*}$ — первичные сигналы, формируемые ПТС $R_{\text{ПП}}$.

Каждый из первичных сигналов $Q_{\text{ТМИ}_\text{ПП}_*}$ [3, 5] соответствует определенному ТМП. Первичные сигналы поступают на входы бортовой радио-телеметрической системы (БРТС).

Из (2) следует, что формально сущности телеметрируемых объектов O^* описаны совокупностью физических процессов Ω_{O_*} , траекторий полета Tr_{O_*} и периодичностью пусков $T_{\text{пер}_O}$ (далее множество Ω_{O_*} физических процессов опосредовано множеством телеметрируемых параметров и — затем — множеством первичных сигналов $Q_{\text{ТМИ}_\text{ПП}}$ на входах БРТС $R_{\text{БРТС}}$ (3)).

Атрибуты объектов F (Reg) представлены следующим образом:

$$F_{R_*} = \langle R^*, Met_{R_*}, Q_{R_*}, T_{R_*} \rangle, \quad (4)$$

где F_{R_*} — функции, осуществляемые ПТС множества R^* ;

Met_{R_*} — методы, реализованные ПТС R^* ; обычно методы $Met_{Q_{\text{ТМИ}}}$ действий над ТМИ;

Q_{R_*} — сигналы (данные), которые могут быть приняты, переданы, преобразованы (обработаны), сформированы и т. д. ПТС R^* при осуществлении методов Met_{R_*} ;

T_{R_*} — последовательности текущего времени при осуществлении функций F_{R_*} .

Атрибуты множества стратегий $U_{\text{прим}}$ применения таковы:

$$U_{\text{прим}_{**}} = \langle Z_{\text{ИТО}_\text{иссл}}, Reg_{R_{**}}, R^{**}, Met_{R_{**}}, Q_{R_{**}}, T_{R_{**}} \rangle. \quad (5)$$

При осуществлении стратегий $U_{\text{прим}}$ выбор нужных ПТС и режимов их функционирования (F, Reg) (4) регламентируется (ограничивается) сущностями объектов O и $Z_{\text{ИТО}_\text{иссл}}$. При этом сущности стратегий $U_{\text{ус}_U\text{прим}_\text{рац}}$ усовершенствования для построения рациональных стратегий $U_{\text{прим}_\text{рац}}$ применения (а также для построения объектов, относящимся к ним) таковы:

$$f_{O_{t_6}}: U_{\text{прим}} \times U_{\text{ус}_U\text{прим}_\text{рац}} \rightarrow U_{\text{прим}_\text{рац}}. \quad (6)$$

Обосновано [6], что наиболее актуальные задачи ИТО $Z_{\text{ИТО}_\text{иссл}}$ (рис. 1) связаны с формированием обобщенного массива данных телеизмерений (ФОМДТ):

$$Z_{\text{ИТО}_\text{иссл}} = \langle Z_{\text{ИТО}_1}, Z_{\text{ИТО}_2}, Z_{\text{ИТО}_3}, Z_{\text{ИТО}_4} \rangle, \quad (7)$$



Рис. 1. Общая стратегия решения задач ИТО

где $Z_{\text{ИТО}_1}$ — формирование ТМИ на телеметрируемом объекте;

$Z_{\text{ИТО}_2}$ — приемо-регистрация ТМИ;

$Z_{\text{ИТО}_3}$ — сбор ТМИ в интересах ФОМДТ;

$Z_{\text{ИТО}_4}$ — ФОМДТ.

Определены сущности ограничений (требований) $L_{U_{\text{прим_исх}}}$ для противодействия неопределенным факторам $\Lambda_{\text{иссл}}$ (1) (для краткости представлена лишь часть сформулированных ограничений (требований) $L_{U_{\text{прим_исх}}}$, табл. 1).

Суть разработанного проблемно-ориентированного метода установления ограничений состоит в следующем.

Формулируют отдельные наборы ограничений (требований), касающиеся стратегий, обеспечивающих противодействие отдельным рассматриваемым неопределенным факторам (см. табл. 1), а также формулируют отдельные наборы, связанные со спецификой решения задач ИТО (в частности, с разнесенным приемом ТМИ, с ФОМДТ). В дальнейшем получают кортежи, каждый из которых по сути — список из отдельных непротиворечивых наборов ограничений (требований). В итоге сформи-

ровано 28 таких кортежей. Ограничения (требования), относящиеся к этим кортежам, определяют требуемые свойства стратегий применения.

При осуществлении проблемно-ориентированного метода установления ограничений выполняют следующие действия.

1. Устанавливают ограничения (требования) $L_{U_{\text{прим_исх}_i}}$ ($L_{U_{\text{прим_исх}}} = \{L_{U_{\text{прим_исх}_i}}\}$, $i = 1, 2, \dots, N_1$), регламентирующие осуществление исходных стратегий $U_{\text{прим_исх}}$ применения и касающиеся противодействия неопределенным факторам $\Lambda_{\text{иссл}}$.

2. Парно сопоставляют отдельные ограничения (требования) $L_{U_{\text{прим_исх}_i}}$ и $L_{U_{\text{прим_исх}_j}}$ ($L_{U_{\text{прим_исх}_i}}, L_{U_{\text{прим_исх}_j}} \in L_{U_{\text{прим_исх}}}$; $i, j = 1, 2, \dots, N_1$; $i \neq j$):

$$f_{\text{От}_8}: L_{U_{\text{прим_исх}}}^2 \rightarrow Y_{L_{U_{\text{прим_исх}}}}. \quad (8)$$

Возможные результаты сопоставления таковы:

- совместимые (взаимодополняемые), $Y_{L_{U_{\text{прим_исх}_i}_j}} = 0$;
- взаимоисключающие (альтернативные, несовместимые), $Y_{L_{U_{\text{прим_исх}_i}_j}} = 1$.

Таблица 1. Ограничения (требования) $L_{U_прим_исх}$

$\Lambda_{иссл}$	Суть ограничений (требований) $L_{U_прим_исх}$	Ожидаемый полезный эффект от мер противодействия неопределенным факторам $\Lambda_{иссл}$
$\Lambda_{ФП}$	$L_{U_прим_исх_1}$ — получение дополнительных сведений о физических процессах, происходящих на телеметрируемом объекте, путем использования новых методов измерений множества $Met_{Q_ТМИ_измер}$	Получение новыми методами измерений дополнительных сведений (информации) о телеметрируемом объекте, позволяющих улучшить качество решений, направленных на достижение цели его отработки
$\Lambda_{ФП}$	$L_{U_прим_исх_2}$ — улучшение характеристик $W_{Q_ТМИ}$ ТМИ и $W_{ТЭХ}$ средств ИТО путем выбора методов измерений из множества $Met_{Q_ТМИ_измер}$, реализуемых ПТС множества $R_{ПП}$; причем природа соответствующих ТМП (ТМП из множества $\Omega_{ТМП}$) такова, что существуют благоприятные условия для компактного представления данных $Q_{ТМИ_кп}$ и для восстановления данных $Q_{ТМИ_кп}$ наземными ПТС $R_{обработ_ВЦ}$ в случае искажений ТМИ $Q_{ТМИ_ом}$ помехами, действующими в канале «борт–Земля»	Компактное представление данных телеизмерений и повышение помехоустойчивости использованием семантических свойств этих данных, зависящих от выбранных методов измерений, осуществляемых на телеметрируемом объекте
$\Lambda_{ОТ_кол_ТМП}$	$L_{U_прим_исх_3}$ — априорное сокращение численности избыточных ТМП и обеспечение их рационального состава по методам (по методикам), базирующимся на сведениях о результатах наземных испытаний, моделировании и учете ценности ТМП по статистическим данным, полученным в ходе ЛИ [7]. $L_{U_прим_исх_4}$ — уменьшение объема данных $Q_{ТМИ_кп}$ кодов параметров путем оперативного изменения состава ТМП в полетное время и результативного использования освободившихся телеметрических каналов (см., например, [8])	Уменьшение суммарной скорости поступления ТМИ с выходов БРТС при допустимых потерях информации о состояниях телеметрируемого объекта на этом объекте
$\Lambda_{ТМП}$	$L_{U_прим_исх_5}$ — существенное уменьшение потерь информации из-за ошибок в выборе диапазона измерения ТМП и частоты опроса датчика (улучшение качества семантической составляющей данных $Q_{ТМИ_кп}$) при преобразовании первичных сигналов $Q_{ТМИ_пп}$ в данные $Q_{ТМИ_кп}$ [6] и компактное представление данных $Q_{ТМИ_кп}$ [9]	Существенное улучшение качества семантической составляющей ТМИ, формируемой на телеметрируемом объекте, и уменьшение суммарной скорости поступления ТМИ с выходов БРТС, актуальное в условиях жестких ограничений пропускной способности каналов «борт–Земля» и космических радиолиний для непосредственной ретрансляции и сбора ТМИ
...		

3. Формируют из отдельных совместимых (взаимодополняемых, см. п. 2) элементов $L_{U_прим_исх_i}$ ($i = 1, 2, \dots, N_1$) множество кортежей ограничений (требований) $L_{Kort_U_прим_исх}$ ($L_{Kort_U_прим_исх} = \{L_{Kort_U_прим_исх_k}\}$, $k = 1, 2, \dots, N_3$), каждый из которых содержит максимально возможное количество элементов.

Пояснение п. 3. В принципе, возможны различные по количеству вышеупомянутых элементов комбинации (различные кортежи). Например, $L_{Kort_U_прим_исх_*} = \langle L_{U_прим_исх_3}, L_{U_прим_исх_4} \rangle$, $L_{Kort_U_прим_исх_**} = \langle L_{U_прим_исх_3}, L_{U_прим_исх_4}, L_{U_прим_исх_5} \rangle$ и т.д. (см. табл. 1). Исходим из того, что выполнение каждого отдельного набора

ограничений (требований) $L_{U_прим_исх_i}$ ($i = 1, 2, \dots, N_1$) существенно улучшит качество ИТО, а его игнорирование не влечет невыполнение оставшихся ограничений (требований).

4. Устанавливают ограничения (требования) $L_{Z_ИТО_иссл}$, касающиеся оперативности решения задач $Z_{ИТО_иссл}$ и объемов (скорости передачи) ТМИ, над которой осуществляют действия при решении этих задач.

5. Формируют множество кортежей ограничений (требований) $L_{Kort_Z_ИТО_иссл}$ группированием установленных по п. 4 ограничений (требований) $L_{Z_ИТО_иссл}$ ($L_{Kort_Z_ИТО_иссл} = \{L_{Kort_Z_ИТО_иссл_i}, i = 1, 2, \dots, N_5\}$).

6. Парно сопоставляют отдельные ограничения (требования) множеств $L_{Z_ИТО_иссл}$ (см. п. 4) и $L_{U_прим_исх}$ (см. п. 1), результаты сопоставления аналогичны п. 2.

7. Формируют из отдельных совместимых (взаимодополняемых, см. п. 6) элементов множеств $L_{U_прим_исх}$ и $L_{Z_ИТО_иссл}$, входящих, соответственно, в состав отдельных кортежей множеств $L_{Kort_U_прим_исх}$ (см. п. 3) и $L_{Kort_Z_ИТО_иссл}$ (см. п. 5), множество кортежей $L_{Kort_Z_ИТО_иссл_выб}$ ($L_{Kort_Z_ИТО_иссл_выб} = \{L_{Kort_Z_ИТО_иссл_выб_i}, i = 1, 2, \dots, N_7\}$).

8. Выбирают из множества кортежей $L_{Kort_Z_ИТО_иссл_выб}$ (см. п. 7) наиболее актуальные кортежи $L_{Kort_Z_ИТО_иссл_рац}$ (кортежи, обладающие по результатам экспертных оценок показателей эффективности *средств ИТО* признаками рациональных стратегий $U_{прим_рац}$), $L_{Kort_Z_ИТО_иссл_рац} \subset L_{Kort_Z_ИТО_иссл_выб}$.

9. Конкретизируют выбранные по п. 8 ограничения (требования) $L_{Kort_Z_ИТО_иссл_выб_j}$, $L_{Kort_Z_ИТО_иссл_выб_j} \in L_{Kort_Z_ИТО_иссл_рац}$ (т.е. формулируют рекомендации по построению новых методов, методик, моделей, касающихся объектов множества $U_{прим_**}$ (5) и/или F_{R_*} (4)).

Установлены следующие ограничения (требования) $L_{Z_ИТО_иссл}$, связанные с ФОМДТ, касающиеся оперативности решения задач $Z_{ИТО_иссл}$ (7) и объемов (скорости передачи) ТМИ, над которой осуществляют действия при решении этих задач:

– $L_{Z_ИТО_12_T_1}$ — формирование ТМИ в БРТС ($Z_{ИТО_1}$) и приемо-регистрация ($Z_{ИТО_2}$) осуществляются лишь в полетное время;

– $L_{Z_ИТО_12_T_2}$ — формирование ТМИ в БРТС ($Z_{ИТО_1}$) и приемо-регистрация ($Z_{ИТО_2}$) осуществляются не только в полетное, но и в послеполетное время (аналог такой технологии — DTN [10], Delay Tolerant Networking (англ.), устойчивые к задержкам сети);

– $L_{Z_ИТО_3_T_1}$ — сбор ТМИ ($Z_{ИТО_3}$) преимущественно в темпе формирования ТМИ в БРТС в полетное время;

– $L_{Z_ИТО_3_T_2}$ — сбор ТМИ ($Z_{ИТО_3}$) преимущественно в послеполетное время;

– $L_{Z_ИТО_4_T_1}$ — ФОМДТ ($Z_{ИТО_4}$) преимущественно в темпе формирования ТМИ в БРТС в полетное время;

– $L_{Z_ИТО_4_T_2}$ — ФОМДТ ($Z_{ИТО_4}$) в послеполетное время;

– $L_{Z_ИТО_2_V_1}$ — объем ТМИ $Q_{ТМИ_рег}$, зарегистрированной ПРС, обычный для существующих *средств ИТО* ($V_{Q_ТМИ_рег} \sim n_{кр} V_{Q_ТМИ_ом}$, $n_{кр} = n_{кр_сущ}$);

– $L_{Z_ИТО_2_V_2}$ — объем ТМИ $Q_{ТМИ_рег}$ существенно уменьшен по сравнению с обычным для существующих *средств ИТО* объемом ($V_{Q_ТМИ_рег} \sim n_{кр} V_{Q_ТМИ_ом}$, $n_{кр} = n_{кр_ум}$, $n_{кр_ум} < n_{кр_сущ}$, где $n_{кр_сущ}$ — количество обычно используемых каналов разнесения или количество обычно задействуемых ПРС; $n_{кр_ум}$ — уменьшенное по сравнению с $n_{кр_сущ}$ количество каналов разнесения, или количество ПРС) путем сокращения числа каналов разнесения по сравнению с существующим количеством;

– $L_{Z_ИТО_3_V_1}$ — объем ТМИ $Q_{ТМИ_фомдт}$, поступившей (выбранной) для ФОМДТ, примерно равен объему всей ТМИ $Q_{ТМИ_рег}$, зарегистрированной ПРС ($V_{Q_ТМИ_фомдт} \sim V_{Q_ТМИ_рег}$);

– $L_{Z_ИТО_3_V_2}$ — объем ТМИ $Q_{ТМИ_фомдт}$ значительно меньше объема ТМИ $Q_{ТМИ_рег}$ ($V_{Q_ТМИ_фомдт} \ll V_{Q_ТМИ_рег}$).

Сформировано (табл. 2) множество кортежей ограничений (требований) $L_{Kort_Z_ИТО_иссл}$ группированием установленных по п. 4 ограничений

Таблица 2. Кортежи множества $L_{Kort_Z_ИТО_иссл}$ ($L_{Kort_Z_ИТО_иссл} = \{L_{Kort_Z_ИТО_иссл_i}, i = 1, 2, \dots, 16\}$)

$L_{Kort_Z_ИТО_иссл_i}, i =$	$L_{Z_ИТО_12_T_j}, j =$	$L_{Z_ИТО_3_T_j}, j =$	$L_{Z_ИТО_4_T_j}, j =$	$L_{Z_ИТО_2_V_j}, j =$	$L_{Z_ИТО_3_V_j}, j =$
1	1	1	1	1	1
2	1	1	2	1	1
3	1	2	2	1	1
4	2	2	2	1	1
5	1	1	1	2	1
6	1	1	2	2	1
7	1	2	2	2	1
8	2	2	2	2	1
9	1	1	1	1	2
10	1	1	2	1	2
11	1	2	2	1	2
12	2	2	2	1	2
13	1	1	1	2	2
14	1	1	2	2	2
15	1	2	2	2	2
16	2	2	2	2	2

(требований) $L_{Z_ИТО_иссл}$ ($L_{Kort_Z_ИТО_иссл} = \{L_{Kort_Z_ИТО_иссл_i}, i = 1, 2, \dots, 16\}$).

Из множества кортежей $L_{Kort_Z_ИТО_иссл_выб}$ (см. п. 7) выбрано множество наиболее актуальных кортежей $L_{Kort_Z_ИТО_иссл_рац}$ (см. п. 8). Определены объекты (см. п. 9), необходимые для осуществления рациональных (на рассматриваемом этапе) стратегий множества $U_{\text{прим_рац}}$. Таковыми, в частности, являются следующие объекты [6]:

- метод $Met_{Q_ТМИ_преоб_Л_ТМП}$ преобразования первичных сигналов, уменьшающий потери ТМИ из-за неопределенности ТМП;

- рекомендации $L_{Met_Q_ТМИ_накопл_БИС}$ по накоплению ТМИ в БИС, применяемых в условиях риска полетных аварий РКН и МБР;

- рекомендации $L_{Met_Q_ТМИ_обмен_РП}$ по осуществлению новых методов $Met_{Q_ТМИ_обмен_РП}$ управляемого обмена данными в интересах ФОМДТ и сбора ТМИ;

- рациональные алгоритмы $A_{\text{рац}}$ получения обобщенных данных, основанные на подборе весовых характеристик достоверности, полученные по методу $Met_{A_{\text{рац}}}$ (детализация разработанной проблемно-ориентированной концептуальной модели $Mod_{\text{ФОМДТ}}$ технологии ФОМДТ);

- метод $Met_{\text{восст_синхр_Q_ТМИ_БД}}$ улучшения качества синхронизации принятых блоков данных;

- рекомендации $L_{U_{\text{прим_контр_деф_Q_ТМИ}}}$ по разработке технологии выявления причин (источников) дефектов ТМИ при осуществлении ФОМДТ (детализация модели $Mod_{\text{ФОМДТ}}$).

Требуемый состав ПТС ТК ($R_{\text{ТК}}$) зависит от отдельных ПТС, образующих текущие наборы КСИСО:

$$R_{\text{ТК}} = \bigcup_{j=1}^J \bigcup_k^K R_{k_j}, \quad (9)$$

где $j = 1, 2, \dots, J$ — условное обозначение типа телеметрируемого объекта (различных ПТИ [3]), а обозначения « k », ..., « K » соответствуют наименованиям отдельных ПТС.

Для наиболее рационального состава ТК (для ТК, обладающего свойством инвариантности по отношению к изменяющимся задачам ИТО или по отношению к обрабатываемым телеметрируемым объектам) характерно

$$R_{k-j} = R_k, \quad N_{k-j} = N_{k-\min}, \quad (10)$$

а для наименее рационального —

$$\bigcap_{j=1}^J R_{k-j} = \emptyset, \quad N_{k-i} \gg N_{k-j}, \quad i \neq j \quad (11)$$

хотя бы для одного (i -го) типа РКН или МБР (N_{k-j} — количество ПТС R_{k-j} , $\emptyset$ — пустое множество, индекс « $\min$ » означает «минимальное количество»).

Следует заметить, что условие (10) — необходимый, но недостаточный признак рационального ТК. Должны соблюдаться требования по материальным затратам на применение *средств ИТО*, по оперативности решения задач ИТО, по качеству ТМИ. В случае разнотипных ПТС и альтернативных стратегий применения связь между количеством ПТС и эффективностью стратегий — весьма условная.

В этой ситуации целесообразно четырехуровневое оценивание эффективности (качества) рассматриваемых стратегий $U_{\text{прим}}$ и $U_{\text{ус}}$

$$W_{\text{эф}} = \langle W_{Q_ТМИ}, W_{ТЭХ}, W_{\text{прим}}, W_{\text{ус}} \rangle, \quad (12)$$

где $W_{\text{эф}}$ — множество характеристик и показателей эффективности (качества);

$W_{\text{ус}}$ — множество показателей эффективности выполнения операций усовершенствования в соответствии со стратегиями $U_{\text{ус}}$ [6], $W_{\text{ус}} \subset W_{\text{эф}}$;

$W_{\text{прим}}$ — множество показателей эффективности выполнения операций применения в соответствии со стратегиями $U_{\text{прим}}$ [6], $W_{\text{прим}} \subset W_{\text{эф}}$;

$W_{ТЭХ}$ — множество технико-экономических характеристик *средств ИТО*;

$W_{Q_ТМИ}$ — множество характеристик ТМИ ($Q_{ТМИ}$).

Такое оценивание позволяет наиболее полно учитывать влияние изменяющихся свойств отдельных объектов, относящихся к стратегиям $U_{\text{прим}}$ и $U_{\text{ус}}$, а также сущностей отношений этих объектов на общие показатели эффективности (качества) $W_{\text{прим}}$ и $W_{\text{ус}}$:

$$f_{Met_W_прим_рац} : (f_{Met_W_ТЭХ_тр} : (f_{Met_W_Q_ТМИ_об_тр} : U_{\text{прим_рац}} \times \Lambda_{\text{иссл}} \rightarrow W_{Q_ТМИ_ОМ_тр}) \rightarrow W_{ТЭХ_тр}) \rightarrow W_{\text{прим_рац}}, \quad (13)$$

где f^* — функция отображения одного множества в другое, соответствующая определенному научно-методическому обоснованию этого отображения;

$W_{Q_ТМИ_ОМ_тр}$ — необходимые для осуществления рациональных стратегий $U_{\text{прим_рац}}$ характеристики данных телеизмерений обобщенного массива;

$W_{ТЭХ_тр}$ — необходимые для осуществления рациональных стратегий $U_{\text{прим_рац}}$ технико-экономические характеристики применяемых ПТС;

$W_{\text{прим_рац}}$ — показатели эффективности множества $W_{\text{прим}}$ ($W_{\text{прим_рац}} \subset W_{\text{прим}}$), относящиеся к рациональным стратегиям $U_{\text{прим_рац}}$.

При этом характеристики $W_{Q_ТМИ}$ ТМИ условно разделены на три следующие группы (что соответствует сущностям $Q_{ТМИ}$ ТМИ):

$$W_{Q_ТМИ} = \{W_{Q_ТМИ_сем}, W_{Q_ТМИ_VT}, W_{Q_ТМИ_ун}\}, \quad (14)$$

где $W_{Q_ТМИ_сем}$ — характеристики семантической составляющей ТМИ, связанные с уменьшением потерь информации;

$W_{Q_ТМИ_VT}$ — объемно-временные характеристики ТМИ;

$W_{Q_ТМИ_ун}$ — характеристики свойств (качества) ТМИ, связанные с унификацией структур сигналов и данных.

Из представленной схемы (рис. 2) следует, что для обеспечения требуемых свойств ТМИ отдельным предполагаемым ПТС R_i нужно осуществить в нем подходящий метод (или совокупность методов) множества $Met_{Q_ТМИ}$ (положим, осуществить метод $Met_{Q_ТМИ_i}$, $Met_{Q_ТМИ_i} \in Met_{Q_ТМИ}$), причем с учетом свойств ТМИ на входе этого ПТС.

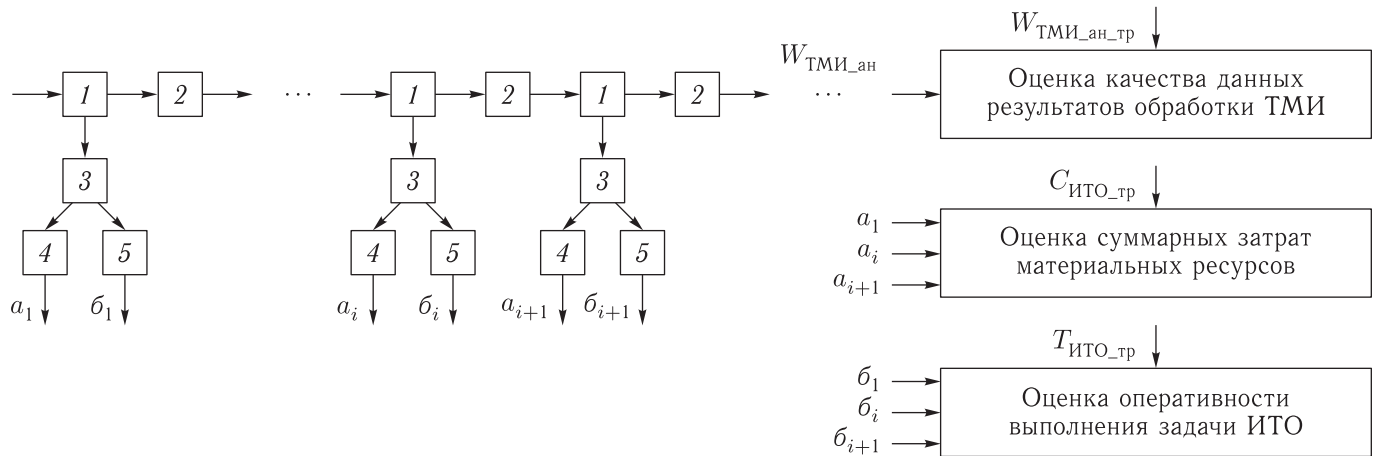


Рис. 2. Схема усовершенствования ПТС КСИСО

В свою очередь, ПТС R_i для осуществления метода $Met_{Q_ТМИ_i}$ обеспечивает определенную производительность (быстродействие), а его эксплуатация требует определенных материальных затрат. Если после включения ПТС R_i в состав *средств ИТО* общие показатели качества данных, оперативности и материальных затрат, связанных с решением задач ИТО, не хуже требуемых (не хуже $W_{ТМИ_ан_тр}$, $T_{ИТО_тр}$ и $C_{ИТО_тр}$ соответственно, см. рис. 2), то необходимое условие целесообразности включения ПТС R_i в состав *средств ИТО* выполнено. Другое условие, касающееся решения о целесообразности включении ПТС R_i в состав *средств ИТО*, связано со сроками получения ПТС R_i и с материальными затратами на его получение, при которых $T_{ус}(u_{ус}) \leq T_{ус_тр}$, $C_{ус}(u_{ус}) \leq C_{ус_тр}$.

Осуществляемые действия:

- 1 — выбор метода из множества $Met_{Q_ТМИ}$;
- 2 — оценивание свойств ТМИ на выходе отдельного ПТС, или на входе следующего ПТС ($W_{Q_ТМИ}$);
- 3 — реализация необходимого ПТС;
- 4 — оценивание затрат материальных ресурсов на эксплуатацию ПТС ($W_{ТЭХ}$);
- 5 — оценивание производительности ПТС ($W_{ТЭХ}$).

Кроме рассмотренных технических, необходимы организационные меры (менеджмент). Они касаются возможностей (интересов и полномо-

чий) отечественных предприятий (организаций) ракетно-космической отрасли Org , имеющих отношение к осуществлению стратегий $U_{ус}$ и $U_{прим}$, соответствующих уровню производственных отношений. Эти отношения должны регламентироваться официальной концепцией $TrC_{ИТО}$ развития *средств ИТО* и построенной на ее основе системой стандартов $TrS_{ИТО_рац}$. Предполагаемые концепция $TrC_{ИТО}$ и стандарты $TrS_{ИТО_рац}$ должны обеспечивать результативное противодействие неопределенным факторам $\Lambda_{униф}$ и $\Lambda_{разв}$. Причем при разработке мер противодействия неопределенным факторам $\Lambda_{разв}$ должное внимание необходимо уделить поведенческой неопределенности [6].

Таким образом, разработанный проблемно-ориентированный метод установления ограничений (требований) к комплексированию *средств ИТО* позволяет целенаправленно конкретизировать сущности ПТС, методов (прежде всего методов действий над ТМИ), структур ТМИ и других стратифицированных объектов, касающихся стратегий усовершенствования и применения *средств ИТО*. При этом построение неограниченного множества стратегий (исходя из непрерывности процесса развития *средств ИТО*) регламентируют конечным множеством ограничений (требований). Такой подход позволяет на ранних этапах построения исключать явно ущербные стратегии. Полученные с использованием метода результаты (определен состав необходимых и конкретных стратифицированных объектов для осуществления рациональных

стратегий) актуальны как для решения текущих задач ИТО, так и с точки зрения обоснования перспектив дальнейшего развития *средств ИТО*.

Список литературы

1. Надежность и эффективность в технике: Справочник: В 10 т. / Ред. совет: В. С. Авдеевский (предс.) и др. Т. 1: Методология. Организация. Терминология / Под ред. А. И. Рембезы. М.: Машиностроение, 1986. 224 с.
2. ОСТ 134-1020-2008. Нормативный документ по стандартизации РКТ. Системы и комплексы космические. Термины и определения. М.: Федеральное космическое агентство, 2008. 56 с.
3. ГОСТ 19619-74. Оборудование радиотелеметрическое. Термины и определения. М.: Стандартинформ, 2005.
4. Васильев В. В., Потюпкин А. Ю. Особенности оценивания состояния сложных систем. Учеб. пособие. М.: ВА РВСН, 2004. 219 с.
5. Мановцев А. П. Основы теории радиотелеметрии. М.: Энергия, 1973. 592 с.
6. Воронцов В. Л. Методы разнесенного приема телеметрической информации и условия их применения в процессе развития телеметрического комплекса космодрома. 2-е изд., перераб. и доп. Набережные Челны: Изд-во Кам. гос. инж.-экон. акад., 2009. 284 с.
7. Козырев Г. И. Методы идентификации средств телеизмерений в условиях воздействия неопределенных дестабилизирующих факторов. СПб.: ВИККА имени А. Ф. Можайского, 1996. 90 с.
8. Капинос Е. Ф., Грек О. И., Гуменный Ю. В., Гужевников Н. Н. Устройство для передачи и приема телеметрической информации. А.с. № 1681319, БИ № 36 от 30.09.1991.
9. Lossless Data Compression, Report Concerning Space Data System Standards CCSDS 120.0-G-1, Issue 1, Green Book, Consultative Committee for Space Data Systems, May 1997.
10. Rationale, Scenarios, and Requirements for DTN in Space, Informational Report CCSDS 734.0-G-1, Issue 1, August 2010.

Метод выявления внутренних дефектов танталовых конденсаторов для снижения количества отказов аппаратуры

И. П. Горбачев, аспирант, *gorbachyov.ip@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. А. Сашов, к. т. н., *sashov.aa@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Отказы танталовых чип-конденсаторов в составе аппаратуры — достаточно распространенное явление. Многие из исследованных случаев отказа обусловлены наличием внутренних дефектов, не выявленных стандартными методами отбраковки. В ходе исследовательской работы были рассмотрены конструкция, технология изготовления танталовых чип-конденсаторов и установлены основные дефекты, приводящие к анализируемым случаям отказов. На основе анализа дефектов выделен один из способов их выявления на этапе входного контроля и дополнительных испытаний. Для оценки эффективности применения выделенного способа проведены испытания на ряде партий танталовых чип-конденсаторов. По результатам испытаний установлено, что рассмотренный способ отбраковки позволяет выделить из общего количества потенциально ненадежную партию, а также выявить конденсаторы, имеющие скрытые дефекты.

Ключевые слова: танталовые чип-конденсаторы, отказ, внутренние дефекты, импульсный ток, испытания

Method to Detect Internal Defects of Tantalum Capacitors to Decrease Failures of the Equipment

I.P. Gorbachev, postgraduate student, *gorbachyov.ip@spacecorp.ru*
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

A. A. Sashov, Cand. Sci. (Engineering), *sashov.aa@spacecorp.ru*
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Abstract. Failures of tantalum chip capacitors as a part of the equipment is a rather widespread phenomenon. Many of the failures studied are caused by internal defects, which are not revealed by standard methods of rejection. During research work, design and manufacturing techniques of tantalum chip capacitors were considered, and the main defects leading to the analyzed cases of refusals were established. Based on the analysis of the defects, one of the methods of their identification at the stage of incoming inspection and additional tests was allocated. To assess operational effectiveness of the presented method, tests on a number of lots of tantalum chip capacitors were carried out. By the results of testing, it was established that the considered way of rejection allows allocating potentially unreliable lot from total quantity, and revealing capacitors having the latent defects as well.

Keywords: tantalum chip capacitors, failure, internal defects, pulse current, tests

Широкое применение в современной радиоэлектронной аппаратуре танталовых чип-конденсаторов обусловлено рядом их преимуществ по сравнению с другими типами конденсаторов — это высокая удельная емкость (CV/сс), низкие значения эквивалентного последовательного сопротивления (ESR) и индуктивности (ESL). Также они обладают высокой стабильностью характеристик при изменении температуры и напряжения.

Однако, несмотря на указанные преимущества этих конденсаторов, в последнее время наблюдаются частые случаи их отказов в составе радиоэлектронной аппаратуры. Анализ условий и времени отказа показывает, что в большинстве случаев отказ происходит во время включения аппаратуры и проявляется в виде пониженного значения сопротивления между электродами конденсатора вплоть до короткого замыкания (КЗ). При этом нет явной зависимости по времени наработки до отказа — зафиксированы случаи отказов как при первом включении аппаратуры, так и на этапе электротермотренировки (ЭТТ) моноблока (наработка более 300 часов), и несколько случаев на этапе эксплуатации аппаратуры (наработка свыше 1100 часов). Отказы с образованием КЗ, учитывая особенности структуры танталовых чип-конденсаторов, могут приводить к катастрофическим последствиям для приборов, таким как выгорание части платы и необходимость полной замены ее и соседних плат в приборе.

К подобным отказам танталовых чип-конденсаторов могут приводить и нарушения требований к условиям эксплуатации на них, например перегрев при монтаже конденсаторов на плату и превышение допустимых режимов эксплуатации. Однако в процессе анализа установлено, что в рассматриваемых случаях нарушений технических требований по применению конденсаторов не было.

Следовательно, основной предполагаемой причиной отказа можно считать наличие в конденсаторах скрытых дефектов. Учитывая, что отказавшие конденсаторы успешно прошли входной контроль, дополнительные и сертификационные испытания, не имея при этом каких-либо замечаний, можно сделать вывод, что стандартных способов отбраковки недостаточно для выявления скрытых дефектов, приводящих впоследствии к отказам в составе аппаратуры.

Таким образом, возникает потребность в разработке и внедрении новых способов отбраковки танталовых чип-конденсаторов, имеющих скрытые дефекты.

Для дальнейшего рассмотрения проблемы необходимо иметь представление о конструкции и технологии изготовления танталовых чип-конденсаторов.

Конструкция танталового чип-конденсатора представлена в виде продольного шлифа на рис. 1 и состоит из следующих элементов: гранулированного танталового анода, покрытого диэлектриком — оксидом тантала (Ta_2O_5); твердого электролита (MnO_2); покрытия графит/серебро; серебряного адгезива; выводной рамки и компаунда.

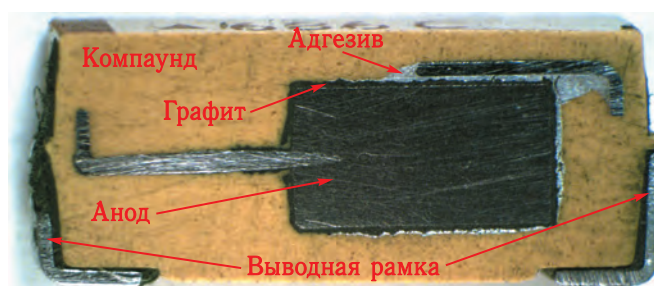


Рис. 1. Продольный шлиф танталового чип-конденсатора фирмы-изготовителя AVX

Процесс изготовления танталового конденсатора состоит из следующих этапов:

- спекания танталового порошка высокой степени очистки вокруг танталового стержня — вывода анода для получения пористой гранулированной структуры, похожей на губку;
- электрохимического окисления тантала для формирования пленки диэлектрика на поверхности анода;
- пропитки пористого анода солями марганца с последующим нагревом для получения диоксида марганца на всей поверхности анода;
- нанесения графита по всей поверхности анода для улучшения контакта и последующее нанесение металлического покрытия (обычно серебро) поверх графита;
- соединения с выводной рамкой и запрессовка в корпус.

Получившаяся пористая гранулированная структура в общем виде представлена на рис. 2.

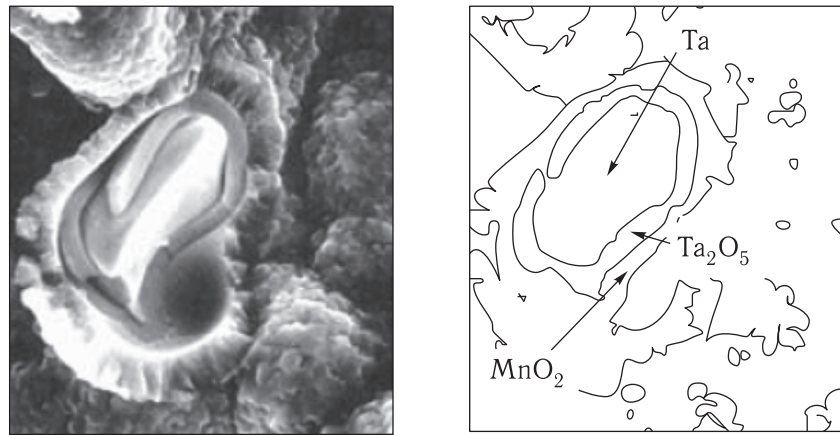


Рис. 2. Изображение элемента объемно-пористого танталового тела (слева) и его схематичное представление (справа) [1]

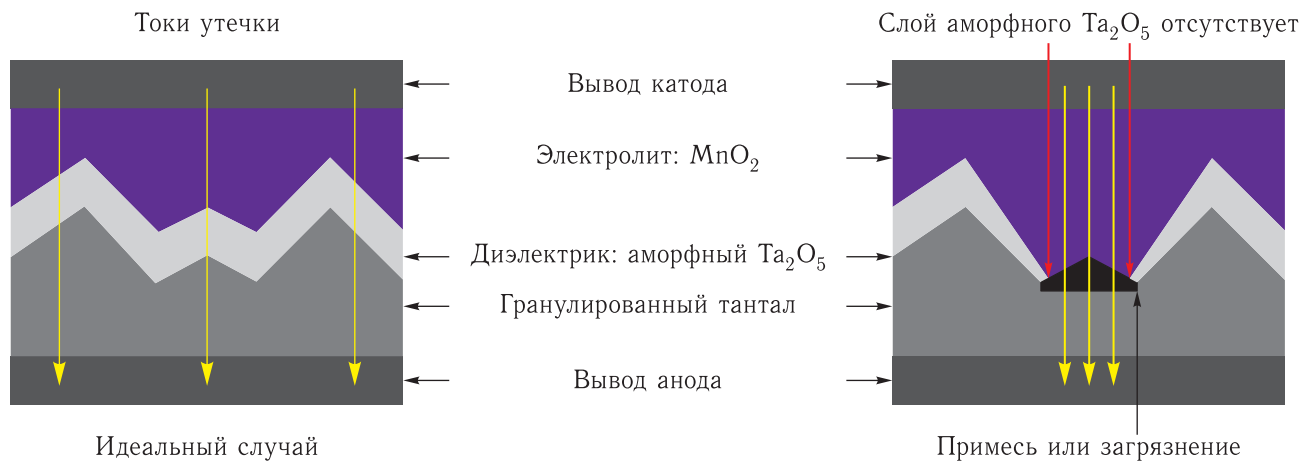


Рис. 3. Дефекты в слое диэлектрика [2]

Исходя из строения и процесса изготовления танталовых чип-конденсаторов выделяют три основных типа дефекта, связанных с производством [2]:

- механические дефекты диэлектрика;
- включения и примеси в диэлектрике;
- участки кристаллического диэлектрика, возникшие в процессе производства.

Механические дефекты появляются после формирования диэлектрика в результате удара о твердую поверхность либо в процессе формирования электролита MnO_2 (бурная реакция с образованием газов и выделением тепла в процессе восстановления MnO_2 из солей марганца). Наличие всякого рода примесей на поверхности тантала в процессе

формирования диэлектрика приводит к уменьшенной толщине слоя TaO_2 в области включений. Кристаллические включения могут быть обусловлены целым рядом технологических факторов, начиная от качества исходных материалов и заканчивая параметрами технологических процессов. Изготовители танталового порошка и производители конденсаторов каждый со своей стороны прикладывают большие усилия для минимизации вероятности появления такого рода дефектов, однако, как показывает практика применения танталовых конденсаторов, окончательное решение проблемы еще далеко.

Вышеперечисленные дефекты схематично представлены на рис. 3 и приводят к увеличению токов утечки конденсатора. Здесь необходимо отметить, что объемно-пористые танталовые чип-конденсаторы

представляют из себя огромное количество «отдельных конденсаторов», соединенных между собой.

Поэтому дефект, обусловленный несовершенством производства или исходных материалов, и имеющийся только в некоторых «отдельных конденсаторах», в общем случае к существенному изменению параметров готового конденсатора не приведет. Здесь также надо учитывать эффект самовосстановления, присущий танталовым объемно-пористым конденсаторам. Данный эффект заключается в преобразовании электролита MnO_2 в непроводящий слой над поверхностью кристаллического TaO_2 за счет выделения достаточного количества тепла в процессе протекания тока через дефект (если площадь данного образования достаточна мала). Таким образом происходит изоляция проводящего кристаллического участка. Однако свойства изоляции преобразованного MnO_2 несопоставимы с исходным диэлектриком и его образование только откладывает отказ конденсатора.

Анализируя материалы проведенных исследований [3, 4], можно сделать вывод, что дефекты изготовления, такие как дефекты кристаллизации, представленные на рис. 4 и имеющиеся в «отдельных конденсаторах» при достаточно облегченных электрических режимах, в процессе проведения прове-

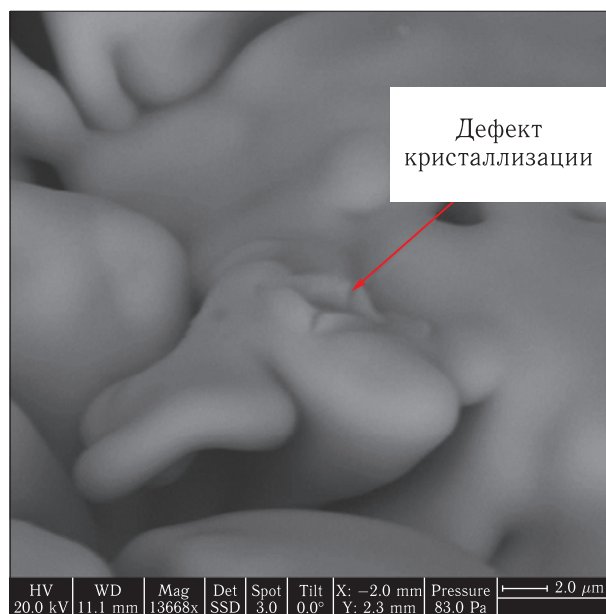


Рис. 4. Дефект кристаллизации в танталовом конденсаторе [3]

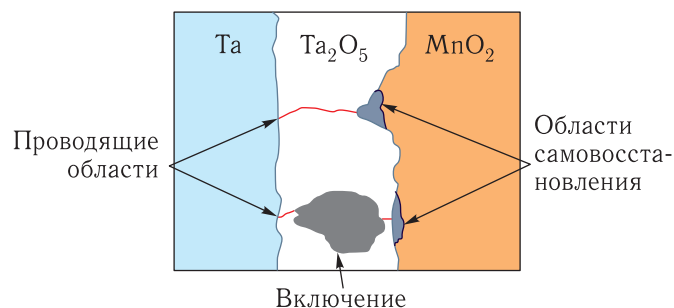


Рис. 5. Эффект самовосстановления на поверхности диэлектрика [3]

рок на этапе изготовления конденсаторов могут частично восстанавливаться. Схематическое изображение эффекта самовосстановления представлено на рис. 5.

Конденсаторы, содержащие подобные дефекты, способны успешно пройти все тесты на соответствие документации изготовителя и иметь соответствующие значения электрических параметров. Однако при переходных процессах в процессе применения в местах восстановления дефектных областей под воздействием тока и образовавшегося тепла происходит ряд химических преобразований, представленных на рис. 6, приводящих к воспламенению тантала и катастрофическому отказу конденсатора. Последствия такого механизма отказа приведены на рис. 7.

Обобщая вышеизложенное, можно предположить, что для предотвращения рассмотренных отказов танталовых чип-конденсаторов в процессе изготовления и эксплуатации аппаратуры необходимо применение методов отбраковки конденсаторов, которые способны вызвать лавинообразный эффект в случае наличия внутренних дефектов конденсатора, при этом исключая «маскирование» дефекта посредством эффекта самовосстановления.

Отечественная нормативная база предусматривает контроль ряда электрических параметров конденсаторов в определенных режимах. При этом максимальный ток заряда конденсаторов по ГОСТ [5] при проведении испытаний необходимо ограничивать 1 А вне зависимости от типа конденсатора и его эксплуатационных характеристик. Дополнительно следует отметить, что оборудование, предназначенное для контроля электрических параметров, такое как измеритель иммитанса E7-20

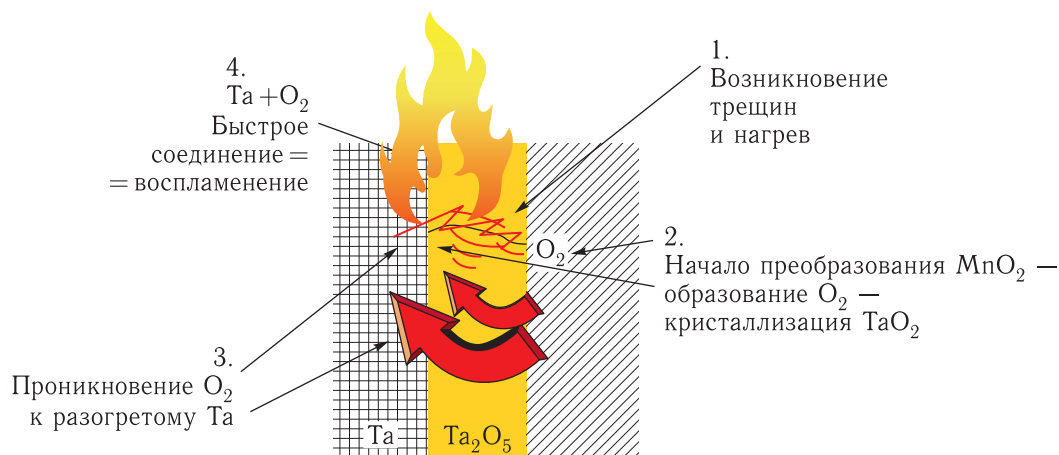


Рис. 6. Схематичное изображение процесса лавинообразного эффекта повреждения танталового конденсатора [4]



Рис. 7. Результаты катастрофического отказа танталового конденсатора [4]

и аналогичное (используемое во многих испытательных центрах и на заводах-изготовителях отечественных танталовых конденсаторов) имеют токоограничительный резистор порядка 11 кОм. Наличие данного резистора не позволяет в рамках

входного контроля и испытаний, в том числе и в процессе производства на отечественных заводах-изготовителях, при переходных процессах пропускать через конденсаторы ток, близкий по своему значению току, с которым приходится работать конденсатору в полевых условиях (при эксплуатации в реальной аппаратуре). Обобщая изложенное, можно констатировать, что стандартные методы и средства контроля танталовых чип-конденсаторов не являются эффективными для выявления описанных дефектов диэлектрика, влияющих на надежность.

Анализ и сопоставление различных зарубежных источников, специализирующихся на тестировании и (или) изготовлении танталовых конденсаторов [4, 6–8], показывает, что для выявления дефектов изготовления конденсаторов применяется целый набор методов и испытаний, часть из которых не имеют аналогов в отечественной нормативной документации. Одним из таких видов контроля для выявления дефектов изготовления конденсаторов является так называемый Surge Current Test, или испытание импульсным зарядным током [1].

За основу в данной работе было взято решение, применяемое одной из ведущих фирм-изготовителей конденсаторов AVX [1]. Данное решение реализовано в виде схемы, представленной на рис. 8.

Испытание конденсаторов на воздействие импульсного тока заключается в следующем: от источника постоянного напряжения с установленным значением напряжения, равным номинальному напря-

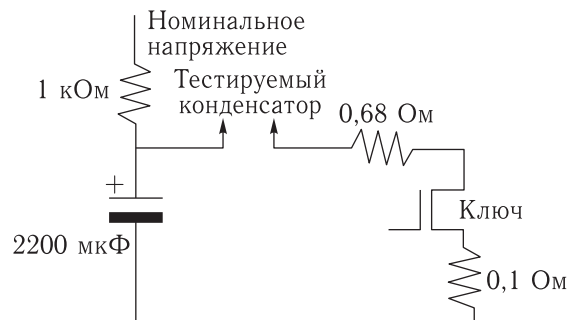


Рис. 8. Схема испытания конденсаторов на воздействие импульсного тока [1]

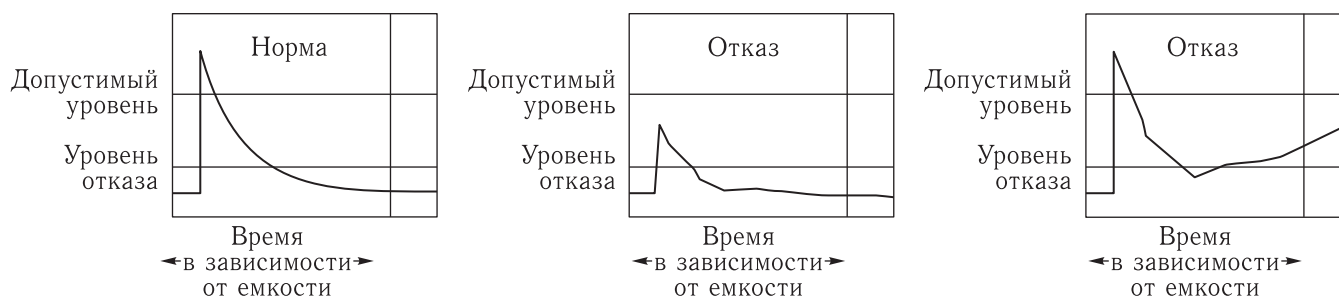


Рис. 9. Критерии забракования конденсаторов по эпюре тока заряда [1]

Таблица. Результаты испытаний на выборках от 5 партий конденсаторов

Партия, усл. №	Количество	Дата изготовления	Разброс зарядных токов, А	$\Delta (I_{\text{MAX}} - I_{\text{MIN}})$, А	Время разряда, мкс	Примечание
1	19	2015	29–32	3	~60	
2	64	2015	29–32	3		
3	20	2014	24–36	12		Отказ (КЗ) одного конденсатора при испытании
4	5	2011	29–32	3		
5	10	2011	29–32	3		

жению тестируемого конденсатора, заряжается вторичный источник — конденсатор с минимальным значением ESR, емкость которого как минимум в 20 раз больше емкости тестируемого конденсатора, после чего через ограничительные резисторы 0,68 Ом и 0,1 Ом посредством включения полевого транзистора производится заряд тестируемого конденсатора. При этом следует контролировать эпюру напряжения на резисторе 0,1 Ом. Конденсатор считается выдержавшим испытание, если величина

зарядного тока не ниже допустимой, а ток утечки спустя некоторое время не превышает определенный уровень — рис. 9.

Для оценки возможности применения данного способа отбраковки конденсаторов авторами были проведены испытания на выборках от 5 партий конденсаторов с близкими по измеренному значению ESR. Все конденсаторы проходили входной контроль и дополнительные испытания, а некоторые из них — и сертификационные испытания.

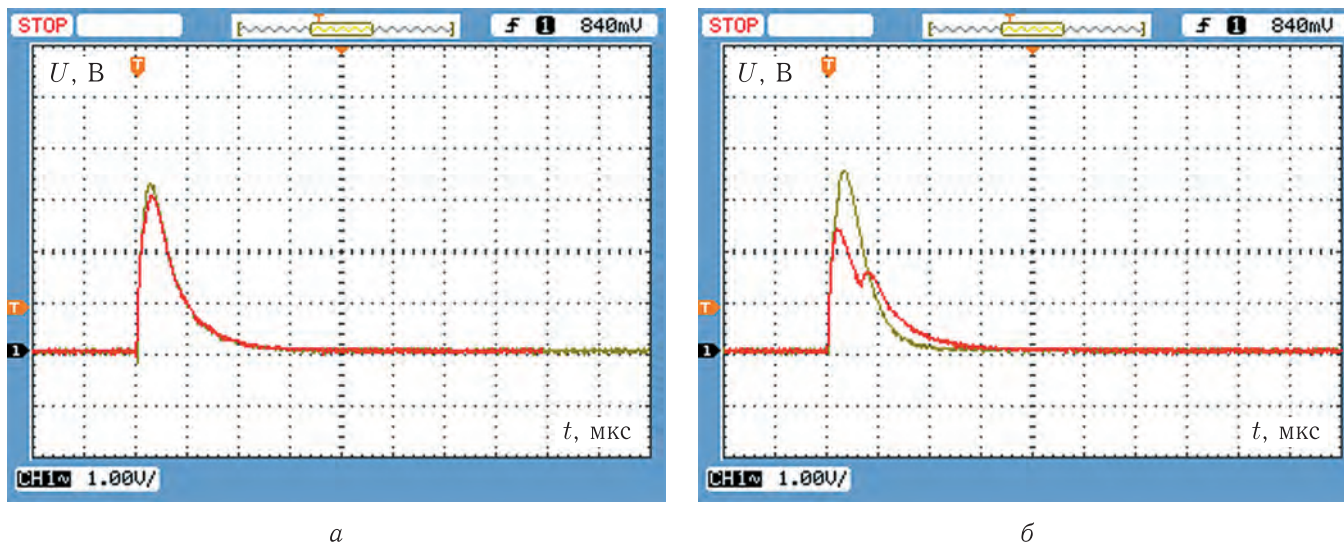


Рис. 10. Типовые эпюры напряжения на резисторе 0,1 Ом при испытании: хороших (а) и потенциально ненадежной (б) партий

У конденсаторов партии усл. № 3, изг. 2014 г. (считаем ее потенциально ненадежной), зафиксированы три случая отказа на этапе эксплуатации. Схема испытания аналогична указанной на рис. 8, однако для уменьшения влияния сопротивления канала полевого транзистора был использован электромеханический переключатель. Результаты испытаний приведены в таблице на стр. 99, типовые эпюры напряжений в процессе испытания показаны на рис. 10, 11.

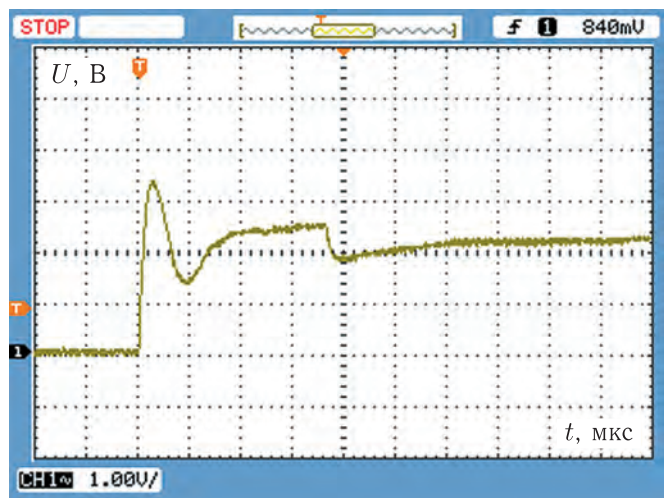


Рис. 11. Эпюра напряжения для отказавшего при испытании конденсатора

Учитывая, что критерии забракования при использовании данного метода не приведены в материалах фирмы-изготовителя [1, 9, 10] и индивидуальны для каждого типонаминала конденсаторов, был использован сравнительный анализ результатов.

Сравнивая полученные значения, можно увидеть, что конденсаторы потенциально ненадежной партии заметно отличаются от остальных как по минимальному значению зарядного тока, так и по разбросу значений зарядного тока в пределах партии.

Отказ конденсатора в процессе испытаний свидетельствует о том, что примененный способ отбраковки конденсаторов позволяет выявлять скрытые дефекты, которые могут проявиться в составе аппаратуры как во время ее испытаний, так и в процессе эксплуатации.

Таким образом, рассмотренный способ отбраковки можно считать одним из возможных инструментов для снижения количества отказов танталовых чип-конденсаторов, имеющих внутренние дефекты, в составе радиоэлектронной аппаратуры. Для полноценного применения испытания на воздействие импульсного тока необходимо выработать численные критерии отбраковки для соответствующих типонаминалов конденсаторов на основании статистических данных испытаний.

Список литературы

1. *Gill J.* Surge in solid tantalum capacitors, AVX technical paper, AVX ltd, Tantalum divisionpaigton, England, S-HDF10M295-N.
2. Танталовые конденсаторы: особенности применения // Сайт АО «Компэл». 1993–2019. <https://www.compel.ru/lib/articles/tantalovyie-kondensatory-osobennosti-primeneniya> (Дата обращения 20.04.2018).
3. *Fritzler Th.* Scintillation conditioning of tantalum capacitors with manganese dioxide cathodes // Thesis submitted to the Faculty of the Graduate School of the University of Maryland, College Park, in partial fulfillment of the requirements for the degree of Master of Science, 2013. P. 53.
4. *Teverovsky A.* Surge Current Testing and Derating for Solid Tantalum Capacitors // Parts, Packaging, and Assembly Technologies Office, Code 562, GSFC/ASRC Federal Space and Defense, ESA Sept. 2013. P. 17.
5. ГОСТ 28885-90. Конденсаторы. Методы измерений и испытаний. М.: ИПК «Издательство стандартов», 1990. 29 с.
6. *Teverovsky A.* Effect of Surge Current Testing on Reliability of Solid Tantalum Capacitors // The 28th Symposium for Passive Components, CARTS'08, Newport Beach, CA, 2008. P. 20.
7. *Teverovsky A.* Screening and Qualification Testing of Chip Tantalum Capacitors for Space Applications // Greenbelt: Dell Perot Systems Code 562, NASA GSFC, MD 20771. P. 19.
8. *Virkki J.* Testing the effects of temperature cycling on tantalum capacitors / S. Tuukkanen. Tampere, Finland: Tampere University of Technology, Department of Electronics, P.O. Box 692, FI-33101. 2010. P. 4.
9. *Tomáš Zedníček.* Voltage Derating Rules for Solid Tantalum and Niobium Capacitors / John Gill. AVX technical paper, AVX ltd, Tantalum divisionpaigton, 2003.
10. Surface Mount Tantalum // Сайт AVX. 2019. http://www.avx.com/docs/techinfo/Surface_Mount_Tantalum.pdf стр. 45-56 (Дата обращения 25.01.2019).

Scientific and technical journal

ROCKET-SPACE DEVICE ENGINEERING AND INFORMATION SYSTEMS

Vol. 6. No. 1. 2019

Founder:
Joint Stock Company "Russian Space Systems"

Advisory Council

Chair:
Tyulin A.E., Dr. Sci. (Econ.), Cand. Sci. (Eng.), Corresponding Member of Russian Academy of Missile and Artillery Sciences, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Deputy Chairmen:
Erokhin G.A., Cand. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, International Academy of Astronautics, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Nesterov E.A., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Members of the Advisory Council:

Artemyev V.Yu., Joint Stock Company "Scientific and Production Association of Measurement Equipment", Moscow, Russian Federation
Akhmedov D.Sh., Dr. Sci. (Eng.), Corresponding Member of National Engineering Academy of the Republic of Kazakhstan, SLLP "Institute of Space Systems and Technologies", Almaty, Republic of Kazakhstan
Baturin Yu.M., Doctor of Law, Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, S.I. Vavilov Institute for the History of Science and Technology of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Blinov A.V., Cand. Sci. (Eng.), Corresponding Member of Russian Engineering Academy, Joint-Stock Company "Research institute of physical measurements", Penza, Russian Federation
Gabitov I.R., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., University of Arizona, the USA
Zhanbayev Zh.Sh., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Academician of Kazakhstan National Academy of Natural Sciences, Joint-Stock Company "National Center of Space Research and Technology", Almaty, Republic of Kazakhstan
Zhmur V.V., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russian Federation
Kolachevsky N.N., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Kuleshov A.P., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, Russian Academy of Sciences, Skolkovo Institute of Science and Technology, Moscow, Russian Federation
Nosenko Yu.I., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Research Institute of Precision Instruments", Moscow, Russian Federation
Perminov A.N., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Member of International Academy of Astronautics, Russian Engineering Academy, Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Pobedonostsev V.A., Dr. Sci. (Eng.), branch of Joint Stock Company "United Rocket and Space Corporation"–"Institute of Space Device Engineering", Moscow, Russian Federation
Stupak G.G., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Chebotarev A.S., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Stock Company "Special research bureau of Moscow power engineering institute", Moscow, Russian Federation
Chernyavsky G.M., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Chetyrkin A.N., branch of Joint Stock Company "United Rocket and Space Corporation"–"Institute of Space Device Engineering", Moscow, Russian Federation

The publication frequency is four issues per year.
The journal is included into the Russian Science Citation Index.
The journal is included into the List of peer-reviewed scientific publications approved by the Higher Attestation Commission (VAK RF).
The opinions expressed by authors of the papers do not necessarily those of the editors.
ISSN 2409-0239
DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.1
The subscription number of the journal in the united catalogue "The Russian Press" is 94086.

Editorial Board

Editor-in-Chief:
Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, International Academy of Astronautics, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Deputy Editor-in-Chief:
Fedotov S.A., Cand. Sci. (Eng.), Senior Researcher, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Members of the Editorial Board:

Alekseyev O.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Alybin V.G., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Belokonov I.V., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Samara National Research University, Samara, Russian Federation
Betanov V.V., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member of Russian Academy of Missile and Artillery Sciences, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Bugayev A.S., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Academician, Russian Academy of Sciences, Kotel'nikov Institute of Radio Engineering and Electronics of RAS, Moscow, Russian Federation
Vasilkov A.P., Ph. Doctor in Physics and Mathematics, Science Systems and Applications Inc., Maryland, the USA
Vatutin V.M., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Danilin N.S., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician of Russian and International Engineering Academies, Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Dvorkin V.V., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Zhodzhishsky A.I., Dr. Sci. (Eng.), Academician of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Zhukov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Kolachevsky N.N., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Kukushkin S.S., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Mikhaylov V.Yu., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Moscow Aviation Institution, Moscow, Russian Federation
Novikov D.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Russian Federation
Petrukovich A.A., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Povalyayev A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Pulinets S.A., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Rainer Sandau, Dr. Sci. (Eng.), Adjunct Professor, International Academy of Astronautics, Berlin, Germany
Rimskaya O.N., Cand. Sci. (Econ.), Assoc. Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Strelnikov S.V., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Scientific Production Association Orion", Krasnoznamensk, Russian Federation
Sychev A.P., Cand. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Research Institute of Precision Instruments", Moscow, Russian Federation
Tislenko V.I., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics, Tomsk, Russian Federation
Tokarev A.S. (Executive Secretary), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Tuzikov A.V., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Correspondent Member of the National Academy of Sciences of Belarus, The State Scientific Institution "The United Institute of Informatics Problems of the National Academy of Sciences of Belarus", Minsk, Republic of Belarus

Joint Stock Company "Russian Space Systems",
ul. Aviamotornaya 53, Moscow, 111250 Russia
Tel. +7 (495) 673-96-29
www.russianspacesystems.ru, www.spacedevice.ru
e-mail: journal@spacecorp.ru

© Joint Stock Company "Russian Space Systems"
© FIZMATLIT



Moscow
FIZMATLIT®
2019



ISSN 2409-0239

DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.1

