



РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Научно-технический журнал

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ
ПРИБОРОСТРОЕНИЕ
И ИНФОРМАЦИОННЫЕ
СИСТЕМЫ**

Том 5. Выпуск 4. 2018



РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 5. Выпуск 4. 2018

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:
Ежов С.А., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Романов А.А., д.т.н., проф., академик Международной академии астронавтики, АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Нестеров Е.А., АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Члены редакционного совета:

Артемов В.Ю., АО «Научно-производственное объединение измерительной техники», Москва, Россия
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
Бугаев А.С., д.ф.-м.н., проф., академик РАН, Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН, Москва, Россия
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
Колачевский Н.Н., д.ф.-м.н., проф., член-корр. РАН, Физический институт имени П.Н. Лебедева РАН, 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 астронавтики, Российской инженерной академии, Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, Москва, Россия
Петрукович А.А., д.ф.-м.н., проф., член-корр. РАН, Институт космических исследований РАН, Москва, Россия
Райнер Сандау, д.т.н., адъюнкт-проф., Международная академия астронавтики, Берлин, Германия
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., член-корр. РАН, д.т.н., проф., член-корр. РАН, АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Четыркин А.Н., филиал ОАО «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 астронавтики, 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
Альбин В.Г., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Ахмедов Д.Ш., д.т.н., член-корр. Национальной инженерной академии Республики Казахстан, ДТОО «Институт космической техники и технологий», Алма-Ата, Казахстан
Бетанов В.В., д.т.н., проф., член-корр. Российской академии ракетных и артиллерийских наук, АО «Российские космические системы», 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
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
Михайлов В.Ю., д.т.н., проф., Московский авиационный институт, Москва, Россия
Мороз А.П., д.т.н., АО «Научно-производственное объединение измерительной техники», Москва, Россия
Новиков Д.А., д.т.н., проф., член-корр. РАН, Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, Россия
Победоносцев В.А., д.т.н., филиал ОАО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» – «Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва, Россия
Поваляев А.А., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Римская О.Н., к.э.н., доцент, АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Романов А.А., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Свиридов К.Н., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Селиванов А.С., д.т.н., проф., 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
Токарев А.С. (техн. секретарь), АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Тузинов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси, Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук Беларуси, Минск, Беларусь
Язерня Г.Г., к.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия

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/issn2409-0239.2018.5.4
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
e-mail: journal@spacecorp.ru

© АО «Российские космические системы»
© ФИЗМАТЛИТ



Москва
ФИЗМАТЛИТ®
2018

Содержание

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Анализ основных тенденций развития спутниковых альтиметров: «подрывные» или эволюционные технологии? <i>Романов А. А.</i>	3
--	---

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения (часть II) <i>Бакланов А. И.</i>	14
Оценка эффективности системы дистанционного зондирования Земли на базе малогабаритных космических аппаратов <i>Стрельников С. В., Поливанов В. А.</i>	28
Первые результаты работы ИК-радиометра МСУ-ИК-СРМ в составе КА «Канопус-В-ИК» <i>Акимов Н. П., Бадаев К. В., Гектин Ю. М., Зайцев А. А., Фролов А. Г.</i>	34

Радиотехника и космическая связь

Оценка допустимого интервала времени обновления задержек распространения сигнала между антеннами цифровых антенных полей <i>Ватутин С. И.</i>	46
Экспериментальная отработка комплексов высокоскоростной передачи информации для КА ДЗЗ <i>Ершов А. Н., Березкин В. В., Петров С. В., Петров А. В., Почивалин Д. А., Смирнов Д. А., Ковалев С. В.</i>	56
Предварительный анализ возможности построения терагерцевой линии связи между космическими аппаратами <i>Ермолаев Д. М., Таланов А. А., Романюк В. А.</i>	65
Антенна приемопередающего модуля активной фазированной решетки Ка-диапазона частот <i>Моисеев М. В., Авдонин В. Ю., Нелин А. А.</i>	73

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

Анализ результатов, полученных за три года работы аппаратуры мониторинга судов БРК АИС, размещенной на КА «Ресурс-П» №2 <i>Кузнецов А. М., Трусов С. В., Барабошкин О. И., Бобровский С. А., Романов А. А., Романов А. А.</i>	80
Особенности применения нечетких множеств в задачах идентификации растительности по данным дистанционного зондирования <i>Стрыков А. И., Морозов Н. П.</i>	88

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

Расчет тепловых режимов преобразующей аппаратуры с применением электронной базы библиотек ЭКБ космического применения <i>Щербаков М. В., Голиков А. Н., Лепешкин Д. С., Фролов М. А.</i>	94
--	----

Contents

Space Navigation Systems and Devices. Radiolocation and Radio Navigation

The Analysis of the Basic Trends in Satellite Altimeters Development: “Disruptive” or Evolutional Technologies? <i>Romanov A. A.</i>	3
---	---

Aerospace Methods for Earth Remote Sensing

New Horizons of Space Systems of Optical-Electronic Observation of High Resolution Earth (Part II) <i>Baklanov A. I.</i>	14
Efficiency Evaluation of the Earth Remote Sensing System Based on Small Satellites <i>Strelnikov S. V., Polivanov V. A.</i>	28
First Results of Operation of the IR-Radiometer MSU-IK-SRM as Part of the Kanopus-V-IK Spacecraft <i>Akimov N. P., Badaev K. V., Gektin Yu. M., Zaytsev A. A., Frolov A. G.</i>	34

Radio Engineering and Space Communication

Estimation of Permissible Time Lag to Update Signal Propagation Delay between Antennas of Digital Antenna Fields <i>Vatutin S. I.</i>	46
Experimental Adjustment of High-Speed Information Transfer Complexes for Earth Remote Sensing Spacecraft <i>Ershov A. N., Berezkin V. V., Petrov S. V., Petrov A. V., Pochivalin D. A., Smirnov D. A., Kovalev S. V.</i>	56
Preliminary Analysis of the Possibility of Building of a Terahertz Spacecraft Communication Line <i>Ermolaev D. M., Talanov A. A., Romanyuk V. A.</i>	65
Antenna of the Transmitter Receiver Module for an Active Electronically Scanned Array of the Ka-band <i>Moiseev M. V., Avdonin V. Yu., Nelin A. A.</i>	73

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

Analysis of the Results Obtained over Three Years of Operation of AIS Vessel Monitoring Equipment Based on the Resurs-P No. 2 Spacecraft <i>Kuznetsov A. M., Trusov S. V., Baraboshkin O. I., Bobrovskij S. A., Romanov A. A., Romanov A. A.</i>	80
Application of Fuzzy Sets in Problems of Identification of Vegetation Based on Remote Sensing Data <i>Strykov A. I., Morozov N. P.</i>	88

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

Calculation of Thermal Modes of the Transformation Equipment using the Electronic Base of the Libraries of EEE Parts of Space Application <i>Shcherbakov M. V., Golikov A. N., Lepeshkin D. S., Frolov M. A.</i>	94
---	----

УДК 303.732.4:528.8:556.08 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.4.3.13

Анализ основных тенденций развития спутниковых альтиметров: «подрывные» или эволюционные технологии?

А. А. Романов, д. т. н., главный конструктор направления, romulas@spacecorp.ru
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В работе рассматриваются основные тенденции развития спутниковой альтиметрии начиная с 1992 года. Приведены характеристики всех основных спутниковых альтиметров: TOPEX/POSEIDON, SIRAL-2, SRAL, POSEIDON-4 и KaRIn.

На основе анализа ключевых характеристик, представленных в исследовании альтиметров, обсуждаются основные направления их перспективного развития. Показано, что технология синтеза апертуры спутниковых альтиметров привела к улучшению пространственного разрешения в направлении вдоль полета космического аппарата до 250–300 м. Однако подобные улучшения следует считать не более чем эволюционными.

Принципиальные изменения в спутниковой альтиметрии наступят вместе с внедрением технологии радарной интерферометрии, позволяющей получать измерения высот морской поверхности в полосе визирования, аналогично традиционным данным ДЗЗ. Указанная технология будет внедрена на базе перспективного интерферометра KaRIn (SWOT), предполагаемого к запуску в 2021 г.

Запуск КА SWOT предоставит беспрецедентные возможности исследования субмезомасштабных процессов в океане и изменит базовые подходы к методикам обработки спутниковой альтиметрической информации.

Ключевые слова: спутниковые альтиметры, системный анализ, «подрывные» технологии

The Analysis of the Basic Trends in Satellite Altimeters Development: “Disruptive” or Evolutional Technologies?

A. A. Romanov, Dr. Sci. (Engineering), romulas@spacecorp.ru
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Abstract. The basic trends of satellite altimetry since 1992 are discussed in this article. The characteristics of the basic satellite altimeters TOPEX/POSEIDON, SIRAL-2, SRAL, POSEIDON-4, and KaRIn are represented.

The perspective directions of satellite altimeters evolution are discussed based on the conducted analysis of their pivotal characteristics. It was shown that the technology of the aperture synthesis used in contemporary satellite altimeters lead to the along-track spatial resolution improvements (up to 250–300 m). However, these improvements could not be considered as “disruptive” and could be related to “evolutional”.

The fundamental changes in satellite altimetry will occur along with a new radar interferometer technology implementation only. This promising technology will allow one to receive the swath measurements of a sea surface height just like traditional remote sensing data provided conventional altimeters make measurements in the subsatellite points only. The KaRIn (SWOT) altimeter will utilize this new technology with launch plans for the satellite in 2021.

The launch of the SWOT satellite will provide some new unprecedented capabilities for the research of the submesoscale structures and processes in ocean and change the basics approaches to satellite altimetry data processing.

Keywords: satellite altimeters, system analysis, “disruptive” technologies

Введение

За последние несколько десятилетий направление спутниковой альтиметрии шагнуло далеко вперед: от приборов и космических аппаратов, пригодных для выполнения исключительно геодезических миссий (для которых характерны невысокие требования к точности измерений высоты морской поверхности), до сложнейших космических комплексов, использующихся в интересах решения задач фундаментальной климатологии, промышленной океанологии и пр., предоставляющих измерения высоты морской поверхности с точностью до нескольких сантиметров [1–3].

Принципиальный скачок вперед альтиметрические комплексы сделали за последнее десятилетие после внедрения нескольких ключевых технологий, разработка которых была вызвана необходимостью повышения точности определения толщины ледового покрова в арктической и антарктической зонах. Наряду с успешной реализацией миссии TOPEX/POSEIDON, впервые позволившей говорить о системных исследованиях уровня океана спутниковыми методами [4], использование технологий синтеза апертуры в альтиметре SIRAL-2 позволило повысить пространственное разрешение практически в 10 раз.

Так, альтиметры SRAL и POSEIDON-4 [5, 6], построенные с использованием технологического задела, отработанного на предыдущих космических миссиях, позволяют достичь пространственного разрешения в 300 м, причем, в отличие от своих предшественников, пространственное разрешение альтиметра не будет зависеть от степени взволнованности подстилающей морской поверхности [6].

Квинтэссенцией развития альтиметрических космических комплексов в ближайшей перспективе станет система SWOT с размещенным альтиметром KaRIn на борту. Впервые в истории альтиметрических измерений указанный альтиметр будет способен предоставлять измерения высоты морской поверхности не только в подспутниковых точках, но и в полосах обзора с каждой стороны космического аппарата [7].

В рамках текущей работы предполагается сделать обзор характеристик существующих и пер-

спективных альтиметрических комплексов и технологий их построения. Будет проведен анализ приведенных характеристик и выделены основные направления развития спутниковых альтиметров. Кроме того, будет сделана попытка оценки степени влияния предлагаемых технологий на темпы развития спутниковой альтиметрии. В результате проведенного исследования будут выделены ключевые технологии эволюционного или «подрывного» развития направления.

TOPEX/POSEIDON

Космический аппарат TOPEX/POSEIDON (2388 кг и САС 5 лет) с одноименным альтиметром был запущен в 1992 г. и закончил свое существование в 2005 г. Обсуждая тенденции развития спутниковой альтиметрии, совершенно невозможно не упомянуть этот космический аппарат, поскольку именно с его запуском была начата активная эра использования информации спутниковых высотомеров в широких научных кругах.

КА TOPEX/POSEIDON (табл. 1) не был первым космическим аппаратом с высотомером на борту. Но он впервые дал возможность получать информацию с точностью определения высоты морской поверхности менее 5 см, что позволило начать ее активно применять для решения океанологических и океанографических задач в интересах различных потребителей [8].

Кроме того, информация TOPEX/POSEIDON (характеристики приведены в табл. 2) активно применялась для измерения не только уровня акваторий Мирового океана, но и уровня рек и прочих внутренних водоемов [10].

Необходимость решения проблемы улучшения алгоритмов «ретракинга» сигналов альтиметров КА TOPEX/POSEIDON привела в конечном счете к развитию принципиально новой технологии осуществления измерений, впервые примененных на КА CRYOSAT [11], запуск которого был неудачным. Вследствие этого первым альтиметром, который реализовал технологию синтеза апертуры, стал прибор SIRAL-2 КА CRYOSAT-2 [12].

Таблица 1. Сравнительные характеристики точности измерений альтиметров, запущенных до 1992 г. включительно, и сопутствующих поправок [9]

Источники	GEOS-3	SeaSat	GeoSat	ERS-1	TOPEX/POSEIDON
Альтиметр	13,9 ГГц	13,5 ГГц	13,5 ГГц	13,8 ГГц	5,3/13,6 (13,65) ГГц
Инструментальный шум	50 см	19 см	5 см	3 см	< 2 см
Смещение неопределенности	–	7 см	5 см	3–5 см	3 см
Временное смещение	–	5 мс	3–5 мс	1–2 мс	< 1 мс
ЕМ-смещение	10 см	5 см	2 см	2 см	< 2 см
Асимметричность	2 см	1 см	1 см	1 см	1 см
Сухая тропосфера	2 см	2 см	1 см	1 см	1 см
Влажная тропосфера	15 см	3 см	4 см	1,2 см	1,2 см
Ионосфера	2–3 см	2–3 см	2–3 см	2–3 см	1,3(2) см
Орбита	30–50 см	30 см	20 см	18 см	3,5 см
СКО	67 см	33 см	22 см	19 см	< 5 см

Таблица 2. Основные характеристики альтиметра TOPEX [8]

Параметр	Значение
1 Частота	13,575/5,3 ГГц (Ku/C)
2 Ширина полосы	320 МГц (Ku), 320 или 100 кГц (C)
3 Частота повторений импульсов	4,2 кГц (Ku), 1,22 кГц (C)
4 Длительность импульса	102,4 мкс (Ku), 102,4 или 32 мкс (C)
5 Диаметр пятна отклика сигнала	18 км
6 Масса	230 кг (1 полукомплект)
7 Потребляемая мощность	237 Вт

SIRAL-2

В 2010 г. был запущен КА CRYOSAT-2 (720 кг и SAC 5,5 лет), который предназначен для мониторинга толщины ледовых шапок на суше и ледового покрытия на море. КА был необходим для решения фундаментальной проблемы объяснения взаимосвязи между таянием арктических льдов и повышением уровня мирового океана, а следовательно,

ответа на вопрос — как этот процесс влияет на изменение климата.

КА был запущен на орбиту с наклоном 92° и высотой 717 км. Параметры орбиты предполагали длительность изомаршрутного цикла 369 дней (30 дней составлял псевдоизомаршрутный подцикл).

На борту КА был установлен высотометр SIRAL-2 (SAR/Interferometric Radar Altimeter-2), построенный с использованием принципиально новой технологии формирования сигнала DDA (Delay Doppler Altimeter) [13]. Прибор является одночастотным альтиметром, использует две приемные антенны, формирующие интерференционную картину в направлении, перпендикулярном движению КА, а также имеет два независимых канала обработки сигнала. Базовая линия антенн составляет 1,2 м. Они закреплены на едином основании со звездными датчиками для обеспечения точной информации об их позиционировании.

Сигнал альтиметра, отраженный от подстилающей поверхности, обрабатывается с использованием принципа синтеза апертуры (рис. 1) для увеличения разрешения в направлении вдоль движения космического аппарата.

Альтиметр функционирует в 3 режимах (табл. 3). Режим низкого разрешения (15 км) —

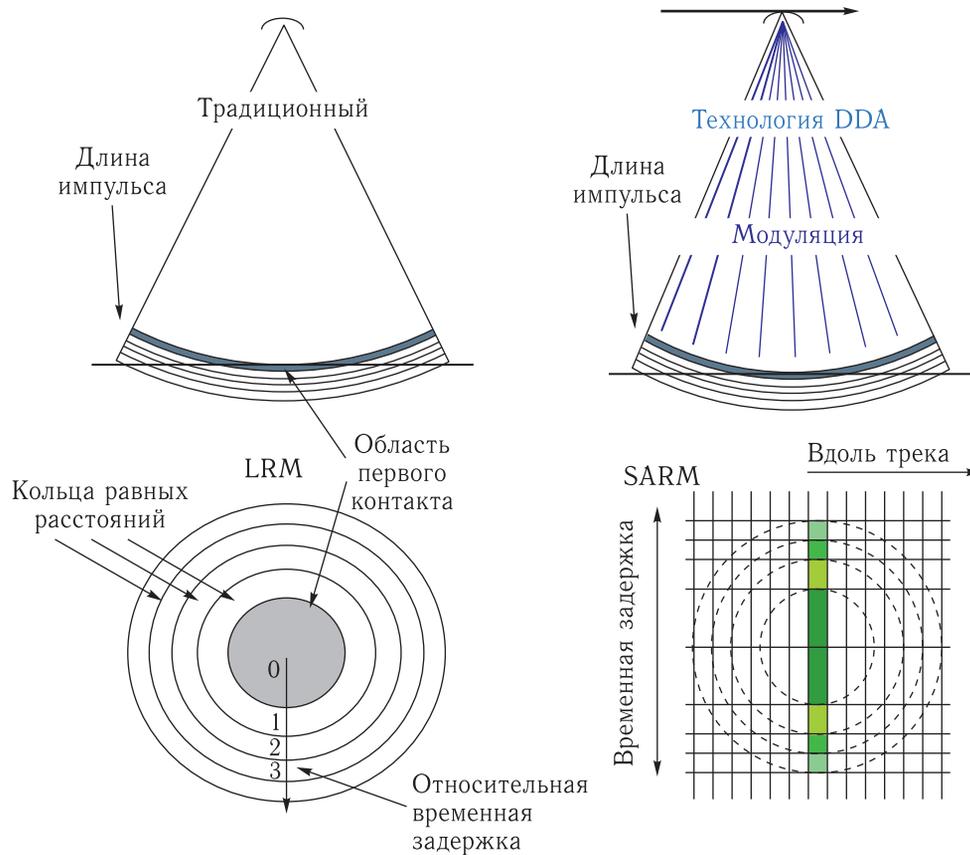


Рис. 1. Принцип работы альтиметра SIRAL-2 в режимах LRM, SARM и SARIn [12]

традиционный режим функционирования импульсного альтиметра (LRM). Применение этого режима эффективно только в случае измерения высоты поверхности над поверхностью, обладающей слабой изменчивостью [12].

Режим синтеза апертуры (SARM) использует один канал прибора и высокую частоту излучения сигнала. В этом режиме увеличивается пространственное разрешение альтиметра в направлении вдоль пролета КА до 250 м. Использование режима синтеза апертуры позволяет улучшить точность измерений над областями, покрытыми льдом [12].

Режим интерферометрии с синтезированной апертурой (SARIn) предназначен для увеличения точности измерений над регионами с сильно меняющейся топографией. Этот режим в основном используется над регионами границ ледяных покровов с существенными изменениями градиентов высоты. Два приемных канала работают одновременно с высокой частотой зондирования для обеспечения улучшенного пространственного разре-

шения в направлении, перпендикулярном направлению движения КА [12].

Альтиметр SIRAL-2 не используется для постоянного глобального мониторинга высоты поверхности океана, но технология синтеза апертуры впервые была применена именно на нем. Первым постоянно используемым альтиметром с синтезированной апертурой для глобального мониторинга высоты морской поверхности является прибор SRAL КА Sentinel-3A(B) [5].

SRAL

В 2016 (2018) гг. были запущены КА Sentinel-3A (B) (масса 1150 кг и САС 12 лет), предназначением которых является комплексное зондирование поверхности океана для изучения изменчивости верхнего слоя, а также углубление понимания механизмов взаимодействия океан-атмосфера в интересах глобальной климатологии. КА были

Таблица 3. Характеристики альтиметра SIRAL-2 [12]

	Параметр	Значение
1	Частота	13,575 ГГц
2	Ширина полосы	320 МГц (40 МГц SARIn)
3	Частота повторений импульсов	1,97 кГц (LRM), 17,8 кГц (SARM/SARIn)
4	Длительность импульса	50 мкс
5	Мощность излучения пиковая	25 Вт
6	Диаметр пятна отклика сигнала	15 км
7	Разрешение SARM/SARIn	250 м
8	Разрешение по дальности	45 см
9	Масса	70 кг (1 полукомплект)
10	Потребляемая мощность	149 Вт

запущены на солнечно-синхронную орбиту высотой 815 км и наклоном 98,6°, изомаршрутный цикл — 27 дней.

На борту КА Sentinel-3A(B) размещен альтиметр SRAL (табл. 4), который построен на базе технологий, отработанных в рамках миссий КА CRYOSAT-2, TOPEX/POSEIDON, JASON-1.

SRAL — первый в мире альтиметр, который постоянно осуществляет измерения высоты морской поверхности в режиме синтезирования апертуры. Применение указанной технологии позволило улучшить пространственное разрешение альтиметра до 300 м в направлении вдоль движения космического аппарата и не менее 2 км в направлении, перпендикулярном движению КА. При этом точность определения высоты морской поверхности осталась на уровне порядка 3 см [5].

Высотометр SRAL, как уже было сказано выше, постоянно функционирует в режиме синтезирования апертуры, но может реализовывать режим псевдонизкого разрешения (PLRM). Это необходимо для обеспечения непрерывности ряда альтиметрических измерений с учетом возможностей предшествующих приборов. Но SRAL не может обеспечить работу в режимах SARM и PLRM одновременно [5].

Таблица 4. Характеристики альтиметра SRAL [5]

	Параметр	Значение
1	Частота	13,575/5,41 ГГц (Ku/C)
2	Ширина полосы	350 МГц (Ku), 320 МГц (C)
3	Частота повторений импульсов	1,9 кГц (LRM), 17,8 кГц (SARM)
4	Длительность импульса	20 мкс
6	Диаметр пятна отклика сигнала	18 км
7	Разрешение SARM/SARIn	300 м (2 км кросс-трек)
8	Ошибка определения дальности	3 см
9	Масса	60 кг (1 полукомплект)
10	Потребляемая мощность	100 Вт

Для решения этой проблемы разработчикам альтиметра POSEIDON-4, предназначенного для перспективной миссии JASON-CS/Sentinel-6, была поставлена задача предусмотреть возможность совместного функционирования прибора в режимах SARM и LRM (PLRM) [6].

POSEIDON-4

Миссия JASON-CS/Sentinel-6 (масса 1362 кг и SAC 7,5 лет) рассматривается как потенциальное продолжение существующих альтиметрических миссий JASON-2/3, которые в свою очередь обеспечивают непрерывный ряд измерений относительно КА TOPEX/POSEIDON и JASON-1. Запуск двух космических аппаратов предполагается в 2020 и 2026 гг. [15].

КА JASON-CS/Sentinel-6 будут построены на базе успешной платформы CRYOSAT-2. Предполагается запустить два космических аппарата на орбиты, аналогичные орбитам семейства КА TOPEX/POSEIDON и JASON [15].

Альтиметр POSEIDON-4 будет с большой вероятностью использовать технологии, отработанные при создании высотометра SRAL. POSEIDON-4 будет представлять собой двухчастотный альтиметр (Ku- и C-диапазоны), функционирующий как

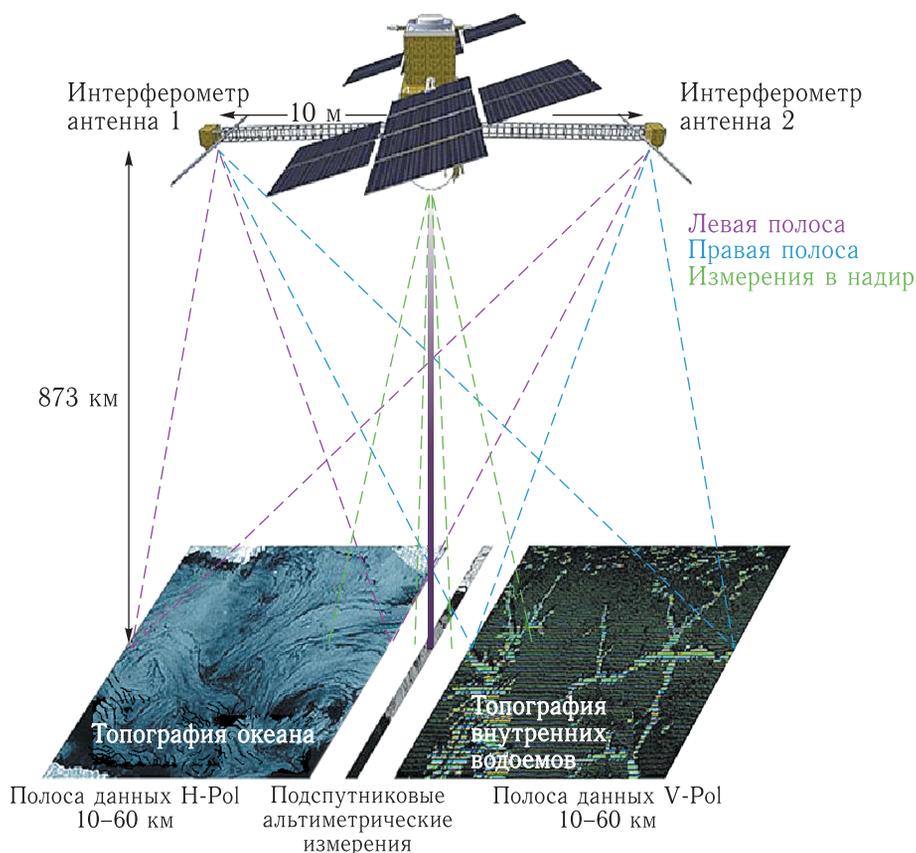


Рис. 2. Концепция функционирования КА SWOT [7]

в режимах LRM и SARM, так и в режиме, объединяющем два предыдущих (IRM). Предполагается, что пространственное разрешение вдоль направления движения КА не превысит 300 м, а точность определения высоты морской поверхности будет не хуже 3 см [6].

Миссия JASON-CS/Sentinel-6 призвана обеспечить плавный переход от традиционных альтиметрических миссий JASON-2/3 к принципиально новому радарному интерферометру KaRIn, который предполагается запустить на КА SWOT не ранее 2021 г. [7].

KaRIn

SWOT (~2000 кг и САС 5 лет) — принципиально новая альтиметрическая миссия, которая предполагает впервые в истории получать изображения подстилающей поверхности (рис. 2), содержащие измерения высоты поверхности в каждой его точке [7].

Космический аппарат SWOT будет запущен на орбиту высотой около 900 км с наклоном $77,6^\circ$, при этом изомаршрутный цикл составит 21 день. В настоящее время рассматриваются возможность его запуска ракетопосителем Falcon-9 (SpaceX) с базы Ванденберг (США) и предварительная дата запуска — апрель 2021 г. [7].

Основным прибором КА SWOT (табл. 5) станет интерферометр Ka-диапазона KaRIn, который будет осуществлять измерения в полосе 100 км (по 50 км по каждой стороне от КА) вдоль трассы пролета космического аппарата. Кроме того, предполагается осуществление измерений в традиционном LRM-режиме. Пространственное разрешение альтиметрических изображений должно составить 2–70 м в зависимости от режима наблюдений [7].

Внедрение в практику исследований информации интерферометра KaRIn существенно повлияет на методики обработки информации, поскольку факт получения информации о высоте морской

Таблица 5. Характеристики альтиметра KaRIn [7]

	Параметр	Значение
1	Частота	35,75 ГГц
2	Ширина полосы	200 МГц
3	Частота повторений импульсов	4,4 кГц
4	Длительность импульса	4,5 мкс
6	Пространственное разрешение	2–70 м
7	Ширина полосы	100 км (2 × 50 км)
8	Ошибка определения дальности	3 см (10 см — внутренние водоемы)
9	Масса	294 кг
10	Потребляемая мощность	810 Вт (пиковая мощность 1500 Вт)

поверхности в полосе вместо подспутниковой точки, очевидно, влечет собой неизбежные изменения в методике получения основных тематических продуктов. Кроме того, при рассмотрении приведенных характеристик современных спутниковых альтиметров выявляется ряд определенных тенденций, которые необходимо проанализировать.

Анализ основных тенденций

Наиболее показательные результаты, отражающие темпы развития альтиметрических приборов и систем на их основе, возникают при анализе основных технических характеристик, представленных в обзоре выше (табл. 6). Действительно, масса космических аппаратов с 1992 г. сократилась практически в два раза (за исключением КА CRYOSAT-2, масса которого менее 1000 кг, что можно объяснить меньшим количеством приборов, размещенных на борту).

Наблюдается улучшение практически всех показателей с момента запуска альтиметра TOPEX/POSEIDON до комплекса SRAL: масса приборов уверенно сокращается, а энергопотребление падает. Кроме того, длительность зондирующих импульсов сокращается в силу внедрения новой технологии

синтеза апертуры, что в конечном счете приводит к качественному изменению пространственного разрешения от 18 км до 250–300 м.

На рис. 3 приведены два трека альтиметра SRAL KA Sentinel-3A и Sentinel-3B. На изображении четко прослеживается граница водоема, что делает альтиметрические измерения пригодными для определения его уровня. Ранее для альтиметров TOPEX/POSEIDON и даже POSEIDON-2 предполагалась полная отбраковка информации для условий так называемой «мелкой воды» [15, 16]. В соответствии с приведенной информацией на рис. 3 уровень озера Ван (Турция) составляет 1647 м.

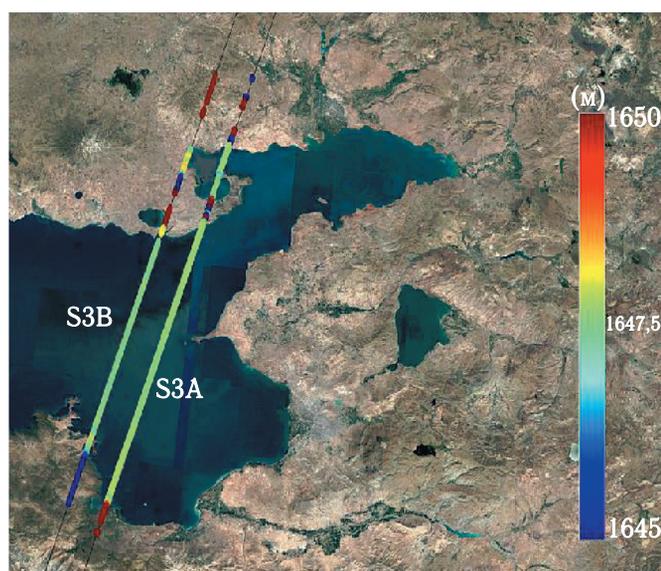


Рис. 3. Изображение двух подспутниковых треков измерений альтиметров: Sentinel-3A от 26.04.2018 г. и Sentinel-3B от 09.05.2018 г. [14]

Анализ изображения показывает, что внедрение технологии синтеза апертуры и, как следствие, повышение пространственного разрешения вдоль трассы пролета спутника приводят к тому, что соотношение сигнал/шум для регионов перехода суша/вода серьезно улучшился. Следовательно, использование режима синтеза апертуры позволяет уточнить измерения над внутренними водоемами и в акваториях с «мелкой» водой.

Точность определения высоты морской поверхности различными альтиметрическими комплексами стабилизировалась на уровне 3 см, кроме того, сравнялись они и по возможностям предоставления

Таблица 6. Сводная таблица основных характеристик существующих и перспективных альтиметрических миссий

	TOPEX/POSEIDON	SIRAL-2	SRAL	POSEIDON-4	KaRIn
Частота, ГГц	13,575/5,3	13,575	13,575/5,41	13,575/5,41	35,75
Частота повторений импульсов, кГц	4,2	1,97/17,8	1,9/17,8	1,9/17,8	4,4
Длительность импульса, мкс	102,4 (Ku), 102,4 или 32 (C)	50	20	20	4,5
Пространственное разрешение, км	18	0,25	0,3	0,3	0,002–0,070
Ошибка определения дальности, см	< 5	< 45	3	3	3
Масса, кг	230	70	60	60	294
Потребляемая мощность, Вт	237	149	100	100	810
Режим синтеза апертуры	–	+	+	+	+
Ширина полосы, км	–	–	–		100
Масса КА, кг	2388	720	1150	1362	~2000
САС КА, лет	5 (13)	5,5 (8)	12	7,5	5

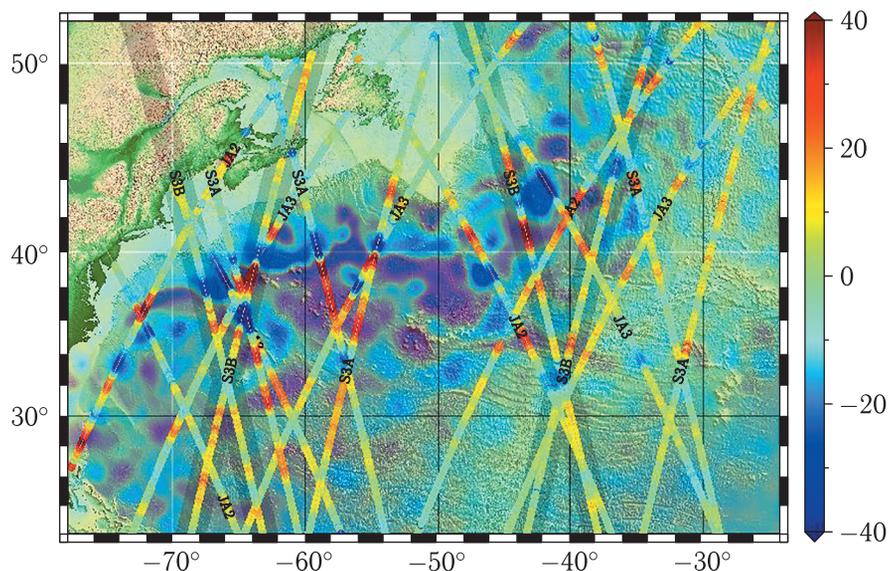


Рис. 4. Измерения аномалий высоты морской поверхности (см) четырех альтиметрических аппаратов (JASON-2 (JA2), JASON-3 (JA3), а также Sentinel-3A (S3A) и Sentinel-3B (S3B)) для региона Атлантического океана на 08.05.2018 г. [17]

и учета сопутствующих измерениям геофизических поправок [4–7]. Подобный вывод можно сделать, анализируя информацию, представленную на рис. 4.

На изображении представлены треки различных альтиметрических КА, полученные за одни сутки. Видно, что в точках пересечения треков

разных альтиметрических систем высота поверхности океана практически совпадает. Следовательно, для одновременного использования информации от нескольких систем не требуется проводить дополнительной кросскалибровки, как делалось, например, для миссий TOPEX/POSEIDON и ERS [18].

С учетом одновременной работы сразу четырех космических аппаратов с альтиметром на борту (рис. 4) за сутки набирается достаточно информации для реконструкции карты морской поверхности для определенного региона. Реконструкция или восстановление пространственного распределения высоты поверхности подразумевает использование различных методик аппроксимации или ассимиляции информации.

Следует отметить, что все ранее запущенные и современные альтиметры предоставляют информацию об уровне морской поверхности исключительно в подспутниковой точке. Именно поэтому все продукты, получаемые для последующего использования в различных приложениях, пересчитываются в узлы регулярной сетки с различным пространственным шагом. Временной шаг подобных продуктов определялся промежутком времени, равным по величине изомаршрутному циклу альтиметрической системы (т. е. не менее 10 сут, при использовании информации КА TOPEX/POSEIDON). Единственный механизм, применявшийся для сокращения времени «экспозиции» исследуемого региона, состоял в использовании информации от различных альтиметрических КА.

В соответствии с моделированием, проведенным в [19], показано, что ошибки восстановления распределений доходят до 40–60% на модельных данных, т. е. существенное уточнение или улучшение непосредственных измерений спутниковых альтиметров будут нивелироваться неизбежными ошибками восстановления пространственных распределений, необходимых для исследования мезомасштабной изменчивости, циркуляции океана и для решения прочих прикладных задач.

Предложенные выше соображения показывают, что технологию синтеза апертуры нельзя считать «подрывной» технологией [20], способной перевернуть развитие спутниковой альтиметрии. Эта технология позволяет добиться исключительно последовательных улучшений, не оказывающих существенного влияния на качество финального продукта — пространственного распределения высот морской поверхности.

Действительно «подрывным» достижением в спутниковой альтиметрии (при условии успешной реализации и запуска КА) будет технология радар-

ной интерферометрии, которая позволит получать информацию о высоте морской поверхности в полосе обзора. Будущая космическая миссия SWOT позволит получать изображение, каждая точка которого будет характеризовать высоту морской поверхности в ней. При этом полоса обзора составит 100 км, а пространственное разрешение будет варьироваться от 2 до 70 м. Масса космического аппарата составит около 2 т, САС 5 лет.

На первый взгляд, вышеперечисленные параметры с точки зрения сегодняшних характеристик аппаратуры ДЗЗ особенно не впечатляют. Но здесь наблюдается четкое соответствие механизму развития «подрывной» технологии на рынке: ее показатели всегда даже несколько хуже, чем общие по всему ряду [20]. Применительно к технологии радарной интерферометрии не стоит забывать, что при условии ее внедрения устраняется практически основной источник погрешности — необходимость аппроксимации альтиметрических данных для получения пространственного распределения исследуемого параметра, а прочие характеристики (пространственное разрешение, размер полосы, точность определения высоты) могут быть эволюционно улучшены.

С появлением «альтиметрических» снимков постепенно отпадет необходимость в проведении сложных процедур аппроксимации альтиметрической информации для реконструкции пространственных распределений высоты морской поверхности. Карты течений на поверхности будут получаться непосредственно обработкой вышеупомянутых изображений. Внедрение технологии радарной интерферометрии впервые позволит изучать субмезомасштабную изменчивость (как пространственную, так и временную) Мирового океана, что предоставляет беспрецедентные возможности для изучения, например, фундаментальных климатологических процессов. Фактически неизбежно произойдет изменение общепринятой парадигмы обработки данных спутниковой альтиметрии и переход к принципиально новым научным и прикладным продуктам.

При условии последовательного развития предлагаемой технологии интерферометрические альтиметрические данные в перспективе заменят собой информацию спутниковых радиолокаторов, применяемую для исследования изменчивости мирового

океана, поскольку, обладая всеми преимуществами радиолокационных измерений, будет предоставлять дополнительную информацию — данные о высоте поверхности океана.

Выводы

В рамках настоящей работы приведен обзор и анализ характеристик основных альтиметрических систем, запущенных с 1992 г. или предполагаемых к запуску в ближайшие 2–3 года. Показано, что существует тенденция к сокращению массы и энергопотребления полезных нагрузок и, как следствие, общей массы альтиметрических КА.

В результате внедрения технологии синтеза апертуры пространственное разрешение современных спутниковых альтиметров достигло 250–300 м в направлении вдоль трассы движения КА, что привело значительным улучшениям альтиметрической информации, используемой при исследованиях состояния гидрологических процессов внутренних водоемов и прибрежных зон.

В результате анализа тенденций развития спутниковых альтиметров показано, что технология синтеза апертуры определяет эволюционное развитие возможностей спутниковых альтиметров и не приводит к качественному скачку в рассматриваемой области.

Действительно «подрывной» технологией в спутниковой альтиметрии потенциально может стать радарная интерферометрия. Получение информации о высоте морской поверхности в полосе обзора неизбежно приведет к изменению общей парадигмы обработки информации спутниковой альтиметрии, поскольку перестанут использоваться механизмы реконструкции пространственных распределений высоты морской поверхности, исчезнет надобность в аппроксимации данных.

Запуск и последующее успешное функционирование КА SWOT, регулярное получение данных альтиметра KaRIn позволят получать информацию о динамике Мирового океана с беспрецедентной совокупностью пространственно-временного разрешения и точности. Впервые в истории изучения Мирового океана появится возможность исследования субмезомасштабных процессов как по вре-

менным (время пролета КА над исследуемой акваторией), так и по пространственным показателям (2–70 м).

Список литературы

1. *Bonnefond P. et al.* Calibrating the SAR SSH of Sentinel-3A and CryoSat-2 over the Corsica Facilities // *Remote Sens.*, 2018, vol. 10, no. 92. P. 1–14.
2. *Bonnefond P. et al.* The Benefits of the Ka-Band as Evidenced from the SARAL/AltiKa Altimetric Mission: Quality Assessment and Unique Characteristics of AltiKa Data // *Remote Sens.*, 2018, vol. 10, no. 163. P. 1–32.
3. *Bonnefond P. et al.* SARAL/AltiKa absolute calibration from the multi-mission Corsica facilities // *Mar. Geodesy*, 2015, vol. 38. P. 171–192.
4. *Fue L.-L., Cazenave A.* Satellite Altimetry and Earth Science. A handbook of techniques and applications. Academic Press, 2001. P. 463.
5. Sentinel-3. Электрон. дан. ЕС, 2018. Заглавие с экрана. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/copernicus-sentinel-3>
6. Jason-CS. Электрон. дан. США, 2018. Заглавие с экрана. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/j/jason-cs>
7. SWOT. Электрон. дан. США, 2018. Заглавие с экрана. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/swot>
8. TOPEX/POSEIDON. Электрон. дан. США, 2018. Заглавие с экрана. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/topex-poseidon>
9. *Романов А. А., Романов А. А.* Основы космических информационных систем. М.: Радиотехника, 2013. 352 с.
10. *Жуков И. П., Романов А. А., Романов А. А.* Определение уровня реки Амур по данным альтиметрического спутника TOPEX/POSEIDON // *Мехатроника, автоматизация, управление*, 2007, № 5. С. 12–15.
11. CRYOSAT. Электрон. дан. ЕС, 2018. Заглавие с экрана. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cryosat>
12. CRYOSAT-2. Электрон. дан. ЕС, 2018. Заглавие с экрана. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/c-missions/cryosat-2>

13. *Mineart G. M.* Emerging Space-Based Radar Altimeter Technologies // *Sigma Earth Observations*, 2005, vol. 5, no. 3. P. 6–12.
14. Lake Van water height from Sentinel-3B. Электрон. дан. ЕС, 2018. Заглавие с экрана. http://m.esa.int/spaceimages/Images/2018/05/Lake_Van_water_height_from_Sentinel-3B
15. *Benada R.* PO.DAAC merged GDR (T/P) users handbook. Rep. JPL D-11007. Pasadena: Jet Propul. Lab., 1993. P. 111.
16. *Picot N., Case K., Desai S. and Vincent P.* AVISO and PODAAC User Handbook. IGDR and GDR Jason Products. Rep. JPL D-21352. Pasadena: Jet Propul. Lab., 2003. P. 120.
17. Just two weeks after the launch of the environment-monitoring satellite Sentinel-3B, the third of its payload of instruments — its radar altimeter — has begun sending high-precision measurements back to Earth. Электрон. дан. ЕС, 2018. Заглавие с экрана. https://www.eumetsat.int/website/home/News/DAT_3913829.html
18. *Ducet N., Le Traon P. Y., Reverdin G.* Global high resolution mapping of ocean circulation from the combination of TOPEX/POSEIDON and ERS-1/2 // *Journal of Geophysical Research (Oceans)*, 2000, vol. 105, no. C8. P. 19477–19498.
19. *Куницын В. Е., Романов А. А.* Восстановление карт поверхности океана методом локальной сплайн аппроксимации с хаотично расположенными узлами // *Радиотехника и электроника*, 2004, т. 49, № 4. С. 466–480.
20. *Кристенсен К., Скотт Э., Рот Э.* Дилемма инноватора. Альпина Паблишер, 2018. 239 с.

УДК 681.7.069.32 +629 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.4.14.27

Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения (часть II)

А. И. Бакланов, к. т. н., optecs@samspace.ru

Филиал АО РКЦ «Прогресс»–НПП «ОПТЭК», Москва, Зеленоград, Российская Федерация

Аннотация. Настоящая статья является продолжением (второй частью) статьи, опубликованной ранее [1]. Рассмотрены основные тенденции развития мировой группировки космических оптико-электронных систем наблюдения высокого и сверхвысокого разрешения. Большое внимание уделено построению больших группировок однотипных и разнотипных спутников зарубежными компаниями и операторами, такими как DigitalGlobe, Planet, BlackSky, Satellogic, а также планам развертывания таких группировок в Китае, Франции, Индии, Японии, Канаде и др. Дано описание некоторых микроспутников с оптико-электронной аппаратурой и новых схем наблюдения. Отмечается, что в составе КА ДЗЗ все чаще используются либо отдельная аппаратура, либо отдельные режимы съемки для получения данных (видеороликов) в форматах видео FHD и даже UFHD (4K). Режимы «живого видео» так же, как развертываемые многоспутниковые группировки, нацелены на высокооперативное получение и обновление данных. Подробно анализируются два основных направления развития оптико-электронных систем дистанционного зондирования Земли высокого и сверхвысокого разрешения на основе традиционных «больших» спутниковых платформ и инструментов, а также микро- и миниспутниковых группировок. Проводится сравнительный анализ применяемых технических решений и достигаемых характеристик, позволяющий оценить возможные области применения подобных систем в будущем.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, ДЗЗ, оптико-электронные спутники высокого и сверхвысокого разрешения, пространственное разрешение, информационная производительность, оперативность наблюдения, группировки спутников ДЗЗ, видео из космоса

New Horizons of Space Systems of Optical-Electronic Observation of High Resolution Earth (Part II)

A. I. Baklanov, *Cand. Sci. (Engineering)*, optecs@samspace.ru

Branch of JSC RSC “Progress”, SPE “OPTEKS”, Moscow, Zelenograd, Russian Federation

Abstract. This article is a continuation (second part) of the article published earlier [1]. The main trends in the development of the global grouping of space optical and electronic observation systems of high and ultra-high resolution are considered. Much attention is paid to the construction of large groups of satellites of the same type and different types by foreign companies and operators, such as DigitalGlobe, Planet, BlackSky, Satellogic, as well as plans to deploy such groupings in China, France, India, Japan, Canada etc. The description of some microsattelites with optical-electronic equipment and new observation systems is given. It is noted that, Earth remote sensing satellites increasingly employ either separate equipment or separate recording modes for receiving data (videos) in FHD and even UFHD (4K) video formats. Live video modes, as well as the new multi-satellite groupings, are aimed at high-speed acquisition and update of information. Two main directions for the development of high-resolution and ultra-high resolution optical-electronic remote sensing systems based on traditional large satellite busses and instruments, as well as micro- and mini-satellite constellations, are analyzed in detail. A comparative analysis of the applied technical solutions and the achieved characteristics is carried out, allowing evaluating the possible applications of such systems in the future.

Keywords: Earth remote sensing, ERS, optical and electronic satellites of high and ultra-high resolution, spatial resolution, information performance, observation speed, ERS constellations, video from space

Группировки оптико-электронных спутников высокого и сверхвысокого разрешения

До недавнего времени основным способом обеспечения высокой периодичности был запуск спутника наблюдения на достаточно высокую орбиту, что позволяло расширить полосу обзора. В последние годы четко обозначился альтернативный способ обеспечения высокой периодичности наблюдения, основанный на развертывании многоспутниковых группировок оптико-электронного наблюдения высокого разрешения на относительно низких орбитах. Здесь можно провести определенную аналогию со связью через геостационарные спутники и низкоорбитальные группировки Iridium и GlobalStar. Сегодня в ДЗЗ высокого разрешения происходят процессы подобные тем, что происходили в спутниковой телефонии и передаче данных в конце 90-х гг. прошлого века и начале 2000-х гг. Потенциальная стоимость услуг, создаваемых на основе постоянно и быстро обновляемых данных съемки, может оправдать создание многоспутниковых низкоорбитальных систем. Принципиальную роль в данном вопросе играет многократное снижение массы и стоимости как самих микро- и миниспутников ДЗЗ высокого разрешения, так и их полезной нагрузки, а также, соответственно, стоимости услуг по выведению КА малой массы на орбиту. Уже сегодня стало нормой выведение на орбиту сразу нескольких однотипных аппаратов или даже нескольких десятков аппаратов.

Конечно, группировки оптико-электронного наблюдения спутников существовали и ранее. Они создавались и развертывались постепенно. Большинство таких космических систем, как, например, в американской компании DigitalGlobe, постепенно обновляются и наращиваются. Нужно отметить, что группировками оптико-электронных спутников высокого и сверхвысокого разрешения обладают не только США (DigitalGlobe), но и Россия [2, 3] (3 спутника «Ресурс-П», 3 спутника «Канопус-В», «Канопус-В-ИК»), Франция (Pleiades-1A, -1B и Spot-6, -7) [4, 5], Корея (KompSat-2, KompSat-3, KompSat-3A). После запуска КА IGS-O Demo и IGS-05 японская группировка спутников видовой

разведки увеличилась до 7 космических аппаратов. Кроме того, планируется развертывание группировки с разрешением 0,5 м на основе малогабаритных КА ASNARO, первый из которых был запущен в 2014 г. Китай постоянно наращивает свою группировку спутников ДЗЗ, причем движется сразу по нескольким направлениям: картография (Tianhui, Ziyuan-3), высокое и сверхвысокое разрешение (ряд спутников из серий Yaogan, Gaofen, Jilin-1) [6, 7]. Делая ставку в основном на собственные силы и промышленность, китайские специалисты не пренебрегают и зарубежным опытом. Так, в 2015 г. на орбиту одним пуском были выведены сразу три спутника ДМС-3 с разрешением 1 м, разработанные и изготовленные специалистами SSTL (Великобритания) по заказу Китая. В 2016 г. на орбиту одним пуском доставлена и приступила к работе пара легких (масса всего около 500 кг) китайских спутников, имеющих коммерческое наименование SuperView-01 и SuperView-02 (Gaojing-1-01 и Gaojing-1-02.) с разрешением 0,5 м [8]. В начале 2018 г. на орбиту выведены еще два таких аппарата, а до 2022 г. планируется развернуть группировку из 16 таких аппаратов и еще 4–6 КА PCA.

Идея создания группировок коммерческих спутников ДЗЗ высокого разрешения не нова. Еще в 2000 г., когда на орбиту был выведен израильский оптико-электронный спутник EROS-A с разрешением 1,9 м, планировалось, что в ближайшее время будет развернута группировка из 6 таких миниспутников. Однако время шло, а эта группировка так и не появилась. Только в 2006 г. на орбите появился еще один израильский гражданский спутник EROS-B с улучшенными характеристиками. По всей видимости, тогда, в начале 2000-х гг., еще не сложилась коммерческая потребность в быстром обновлении данных высокого разрешения и в высокопериодической съемке и контроле как отдельных объектов, так и больших территорий, вплоть до постоянного обновления данных на всю Землю.

Первым шагом к эре космических коммерческих группировок спутников ДЗЗ высокого разрешения можно считать вывод на орбиту в 2008 г. сразу пяти оптико-электронных миниспутников RapidEye с разрешением 6,5 м. Эта группировка спутников, с учетом характеристик аппаратуры, ориентирована в основном на оперативное

получение данных в интересах сельского и лесного хозяйств.

С 2013 г. компания Planet Labs начала реализовывать свои планы по созданию 3U-кубсатов Dove [9] (Flock) (рис. 1) с разрешением 3–5 м. В 2015 г. компания, переименованная в Planet, выкупила у Black Bridge обанкротившуюся к тому времени группировку RapidEye. Это объединение группировок одним оператором говорит не только о сохранении приоритетов сбора данных для сельского и лесного хозяйств, но и о постановке новых задач, нацеленных на постоянный оперативный контроль промышленных объектов, транспортных сухопутных и морских перевозок и т. п. По заявлениям компании Planet, именно за эти оперативные данные сегодня готовы платить заказчики. Поэтому компания поставила перед собой задачу оперативной съемки всей поверхности Земли за одни сутки.

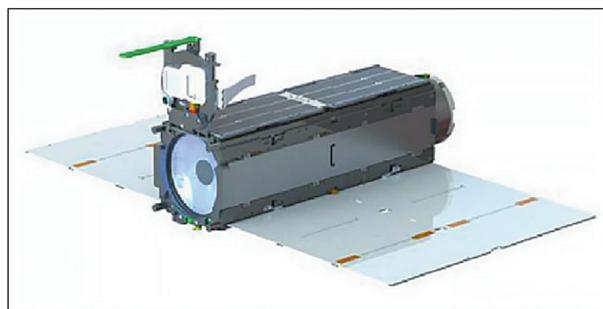


Рис. 1. Внешний вид спутника Dove (Flock)

На конец февраля 2017 г. на орбите работало уже 144 наноспутника Flock [10] различной модификации. На рис. 2 столбиками показано количество ежегодно запускавшихся спутников типа «Dove», а графиком — количество реально работавших наноспутников из общего числа выведенных на орбиту. На этом этапе было заявлено, что компания в этот период достигла своей основной цели и создала группировку, способную получать изображение каждой точки на Земле с разрешением до 3,7 м с интервалом не более 24 ч: «Селфи Земли каждые 24 часа». По замыслу, группировка этих спутников массой 4,5 кг должна насчитывать более 200 аппаратов.

Развертывание и поддержание численности группировки спутников Flock продолжилось,

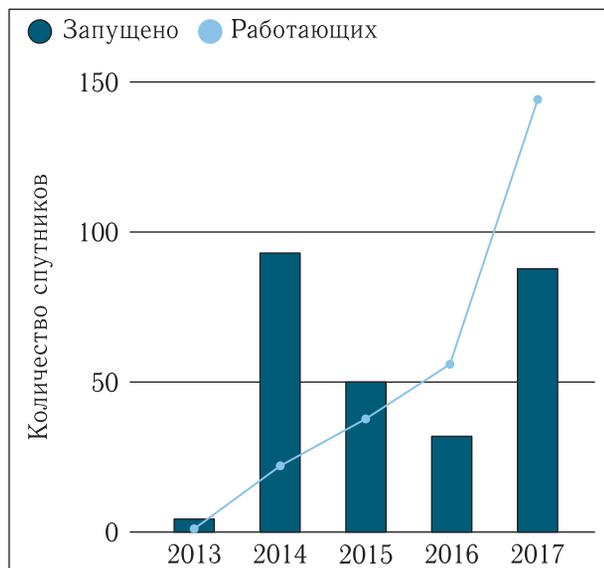


Рис. 2. График развертывания системы спутников Flock (Dove)

и 14 июля 2017 г., попутно с запуском КА «Канопус-В-ИК», на орбиту было доставлено еще 48 кубсатов типа Dove. В течение всего периода развертывания спутники выводились попутными запусками на орбиты, близкие к основным космическим аппаратам, а также к МКС. В результате группировка существует на самых разных орбитах как по высоте, так и по наклонению. Пространственное разрешение также различное и составляет от 2,7 до 5 м. Тем не менее основная часть (около 3/4) находится на солнечно-синхронных орбитах и имеет разрешение около 3,7 м. Планируется, что суточная производительность системы составит 150 млн км².

Полезная нагрузка типичного спутника Dove представляет собой телескоп Максудова–Кассегрена диаметром 90 мм и фотоприемное устройство на основе кадровой ПЗС-матрицы с фильтром Байера, обеспечивающим классические R (610–700 нм)-, G (500–590 нм)-, B (420–530 нм)-диапазоны цветного изображения. Фокусное расстояние телескопа 1140 мм. Интересно отметить, что собственно телескоп занимает 11/12 объема всего спутника. По мере развития было создано три генерации полезной нагрузки. У первого поколения оптическая система содержала всего два оптических элемента, а фотоприемная матрица имела формат 11 Мп. Спутники одного из первых поколений, запусков-

шиеся с МКС на орбиту высотой 420 км, имели разрешение 2,7 м и могли снимать площадку $10,9 \times 7,3 \text{ км}^2$ (79 км^2). В дальнейшем телескоп получил конструкцию из углепластика и стал содержать уже 5 оптических элементов (т.е. добавился линзовый корректор). Поле зрения телескопа увеличилось, качество изображения значительно улучшилось, и вместе с ним стала использоваться матрица форматом 29 Мп. Спутники с таким инструментом называют Flock-3P. С высоты 475 км проекция пиксела составляет 3,73 м, а размер снимаемого кадра $24,6 \text{ км} \times 16,4 \text{ км}$, т.е. 405 км^2 . Точность географической привязки — около 20 м (СЕ90). В некоторых публикациях указывается, что ожидается генерация аппаратуры с дополнительным четвертым спектральным каналом в области ближнего ИК-диапазона (760–900 нм).

Аппаратура радиолинии выполнена из коммерчески доступных компонентов (разработанных для сотовой связи) и работает в X-диапазоне (8025–8400 МГц) со скоростью от 12,5 до 120 Мбит/с. Мощность высокочастотного передатчика составляет 2 Вт.

Прием информации осуществляется наземными станциями с приемными антеннами диаметром 4,5–8 м. Для приема целевой информации могут использоваться 36 антенн, размещенных в 12 районах земного шара. Потенциально созданная наземная сеть может принимать и обрабатывать до 6 Тбайт информации в сутки от 150 спутников. Все процессы по управлению группировкой спутников и приемом информации максимально автоматизированы. По сообщениям компании, для этого постоянно задействовано всего несколько человек.

В 2017 г. компания Planet сделала следующий шаг в развитии своего бизнеса и приобрела у Google группировку спутников SkySat с разрешением лучше 1 м. 3 декабря 2018 г. на орбиты были доставлены уже 14-й и 15-й космические аппараты SkySat-C12 SkySat-C13. В настоящее время на орбите находятся 15 таких МКА (см. табл. 1, 2 [1]). Масса каждого из первых трех спутников SkySat около 90 кг [11]. Последующие аппараты SkySat-C2–C13 оснащаются двигательной установкой для поддержания орбиты и баллистического построения системы (рис. 3). Масса таких аппаратов на 30 кг больше. Планируется, что



Рис. 3. Два поколения КА SkySat

в будущем группировка будет доведена до 24 КА, что обеспечит возможность съемки любого объекта в средних широтах до 8–10 раз в сутки, т.е. с периодичностью 2–3 ч.

Каждый SkySat [12] оснащен телескопом по схеме Ричи–Кретьена–Кассегрена с фокусным расстоянием 3,6 м. В фокальной плоскости установлены 3 матричных КМОП-фотоприемника форматом 2560×2160 пикс (5,5 Мпикс). Размер пикселей 6,5 мкм. Расположение матриц в фокальной плоскости показано на рис. 4. Верхняя половина детектора используется для получения панхроматических изображений. Нижняя разделена на 4 полосы, накрытые светофильтрами с синим, зеленым, красным и ближним инфракрасным каналами. Проекция пикселей для первых двух аппаратов составляет 1,1 м. После наземной обработки (передискретизации) разрешение составляет 0,9 м. На последующих спутниках SkySat разрешение составляет 0,7 м и достигается за счет снижения высоты орбиты.

Основной особенностью оптико-электронной аппаратуры спутников Skysat является то, что съемка ведется кадрами с частотой около 40 Гц. Время накопления (экспозиции) минимизируется, чтобы не было «смаза» изображения. Каждый кадр сжимается с использованием алгоритма JPEG2000, сохраняется в памяти общим объемом 768 ГБ и передается на наземные станции со скоростью 450 Мбит/с. На наземной станции множество отдельных перекрывающихся кадров изображения накладываются друг на друга и суммируются, обеспечивая повышение сигнала и отношения сигнал/шум. В результате получается снимок

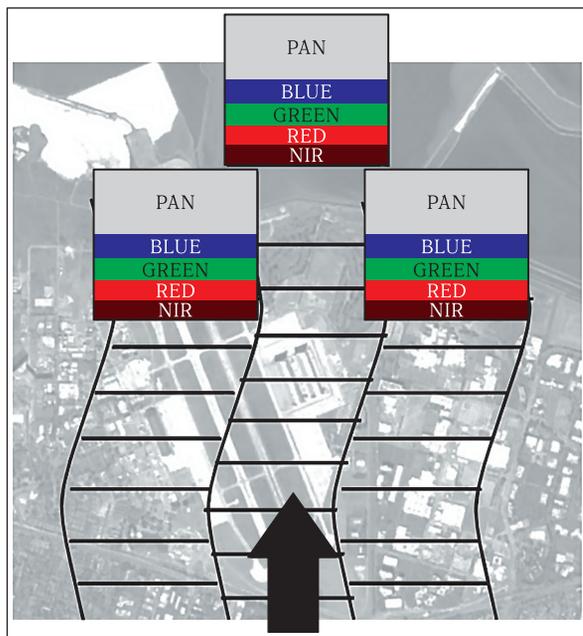


Рис. 4. Расположение КМОП-матриц SkySat и схема съемки

с полосой захвата 8 км и динамическим диапазоном 11 разрядов.

Положительным моментом такого режима съемки является существенное снижение требований к точности ориентации и стабилизации космического аппарата в момент съемки (рис. 4). Это облегчает и удешевляет системы космического аппарата и дает выигрыш в массе и стоимости. Основная тяжесть обработки ложится на наземные алгоритмы, реализующие такой цифровой ВЗН. Однако «платой» за это является существенное увеличение объема передаваемой на Землю информации в расчете на один пиксель. Даже с учетом сжатия количество информации на один пиксель вырастет приблизительно пропорционально количеству кадров, используемых при суммировании. Соответственно уменьшится суточная производительность съемки, выраженная в отснятой площади. Кроме того, для получения качественного изображения с высоким отношением сигнал/шум требуется прибегать к тангажному замедлению и увеличению экспозиции в каждом отдельном кадре. Это сближает спутники SkySat с КА EROS-A и OrbView-3, а также Cartosat-2, имевшими в фокальной плоскости только линейные фотоприемники ПЗС и осуществлявшими съемку

с тангажным замедлением. Однако использование двухкоординатных матриц дает возможность увеличения сигнала за счет суммирования отдельных кадров, как это описано выше. Можно показать, что при прочих равных условиях качество изображения, полученное с использованием «классических» матриц ПЗС-ВЗН, будет лучше, особенно в режимах с синхронной съемкой без тангажного замедления. То же можно сказать и об информационной производительности. Однако в данном проекте приоритеты были, видимо, расставлены в пользу массовых и стоимостных характеристик.

Сочетание тангажного отслеживания и покадровой съемки с частотой до 40 Гц обеспечивает получение видеороликов, как это было описано выше. За время съемки одного видеоролика, которое составляет 90 с, спутник пролетает около 640 км. При этом существенно изменяются дальность, углы визирования и масштаб наблюдаемого объекта (сцены). Очевидно, что при формировании единой сцены, приведенной к одной проекции и масштабу, используются алгоритмы трансформирования и передискретизации изображений. Это в равной степени относится и к формированию видео ($2,0 \times 1,1 \text{ км}^2$ с разрешением 1,1 м), и к формированию единой сцены шириной 8 км. Сама обработка данных и получение изображения целой сцены или фильма в необходимом формате происходят на наземной станции. При суммировании нескольких кадров разрешение повышают на величину около 20%.

Анализ технических решений, использованных при создании спутников Flock и SkySat позволяет сделать вывод об источниках и причинах этого «прорыва» в сторону резкого скачкообразного уменьшения массы и стоимости космических аппаратов ДЗЗ, за которым, очевидно, последует уменьшение стоимости информации и услуг на основе ее. Дорогу таким системам проложила история создания наноспутников типа CubeSat. Опыт их создания продемонстрировал, что используемые для их изготовления современные промышленные электронные компоненты в большинстве своем обладают достаточно высокой надежностью и стойкостью к космическим факторам, а степень ее интеграции и низкая цена позволяют изготовить очень

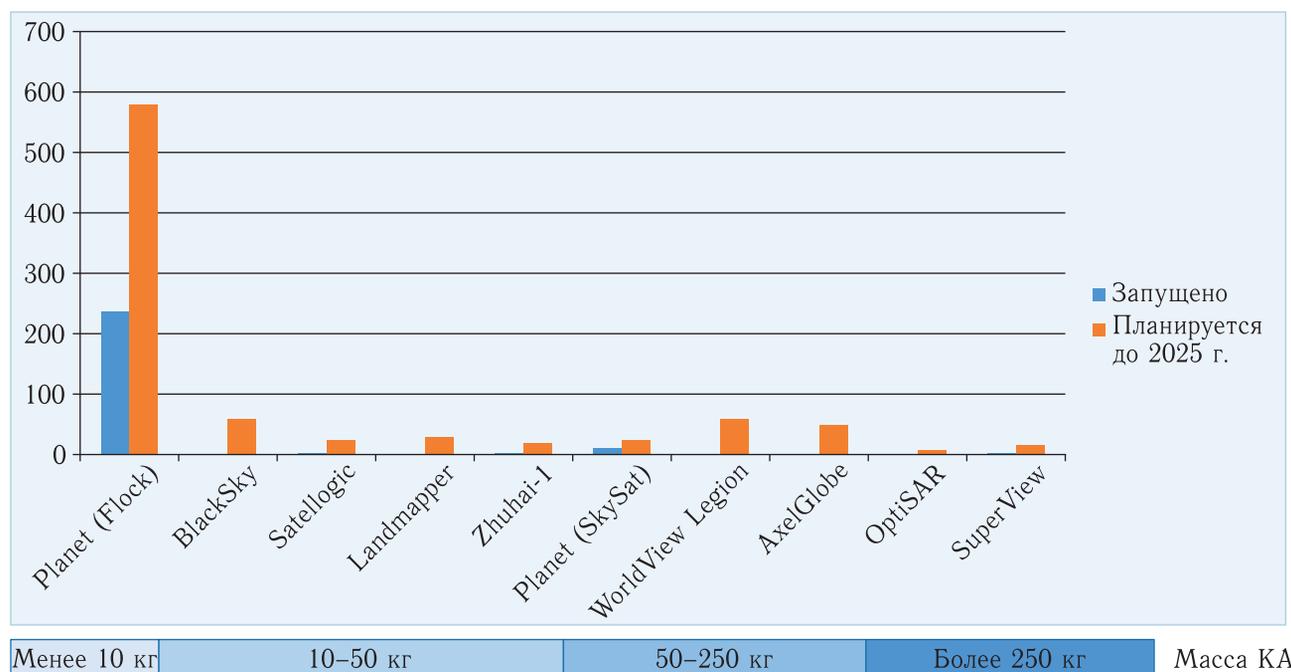


Рис. 5. Численность планируемых и развертываемых до 2025 г. группировок (не менее 6 микроспутников) высокого и сверхвысокого разрешения

легкие, надежные и функционально сложные космические аппараты.

В сочетании с опытом традиционной промышленности, задействованной в космическом приборостроении и области обработки данных ДЗЗ, это позволило строить по-настоящему грандиозные планы для создания и развертывания группировок, насчитывающих сотни микроспутников ДЗЗ. Непроста же проекты, начинавшиеся как стартапы, очень быстро попали в поле зрения промышленных гигантов (в т. ч. компании Google) и получили инвестиции.

На сегодняшний день только в области систем оптико-электронного ДЗЗ высокого разрешения находятся в различных стадиях реализации (от обсуждения идей до начала развертывания) около десятка таких проектов. Интересно отметить, что в основном с проектами развертывания микроспутниковых группировок заявляются компании, уже предоставляющие услуги по распространению данных ДЗЗ и материалы на их основе. Таким образом, они, видимо, хотят максимально гарантировать себе оперативное получение информации и максимально удешевить эту составляющую в стоимости своих услуг. Планы по численности некото-

рых таких группировок (не менее 6 микроспутников ДЗЗ) и состояние по их развертыванию показаны на диаграмме (рис. 5), а некоторые основные характеристики — в табл. 1. Там же приведены сведения о массе отдельных спутников.

Аналогично тому как развертывание группировок спутников Dove и SkySat начиналось с запуска 1–2 аппаратов, так и другие компании, нацелившиеся на этот сегмент, перед началом полномасштабного развертывания уже тестируют свои системы и первые аппараты.

Компания BlackSky [13] рассчитывает к 2020 г. развернуть группировку BlackSky Globe из 60 микроспутников с разрешением 1 м и массой около 44–50 кг каждый. Спутники должны функционировать на орбитах высотой 450 км. Первый такой спутник BlackSky-1 Pathfinder-1 (рис. 6) для отработки технологий был выведен 26.09.2016 попутным запуском на орбиту высотой 690 км. С этой более высокой орбиты (чем планируется) он передал первые снимки. В ноябре 2016 г. специалисты компании продемонстрировали первые изображения с этого аппарата — сцены 10 × 3 км с разрешением около 2 м. Полезной нагрузкой микроспутников BlackSky является оптико-электронная камера

Таблица 1. Характеристики спутников, входящих в состав планируемых и развертываемых до 2025 г. группировок (не менее 6 микроспутников) высокого и сверхвысокого разрешения

Группировка (Спутники)	Компания	Страна	Разрешение, м	Масса КА, кг
Flock (Dove)	Planet	США	3,7	4,5
BlackSky-1 (Pathfinder)	BlackSky Globe	США	0,9–1,1	44–50
ÑuSat (Aleph-1)	Satelloptic	Аргентина	1,0	37
Landmapper-HD	Astrodigital	США	2,5	20
Zhuhai-1	—	Китай	1,98	55
SkySat	Planet	США	0,7–0,9	83/120
WorldView Legion	DigitalGlobe	США	0,35–0,5	500–700
AxelGlobe	AxelSpace	Япония	2,5	80
OptiSAR Optical	UrtheCast	Канада	0,25–0,50	340–670
SuperView	SuperView	Китай	0,5	500

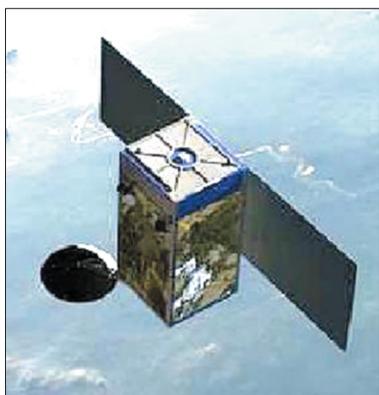


Рис. 6. Микроспутник BlackSky

SV-24TM на основе легкого телескопа с апертурой диаметром всего 24 см. Камера производится американской компанией Harris Corporation и является «младшей» моделью в целом семействе оптико-электронных полезных нагрузок (под общей торговой маркой SpaceViewTM) с апертурой от 24 см до 70 см для микро- и миниспутников. Модель SV-24 имеет массу менее 10 кг. Масса и некоторые другие характеристики оптико-электронных полезных нагрузок SpaceViewTM компании Harris Corporation приведены на рис. 7 [14].

Интересно отметить, что перечень оптико-электронных полезных нагрузок (камер) компании Harris Corporation не исчерпывается инструмен-

тами, приведенными на рис. 7, и не ограничивается диаметром апертуры телескопа 70 см. Есть в серии SpaceViewTM инструменты и помощнее. Например, SpaceViewTM110 имеет диаметр 1,1 м. И это тот самый инструмент, который установлен на космических аппаратах WorldView-3 и WorldView-4 с разрешением 31 см, принадлежащих DigitalGlobe. Сам по себе инструмент способен обеспечить разрешение в 25 см. Harris Corporation сейчас продолжает линию космических оптико-электронных приборов, перешедших к ней от ITT Exelis Inc., которой это направление, в свою очередь, досталось от Eastman Kodak, стоявшей у истоков аппаратуры коммерческих систем ДЗЗ и создавшей оптико-электронную аппаратуру для КА Ikonos-2 и QuickBird-2.

На рис. 7 обращает на себя внимание очень небольшая масса инструментов, рассчитанных на высокое и сверхвысокое разрешение (вплоть до 25 см) с высоты 500 км. Именно это является одним из ключевых моментов, позволяющих разработчикам создавать легкие оптико-электронные микро- и миниспутники ДЗЗ. Кстати, для сравнения: масса инструмента SpaceViewTM110 составляет около 500 кг, SpaceViewTM70, ориентированного практически на такое же разрешение, 25–40 см, — всего 120–160 кг, т. е. в 3–4 раза меньше. При этом обеспечена работа как в видимом, так и в коротковолновом ИК-диапазоне.

	SPACEVIEW™24 SV-24	SPACEVIEW™35 SV-35	SPACEVIEW™42 SV-42	SPACEVIEW™50 SV-50	SPACEVIEW™65 SV-65	SPACEVIEW™70 SV-70
Класс КА	Наносат	Микросат	Микросат	Минисат	Минисат	Минисат
Апертура	0,24 м	0,35 м	0,42 м	0,5 м	0,65 м	0,7 м
Масса камеры	<10 кг	20–35 кг	25–40 кг	90–130 кг	110–150 кг	120–160 кг
Мощность	10 Вт	70–170 Вт	70–170 Вт	200–275 Вт	245–305 Вт	250–320 Вт
Разрешение с 500 км (GSD)	0,9–1,1 м	0,7–1,0 м	0,5–0,75 м	0,35–0,5 м	0,3–0,44 м	0,25–0,4 м
Режимы съемки	<ul style="list-style-type: none"> • Кадровая • Видео • Низкая освещенность 	<ul style="list-style-type: none"> • Кадровая • Сканирование • Видео • Низкая освещенность 	<ul style="list-style-type: none"> • Кадровая • Сканирование • Видео • Низкая освещенность 	<ul style="list-style-type: none"> • Кадровая • Сканирование • Видео • Низкая освещенность 	<ul style="list-style-type: none"> • Кадровая • Сканирование • Видео • Низкая освещенность 	<ul style="list-style-type: none"> • Кадровая • Сканирование • Видео • Низкая освещенность
Диапазоны	<ul style="list-style-type: none"> • ВД ПХ/RGB 	<ul style="list-style-type: none"> • ВД ПХ/RGB • ПХ, 4 или 8 МС 	<ul style="list-style-type: none"> • ВД ПХ/RGB • ПХ, 4 или 8 МС 	<ul style="list-style-type: none"> • ВД ПХ/RGB • ПХ, 4 или 8 МС • КИК/СИК 	<ul style="list-style-type: none"> • ВД ПХ/RGB • ПХ, 4 или 8 МС • КИК/СИК 	<ul style="list-style-type: none"> • ВД ПХ/RGB • ПХ, 4 или 8 МС • КИК/СИК

Рис. 7. Оптико-электронные полезные нагрузки SpaceView™ компании Hargis Corporation для микро- и мини-спутников ДЗЗ

В мае 2016 г. аргентинская компания Satellogic S.A. осуществила запуск прототипов спутников своей будущей группировки. Каждый из 2 спутников ÑuSat (Aleph) размером 43 × 45 × 75 см и весом 37 кг (рис. 8) осуществляет в видимом и ближнем ИК-диапазонах как съемку отдельными кадрами, так и видеосъемку. Планируется, что спутники будущей группировки будут способны поставлять панхроматические и мультиспектральные данные с разрешением 1 м, гиперспектральные — 30 м, теплового ИК-канала — 90 м. При разворачивании 25 спутников повторная съемка возможна через 1,2 ч, 100 спутников — 15 мин, а при 300 спутниках — 5 мин.



Рис. 8. Микроспутник ÑuSat

Уже упоминавшаяся ранее канадская компания UrtheCast, владеющая спутниками Deimos-1 и Deimos-2, в 2015 г. заявила о намерениях развернуть группировку спутников OptiSAR высокого разрешения, которая будет состоять из 8 пар оптических и радиолокационных миниспутников (всего 16). Спутники будут разработаны и поставлены компанией SSTL (Великобритания). Планируется, что каждая пара будет вести съемку

синхронно. Спутники будут находиться в двух орбитальных плоскостях: 8 спутников на полярной солнечно-синхронной орбите и 8 — на орбите со средним наклоном к экватору (между 20 и 45°). Оптико-электронные спутники OptiSAR Optical (рис. 9) массой около 670 кг будут иметь аппаратуру для цветной съемки с разрешением



Рис. 9. Спутник OptiSAR Optical



Рис. 10. Микроспутник Zhuhai-1

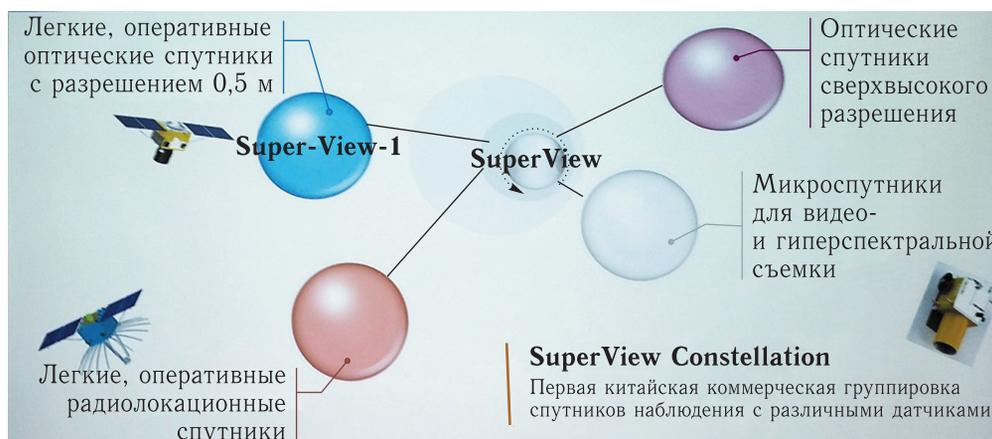


Рис. 11. Состав китайского «суперсозвездия» — SuperView Constellation из нескольких группировок спутников наблюдения Земли различного назначения

до 25 см, а в режиме видео — 40–50 см. Кроме того, ориентируясь на пожелания предполагаемых потребителей, в дополнение к OptiSAR компания планирует создать еще одну группировку UrtheDaily из 8 спутников с разрешением 5 м. Спутники будут находиться на полярных орбитах. Производительность съемки составит 145 млн км² в день, что позволит осуществлять постоянный глобальный мониторинг природных и техногенных изменений.

Два выведенных в 2017 г. на орбиту китайских спутника Zhuhai-1 (01 и 02) представляют собой часть более крупной группировки наблюдения Земли, создаваемой компанией Zhuhai Orbita Control Engineering Ltd. В целом группировка должна состоять из 10 спутников видеонаблюдения (OVS-2), гиперспектральных спутников (OHS-2) и маленьких «персональных» спутников (OPS-2). На обоих выведенных на орби-

ту спутниках видеонаблюдения (рис. 10) установлена аппаратура, позволяющая вести видеосъемку с разрешением 1,98 м и частотой 20 кадров в секунду.

Упомянувшиеся выше китайские миниспутники SuperView (Gaojing) с разрешением 0,5 м, выведенные на орбиту в 2016 г., также являются только частью более глобального коммерческого проекта по наблюдению Земли из космоса под общим названием SuperView Constellation [15]. Это «суперсозвездие» спутников ДЗЗ (рис. 11) должно включать в себя, помимо группировки маневренных легких спутников SuperView-1 (0,5 м), еще и другие составляющие: группировку спутников с высоким и сверхвысоким разрешением (возможно высокоорбитальную), группировку легких маневренных радарных спутников, а также группировку спутников для видео- и гиперспектрального мониторинга.

Последнюю, по-видимому, можно соотнести с описанной выше Zhuhai.

В феврале 2017 г. компания DigitalGlobe (США), являющаяся признанным мировым лидером и поставщиком данных оптико-электронной съемки сверхвысокого разрешения, объявила о начале работ над своим следующим созвездием (группировкой) спутников дистанционного зондирования Земли сверхвысокого разрешения, которое получило название WorldView Legion (рис. 12) [16]. Начало развертывания планируется на 2020 г. Эта группировка позволит наблюдать представляющие интерес участки на поверхности Земли до 40 раз в день, а к 2030 г. обеспечит периодичность до 20–30 мин и практически непрерывную видеосъемку.

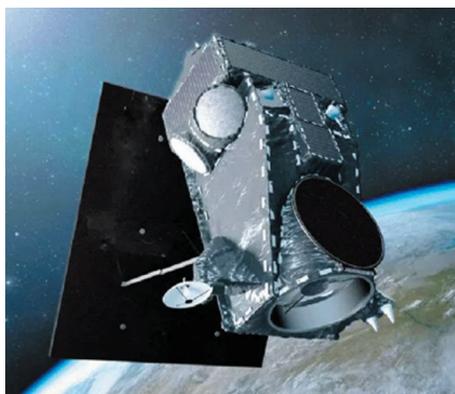


Рис. 12. Спутник WorldView Legion

Ранее компания уже объявляла, что в настоящее время работает над созданием оптико-электронных миниспутников и имеет контракт с компаниями Taqnia Space и The King Abdulaziz City for Science and Technology (KACST) из Саудовской Аравии на разработку и запуск для этой страны шести спутников SCOUT с разрешением лучше 1 м (0,8 м в ПХ и 3,2 м в мультиспектральных диапазонах). Подчеркивался особый интерес компании к этому направлению деятельности с тем чтобы не уступить компании Planet свои лидирующие позиции, в том числе и по оперативности съемки, и периодичности наблюдений. Планируется, что группировка спутников SCOUT будет готова к запуску уже в 2019 г.

Для создания спутников для группировки следующего поколения WorldView Legion компания DigitalGlobe выбрала компанию Space Systems Loral (SSL) как системного интегратора. А полезную

нагрузку для спутников нового поколения разработает Raytheon Company. По контракту Raytheon разработает и поставит телескопы, детекторы и сложную электронику для SSL. Использование этих спутников удвоит возможности DigitalGlobe получать снимки с разрешением 30 см, а в случае чрезвычайных ситуаций эти возможности могут даже возрасти в 3–4 раза.

В соответствии с объявленными планами до 2025 г. группировка перспективных КА компании DigitalGlobe будет включать в себя три типа КА: 6 КА WorldView Legion с разрешением 0,35–0,5 м, 6 КА SCOUT с разрешением 0,8 м и 2 «больших» КА высокодетального наблюдения WorldView-150 с крупногабаритной оптикой (объектив диаметром 1500 мм) и разрешением 0,3 м. На диаграмме (рис. 13) показан план поддержания и дальнейшего развертывания группировки спутников компании DigitalGlobe до 2025 г.

Параллельно с развертыванием работ по созданию группировки WorldView Legion шла другая работа — по объединению компаний MDA и DigitalGlobe. В октябре 2017 г. канадская компания MDA объявила о завершении процесса присоединения одного из мировых лидеров в сфере ДЗЗ компании DigitalGlobe (США). После слияния компания получила новое название Maxar Technologies. Как было заявлено, объединенная компания предложит огромный набор решений, выиграет от увеличения масштабов и более диверсифицированной базы доходов и повысит свои доходы за счет использования каналов продаж обеих компаний. Maxar Technologies объединит четыре ведущих бренда коммерческих космических технологий: SSL, MDA, DigitalGlobe и Radiant. Возможно, что индивидуальные бренды будут использоваться и в дальнейшем.

В России продолжается развертывание группировки малых космических оптико-электронных спутников «Канопус-В» и «Канопус-ИК», предназначенных для оперативного мониторинга в интересах МЧС. В настоящее время на орбите уже работают 4 таких аппарата. Разрешение в панхроматическом канале составляет 2,1 м при полосе захвата 23 км. В четырех мультиспектральных каналах разрешение составляет 10,5 м. До конца 2018 г. на орбиту планируется вывести еще два таких аппарата и нарастить группировку до 6 КА.

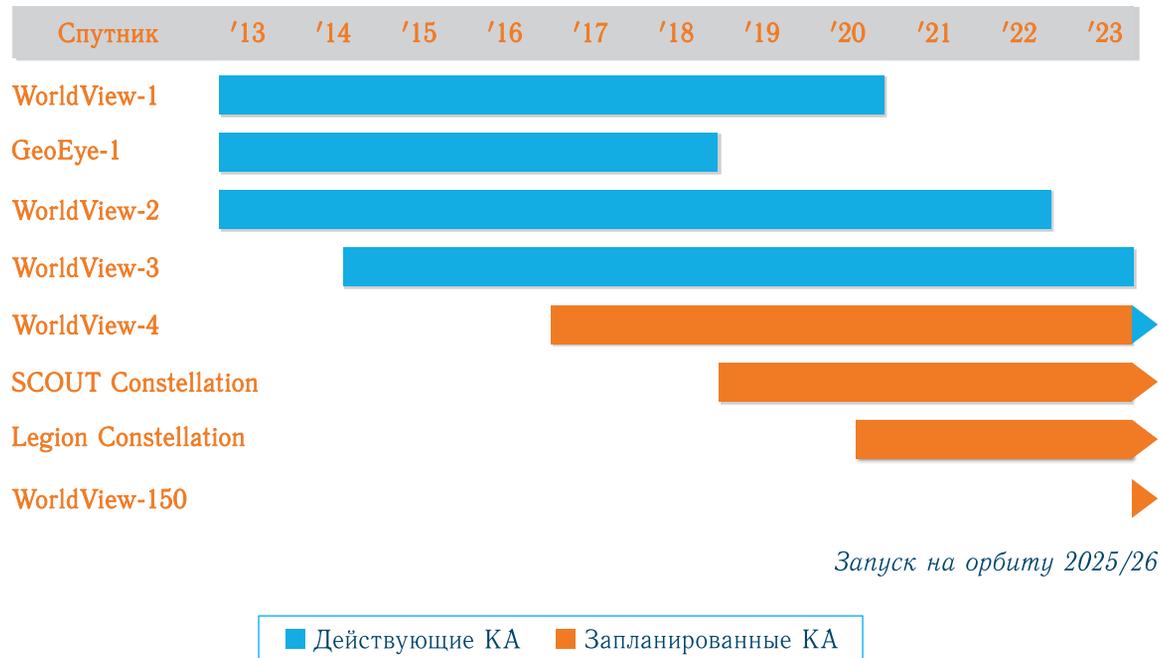


Рис. 13. План поддержания и дальнейшего развертывания группировки спутников компании DigitalGlobe до 2025 г.

Будущее «больших» спутников высокого и сверхвысокого разрешения

Из года в год роль дистанционного зондирования Земли постоянно возрастает. Эксперты предполагают, что к 2026 г. на орбитах появится более 1100 новых спутников ДЗЗ. Только четыре компании (Planet, Maxar, Spire и BlackSky) планируют за этот период запустить более 970 спутников. Очевидно, что с появлением на рынке ДЗЗ таких игроков, как Planet (спутники Flock и SkySat), BlackSky Global, компании SuperView Constellation, а также группировки спутников WorldView Legion, значительно изменится цена на космические снимки и производные от них продукты в сторону удешевления. Может даже показаться, что эпоха больших, тяжелых и сложных оптико-электронных спутников заканчивается или уже закончилась. Это неверно. И подтверждение этому — планы компании DigitalGlobe по созданию к 2025 г. КА сверхвысокого разрешения с оптической системой диаметром 150 см (рис. 13).

В табл. 2 приведены данные о некоторых проектах спутниковых группировок различных стран

на основе «больших аппаратов». В связи с очень высокими характеристиками и, как правило, двойным назначением, данные об этих аппаратах достаточно ограничены.

В России в рамках Федеральной космической программы до 2025 г. создается космический аппарат «Ресурс-ПМ». Этот КА позволит с высоты 700 км иметь панхроматические снимки с разрешением (проекцией пикселей) 40 см в полосе захвата 19 км. Потенциально может быть реализовано и более высокое разрешение до 26–30 см, что будет соответствовать лучшим современным системам. Разрешение в 8 мультиспектральных зонах составит 2 м. Оптико-электронная аппаратура и детекторы имеют большой динамический диапазон, что создает предпосылки для получения качественных изображений в очень широком диапазоне условий наблюдения. Кроме основной аппаратуры сверхвысокого разрешения, в составе КА «Ресурс-ПМ» планируется использовать аппаратуру с разрешением 5 м в панхроматическом, 10 м в мультиспектральных каналах и 20 м в КИК-диапазоне.

В сентябре 2016 г. Airbus Defense & Space анонсировала, что создаст и запустит две пары оптико-электронных спутников Pleiades Neo [17]

Таблица 2. Разрабатываемые «большие» спутники сверхвысокого разрешения

Спутник	Страна	Год	Разрешение, м		Полоса захвата, км	Высота орбиты, км	Масса, кг	
			ПХ	МС				
Pleiades Neo	Франция	2020	0,30	1,2	14	620	<1000	
Ресурс-ПМ	Россия	2022	0,40 (до 26)	1,6	19	700	Около 6000	
KompSat-7	Корея	2021	0,30	1,2	Нет данных	650–700	Около 2000	
CSO	Франция	2018	0,20–0,30	0,8–1,2	Нет данных	800	3500	
WorldView-150	США	2025	0,3	Нет данных	Нет данных	700	Около 2000	
SuperView-VHR	Китай	Нет данных						

сверхвысокого разрешения. Космические аппараты должны быть запущены на орбиту в 2020 и 2021 гг. Эти 4 спутника придут на смену двум спутникам Pleiades, используемым с 2011 и 2012 гг. В результате будет образована группировка на круговых орбитах по два спутника в двух плоскостях. Это обеспечит высокочастотное постоянное наблюдение в интересах Франции и других участников проекта. Разрешение каждого аппарата должно составить 30 см при полосе захвата 14 км, а суточная производительность — около полумиллиона квадратных километров. Таким образом, вся группировка Pleiades Neo будет снимать за день около 2 млн км². Аппарат получит высокооперативное управление через геостационарные спутники с помощью терминалов Ка-диапазона. Это позволит практически мгновенно передавать и уточнять команды управления, даже когда спутник находится вне зоны видимости наземной станцией. Высокоскоростная лазерная линия связи обеспечит передачу на Землю со скоростью 1,8 Гбит/с до 40 Тб информации, в том числе и в «квазиреальном» режиме.

15 октября 2017 г. аэрокосмический журнал *Air & Cosmos* опубликовал дополнительную информацию о проекте. Высота орбиты спутников составит 620 км, а диаметр зеркала, который определяет пространственное разрешение, — около 1,35 м. Масса спутника будет меньше 1 т, и они будут выводиться по одному на ракетносителях Vega C+. Специально для Pleiades Neo разработаны солнечные батареи новой конструкции. Мощность системы электропитания составит 1 кВт. Внешний вид аппарата Pleiades Neo показан на рис. 14. Кроме того, стало известно, что у детекторов, установ-



Рис. 14. Спутник Pleiades Neo

ленных на спутнике, увеличится количество спектральных каналов (по сравнению с Pleiades). Появятся два дополнительных спектральных канала: «deep blue» («глубокий голубой») для наблюдения на большой глубине и «red edge» («красная кромка») — диапазон мониторинга вегетации.

Из публикаций в Интернете известно, что во Франции, кроме спутников Pleiades Neo, создается еще более мощный аппарат двойного назначения CSO (Composante Spatiale Optique) по программе MUSIS (рис. 15). Эти спутники создаются на замену КА Helios-2. Масса каждого 3–3,5 т. Спутники базируются на оптике большого диаметра (вероятно, около 2 м). Первый спутник с высоты 800 км будет позволять получать снимки с разрешением 35 см. Планируется изготовить не менее двух таких аппаратов, первый из которых CSO-1 уже выведен на орбиту 19 декабря 2018 г. с космодрома Куру ракетносителем «Союз СТ-А». Спутники производятся с использованием решений, отработанных на Pleiades. Однако, помимо каналов видимого диапазона, они будут способны производить съемку

в КИК-диапазоне, а также тепловом ИК-диапазоне, что обеспечит возможность круглосуточного наблюдения. При этом за счет большой высоты орбиты и разнесения самих орбит достигается очень высокая оперативность.

В дальнейшем для повышения детальности наблюдения должен быть запущен еще один аппарат на орбиту 480 км, что позволит достичь 20-сантиметрового разрешения.

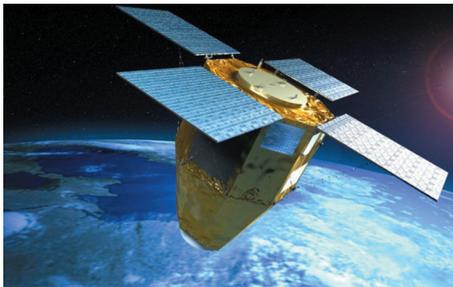


Рис. 15. Спутник CSO

Аналогично развивается космическая программа и в Республике Корея. Уже объявлено, что будет создаваться спутник KompSat-7 — сверхвысокого разрешения 30–35 см. Спутник должен работать на орбите высотой 650–700 км, а значит, этот спутник должен будет иметь крупногабаритную оптическую систему. Соответственно и масса самого спутника будет больше, чем у предыдущих корейских аппаратов KompSat-3, -3A, в которых использовалась оптическая система с диаметром 80 см. Спутник KompSat-7 планируется вывести на орбиту в 2021 г. Кстати, параллельно с этим в Корее ведутся работы по созданию оптико-электронных миниспутников CAS-1/2 на платформе CAS500. Масса такого аппарата около 500 кг при полосе захвата 12 км. Запланирован запуск двух таких оптико-электронных спутников в 2019–2020 гг. Они будут вести съемку, в том числе и видеосъемку, с разрешением 50 см с высоты 500 км. Известно, что в Корее ведутся работы над оптико-электронными спутниками в меньшем формате (порядка 50 кг).

Хотя в открытых источниках нет данных о работах в Китае по созданию спутников сверхвысокого разрешения до 30 см и лучше на основе крупногабаритной оптики, можно предполагать, что такой проект (и может быть, даже не один) осуществляется.

Два тренда развития оптико-электронных систем ДЗЗ высокого разрешения

Как итог обсуждения, проведенного выше, на диаграмме (рис. 16) условно показаны два тренда развития оптико-электронных систем ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения на основе «больших» спутников и микро- и миниспутниковых группировок.

По горизонтали отложена оперативность наблюдения, а по вертикали — пространственное разрешение. Видно, что при повышении разрешения новые поколения спутников и группировок на их основе стремятся достичь все более частого обновления информации, вплоть до непрерывного видеонаблюдения. Технические предпосылки, а также уже опробованные для этого решения, как было показано выше, уже имеются. Как видно, тренд «больших» спутников нацелился на предельные для космической съемки значения разрешения около 10 см, а тренд миниспутников в основном пока стремится к разрешению 0,3–0,5 м. Можно предположить, что такие различия, проистекающие в первую очередь из габаритов оптических систем, сохранятся и в дальнейшем. Более того, разработка легких (в том числе и составных) крупногабаритных конструкций космических телескопов (подобных JWST) может открыть второе дыхание в ДЗЗ, перенести спутники наблюдения на очень высокие и даже на геостационарные орбиты, чтобы обеспечить постоянство мониторинга на всей планете.

В заключение следует сделать вывод, что пока еще рано говорить о закате эпохи «больших» спутников. Еще как минимум лет 5–8 будут продолжаться создаваться и разворачиваться группировки таких спутников. Еще больше 10–15 лет будет длиться их эксплуатация. Ну а дальше время саморасставит приоритеты. Скорее всего, в «большие» спутники придут те же прорывные решения, что позволили создавать оптические микро- и миниспутники с очень высокими характеристиками. Это также облегчит и удешевит их, сохранив (или даже преумножив) их основные преимущества — предельные по всем направлениям характеристики. Можно предположить, что на новом витке спирали будет произведено еще много космических систем

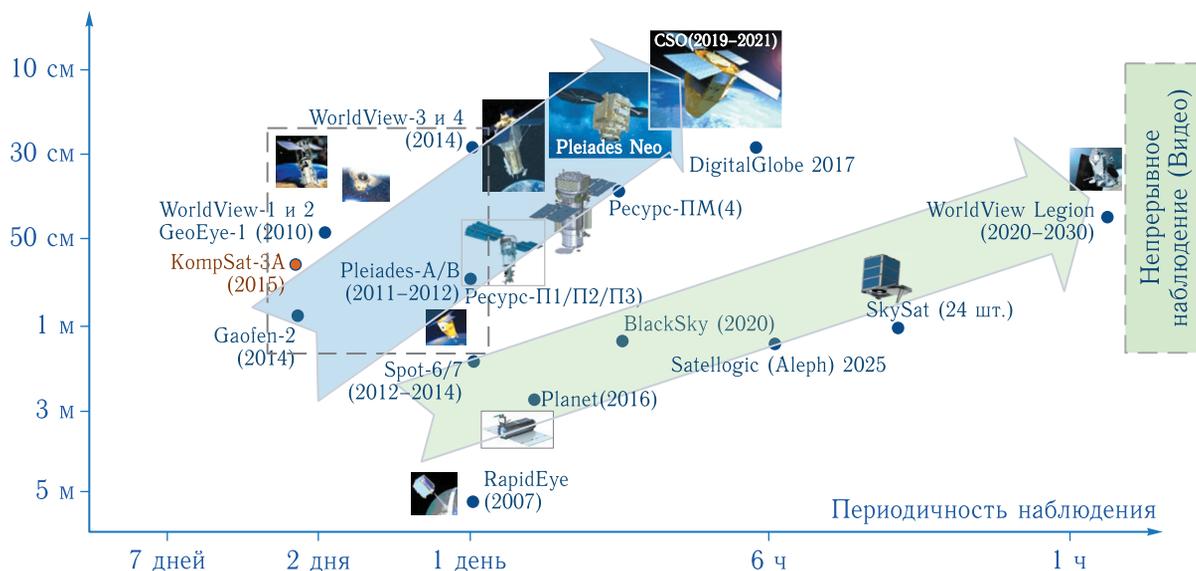


Рис. 16. Два тренда развития оптико-электронных систем ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения

для создания все новых и новых продуктов и услуг, которые должны стать на службу всему населению планеты под названием Земля!

Список литературы

1. Бакланов А.И. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения земли высокого разрешения // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы (часть I), 2018, т. 5, вып. 3. С. 17–28.
2. Дворкин Б.А. Импортозамещение в сфере геоинформационных технологий и ДЗЗ // Геоматика, 2015, № 1. С. 17–28.
3. Горбунов А.В., Слободский И.Н. Космический комплекс оперативного мониторинга техногенных и чрезвычайных ситуаций «Канопус-В» // Геоматика, 2010, № 1. С. 30–33.
4. Arnaud M., Boissin B., Perret L., Boussarie E., Gleyzes A. The Pleiades Optical High Resolution Program // Proceedings of the 57th IAC/IAF/IAA (International Astronautical Congress), Valencia, Spain, Oct. 2–6, 2006, IAC-06-B1.1.04.
5. Gleyzes A., Perret L. Pleiades High resolution optical Earth Observation system status and future missions preparation in the frame of CXCI (Technology demonstration of very high resolution imaging) CNES program // Proceedings of the 64th International Astronautical Congress (IAC 2013), Beijing, China, Sept. 23–27, 2013, paper: IAC-13-B1.2.2.
6. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/zy-3a> (дата обращения 09.11.2018).
7. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/gaofen-2> (дата обращения 09.11.2018).
8. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/gaojing> (дата обращения 09.11.2018).
9. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/d/dove> (дата обращения 09.11.2018).
10. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/i/flock-1> (дата обращения 09.11.2018).
11. <http://geomatika.ru/clauses/230/> (дата обращения 09.11.2018).
12. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/skysat> (дата обращения 09.11.2018).
13. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/b/blacksky-constellation> (дата обращения 09.11.2018).
14. https://www.harris.com/sites/default/files/downloads/solutions/55523_spaceview_brochure_4_v9_el_final_web.pdf (дата обращения 19.12.2018).
15. Ming Li. Remote sensing satellite planning in Chinese National Space infrastructure for next eight years // Proceedings of the 68th International Astronautical Congress (IAC 2017), Adelaide, Australia, Sept. 2013, paper: IAC-13-B1.2.1.
16. <http://spacenews.com/in-buying-digitalglobe-mdas-solutions-ssl-will-build-just-disclosed-worldview-legion-constellation/> (дата обращения 09.11.2018).
17. <http://www.intelligence-airbusds.com/en/7947-pleiades-neo-constellation> (дата обращения 09.11.2018).

УДК 629.785 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.4.28.33

Оценка эффективности системы дистанционного зондирования Земли на базе малогабаритных космических аппаратов

С. В. Стрельников, *д. т. н., orionsvs@mail.ru*
АО «НПО «Орион», Москва, Российская Федерация

В. А. Поливанов, *к. т. н., orionsvs@mail.ru*
Военная академия РВСН им. Петра Великого, Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассмотрены вопросы сравнительного анализа эффективности двух систем дистанционного зондирования (ДЗЗ) — на основе использования КА типа «Ресурс-П» и малогабаритных КА (МКА). Систему КА как сложную техническую систему следует оценивать по трем направлениям: функциональной эффективности; затратам ресурсов на ее создание и затратам ресурсов на ее эксплуатацию. Оценка затрат ресурсов на создание и эксплуатацию КА типа «Ресурс-П» может быть получена на основе анализа многолетнего опыта их применения. Аналогичные данные для МКА отсутствуют. Поэтому в статье проведено сравнение только функциональной эффективности. При этом оценка двух систем ДЗЗ глобального землеобзора проведена при условии, что применение каждой из них позволяет получать изображения объектов на поверхности Земли с близкими характеристиками и одинаковой периодичностью проведения землеобзора. Показано, что для получения снимков с качеством, соответствующим снимкам КА «Ресурс-П», находящегося на орбите с высотой 535 км, высота орбиты МКА должна составлять 265 км. Срок активного существования КА «Ресурс-П» составляет 5 лет [1], а МКА на такой орбите — около 6 месяцев.

Обосновано, что для обеспечения возможности наблюдения районов Земли с интервалом, не превышающим интервал системы, состоящей из трех КА «Ресурс-П», система МКА должна включать 8 КА. Таким образом, система ДЗЗ МКА, сопоставимая по функциональным характеристикам системе ДЗЗ с тремя КА типа «Ресурс-П», на пятилетнем интервале эксплуатации должна включать около 80 МКА.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, малый космический аппарат

Efficiency Evaluation of the Earth Remote Sensing System Based on Small Satellites

S. V. Strelnikov, *Dr. Sci. (Engineering), orionsvs@mail.ru*
Joint-Stock Company “Scientific and Production Association “Orion”, Moscow, Russian Federation

V. A. Polivanov, *Cand. Sci. (Engineering), orionsvs@mail.ru*
The Military Academy of Strategic Rocket Troops after Peter the Great, Moscow, Russian Federation

Abstract. The paper considers the issues of the comparative analysis of the efficiency of the two Earth remote sensing systems (ERS) based on the Resurs-P spacecraft and small spacecraft. The system of spacecraft as a complex technical system should be evaluated in three areas: operational efficiency, cost of resources for its creation, and operation. Cost estimate resources for development and operation of satellites of the Resurs-P type can be obtained based on the analysis of a long-term experience of their application. Similar data do not exist for small spacecraft. Therefore, the article compares only the functional efficiency. The evaluation of the two systems was performed assuming that each subsystem produces images of objects on the Earth's surface with similar characteristics and the same periodicity of the observation of the Earth regions. It is shown that to obtain images with the quality relevant to the Resurs-P images in orbit with the altitude of 535 km, the orbital altitude of small spacecraft should be 265 km. The active service life of the Resurs-P spacecraft is 5 years [1], small spacecraft at this orbit is 6 months.

It is proved that to ensure the possibility of the observation of Earth regions with the interval not exceeding the interval of the system consisting of three Resurs-P spacecraft, the small spacecraft system should include 8 spacecraft. Thus, the ERS system of small spacecraft comparable to the functional characteristics of the ERS system with three spacecraft of Resurs-P type should include about 80 small spacecraft during a five-year operation.

Keywords: Earth remote sensing, small spacecraft

Введение

Актуальным направлением развития систем наблюдения земной поверхности является применение малогабаритных (иначе малых, малоразмерных) МКА.

В последние годы все чаще обсуждаются проблемные вопросы создания и эксплуатации систем ДЗЗ на основе МКА, оснащенных бортовой аппаратурой, функционирующей в различных диапазонах волнового спектра. Обоснование областей функционального применения систем ДЗЗ МКА осуществляют выявлением их преимуществ по сравнению с системами, в которых применяют традиционные КА. Исследуется целесообразность создания систем МКА для наблюдения некоторых ограниченных территорий поверхности Земли и использования результатов их эксплуатации в интересах обеспечения национальной безопасности. Актуальность создания систем зонального наблюдения может быть обоснована «региональной направленностью» ряда военных доктрин государств, имеющих стратегическое вооружение и предусматривающих возможность активного влияния на развитие военно-политической обстановки в различных регионах мира путем оперативной передислокации вооруженных подразделений.

В настоящее время выявлен ряд важных проблемных вопросов, связанных с применением МКА для решения задач землеобзора, прямо или косвенно влияющих в целом на эффективность системы ДЗЗ на основе МКА. Для выявления области целесообразного применения МКА следует провести сравнительную оценку эффективности функционирования двух систем ДЗЗ — на основе традиционных и малых КА. Эффективность функционирования системы КА ДЗЗ как сложной технической системы следует оценивать по трем направлениям: функциональной эффективности; затратам ресурсов на создание системы; затратам ресурсов на ее эксплуатацию.

Способ оценки эффективности

Для проведения качественного сравнения двух систем оценку их функциональной эффективности

следует проводить при условии, что обе системы обеспечивают равные или близкие функциональные характеристики. При сравнении систем ДЗЗ это означает, что оценку следует проводить путем сравнения различных систем, применение которых позволяет получать изображения объектов на поверхности Земли с равными или близкими характеристиками и одинаковой периодичностью проведения землеобзора.

Проведем сравнительную оценку только функциональных характеристик, так как данных о затратах ресурсов на создание и эксплуатацию системы МКА в настоящее время недостаточно. Эксплуатация системы КА ДЗЗ осуществляется путем разработки и выполнения программ работы: бортовой аппаратуры, предназначенной для проведения дистанционного зондирования; бортовой аппаратуры, обеспечивающей функционирование вспомогательных систем КА; средств наземного комплекса управления. Оценка затрат ресурсов на эксплуатацию КА типа «Ресурс-П» может быть получена на основе анализа многолетнего опыта их практического применения. Так, например, опыт показал, что для разработки суточной рабочей программы специальной бортовой аппаратуры дистанционного зондирования КА типа «Ресурс-П» достаточно привлечение одного специалиста. При этом для управления каждым КА необходимо не более двух сеансов связи в сутки. Подобные объективные характеристики процесса эксплуатации, свойственные системе МКА, отсутствуют.

Для оценки функциональной эффективности следует использовать следующие характеристики систем ДЗЗ [2]:

- качество (характеристики) получаемых изображений;
- периодичность наблюдения (количество наблюдений в единицу времени) объектов (районов) на Земле;
- производительность системы ДЗЗ.

Рассмотрим последовательно указанные характеристики на примере двух систем ДЗЗ: существующей, состоящей из КА типа «Ресурс-П»; возможной, состоящей только из МКА.



Рис. 1. Типовая зона радиовидимости одного пункта приема информации для КА типа «Ресурс-П»

Количественные значения оценок эффективности

Качество получаемых изображений определяется в первую очередь величиной линейного разрешения на местности (ЛРМ), которое в свою очередь зависит от конструкции оптико-электронного телескопического комплекса (диаметра главного зеркала, фокусного расстояния и др.) и от высоты орбиты КА. Для КА типа «Ресурс-П» значение ЛРМ при наиболее часто используемом панхроматическом режиме составляет 1 м [1]. Указанное значение ЛРМ позволяет решать подавляющее большинство задач, возлагаемых на космические системы ДЗЗ, такие как: создание и обновление топографических карт, планов городов, общегеографических и тематических карт, ведение государственного и топографического мониторинга, а также обновление топографических планов в части объектового состава; контроль загрязнения и деградации окружающей среды; мониторинг чрезвычайных ситуаций (наводнения, засухи, пожары, оползни и др.); государственный экологический мониторинг; инвентаризация природных ресурсов и контроль хозяйственных процессов; поиска нефти, газа, рудных и других месторождений полезных ископаемых и др.

Периодичность наблюдения объектов (районов) на поверхности Земли определяется параметрами орбиты КА, а также значением полосы обзо-

ра КА, то есть участка земной поверхности, съемка которого потенциально возможна при использовании некоторого типа КА. Параметры орбиты и характеристики специальной аппаратуры КА типа «Ресурс-П» обеспечивают периодичность наблюдения любого объекта на поверхности Земли один раз за трое суток. Система из трех таких КА обеспечивает возможность ежесуточного наблюдения любого наземного объекта.

Производительность КА ДЗЗ зависит от следующих характеристик [3]:

- объема бортового запоминающего устройства КА;
- предельной скорости перенацеливания аппаратуры наблюдения КА с одного объекта на другой;
- длительности нахождения КА в зоне радиовидимости наземного приемного пункта информации.

Первые две характеристики зависят от конструкции самого КА, а длительность в зоне в основном — от высоты орбиты. Для КА типа «Ресурс-П» с высотой орбиты 520–550 км проведение сеансов информационного обмена с наземным комплексом возможно на шести видимых витках, а суммарное среднесуточное время нахождения КА в зоне радиовидимости одного наземного пункта приема информации составляет около 40 мин. Как правило, в течение одних суток в среднем осуществляют съемку 250–300 объектов. На рис. 1 для КА с высотой полета 535 км показаны контуры зоны радиовидимости и трассы полета за сутки.

Особенностью малогабаритных КА ДЗЗ является их общая малая масса, а значит, малые масса и габариты специальной аппаратуры, в том числе и оптико-электронного телескопического комплекса. При уменьшении диаметра главного зеркала и фокусного расстояния (в связи с малым размером КА) обеспечение высокого уровня ЛРМ может быть достигнуто за счет снижения высоты орбиты. Оценка возможностей современной элементной базы позволяет сделать вывод, что в малогабаритном КА, имеющем массу не более 1500 кг, может применяться телескоп, способный обеспечить ЛРМ, равное 1 м, только за счет снижения высоты орбиты КА до значений 250–280 км [4].

Длительность орбитального полета низкоорбитального КА существенно зависит от значения баллистического коэффициента. Проведена оценка максимального срока баллистического существования низкоорбитального КА при следующих условиях: параметры атмосферы соответствуют модели [6]; высота начальной околокруговой орбиты составляет 265 км; высота конечной орбиты — 120 км. Математическое моделирование показало, что продолжительность нахождения КА в орбитальном полете при значении баллистического коэффициента, равном $0,002 \text{ м}^2/\text{кг}$, составит около 6 мес, при $0,0015 \text{ м}^2/\text{кг}$ — около 8 мес, при $0,001 \text{ м}^2/\text{кг}$ — около 12 мес, при $0,0005 \text{ м}^2/\text{кг}$ — около 2 лет.

В связи со значительным влиянием атмосферы на движение низкоорбитального КА задачи эффективного применения системы КА ДЗЗ по целевому назначению диктуют необходимость применения двигательной установки для поддержания требуемых параметров орбиты КА и структуры орбитальной системы ДЗЗ глобального наблюдения в целом. Оценка максимального срока активного существования (САС) малого КА проведена при следующих условиях:

– на борту КА находится максимально возможный запас рабочего тела и соотношение массы рабочего тела на борту КА к массе самого КА является предельного допустимым и соответствующим современному развитию космической техники;

– для поддержания высоты орбиты на КА установлена корректирующая двигательная установка с термохимическим двухкомпонентным топливом,

отвечающая современному уровню развития ракетных двигателей;

– значение баллистического коэффициента соответствует средним значениям, свойственным КА с высотой полета 250–280 км;

– КА находится на околокруговой орбите со средней высотой 265 км.

При указанных условиях максимальный срок активного существования такого малого низкоорбитального КА составит не более 180 сут.

Получена оценка периодичности наблюдения наземного объекта с помощью КА, находящегося на солнечно-синхронной орбите с высотой полета 250–280 км. При этом принято, что для съемки объектов максимально допустимый угол крена не должен превышать 45° . Следует отметить, что при больших значениях угла крена требование по ЛРМ не выполняется. При указанных условиях периодичность наблюдения одного любого объекта на поверхности Земли одним МКА составляет один раз за 7–8 сут. Тогда для обеспечения возможности наблюдения любого участка земной поверхности хотя бы один раз в сутки система ДЗЗ, состоящая из МКА, должна включать не менее 8 МКА.

На рис. 2 показаны контуры зоны радиовидимости и трассы за сутки КА с высотой полета 265 км.

Проведенный анализ показал:

– при высоте полета 250–280 км МКА будет находиться в зоне радиовидимости одного приемного пункта информации на двух видимых витках на суточном интервале полета, а среднесуточная длительность пребывания в зоне составит не более 6 мин;

– при существующих характеристиках высокоскоростной радиолинии информационного обмена со скоростью передачи 300 Мбит/с объем информации, потенциально переданной одним МКА в наземный комплекс управления за сутки, будет в 6–7 раз меньше, чем объем от одного КА типа «Ресурс-П».

В таблице приведены полученные значения основных функциональных характеристик КА типа «Ресурс-П» по данным [1] и МКА, полученным по результатам исследования.

Из значений таблицы следует:

– производительность МКА по доставке данных на пункт приема информации по сравнению с КА типа «Ресурс-П» меньше в 2,5–7 раз;



Рис. 2. Типовая зона радиовидимости одного пункта приема информации для КА на высоте 265 км

Таблица. Значения основных функциональных характеристик

Характеристика	КА «Ресурс-П»	Малогабаритный КА
Высота орбиты	535 км	265 км
Ширина полоса захвата	38 км	15 км
Периодичность наблюдения	Один раз за 3 сут	Один раз за 7–8 сут
Суммарное среднесуточное время в зоне радиовидимости одного пункта приема информации	40 мин	6 мин
Срок активного существования	5 лет	6 мес

– периодичность наблюдения любого объекта у МКА по сравнению с КА типа «Ресурс-П» меньше (длительность временного интервала между наблюдениями при использовании МКА больше);

– срок активного существования у малогабаритного КА по сравнению с КА типа «Ресурс-П» меньше в 10 раз.

Рассмотрен возможный способ повышения периодичности наблюдения КА объектов на поверхности Земли, заключающийся в изменении наклона орбиты КА с обратного (для солнечно-синхронной орбиты) на прямое, описанный в работе [5]. Исследование показало, что применение

данного способа для построения орбиты МКА приводит к перерыву в наблюдении объектов в оптическом диапазоне радиоволн до одного месяца в связи с нарушением условий освещенности.

Таким образом, чтобы обеспечить гарантированное наблюдение любого объекта на земной поверхности 1 раз в сутки с линейным разрешением на местности, равным 1 м, система КА ДЗЗ должна включать 3 КА типа «Ресурс-П» или не менее 8 МКА. Штатный срок функционирования КА «Ресурс-П» на орбите составляет 5 лет. С учетом срока активного существования МКА, находящегося на орбите с высотой 250–280 км, система ДЗЗ МКА, сопоставимая по функциональным характеристикам с системой ДЗЗ с 3 КА типа «Ресурс-П», должна включать около 80 МКА. Полученная оценка количественного состава двух систем представлена на рис. 3.

Заключение

Проведенный анализ позволяет сделать предположение, что орбитальную группировку, состоящую из трех КА типа «Ресурс-П», обеспечивающую глобальное наблюдение Земли в оптическом диапазоне радиоволн, при равной функциональной эффективности и пятилетнем сроке эксплуатации может заменить орбитальная группировка, включающая около 80 малогабаритных КА.

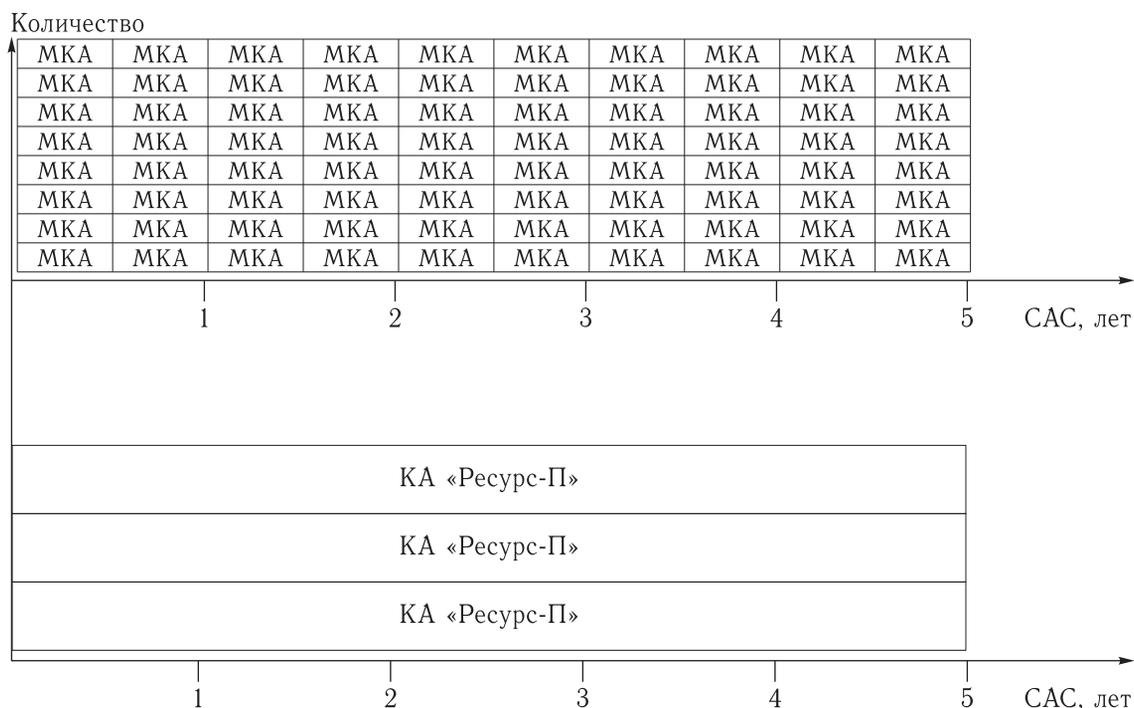


Рис. 3. Количественный состав систем ДЗЗ глобального наблюдения на пятилетнем интервале, состоящий из МКА или КА типа «Ресурс-П»

Полученная оценка количественного состава позволяет формировать требования к затратам на создание и эксплуатацию МКА. Очевидно, что стоимость создания и эксплуатации двух различных систем ДЗЗ глобального наблюдения Земли может быть равной только в случае, если затраты ресурсов на создание и эксплуатацию одного МКА окажутся в 23 раз ниже стоимости КА типа «Ресурс-П». Затраты ресурсов на эксплуатацию МКА в настоящее время неопределенны. Однако с учетом принятой технологии разработки рабочих программ бортовой аппаратуры следует предположить: трудоемкость разработки и затраты ресурсов на эксплуатацию одного КА типа «Ресурс-П» и одного МКА сопоставимы; затраты ресурсов на эксплуатацию системы ДЗЗ в целом пропорциональны количеству КА в орбитальной системе.

Следует подчеркнуть, что полученные сравнительные оценки свойственны системе ДЗЗ глобального наблюдения. Подробная оценка эффективности системы ДЗЗ зонального наблюдения может быть осуществлена с учетом размеров и геогра-

фического расположения требуемых районов наблюдения.

Список литературы

1. <http://russianspacesystems.ru/bussines/dzz/orbitalnaya-gruppirovka-ka-dzz/resurs-p/> (дата обращения: 09.11.2018).
2. Микрин Е. А. Бортовые комплексы управления космических аппаратов: Учеб. пособие. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2014. 245 с.
3. Черноруцкий И. Г. Методы принятия решений. СПб.: БХВ-Петербург, 2005. 415 с.
4. Хартов В. В., Ефанов В. В., Занин К. А. Основы проектирования орбитальных оптико-электронных комплексов. Учеб. пособие. М.: Издательство МАИ, 2011. 133 с.
5. Власов С. А. Основы баллистического проектирования систем КА землеобзора. СПб.: МО РФ, 1998. 94 с.
6. ГОСТ Р 25645.166-2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли.

УДК 528.8.042.6 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.4.34.45

Первые результаты работы ИК-радиометра МСУ-ИК-СРМ в составе КА «Канопус-В-ИК»

Н. П. Акимов, *contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

К. В. Бадаев, *contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

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

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

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

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. Г. Фролов, *к. т. н., contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассматриваются необходимость создания специализированной российской аппаратуры для космического мониторинга лесных пожаров на территории России и стран ближнего зарубежья, тактико-технические характеристики, принцип формирования изображения и конструктивные особенности ИК-радиометра МСУ-ИК-СРМ, обеспечивающего сеансную трассовую съемку в двух спектральных каналах теплового диапазона в полосе обзора 2000 км с пространственным разрешением в надире 200 м, и его информационные возможности.

Анализируются первые результаты работы радиометра на орбите в составе КА «Канопус-В-ИК». Летные испытания радиометра показали, что требования, предъявляемые к аппаратуре, реализованы полностью и могут быть в дальнейшем использованы при создании российской специализированной космической системы наблюдения за пожарной обстановкой лесных территорий. В частности, была подтверждена реальная способность детектирования очагов горения. За счет высокой детализации ИК-радиометр МСУ-ИК-СРМ позволяет получать принципиально новую информацию о высокотемпературных объектах.

За первый год летной эксплуатации радиометр провел более 1500 сеансов съемки территории России и других регионов мира.

Ключевые слова: ИК-радиометр, дистанционное зондирование Земли, сканирующее устройство, космический мониторинг лесных пожаров, мониторинг высокотемпературных объектов

First Results of Operation of the IR-Radiometer MSU-IK-SRM as Part of the Kanopus-V-IK Spacecraft

N. P. Akimov, *contact@spacecorp.ru*

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

K. V. Badaev, *contact@spacecorp.ru*

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

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

A. G. Frolov, *Cand. Sci. (Engineering)*, *contact@spacecorp.ru*

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

Abstract. The necessity of creating a specialized Russian equipment for space monitoring of forest fires on the territory of the Russian Federation and countries of the near abroad is discussed in this paper. The technical characteristics, principle of image formation, design features of the IR-radiometer MSU-IK-SRM that provides a session route survey in two spectral channels of the thermal range in the swath of 2000 km with spatial resolution of 200 m in nadir, and its information capabilities are presented.

The first results of the operation of the radiometer in orbit as part of the Kanopus-V-IK spacecraft are analyzed. Flight tests have shown that all parameters of the apparatus meet the requirements and can be used for development of a Russian specialized space system of forest fire monitoring. In particular, a real ability to detect seats of fire was confirmed. Due to a relatively high resolution, the radiometer allows obtaining a fundamentally new information on high-temperature objects.

There were more than 1500 survey sessions of Russia and other territories during the first year of operation.

Keywords: IR-radiometer, Earth remote sensing, scanner, space monitoring of forest fires, monitoring of high-temperature objects

Введение

Начиная с середины 1990-х гг., в России стали активно развиваться технологии использования спутниковых данных для решения задач, связанных с мониторингом лесных пожаров, которые, наряду с другими видами информации (наземными и авиационными наблюдениями, данными грозопеленгации, метеоданными и др.), позволяют сформировать максимально полную картину пожарной ситуации для принятия оптимальных решений при организации работ по их обнаружению и тушению. В результате за последнее десятилетие было создано несколько информационных систем, которые сегодня активно используются на федеральном и региональных уровнях. Одна из таких систем — система спутникового мониторинга пожаров в интересах службы авиационной охраны лесов России («Авиалесоохрана»), которая является одним из блоков информационной системы дистанционного мониторинга лесных пожаров Министерства природных ресурсов и экологии РФ (ИСДМ МПР РФ) [1].

Информационная система космического мониторинга лесных пожаров России до недавнего времени создавалась в основном на базе информации, получаемой с зарубежной аппаратуры ДЗЗ (в основном гидрометеорологического назначения): радиометров AVHRR [2], установленных на спутниках серии NOAA, радиометров MODIS [3] на спутниках TERRA и AQUA и ряда других устройств, обеспечивающих съемку в оптическом диапазоне спектра от 0,4 до 12,0 мкм и имеющих для обнаружения высокотемпературных объектов специализированный канал 3,5–4,1 мкм. Создание в России начиная с 2009 г. полноценной отечественной метеорологической системы, включающей среднеорбитальный спутник «Метеор-М» №2 с широкозахватной многозональной аппаратурой МСУ-МР [4], являющейся аналогом радиометра AVHRR, позволило, наряду с зарубежной информацией, использовать и отечественные данные.

Однако очевидно, что в России с ее обширными и труднодоступными лесными территориями должна существовать собственная специализированная космическая система наблюдения за пожарной обстановкой лесных территорий, состоящая

не менее чем из двух космических аппаратов (КА). Задача создания аппаратуры для этой системы за последнее десятилетие ставилась неоднократно, и АО «Российские космические системы» активно участвовало в ряде НИР и ОКР по данной тематике [5]. Было показано, что наблюдение в тепловой области спектра может использоваться и для решения других тематических задач:

- мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций;
- поиска подземных вод и геотермических источников;
- различных видов тематического картографирования земной поверхности, в том числе геологического картирования (поисков полезных ископаемых, их идентификации, обнаружения возможных районов газовых и нефтяных месторождений);
- исследования вулканической деятельности и прогнозирования сейсмической активности;
- оценки состояния полигонов захоронения промышленных и бытовых отходов и их влияния на окружающую среду;
- обнаружения источников тепловых потерь и источников загрязнения и т. д.

В основе методов решения всех вышеперечисленных задач лежит выявление областей, характеризующихся повышенной температурой или аномальными тепловыми контрастами.

Тактико-технические характеристики аппаратуры МСУ-ИК-СРМ и принцип ее построения

14 июня 2017 г. в России был запущен спутник «Канопус-В-ИК» (разработчик АО «Корпорация «ВНИИЭМ»»), предназначенный для мониторинга техногенных и природных чрезвычайных ситуаций [6]. В состав комплекса «Канопус-В-ИК» был включен многозональный инфракрасный радиометр среднего разрешения — МСУ-ИК-СРМ, разработанный АО «Российские космические системы» [7,8]. К моменту публикации статьи радиометр успешно прошел летные испытания и имеет годовую наработку в режиме эксплуатации.

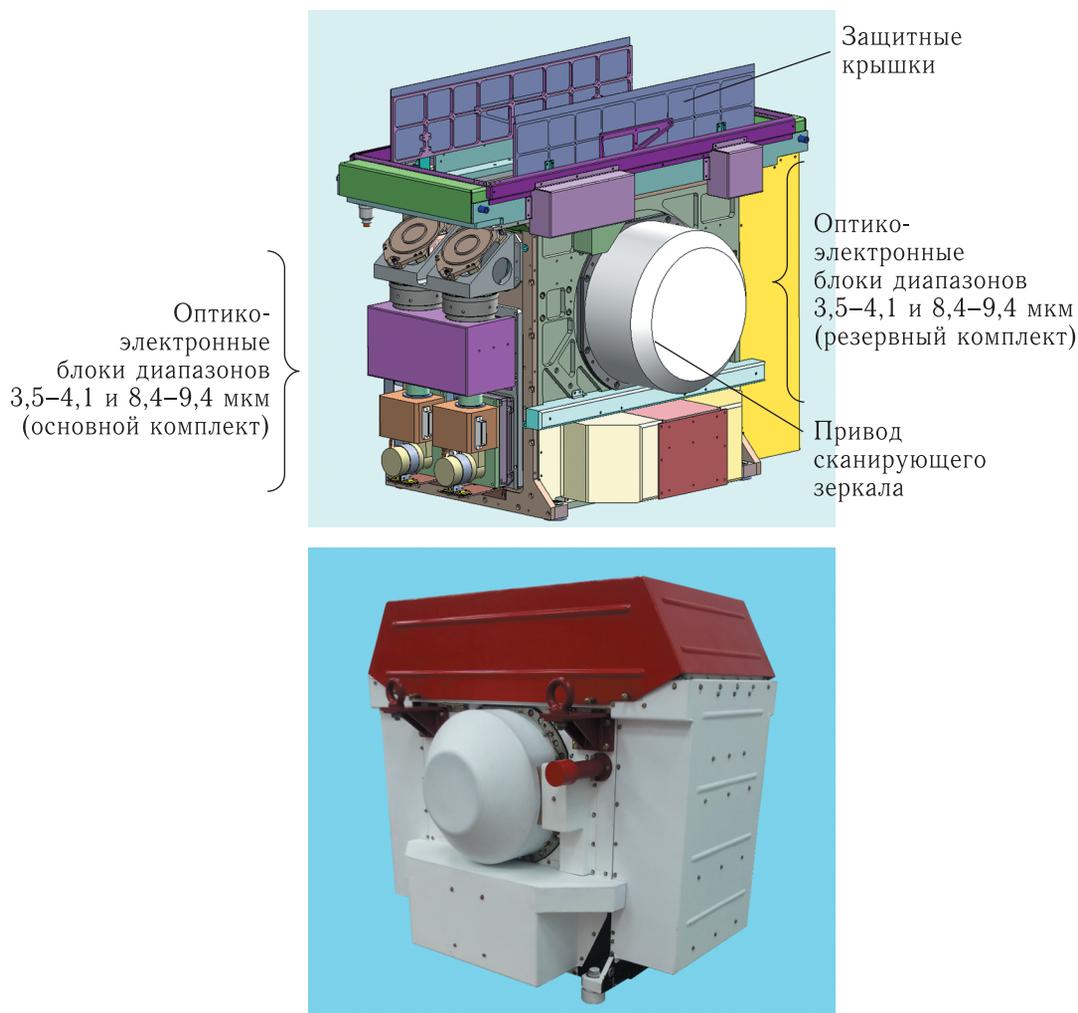


Рис. 1. 3D-модель радиометра МСУ-ИК-СРМ (вверху, защитный кожух не показан) и фотография прибора в сборе (внизу)

Основные тактико-технические характеристики ИК-радиометра МСУ-ИК-СРМ:

- количество спектральных каналов — 2;
- границы спектральных зон (по уровню 0,5) — 3,5–4,1 мкм, 8,4–9,4 мкм;
- полоса обзора (при высоте орбиты КА 510 км) — 2000 км;
- пространственное разрешение в надире (проекция пикселя) — 200 м;
- диапазон измеряемых температур — 230–500 К;
- эквивалентная шуму разность измеряемых температур на уровне 300 К — $\leq 0,30$ К (в среднем ИК-диапазоне) и 0,15 К (в дальнем ИК-диапазоне);
- режим работы — сеансный;
- масса — ≤ 85 кг.

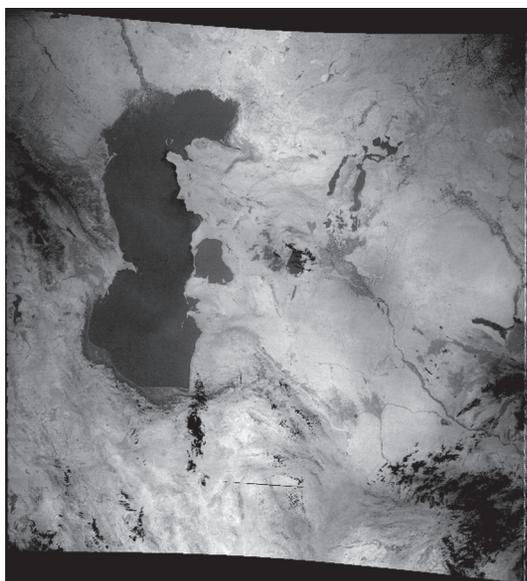
На рис. 1 представлены 3D-модель радиометра и его фотография в сборе. Радиометр МСУ-ИК-СРМ является модификацией радиометра МСУ-ИК-СР, разработанного ранее АО «Российские космические системы» при выполнении ОКР «Прибор-ИК» в соответствии с Федеральной космической программой России на 2006–2015 годы.

При разработке радиометра приоритетной задачей было обеспечение широкой полосы обзора при максимально высоком пространственном разрешении, что в итоге и определило принцип его построения и выбор элементной базы.

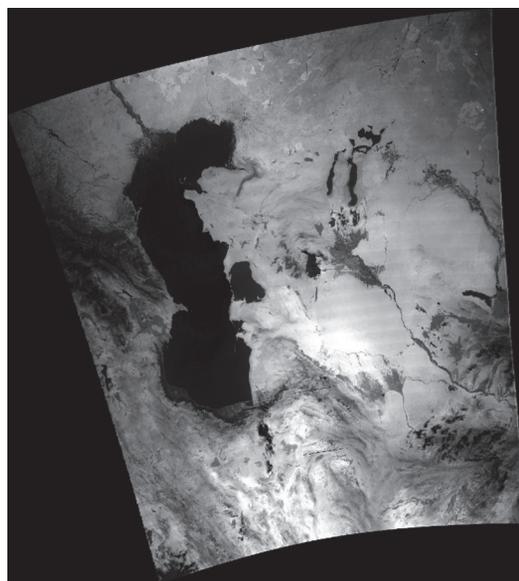
В МСУ-ИК-СРМ использован принцип многострочного механического сканирования, который позволяет даже при сравнительно небольшом числе чувствительных элементов приемника излучения



Рис. 2. Фрагмент исходного (сырого) трассового изображения с радиометра МСУ-ИК-СРМ в диапазоне 3,5–4,1 мкм



Уровень 1



Уровень 2

Рис. 3. Изображения радиометра МСУ-ИК-СРМ после 1-го и 2-го уровней геометрической обработки

реализовать пространственное разрешение 200 м и полосу обзора 2000 км [9].

Процесс сканирования по строке осуществляется двухсторонним плоским зеркалом, совершающим непрерывное круговое движение с помощью низкооборотного прецизионного привода (1 оборот за 15,2 с). В качестве приемников излучения используются отечественные многоэлементные (матричные) ИК-фотоприемники форматом 4×288 элементов, охлаждаемые микрокриогенными системами (МКС) до криогенных температур (80 К).

Ось вращения зеркала и линейки приемников излучения ориентированы вдоль направления полета КА, что позволяет за один цикл строчной развертки (скан) радиометра сформировать два микрокадра форматом 288×5296 элементов.

Формируемые радиометром микрокадры (рис. 2) имеют перекрытие 22 элемента в центре и, вследствие геометрических искажений, 288 на краю скана. При наземной обработке формируемое радиометром изображение подвергается двум уровням геометрической обработки [10]:

- 1-й уровень — сшивка микрокадров в единое трассовое изображение;

- 2-й уровень — трансформирование изображения 1-го уровня в картографическую проекцию.

Изображения 1-го и 2-го уровней обработки приведены на рис. 3.

Конструктивно радиометр МСУ-ИК-СРМ построен по модульной схеме: каждый информационный канал формируется независимым оптико-электронным блоком, включающим линзовый объектив,

приемник с МКС и блок обработки сигнала. Таких модулей в радиометре четыре: два для диапазона 3,5–4,1 мкм и два для диапазона 8,4–9,4 мкм. В процессе сеанса съемки задействованы два оптико-электронных блока, два других являются холодным резервом в случае выхода из строя приемников излучения или МКС основного комплекта. Использование резервных оптико-электронных блоков позволяет обеспечить работу радиометра при сеансной съемке длительностью 15–20 мин не менее 10 000 ч.

Для обеспечения радиометрической точности измерений и коррекции в процессе эксплуатации радиометра таких факторов, как [11]:

- неравномерность чувствительности отдельных элементов приемников излучения;
- изменение внутреннего температурного фона аппаратуры;
- изменение исходных значений пропускания оптической системы;
- изменение коэффициента передачи электронного тракта, в состав радиометра введены бортовые эталонные источники излучения — имитаторы абсолютно черного тела (ИАЧТ): «горячее» с температурой 320 К и «холодное» с температурой 268 К, формирующие стабильное опорное излучение при эксплуатации. Ввод излучения от ИАЧТ в оптический информационный тракт осуществляется через сканирующее зеркало в каждой строке вне ее информационной части. Охлаждение «холодного» ИАЧТ обеспечивается выносным радиатором КА через тепловые трубы.

Радиометрическая модель объекта съемки

В соответствии с поставленной задачей основным объектом съемки радиометра МСУ-ИК-СРМ являются лесные пожары. Лесные пожары как объект наблюдения космической системой характеризуются (что также может быть распространено и на другие высокотемпературные объекты природного и техногенного происхождения — вулканы, гейзеры, нагретые газовые и воздушные массы, восходящие потоки продуктов сгорания

и различные высокотемпературные промышленные объекты):

- высокой температурой (800–1200 К), что позволяет уверенно фиксировать их в ИК-диапазоне спектра даже при их небольших физических размерах; например, обнаруживать костры или газовые факелы размером 4 × 4 м, так как температура пикселя, содержащего подобные объекты, будет превышать фоновую температуру поверхности на 20–30 °С;

- локальностью возникновения как по времени и месту, так и по площади территории, охваченной пожаром (от 0,01 до сотен гектаров), вследствие чего фиксируемый аппаратурой лесной пожар будет отображаться как случайное событие одним пикселем, группой одиночных пикселей или несколькими десятками пикселей.

В табл. 1 приведены значения яркостной температуры пикселя (T_p) размерами 200 × 200 м, содержащего «горячий» объект с температурой $T_o = 800–1000$ К при фоновой температуре поверхности $T_\phi = 300$ К для основных типов лесных пожаров. Как следует из данных таблицы, фронтальные лесные и торфяные очаги пожаров, требующие оперативного вмешательства или кадастровой регистрации, при пространственном разрешении

Таблица 1. Яркостная температура пикселя (T_p) размером 200 м, содержащего точечный объект с температурой T_o при фоновой температуре поверхности $T_\phi = 300$ К

Тип очага пожара	Размеры очага пожара, м	Спектральный диапазон	
		3,5–4,1 мкм	8,4–9,4 мкм
		T_p , К	
Торфяной пожар ($T_o = 800$ К)	20 × 20	407	317
	40 × 40	483	355
Фронтальный пожар ($T_o = 1000$ К)	200 × 1	419	315
	200 × 2	453	327
	200 × 5	509	360
	200 × 10	560	395
Костер ($T_o = 1000$ К)	1 × 1	304	300
	2 × 2	313	301
	5 × 5	346	302
	10 × 10	390	308

200 м будут уверенно дешифроваться одновременно в обоих спектральных каналах, так как $T_{\text{п}} \gg \gg T_{\text{ф}}$. Однако, как будет показано ниже, это утверждение справедливо только для центральной зоны полосы обзора радиометра шириной 400–500 км.

Приведенные в табл. 1 значения $T_{\text{п}}$ были получены для подспутниковой точки и упрощенной (гомогенной) модели очага пожара, при которой принимается, что высокотемпературный объект (очаг пожара) имеет постоянную температуру (T_0) по всей площади объекта, его площадь меньше площади пикселя и он находится внутри области (пикселя) с более низкой температурой ($T_{\text{ф}}$). При такой модели яркостная температура пикселя — смесь температур гомогенного объекта и постоянного фона и находится в диапазоне $T_{\text{ф}} < T_{\text{п}} < T_0$. Хотя гомогенная модель не полностью соответствует действительности, она позволяет оценить необходимый максимальный уровень динамического диапазона измеряемых температур на этапе разработки аппаратуры и правильно ее настроить [12].

Более строгая модель пожара — негомогенная модель, несомненно, ближе к реальности, при этой модели температура «горячего» пикселя определяется тремя высокотемпературными компонентами: пламенной зоной (~1000 К), тлеющей зоной (~600 К), пожарищем (~350 К) и низкотемпературной компонентой — температурой окружающего фона (~300 К), а значит, в такой модели температура «горячего» пикселя будет выше температуры пикселя, чем при гомогенной модели, в которой не учитываются тлеющая зона и пожарище. Однако, полагая, что основной вклад в излучение очага лесного пожара вносит пламенная зона, а ее параметры зависят от целого ряда факторов — вида растительности, сомкнутости лесного полога, скорости ветра, времени горения и т. д., — было принято, что разница между потоками излучения по рассматриваемым моделям не будет критически большой. Для МСУ-ИК-СРМ верхняя граница динамического диапазона ($T_{\text{max}} = 500$ К) была выбрана по гомогенной модели и подтверждена результатами летных испытаний, показавших, что видеосигнал от наблюдаемых «горячих» объектов достиг приборного ограничения.

Учитывая, что на дневных изображениях в диапазоне 3,5–4,1 мкм могут присутствовать ложные

объекты тревоги, вызываемые отражением солнечного излучения от воды, верхних слоев атмосферы и нагретых участков земной поверхности, возможность регистрации очагов пожаров в тепловом диапазоне 8,4–9,4 мкм радиометром МСУ-ИК-СРМ крайне важна, так как позволяет осуществлять обнаружение очагов пожаров в любое время суток.

Характеристики преобразования (зависимость выходного сигнала от радиационной температуры $N = f(T_{\text{рад}})$) спектральных каналов радиометра МСУ-ИК-СРМ для диапазона радиационных температур от 220 К до 500 К при 16-разрядном кодировании приведены на рис. 4.

Обсуждая главную тематическую задачу — обнаружение высокотемпературных объектов — следует отметить, что радиометр МСУ-ИК-СРМ сконструирован как широкоугольное оптико-механическое устройство с углом сканирования $2W = 118^\circ$ и имеет переменное пространственное разрешение по строке и кадру в зависимости от угла отклонения визирной оси, а следовательно, переменную площадь проекции пикселя S по строке (рис. 5). Так, в надире $S = 0,04$ км² при $W = 35^\circ$ — $S = 0,08$ км² и на краю строки при $W = 59^\circ$ — $S = 0,55$ км², что в итоге приводит к значительному снижению детализации наблюдаемого объекта на краях поля зрения и должно учитываться при определении параметров очага пожара. На рис. 6 эта ситуация смоделирована на примере отображения на микрокадре одного и того же объекта (очага пожара с тремя фронтами горения) в центре и на краю поля зрения.

Принимая во внимание, что очаг пожара отображается как случайное событие одним пикселем, группой одиночных пикселей или несколькими десятками пикселей, а регистрируемая яркостная температура пикселя характеризует параметры высокотемпературного объекта (тип, размеры, состояние и т. д.), обнаружение и анализ очагов пожаров с учетом геометрических искажений следует проводить по исходной информации до геометрической коррекции, которая может существенно исказить реальную картину пожарной ситуации.

В табл. 2 на примере торфяных пожаров рассмотрена возможность фиксации очагов пожаров на краях поля зрения.

Из табл. 2 следует, что при съемке очага пожара с одинаковыми параметрами в центре и на краю

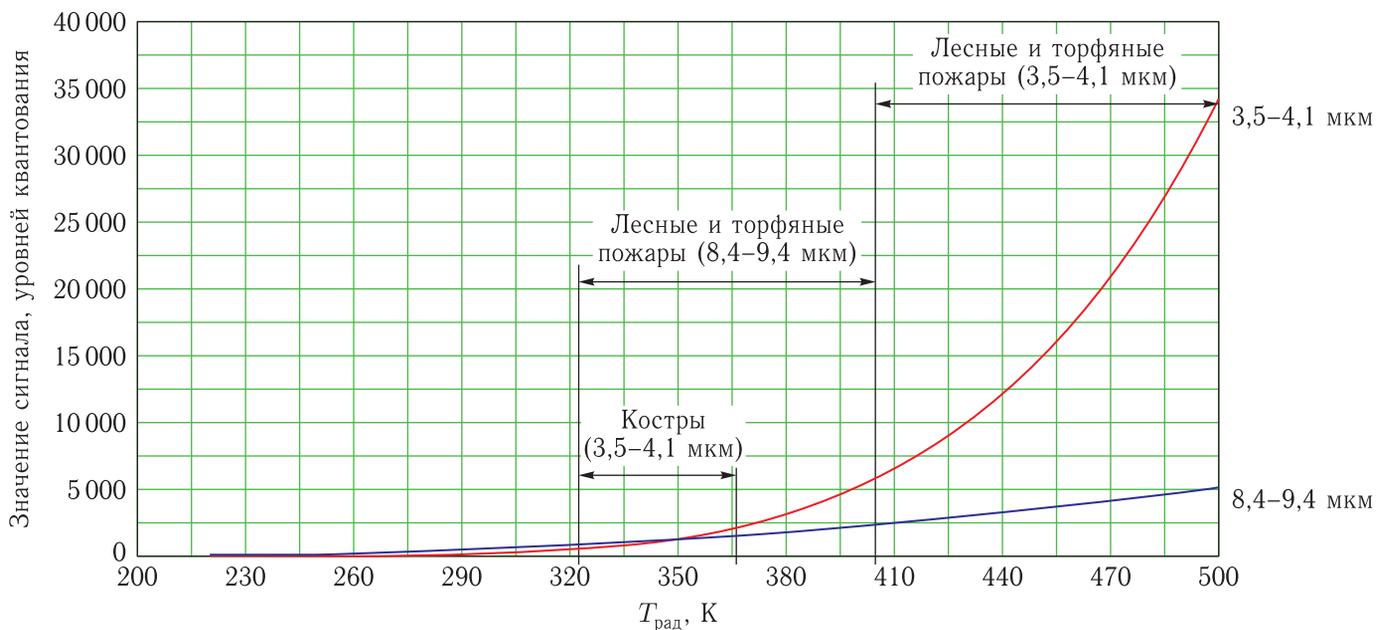


Рис. 4. Характеристики преобразования (зависимости выходного сигнала от радиационной температуры $N = f(T_{\text{рад}})$) для диапазона радиационных температур от 220 до 500 К при 16-разрядном кодировании

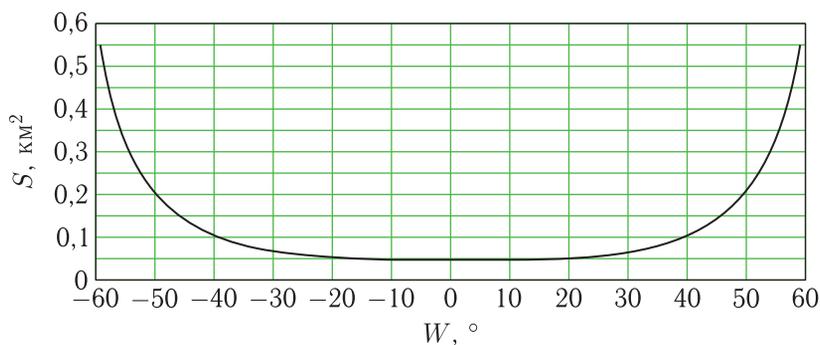


Рис. 5. График изменения площади проекции пикселя S по строке от угла визирования W

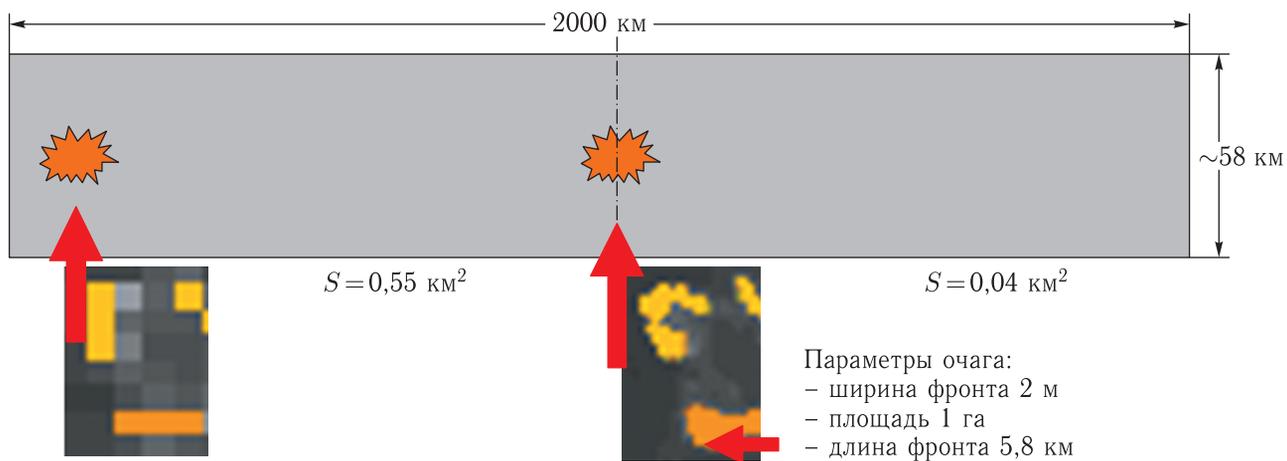


Рис. 6. Отображение очага пожара с тремя фронтами горения в центре и на краю поля зрения

Таблица 2. Температура пикселя (T_p), содержащего торфяной пожар при фоновой температуре поверхности $T_\phi = 300$ К

Параметры объекта	$W = 0^\circ$ $S = 0,04 \text{ км}^2$		$W = \pm 35^\circ$ $S = 0,08 \text{ км}^2$		$W = \pm 59^\circ$ $S = 0,55 \text{ км}^2$	
	3,5–4,1 мкм	8,4–9,4 мкм	3,5–4,1 мкм	8,4–9,4 мкм	3,5–4,1 мкм	8,4–9,4 мкм
20 × 20 м	407 К	317 К	357 К	305 К	327 К	303 К
40 × 40 м	483 К	355 К	407 К	317 К	363 К	306 К

поля зрения будет изменяться не только детализация, но и фиксируемая аппаратурой яркостная температура «горячего» пикселя, что должно учитываться при определении истинных параметров очага пожара.

Несмотря на снижение обнаружительной способности на краях полосы обзора, можно уверенно заявлять, что МСУ-ИК-СРМ будет иметь явное преимущество перед аппаратурой AVHRR, MODIS и МСУ-МР, имеющей в надире пространственное разрешение 1 км^2 и аналогичные геометрические искажения по углу поля зрения, так как задача обнаружения лесных пожаров этими приборами вследствие малого разрешения решается только в надирной зоне полосы обзора.

С учетом данных табл. 1 и 2 для радиометра МСУ-ИК-СРМ следует разработать индивидуальный алгоритм выявления очагов горения.

Информационные возможности радиометра МСУ-ИК-СРМ

1. Глобальное информационное покрытие территории России

Реализованная в радиометре МСУ-ИК-СРМ полоса обзора 2000 км позволяет обеспечить за 5–6 последовательных витков (при длительности сеанса 15–20 мин) съемку всей территории России, что крайне важно для оперативной оценки чрезвычайных ситуаций на территории России. Подобная информация может быть востребована и странами ближнего зарубежья (СНГ и ЕС). На рис. 7 приведено изображение Европы и европейской части России, полученное путем компиляции информации с трех последовательных витков.

2. Высокая детализация и обнаружительная способность высокотемпературных объектов природного и техногенного происхождения

На рис. 8 и 9 приведены фрагменты изображений с МСУ-ИК-СРМ с многочисленными фронтальными пожарами и газовыми факелами на нефтяных вышках.

Сравнительный анализ изображений МСУ-ИК-СРМ и метеорологических систем, имеющих пространственное разрешение 1 км, показывает, что на изображениях с МСУ-ИК-СРМ более подробно прослеживаются фактические фронты пожаров и их локальные особенности, что позволяет более полно оценить пожарную ситуацию в районе съемки: характер и тип пожара, направление его распространения, площадь огневой зоны, локальную интенсивность пожара. Детализация картины пожаров крайне важна при автоматизации процесса обнаружения. При грубом разрешении, характерном для метеорологических систем, где фиксируются только группы очагов пожаров, оценка ситуации может искажаться, так как мелкие очаги на изображениях вследствие низкого уровня сигнала могут не дешифроваться или интерпретироваться алгоритмом неоднозначно.

Сравнение МСУ-ИК-СРМ с другими специализированными системами космического мониторинга пожаров, например с системой FireBIRD, включающей спутники TET-1 [13] и BIROS [14], на которых установлены аналоги радиометров, используемых ранее на спутнике BIRD [15], показывает, что эти системы значительно менее информативны, так как имеют недостаточную полосу обзора.

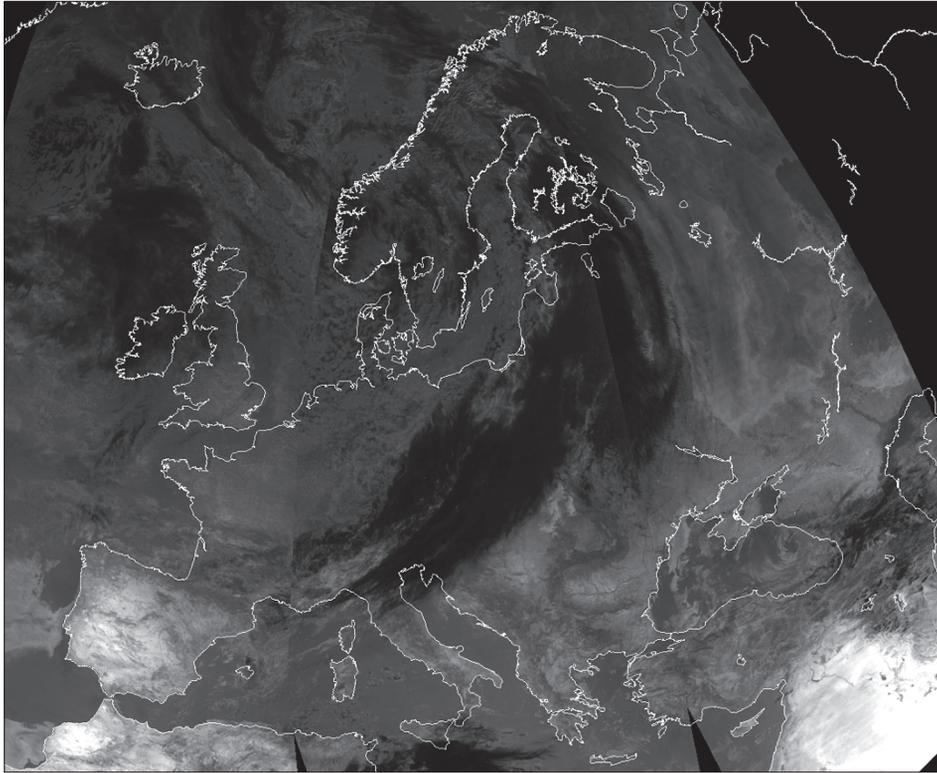
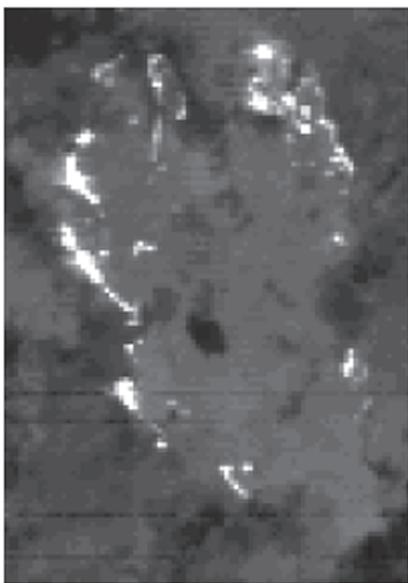
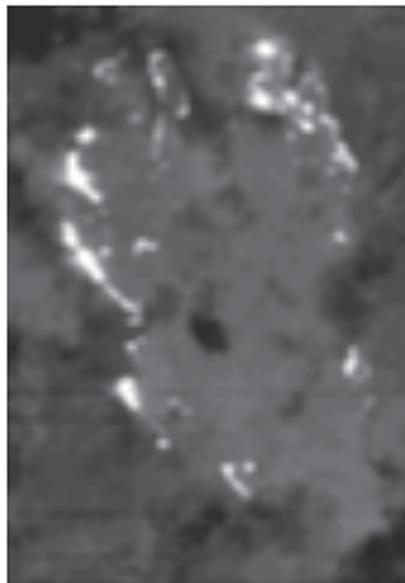


Рис. 7. Изображение Европы и европейской части России, полученное с МСУ-ИК-СРМ за три последовательных орбитальных витка



МСУ-ИК-СРМ,
разрешение 200×200 м



BIRD,
разрешение 400×400 м



МСУ-МР,
разрешение 1×1 км

Рис. 8. Фрагмент изображения с МСУ-ИК-СРМ (28.08.2017) с фронтальными пожарами в диапазоне $3,5-4,1$ мкм (без радиометрической обработки) и смоделированные на его основе изображения с аппаратуры BIRD и МСУ-МР

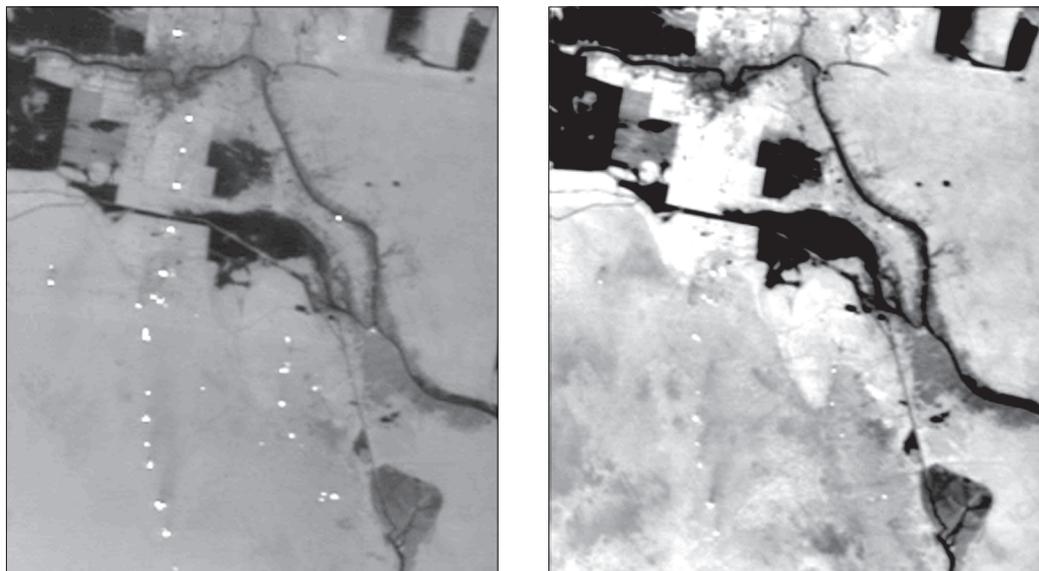


Рис. 9. Фрагменты изображений МСУ-ИК-СРМ с газовыми факелами на нефтяных месторождениях в Ираке в двух спектральных каналах: 3,5–4,1 мкм (слева) и 8,4–9,4 мкм (справа)

Заключение

1. ИК-радиометр МСУ-ИК-СРМ, входящий в состав КА «Канопус-В-ИК», позволяет получать принципиально новую информацию о высокотемпературных объектах, природных и техногенных, за счет повышения детализации не только по сравнению с существующими системами (AVHRR, MODIS, МСУ-МР), но и с перспективными (МСУ-МР-МП) с разрешением 0,5 км.

2. Получение информации о пожарной ситуации с радиометра обеспечивается в широкой полосе обзора, что крайне важно для России с ее обширными лесными территориями, а значит, позволит повысить оперативность обнаружения очагов лесных пожаров и контроля их динамики средствами ДЗЗ.

3. Результаты летных испытаний радиометра показали, что требования, предъявляемые к аппаратуре, реализованы полностью и могут быть в дальнейшем использованы при создании российской специализированной космической системы наблюдения за пожарной обстановкой лесных территорий.

4. Оперативное выявление очагов возгорания в автоматическом режиме по информации, получаемой с аппаратуры МСУ-ИК-СРМ, требует разработки специального программного обеспечения. Радиометр МСУ-ИК-СРМ является важным допол-

нением к многозональному съемочному комплексу — ПСС и МСС, обеспечивающему съемку в видимом и ближнем ИК-диапазонах в полосе 20 км с разрешением 2,5 и 12 м, так как позволяет расширить круг задач, решаемых КА «Канопус-В-ИК».

Список литературы

1. Ершов Д.В., Коровин Г.Н., Лупян Е.А., Мазуров А.А., Тащилин С.А. Российская система спутникового мониторинга лесных пожаров. Сб. науч. ст. // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2004, вып. 1. С. 47–57.
2. Обзор параметров аппаратуры AVHRR. <https://lta.cr.usgs.gov/AVHRR> (дата обращения: 15.08.2018).
3. Официальный сайт проекта MODIS — NASA, США. <http://modis.gsfc.nasa.gov/> (дата обращения: 15.08.2018).
4. Акимов Н.П., Бадаев К.В., Гектин Ю.М., Рыжиков А.В., Смелянский М.Б., Фролов А.Г. Многозональное сканирующее устройство малого разрешения МСУ-МР для космического информационного комплекса «Метеор-М». Принцип работы, эволюция, перспективы // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, вып. 4. С. 30–39.

5. *Акимов Н.П., Гектин Ю.М., Смелянский М.Б., Фролов А.Г.* ИК-радиометры нового поколения на основе многоэлементных приемников излучения // Мехатроника, автоматизация, управление, приложение, 2007, №5. С. 52.
6. *Горбунов А.В., Ильина И.Ю., Саульский В.К.* Состояние и перспективы развития космических комплексов «Канопус-В» и «Метеор-М» // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, вып. 4. С. 14–19.
7. *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 Международной научной конференции), Красноярск, 13–16 сентября 2016 г.
8. Патент №2324151 РФ. G01J 3/06. Многоканальный радиометр с широким углом обзора // Акимов Н.П., Гектин Ю.М., Смелянский М.Б., Фролов А.Г. Заявлено 11.09.2006. Опубликовано 10.05.2008.
9. *Шовенгердт Р.* Дистанционное зондирование. Модели и методы обработки изображений: Монография. М.: Техносфера, 2010. 560 с.
10. Современные технологии обработки данных дистанционного зондирования Земли / Под ред. В. В. Еремеева. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2015. 460 с.
11. *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.
12. *Гектин Ю.М., Зорин С.М., Новикова Н.В. и др.* Метрологическое обеспечение радиометрической калибровки сканирующих систем ДЗЗ в видимой и инфракрасной областях спектра // Измерения и испытания в ракетно-космической промышленности: Тез. докл. науч.-техн. конф. (о. Городомля, 07–10 сентября 2015 г.). Городомля, 2015. С. 22–25.
13. Обзор параметров аппаратуры TET-1. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/t/tet-1> (дата обращения: 15.08.2018).
14. Обзор параметров аппаратуры BIROS. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/b/biros> (дата обращения: 15.08.2018).
15. *Zhukov B., Briess K., Lorenz E., Oertel D., Skrbek W.* BIRD Detection and Analysis of High-temperature Events: First Results. Proc. SPIE, 2003, 4886. P. 160–171.

УДК 621.396.677 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.4.46.55

Оценка допустимого интервала времени обновления задержек распространения сигнала между антеннами цифровых антенных полей

С. И. Ватутин, к. т. н., vatutin.si@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Для объединения нескольких сравнительно малых апертурных антенн в единую цифровую антенную решетку (цифровое антенное поле) с суммарной площадью приема телеметрического сигнала от космического аппарата ранее был предложен способ синхронного сложения сигналов отдельных антенн, разнесенных на достаточно большое расстояние, чтобы не затенять друг друга. В основе метода лежит идея компенсации взаимных задержек сигнала между антеннами путем соответствующего сдвига импульсов дискретизации сигналов разных антенн.

В регистры устройства, реализующего предложенный метод, должны регулярно вноситься обновленные значения задержек распространения сигнала между антеннами по мере движения космического аппарата. В настоящей работе проведена оценка допустимого интервала времени обновления задержек распространения информационного сигнала между антеннами цифрового антенного поля в регистрах блоков задержки импульса дискретизации. Показано, что даже при работе с наиболее динамичными КА на опорной орбите допустимое время обновления задержек распространения сигнала до антенн цифрового антенного поля не является критичным для осуществления практически идеального синхронного сложения сигналов антенн цифровой антенной решетки.

Ключевые слова: антенная решетка, приемник, синхронное сложение сигналов, промежуточная частота, разность хода лучей, задержка распространения, обновление

Estimation of Permissible Time Lag to Update Signal Propagation Delay between Antennas of Digital Antenna Fields

S. I. Vatutin, *Cand. Sci. (Engineering)*, vatutin.si@spacecorp.ru

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

Abstract. For several relatively small-scale aperture antennas aggregation into the single digital antenna array (digital antenna field) with the spacecraft telemeter signal receiving total area there was suggested previously an individual antennas signals synchronous addition method, when antennas are mutually spaced by the enough big distance in order not to shade one another. A base idea of this method is compensation of signal mutual delays between antennas by appropriate shifting the different antennas signals sampling pulses.

The wave propagation delay between antennas update in compliance with spacecraft motion values must enter regularly in realizing suggested method device registers. In this article, the estimation of wave propagation delay update permissible time lag between the digital antenna fields antennas in sampling pulse delay unit registers was performed. It is shown that even when operate with most dynamic spacecrafts on reference orbit wave propagation delay update permissible time lag between digital antenna fields antennas is not critical for implementation practically ideal digital antenna array antennas signals synchronous addition.

Keywords: antenna array, receiver, signals synchronous addition, intermediate frequency, path difference, propagation delay, update

В последнее десятилетие в антенной технике все большее внимание уделяется цифровым антенным решеткам (ЦАР), в которых вся тяжесть фазирования антенн перекладывается с фазовращателей и линий задержки на цифровую обработку [1]. Цифровые антенные решетки, часто называемые в зарубежной литературе «умными антеннами» (Smart Antenna), находят все большее применение в радиолокации [2–4], в связи, в том числе, и в сотовой [5, 6], и в навигации [7, 8]. Для традиционного сложения информационных сигналов в спектральной области элементарные антенны известных из литературы ЦАР располагаются, как правило, достаточно близко друг к другу так, что для времени распространения по решетке Δt и полосы полезного сигнала Δf соблюдается условие узкополосности системы, то есть $\Delta t \cdot \Delta f \ll 1$. Однако в системах управления космическими аппаратами (КА) при построении антенного поля по условию отсутствия затенения друг друга в пределах семиградусной зоны радиовидимости антенны должны быть разнесены минимум на 8 диаметров антенны, то есть на десятки метров. Например, антенны диаметром 5 м должны быть разнесены на 40 м. Поэтому даже при точном фазировании центральных гармоник промежуточной частоты традиционными способами при передаче телеметрической информации (ТМИ) со скоростью 0,5 Мбит/с гармоники по краям спектра, отстоящие примерно на $\Delta f = 1$ МГц, дадут недопустимо большой набег фаз $\Delta \varphi = 2\pi \cdot \Delta f \cdot \Delta t = 2\pi \cdot \Delta f \cdot (\Delta L/c) = 2\pi \times 10^6 \cdot 40 / (3 \cdot 10^8) = 0,27\pi$. Поскольку при детектировании гармоники симметричных частот спектра радиосигнала складываются, то подобные набеги фаз приведут к сильным искажениям передаваемых широкополосных сигналов. То есть в цифровых полях слежения за КА сложить сигналы антенн ЦАР в спектральной области не представляется возможным. Остается попытка сложить сигналы во временной области.

Реализация простой идеи задержки принимаемых сигналов разных антенн до полного совпадения наталкивается на непреодолимые технические трудности. Однако в настоящее время это уже не тупик. Решение надо искать на путях применения дискретизации с последующей цифровой обработкой дискретных отсчетов сигналов разных антенн.

При этом если нельзя сдвинуть до совпадения принимаемые сигналы, то технически вполне возможно сдвинуть сетки импульсов дискретизации сигналов разных антенн так, чтобы взятие отсчетов происходило для сигнала от разных антенн в одном и том же фронте.

Идея метода изложена в работе [9], где предложено устройство фазирования антенн, а точнее, устройство синхронного сложения сигналов, схема которого представлена на рис. 1 и рис. 2. Подробно предложенное устройство фазирования антенн описано в патенте [10]. В процессе его работы в соответствии с азимутом и углом места цели рассчитывается сдвиг сигналов разных антенн по времени в интервалах дискретизации. Сдвиг при сложении на целое количество интервалов дискретизации осуществляется за счет выборки измерений с соответствующими индексами из массивов своих антенн, а сдвиг на дробную часть интервала дискретизации осуществляется в блоке задержки импульсов дискретизации на рис. 2.

Как показано на рис. 1, в начале зоны радиовидимости (ЗРВ) КА должны складываться дискретные отсчеты 1, в середине ЗРВ складываются отсчеты 2, а в конце ЗРВ — отсчеты 3 из массивов с индексами, соответствующими текущему набегу фаз между антеннами.

В работе [11] синтезирован устойчивый разностно-равносигнальный метод автосопровождения космического аппарата цифровой антенной решеткой, который подробно описан в заявке [12].

В настоящей работе проведена оценка допустимого интервала времени обновления задержек распространения информационного сигнала между антеннами цифрового антенного поля в регистрах блоков задержки импульса дискретизации, представленных на рис. 2. Дело в том, что отсчеты соответствующих квадратурных информационных сигналов с антенн цифрового антенного поля (синусные и косинусные) необходимо суммировать на каждом интервале дискретизации, тогда как процесс изменения направления на КА очень медленный по сравнению с информационным процессом, поэтому замену значений задержек на регистрах блоков задержек можно выполнять достаточно редко. Вопрос — насколько? Вот на этот вопрос и попытаемся ответить в данной работе.

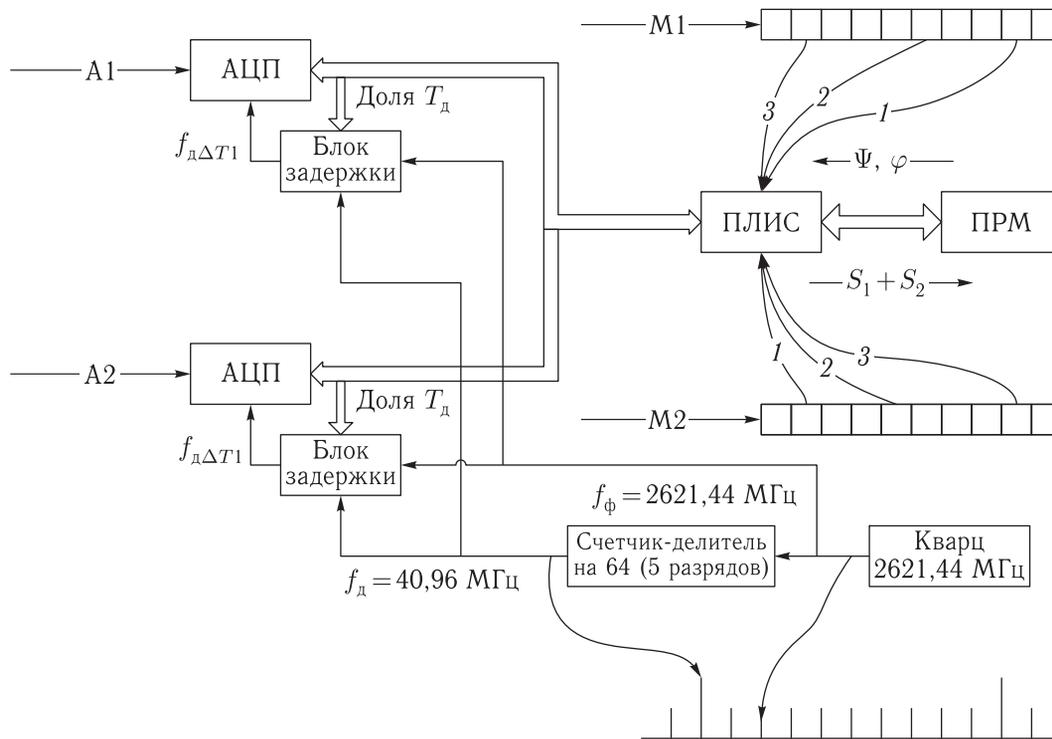


Рис. 1. Устройство фазирования

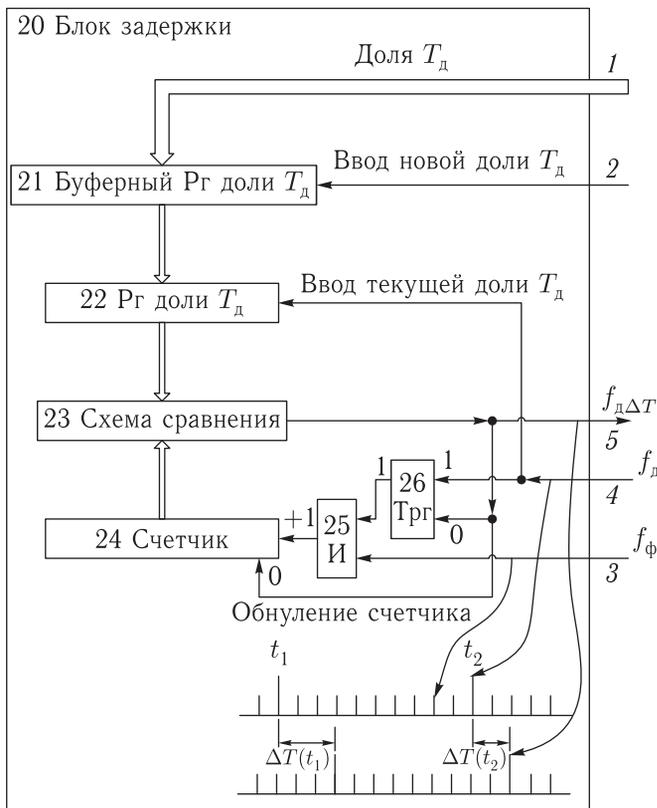


Рис. 2. Блок задержки импульса

Прежде всего, отметим, что динамика изменения направления на КА определяется конструкцией опорно-поворотного устройства антенны и параметрами орбиты КА. Для азимутально-угломестных опорно-поворотных устройств наиболее динамичными являются околозенитные участки низких орбит КА. Именно в околозенитной области угловое движение КА по углу места меняется от возрастания на убывание, а угловое движение по азимуту резко ускоряется, и азимут направления на КА меняется на противоположный. Поэтому для определения искомых оценок допустимого интервала времени обновления задержек распространения информационного сигнала между антеннами будем использовать простейшую модель движения КА по опорной круговой орбите высотой 200 км. На рис. 3 показан вид в плоскости круговой орбиты КА, проходящей через зенит наблюдателя. На рис. 4 представлен вид в профиль круговой орбиты КА, проходящей с отклонением от зенита наблюдателя.

Исходя из геометрических соотношений на рис. 3 и 4 нетрудно показать, что зависимости угла места $\Phi(t)$ и азимута $\Psi(t)$ от времени с момента



Рис. 3. Связь между направлениями на КА от наблюдателя и из центра Земли при пролете КА через зенит наблюдателя

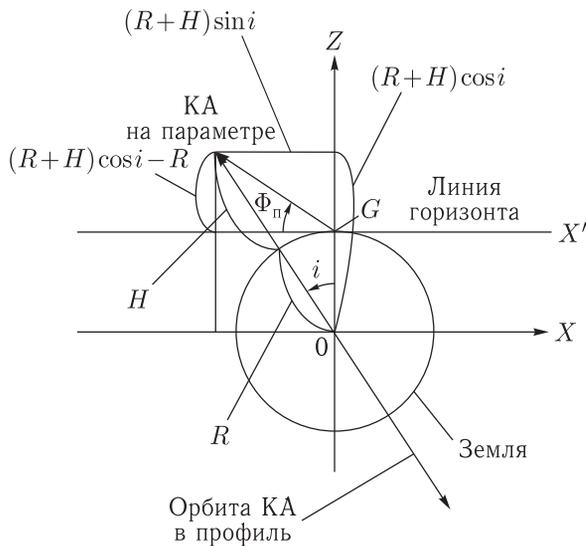


Рис. 4. Орбита КА в профиль с отклонением от зенита наблюдателя

прохождения КА восходящего узла определяются выражениями

$$\Phi(t) = \arcsin \left(\left(\sin(\omega_{КА}t) \cdot \cos i - \frac{R}{R+H} \right) / \left([\cos(\omega_{КА}t)]^2 + [\sin(\omega_{КА}t) \cdot \sin i]^2 + \left[\sin(\omega_{КА}t) \cdot \cos i - \frac{R}{R+H} \right]^2 \right)^{1/2} \right); \quad (1)$$

$$\Psi(t) = \arcsin \frac{\cos(\omega_{КА}t)}{\sqrt{[\cos(\omega_{КА}t)]^2 + [\sin(\omega_{КА}t) \cdot \sin i]^2}}. \quad (2)$$

Здесь $\omega_{КА}$ — угловая скорость КА в плоскости орбиты,

$$\omega_{КА} = \frac{R}{R+H} \sqrt{\frac{g}{R+H}} = \frac{v_{1КА}}{R+H} \sqrt{\frac{R}{R+H}}, \quad (3)$$

$R = 6371$ км — средний радиус Земли, H — высота орбиты КА, i — угол между плоскостью орбиты КА и направлением в зенит наблюдателя, α — угол в плоскости орбиты между направлением на восходящий узел и текущим направлением на КА в момент времени t .

Из сопоставления рис. 4 и рис. 3 получаем соотношение для угла α_0 начала ЗРВ:

$$(R+H) \sin(\alpha_0) \cos(i) = R. \quad (4)$$

Откуда

$$\alpha_0 = \arcsin \frac{R}{(R+H) \cos i}. \quad (5)$$

При этом время начала $t_{нз}$, окончания $t_{кз}$ зоны радиовидимости и время на параметре $t_{п}$ в наивысшей для наблюдателя точке орбиты определяется очевидными выражениями:

$$t_{нз} = \frac{\alpha_0}{\omega_{КА}}; \quad (6)$$

$$t_{кз} = \frac{\pi - \alpha_0}{\omega_{КА}}; \quad (7)$$

$$t_{п} = \frac{\pi}{2\omega_{КА}}. \quad (8)$$

Путем дифференцирования (2) нетрудно показать, что максимальная по модулю угловая азимутальная скорость КА на параметре определяется простым соотношением

$$\Psi'_п \approx \frac{-\omega_{КА}}{\sin i}. \quad (9)$$

Как видим из выражения (9), чем меньше центральный угол i , то есть чем ближе орбита к зенитной, тем выше азимутальная угловая скорость КА в околоразенитной зоне. При строго зенитной орбите

азимутальная скорость КА в зените будет бесконечной, поскольку в зените азимут мгновенно должен измениться на 180° .

Представленной выражениями (1)–(9) простейшей модели движения КА вполне достаточно, чтобы найти искомую оценку допустимого интервала времени обновления задержек распространения информационного сигнала между антеннами цифрового антенного поля.

Схема антенной решетки при отсчете направлений относительно фазового центра опорной антенны A_0 представлена на рис. 5.

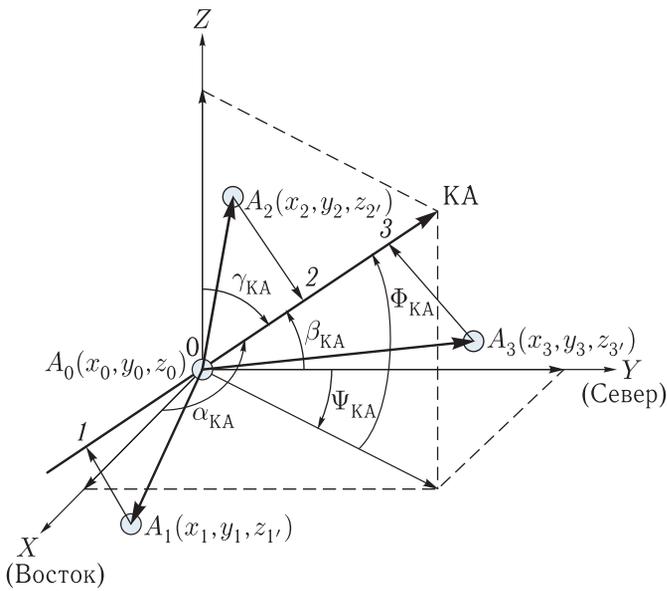


Рис. 5. Схема антенной решетки

Здесь $\Phi_{КА}$ — угол места КА, $\Psi_{КА}$ — угол азимута КА. Элементарная антенна A_i , $i = 0, \dots, N-1$, цифровой антенной решетки (ЦАР) из N антенн имеет координаты (x_i, y_i, z_i) .

Разность хода лучей от КА до A_i и A_0

$$\begin{aligned} \Delta R_{i0} &= L_{i0} \cdot \cos(\angle A_i - 0 - \text{КА}) = \\ &= L_{i0} \cdot [\cos \alpha_{i0} \cdot \cos \alpha_{КА} + \cos \beta_{i0} \cdot \cos \beta_{КА} + \\ &\quad + \cos \gamma_{i0} \cdot \cos \gamma_{КА}]. \end{aligned} \quad (10)$$

Расстояние от антенны A_0 до антенны A_i

$$L_{i0} = \sqrt{(x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2 + (z_i - z_0)^2}. \quad (11)$$

Направляющие косинусы КА

$$\begin{aligned} \cos \alpha_{КА} &= \cos \Phi_{КА} \cdot \sin \Psi_{КА}; \\ \cos \beta_{КА} &= \cos \Phi_{КА} \cdot \cos \Psi_{КА}; \\ \cos \gamma_{КА} &= \sin \Phi_{КА}. \end{aligned} \quad (12)$$

Направляющие косинусы антенн A_i относительно опорной антенны A_0

$$\begin{aligned} \cos \alpha_{i0} &= (x_i - x_0)/L_{i0}; \\ \cos \beta_{i0} &= (y_i - y_0)/L_{i0}; \\ \cos \gamma_{i0} &= (z_i - z_0)/L_{i0}. \end{aligned} \quad (13)$$

Набег времени до антенны A_i относительно опорной антенны A_0

$$\Delta T_{i0} = \Delta R_{i0}/C, \quad (14)$$

где C — скорость света в свободном пространстве.

Сдвиг по фазе между сигналами антенн A_i и A_0 на промежуточной частоте $f_{п}$

$$\Delta \varphi_{i0} = \omega_{п} \cdot \Delta T_{i0} = 2 \cdot \pi \cdot f_{п} \cdot \Delta T_{i0}. \quad (15)$$

При одновременном отклонении от направления на объект по углу места на $\Delta \Psi$ и по азимуту на угол $\Delta \Phi$ имеем:

$$\Phi_{ДН} = \Phi_{КА} + \Delta \Phi; \quad \Psi_{ДН} = \Psi_{КА} + \Delta \Psi, \quad (16)$$

причем результирующий угол отклонения $\Theta = \arccos(\cos \Theta)$ получим исходя из соотношения для угла между вектором диаграммы направленности и вектором направления на КА:

$$\begin{aligned} \cos \Theta &= \cos \alpha_{ДН} \cdot \cos \alpha_{КА} + \\ &+ \cos \beta_{ДН} \cdot \cos \beta_{КА} + \cos \gamma_{ДН} \cdot \cos \gamma_{КА}, \end{aligned} \quad (17)$$

где в соответствии с (16)

$$\begin{aligned} \cos \alpha_{ДН} &= \cos \Phi_{ДН} \cdot \sin \Psi_{ДН} = \\ &= \cos(\Phi_{КА} + \Delta \Phi) \cdot \sin(\Psi_{КА} + \Delta \Psi); \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \cos \beta_{ДН} &= \cos \Phi_{ДН} \cdot \cos \Psi_{ДН} = \\ &= \cos(\Phi_{КА} + \Delta \Phi) \cdot \cos(\Psi_{КА} + \Delta \Psi); \end{aligned} \quad (19)$$

$$\cos \gamma_{ДН} = \sin \Phi_{ДН} = \sin(\Phi_{КА} + \Delta \Phi). \quad (20)$$

Если амплитуда сигнала одиночной антенны при точном направлении ее диаграммы на КА равна U_c , то при отклонении ее диаграммы на угол Θ амплитуда сигнала будет равна

$$U_{c\Theta} = U_c \cdot F(\Theta), \quad (21)$$

где $F(\Theta)$ — нормированная диаграмма направленности одиночной параболической антенны, которую для оценочных расчетов аппроксимируем известным выражением [13]

$$F(\Theta) = \exp[-a \cdot (\Theta/\Theta_{0,5})^2]. \quad (22)$$

Здесь $\Theta_{0,5}$ — половина ширины диаграммы направленности на уровне 0,5 мощности сигнала и на уровне 0,707 амплитуды сигнала, причем $a = 0,346574$.

Известно [13], что ширина диаграммы направленности антенны диаметром D на уровне 0,5 мощности сигнала на несущей с длиной волны λ определяется выражениями:

$$\begin{aligned} \Delta\Theta_{0,5} &= 1,12 \cdot \lambda/D \text{ рад;} \\ \Delta\Theta_{0,5} &= 64 \cdot \lambda/D^\circ. \end{aligned} \quad (23)$$

Допустим теперь, что отсчеты сигналов антенн на промежуточной частоте, например $f_{ПЧ} = 75$ МГц, берутся с некоторой тактовой частотой дискретизации, например $f_d = 40,96$ МГц, и длительностью такта дискретизации $dT_d = 1/f_d$. Далее, пусть обновление задержек распространения сигнала между антеннами ΔT_{i0} произведено и зафиксировано вместе с направлением диаграммы направленности антенн в некоторый тактовый момент времени t_{0+} до следующего обновления через n тактов дискретизации, то есть через промежуток времени $n \cdot dT_d$ в момент времени $t_{0-} + n \cdot dT_d$. Тогда при очередном обновлении задержек в момент времени $t_{0-} + n \cdot dT_d$ направление диаграммы направленности каждой антенны будет иметь угол места

$$\Phi_{ДН}(t_{0-} + n \cdot dT_d) = \Phi(t_0) \quad (24)$$

и азимут

$$\Psi_{ДН}(t_{0-} + n \cdot dT_d) = \Psi(t_0), \quad (25)$$

а направление на КА будет иметь угол места

$$\Phi_{КА}(t_0 + n \cdot dT_d) = \Phi(t_0 + n \cdot dT_d) \quad (26)$$

и азимут

$$\Psi_{КА}(t_0 + n \cdot dT_d) = \Psi(t_0 + n \cdot dT_d). \quad (27)$$

Здесь предполагается, что замена старых значений задержек распространения и направления диаграммы направленности антенн на новые значения происходит от момента времени t_{0-} до момента времени t_{0+} , от $t_{0-} + n \cdot dT_d$ — до $t_{0+} + n \cdot dT_d$ и т. д. через интервал времени обновления $n \cdot dT_d$.

Подставив (24) и (25) в (18), (19), (20), получим направляющие косинусы диаграммы направленности антенны в момент времени t_{0+} :

$$\cos \alpha_{ДН}(t_{0+}) = \cos(\Phi(t_0)) \cdot \sin(\Psi(t_0)); \quad (28)$$

$$\cos \beta_{ДН}(t_{0+}) = \cos(\Phi(t_0)) \cdot \cos(\Psi(t_0)); \quad (29)$$

$$\cos \gamma_{ДН}(t_{0+}) = \sin(\Phi(t_0)). \quad (30)$$

Аналогично, подставив (26) и (27) в (12), получим направляющие косинусы КА в момент времени очередного обновления задержек $t_0 + n \cdot dT_d$:

$$\begin{aligned} \cos \alpha_{КА}(t_0) &= \\ &= \cos(\Phi(t_0 + n \cdot dT_d)) \cdot \sin(\Psi(t_0 + n \cdot dT_d)); \end{aligned} \quad (31)$$

$$\begin{aligned} \cos \beta_{КА}(t_0) &= \\ &= \cos(\Phi(t_0 + n \cdot dT_d)) \cdot \cos(\Psi(t_0 + n \cdot dT_d)); \end{aligned} \quad (32)$$

$$\cos \gamma_{КА}(t_0) = \sin(\Phi(t_0 + n \cdot dT_d)). \quad (33)$$

Подставив (28)–(33) в (17), получим $\cos \Theta$, а затем угол отклонения Θ ухода направления на КА от направления диаграммы направленности антенны за интервал обновления значений задержек $n \cdot dT_d$, затем по формулам (22) и (21) получим амплитуду сигнала $U_{с\Theta}(t_{0-} + n \cdot dT_d)$ в момент времени $t_{0-} + n \cdot dT_d$. Очевидно, в момент времени t_{0+} в соответствии с (21) имеем

$$U_{с\Theta}(t_{0+}) = U_c(t_0). \quad (34)$$

Далее, предположим, что с КА в момент времени t на промежуточной частоте $f_{п}$ принимается квадратурный фазоманипулированный сигнал вида

$$\begin{aligned} \bar{U}(t) &= U_c(t) \cdot [\cos(2 \cdot \pi \cdot f_{п} \cdot t + \varphi + \psi(t)) + \\ &+ j \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot f_{п} \cdot t + \varphi + \psi(t))], \end{aligned} \quad (35)$$

где $U_c(t)$ — амплитуда сигнала в момент времени t , φ — неизменная фаза сигнала, $\psi(t)$ — изменяющаяся (манипулируемая) фаза сигнала.

В соответствии с (15) с антенны A_i получаем сигнал

$$\begin{aligned} \bar{U}_i(t) &= U \cos_i(t) + j \cdot U \sin_i(t) = U_c(t) \times \\ &\times \cos [2 \cdot \pi \cdot f_n \cdot (t + \Delta T_{i0}(t)) + \varphi + \psi(t + \Delta T_{i0}(t))] + \\ &+ j \cdot U_c(t) \cdot \sin [2 \cdot \pi \cdot f_n \cdot (t + \Delta T_{i0}(t)) + \\ &+ \varphi + \psi(t + \Delta T_{i0}(t))]. \end{aligned} \quad (36)$$

В момент времени t_{0+} в регистры устройства синхронного сложения (фазирования) сигналов антенн будут заложены обновленные задержки, и в (36) слагаемые времени $\Delta T_{i0}(t_0)$ будут скомпенсированы. При этом в силу точного совпадения фаз сигналов со всех антенн в этот момент времени амплитуда суммарного сигнала от всех N антенн будет равна

$$U_{\Sigma}(t_{0+}) = N \cdot U_c(t_0). \quad (37)$$

Строго говоря, в момент времени $t_0 + n \cdot dT_d$, даже при точном наведении сигнал с одиночной антенны будет иметь значение $U_c(t_0 + n \cdot dT_d)$, которое будет несколько отличаться от значения $U_c(t_0)$ в силу изменения расстояния до КА за интервал времени $n \cdot dT_d$, но из-за малой длительности интервала $n \cdot dT_d$ изменение расстояния будет незначительным и величина амплитуды сигнала от одиночной антенны в момент времени $t_0 + n \cdot dT_d$ будет практически равна $U_c(t_0)$. Однако амплитуда суммарного сигнала от всех N антенн уменьшится по сравнению со значением $N \cdot U_c(t_0)$ из-за набега фаз между сигналами разных антенн за интервал времени $n \cdot dT_d$.

В момент времени $t_{0-} + n \cdot dT_d$ задержки распространения между антеннами будут равны $\Delta T_{i0}(t_0 + n \cdot dT_d)$, а скомпенсированы будут только задержки на момент времени t_0 , то есть $\Delta T_{i0}(t_0)$. Поэтому в этот момент времени суммарный сигнал от всех антенн будет равен

$$\begin{aligned} \bar{U}_{\Sigma}(t_0 + n \cdot dT_d) &= \sum_{i=0}^{N-1} U \cos_i(t_{0-} + n \cdot dT_d) + \\ &+ j \cdot \sum_{i=0}^{N-1} U \sin_i(t_{0-} + n \cdot dT_d) = \\ &= U_c(t_0) \cdot F(\Theta(t_{0-} + n \cdot dT_d)) \times \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &\times \sum_{i=0}^{N-1} \cos [2 \cdot \pi \cdot f_n \cdot (t_0 + n \cdot dT_d + \Delta T_{i0}(t_0 + n \cdot dT_d) - \\ &- \Delta T_{i0}(t_0)) + \varphi + \psi(t_0 + n \cdot dT_d + \\ &+ \Delta T_{i0}(t_0 + n \cdot dT_d) - \Delta T_{i0}(t_0))] + \\ &+ j \cdot U_c(t_0) \cdot F(\Theta(t_{0-} + n \cdot dT_d)) \times \\ &\times \sum_{i=0}^{N-1} \sin [2 \cdot \pi \cdot f_n \cdot (t_0 + n \cdot dT_d + \\ &+ \Delta T_{i0}(t_0 + n \cdot dT_d) - \Delta T_{i0}(t_0)) + \varphi + \\ &+ \psi(t_0 + n \cdot dT_d + \Delta T_{i0}(t_0 + n \cdot dT_d) - \Delta T_{i0}(t_0))]. \end{aligned} \quad (38)$$

Отсюда нормированная к $N \cdot U_c(t_0)$ амплитуда суммарного сигнала при ненулевом смещении в момент времени $t_{0-} + n \cdot dT_d$ будет определяться выражением

$$\begin{aligned} U_{\Sigma}(t_{0-} + n \cdot dT_d) / (N \cdot U_c(t_0)) &= \\ &= \frac{1}{N \cdot U_c(t_0)} \cdot \left(\left[\sum_{i=0}^{N-1} U \cos_i(t_{0-} + n \cdot dT_d) \right]^2 + \right. \\ &\left. + \left[\sum_{i=0}^{N-1} U \sin_i(t_{0-} + n \cdot dT_d) \right]^2 \right)^{1/2}. \end{aligned} \quad (39)$$

С учетом (38) и (36) нетрудно заметить, что при нулевом смещении ($n = 0$) в момент времени t_{0+} точного фазирования сразу после обновления задержек формула (39) для амплитуды суммарного сигнала при ненулевом смещении ($n > 0$) вырождается в (37), то есть сразу после обновления задержек суммарная нормированная амплитуда равна единице.

Перейдем к числовым оценкам. Пусть имеется антенное поле в виде правильного шестиугольника,

$$\begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 40 & 0 & 0 \\ 2 & 40 \cdot \cos\left(\frac{60 \cdot 1\pi}{180}\right) & 40 \cdot \sin\left(\frac{60 \cdot 1\pi}{180}\right) & 0 \\ 3 & 40 \cdot \cos\left(\frac{60 \cdot 2\pi}{180}\right) & 40 \cdot \sin\left(\frac{60 \cdot 2\pi}{180}\right) & 0 \\ 4 & 40 \cdot \cos\left(\frac{60 \cdot 3\pi}{180}\right) & 40 \cdot \sin\left(\frac{60 \cdot 3\pi}{180}\right) & 0 \\ 5 & 40 \cdot \cos\left(\frac{60 \cdot 4\pi}{180}\right) & 40 \cdot \sin\left(\frac{60 \cdot 4\pi}{180}\right) & 0 \\ 6 & 40 \cdot \cos\left(\frac{60 \cdot 5\pi}{180}\right) & 40 \cdot \sin\left(\frac{60 \cdot 5\pi}{180}\right) & 0 \end{pmatrix}$$

Рис. 6. Координаты антенн антенного поля

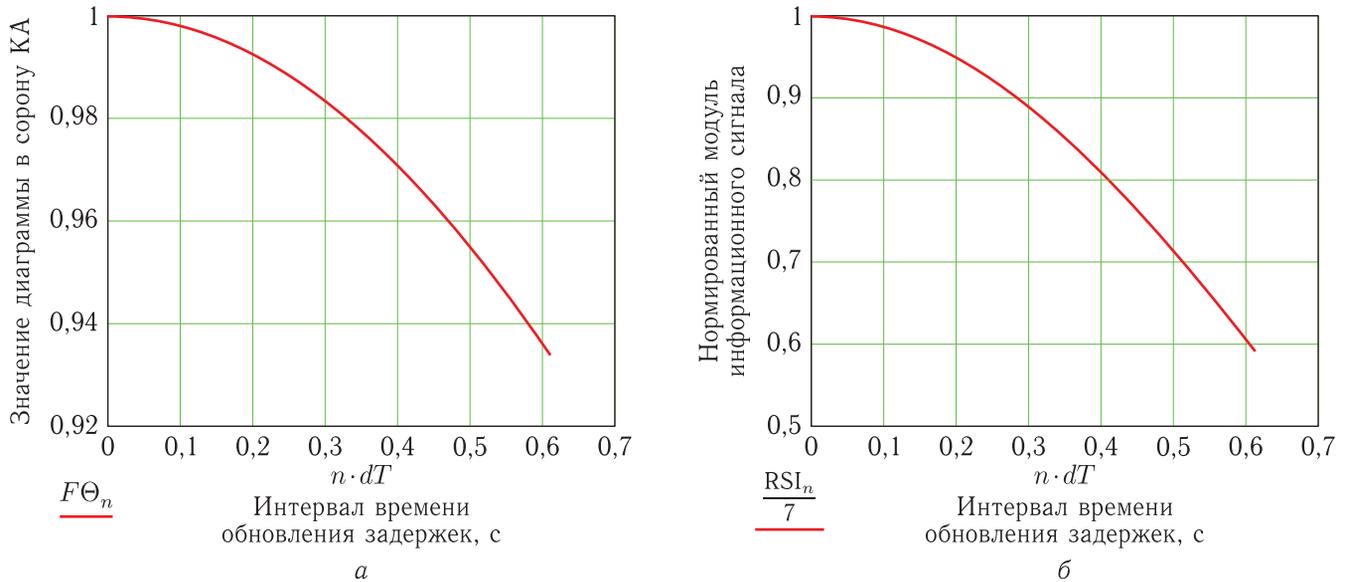


Рис. 7. Зависимости значений диаграммы направленности в сторону КА и нормированного модуля информационного сигнала от интервала времени обновления в околозенитной области: а) значение диаграммы в сторону КА; б) нормированный модуль информационного сигнала

вписанного в круг радиусом 40 м с опорной антенной в центре. Координаты семи антенн с номерами от 0 до 7 представлены на рис. 6.

Расчеты проведены для околозенитной круговой опорной орбиты высотой 200 км с углом места на параметре $83,46^\circ$ (центральный угол орбиты $i = 0,2^\circ$).

На рис. 7 представлены зависимости значений диаграммы направленности в сторону КА (а) и нормированного модуля информационного сигнала (б) от интервала времени обновления в околозенитной области.

На рис. 8 для рассматриваемой опорной орбиты представлена зависимость азимута и угла места КА от времени в пределах зоны радиовидимости. Видим, что наибольшая динамика углов направления на КА имеет место в околозенитной зоне, где азимутальная угловая скорость достигает $19,5^\circ$ в секунду.

На рис. 9 представлены зависимости значений диаграммы направленности в сторону КА (а) и нормированного модуля информационного сигнала (б) от времени в зоне радиовидимости для интервалов обновления задержек 0,1; 0,15; 0,2; 0,25; 0,3 с.

Из рис. 7, б и 9, б видим, что при интервале обновления задержек 0,3 с нормированный модуль

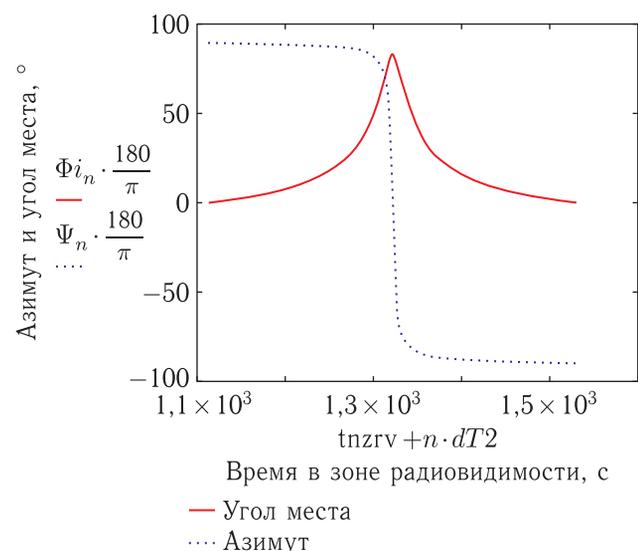


Рис. 8. Зависимость азимута и угла места КА для околозенитной орбиты с углом на параметре $83,46^\circ$

суммарного информационного сигнала опускается в минимуме до вполне допустимого уровня примерно в 0,9. При этом, как видим из рис. 7, а и 9, а, уровень диаграммы направленности не опускается ниже 0,983, то есть при интервале обновления 0,3 с КА остается в центральной области диаграммы направленности антенн.

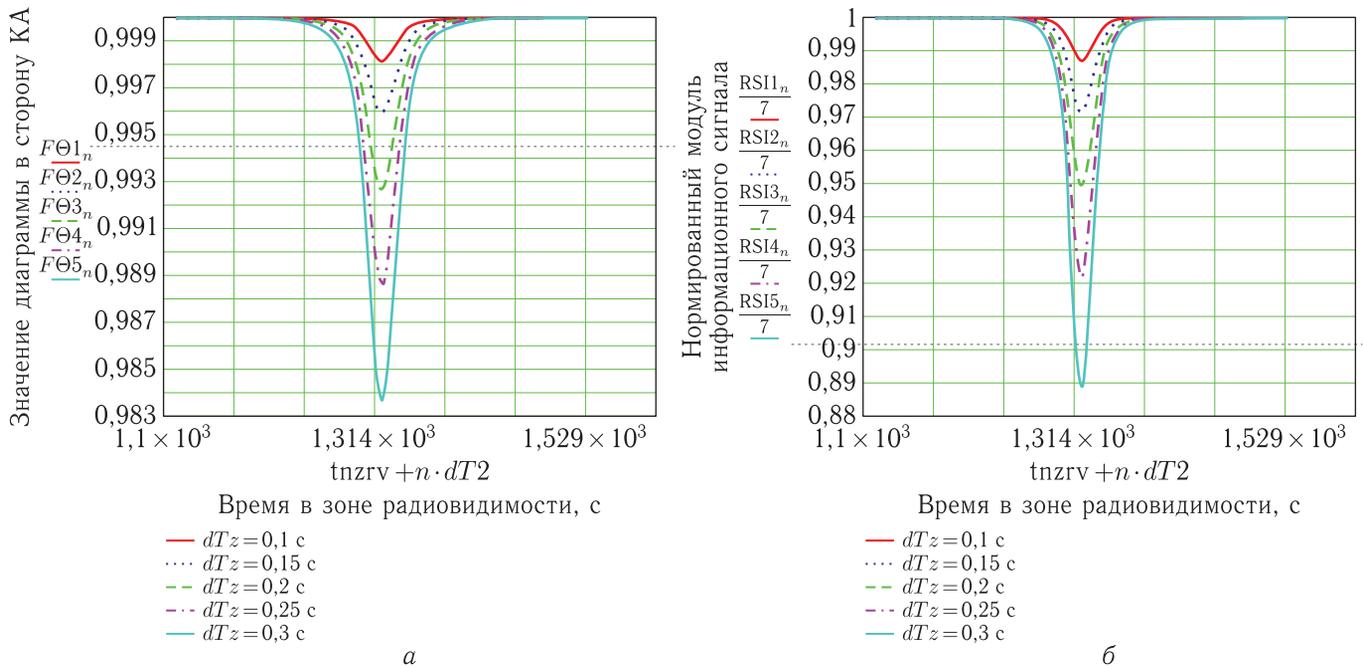


Рис. 9. Зависимости значений диаграммы направленности в сторону КА и нормированного модуля информационного сигнала от времени в зоне радиовидимости для интервалов обновления задержек 0,1; 0,15; 0,2; 0,25; 0,3 с: а) значение диаграммы в сторону КА; б) нормированный модуль информационного сигнала

При уменьшении интервала обновления характеристики процесса синхронного сложения сигналов существенно улучшаются. Так при длительности интервала обновления в 0,1 с нормированный модуль суммарного информационного сигнала опускается только на 1% до уровня 0,99, а диаграмма на 0,2% — до уровня 0,998. То есть при работе с КА на опорной орбите высотой 200 км интервал обновления задержек в 0,1 с обеспечивает практически идеальное синхронное сложение сигналов с антенн цифрового антенного поля. Остается выяснить, можно ли успеть заново рассчитать задержки сигнала между антеннами решетки за 0,1 с.

Оценки, выполненные на крайне расточительном расчетном средстве Mathcad и компьютере рядовой производительности с тактовой частотой процессора 2,6 ГГц, показали, что отношение времени расчета азимута, угла места, разности хода лучей и задержек распространения сигналов до антенн поля к длительности интервала обновления задержек составляет порядка $2,2 \cdot 10^{-4}$. При использовании более быстродействующего средства MATLAB это отношение составляет порядка $2,5 \cdot 10^{-5}$, то есть

на порядок меньше. Следует ожидать, что на специализированных вычислителях типа сигнального процессора результат будет еще лучше.

Таким образом, даже при работе с наиболее динамичными КА на опорной орбите допустимое время обновления задержек распространения сигнала до антенн цифрового антенного поля не является критичным для осуществления практически идеального синхронного сложения сигналов антенн цифровой антенной решетки.

Список литературы

1. Слюсар В.И. Цифровые антенные решетки в мобильной спутниковой связи // Первая миля, 2008, №4. С. 10–15.
2. Волощук И.В., Королев Н.А., Никитин Н.М., Солощев О.Н., Шацман Л.Г., Алесин А.М. Развитие радиолокационных средств боевых кораблей на основе технологии цифровых антенных решеток // Збірник наукових праць Севастопольського військово-морського ордена Червоної Зірки інституту ім. П. С. Нахімова. Севастополь: СВМІ ім. П. С. Нахімова, 2007, вип. 2(12). 260 с.

3. *Skolnik M.I.* Radar Handbook. Third Ed. McGraw-Hill Book Company, May 11, 2008, ISBN 0071485473.
4. *Слюсар В.* Цифровые антенные решетки: будущее радиолокации // *Электроника: НТБ*, 2001, №3. С. 42–46.
5. *Слюсар В.* SMART-антенны пошли в серию // *Электроника: НТБ*, 2004, №2. С. 62–65.
6. The Path to 4G Mobile. — *Communications Week International*, Issue 260, 5 March 2001.
7. *Слюсар В.* Цифровые антенные решетки решения задач GPS // *Электроника: НТБ*, 2009, №1. С. 74–78.
8. *Backen S., Akos D.M.* Research Report “GNSS Antenna Arrays. Hardware requirements for algorithm implementation” / Lulea University of Technology. Department of Computer Science and Electrical Engineering. April 4, 2006. <http://epubl.ltu.se/1402-1528/2006/13/LTU-FR-0613-SE.pdf> (дата обращения: 18.12.2018).
9. *Ватутин С.И., Зайцев О.В.* Применение многоканальных цифровых приемных устройств для создания антенных полей НАКУ КА // *Ракетно-космическое приборостроение и информационные технологии*. 2013. VI Всероссийская научно-техническая конференция «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий» 5–7 июня 2013 г. М.: АО «РКС», 2014. С. 103–120.
10. *Ватутин С.И., Зайцев О.В.* Патент на изобретение № 2594385 «Способ обработки широкополосных сигналов и устройство фазирования антенн приема широкополосных сигналов, преимущественно для антенн неэквидистантной решетки». Патентообладатель: ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (ОАО «Российские космические системы»). Заявка № 2015119423. Приоритет изобретения 25 мая 2015 г. Зарегистрировано в Государственном реестре изобретений Российской Федерации 22 июня 2016 г.
11. *Ватутин С.И.* Синтез устойчивого разностно-равносигнального метода автосопровождения космического аппарата цифровой антенной решеткой // *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2017, т. 4, вып. 2. С. 43–60.
12. *Ватутин С.И.* Заявка на изобретение № 2017109871 от 24.03.2017 «Способ и устройство фазирования и равноточно-разностного автосопровождения неэквидистантной цифровой антенной решетки приема широкополосных сигналов». Заявитель: АО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (АО «Российские космические системы»).
13. *Фролов О.П.* Антенны для земных станций спутниковой связи. М.: Радио и связь, 2000. 376 с.

УДК 621.391 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.4.56.64

Экспериментальная обработка комплексов высокоскоростной передачи информации для КА ДЗЗ

А. Н. Ершов, *nkpor@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

В. В. Березкин, *к. т. н., petrov_sv@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

С. В. Петров, *petrov_sv@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. В. Петров, *petrov_sv@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Д. А. Почивалин, *nkpor@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Д. А. Смирнов, *nkpor@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

С. В. Ковалев, *nkpor@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В статье описаны методы испытаний и измерений, которые использовались при отладке бортовых и наземных комплексов радиолиний высокоскоростной передачи информации, предназначенных для работы в системах дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Отмечаются особенности применения высокоскоростных сигнально-кодовых конструкций с видами модуляции высокого порядка и методов кодирования с высокими кодовыми скоростями.

Приводятся структурные схемы наземных комплексов радиолиний Ка- и X-диапазонов.

Анализируются основные типы погрешностей, возникающих при передаче широкополосных (несколько сотен мегагерц) сигналов.

Показано, что в радиолиниях, в которых выходная вероятность ошибки значительно зависит от качества выполнения составных элементов (определяющих уровень межсимвольных искажений (МСИ), фазового шума и др.) для оценки интегрально-го качества работы системы передачи информации, весьма эффективно использовать параметр Error Vector Magnitude (EVM).

По результатам испытаний сделан вывод, что аппаратура бортового и наземного комплексов, разработанная в АО «Российские космические системы», обеспечивает передачу информации со скоростью до 900 Мбит/с с видом модуляции 8PSK, до 1,2 Гбит/с с видом модуляции 16APSK и до 1,5 Гбит/с с видом модуляции 32APSK в X- и Ка-диапазонах.

Ключевые слова: радиолиния, канал связи, частотно-энергетические ресурсы, дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ), модуляция с высокой кратностью, корректирующее кодирование, сигнальное созвездие

Experimental Adjustment of High-Speed Information Transfer Complexes for Earth Remote Sensing Spacecraft

A. N. Ershov, *nkpor@spacecorp.ru*

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

V. V. Berezkin, *Cand. Sci. (Engineering)*, *petrov_sv@spacecorp.ru*

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

S. V. Petrov, *petrov_sv@spacecorp.ru*

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

A. V. Petrov, *petrov_sv@spacecorp.ru*

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

D. A. Pochivalin, *nkpor@spacecorp.ru*

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

D. A. Smirnov, *nkpor@spacecorp.ru*

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

S. V. Kovalev, *nkpor@spacecorp.ru*

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

Abstract. The paper describes methods of tests and measurements which were used when debugging onboard and ground complexes of radio links of high-speed information transfer slated for operation in the systems of Earth remote sensing (ERS). Features of application of high-speed signal and code designs with the types of modulation of a high order and coding methods with high code speeds are presented.

Block diagrams of ground complexes of radio links of Ka- and X-bands are given.

The main types of the errors arising by transfer of wideband (several hundreds of MHz) signals are analyzed.

It is shown that in radio links in which the output error probability considerably depends on the quality of performance of the components (determining the level of intersymbol distortions (ISD), phase noise, etc.) to evaluate the integrated operation quality of an information transfer system, it is very effectively to use the Error Vector Magnitude (EVM) parameter.

By results of the tests the conclusion is drawn, that the equipment of onboard and ground complexes developed in Joint Stock Company "Russian Space Systems" provides information transfer with the rate up to 900 Mbit/s with the modulation type 8PSK up to 1.2 Gbit/s with the modulation type 16APSK and up to 1.5 Gbit/s with the modulation type 32APSK in X- and Ka-bands.

Keywords: radio link, communication channel, frequency-power resources, Earth remote sensing, high order modulation, correction coding, constellation diagram

В связи с планированием к запуску ряда высокоинформативных спутниковых объектов ДЗЗ, в АО «РКС» разработаны бортовые и наземные аппаратурные комплексы X- и Ka-диапазонов, обеспечивающие формирование, передачу и прием информации по высокоскоростному каналу связи.

Высокоскоростная радиолиния предполагает использование сигнальных конструкций с видами модуляции высокого порядка и методов кодирования с высокими кодовыми скоростями.

Соответственно были спроектированы, разработаны и изготовлены радиокомплексы со следующими основными характеристиками:

- информативность до 1,5 Гбит/с;
- виды модуляции 8PSK, 16APSK и 32APSK;
- символные скорости в канале до 300 МГц;
- виды кодирования: – турбокод произведения (TPC) с кодовой скоростью $R = 0,8$ и $0,9$ и LDPC с кодовой скоростью $7/8$ (в соответствии с рекомендациями CCSDS);

- формирование спектров квадратур модулирующего сигнала обеспечивается SRRC (корень квадратный из приподнятого косинуса) фильтром с коэффициентом скругления (roll of factor) — $\text{rof} = 0,25-0,35$.

На рис. 1 приведена обобщенная структурная схема аппаратного радиокомплекса Ka(X)-диапазона.

Функционально аппаратные радиокомплексы X- и Ka-диапазонов состоят из аналогичных технических средств по назначению:

- испытываемые передатчики с транзисторными выходными каскадами и модуляторами QPSK, 8PSK, 16APSK и 32APSK (мощности передатчиков 8 Вт и 4 Вт для X- и Ka-диапазонов соответственно);

- малошумящий усилитель (МШУ) с преобразователем входного диапазона частот на промежуточную частоту;

- приемный комплекс (ПРМК) с усилителем промежуточной частоты (УПЧ) и АРУ;

- демодулятор с линейным корректором межсимвольных искажений (МСИ) и оценкой качества демодулированного сигнала (EVM и вероятности ошибки);

- контрольный модулятор КПА сигнала 8PSK, 16APSK и 32APSK с преобразователем частоты имитатора в X- и Ka-диапазоны;

- анализатор спектра;
- векторный анализатор;
- управляющий компьютер;
- коаксиально-волноводный переход (КВП);
- набор аттенюаторов для подбора необходимого отношения $P_c/P_{ш}$ ($E_{бит}/N_0$).

Отладка комплексов потребовала использования специфических для высокоскоростных радиолиний методов измерений, анализа и интерпретации полученных результатов, необходимых для обеспечения надежного функционирования, а также оптимизации радиолиний перспективных объектов ДЗЗ.

Методика измерений зависит от типов искажений в трактах формирования, передачи и приема модулированных сигналов-переносчиков.

Основные причины появления этих искажений следующие:

- неидеальность трактов формирования сигналов несущих, гетеродинных и символных частот, вызывающих появление фазовых шумов, импульсных и дискретных составляющих помех;

- неидеальность формирования параметров сигнального созвездия модулированного сигнала;

- неидеальность частотных характеристик трактов передачи и приема (АЧХ и неравномерности группового времени задержки (НГВЗ));

- нелинейные искажения в передатчике (АМ–АМ- и АМ–ФМ-переходы);

Все эти типы искажений относятся к так называемой группе мультипликативных помех, степень влияния которых на качество принимаемой информации не зависит от уровня сигнала, поступающего на вход демодулятора.

Оценка влияния парциальных составляющих источников помех

Эти оценки необходимы для нормировки значений погрешностей на составные части радиолинии при выдаче технических заданий на разработку отдельных устройств, входящих в систему.

Ниже перечислены причины появления искажений в трактах формирования, передачи и приема модулированных сигналов-переносчиков и их влияние на качество передачи информации.



Рис. 1. Структурная схема испытательных комплексов

Первым типом искажений являются фазовые шумы, они влияют на выходной результат двояким образом [1]:

а) низкочастотная часть спектра является мешающим фактором для работы следящих систем демодулятора, должна ими отслеживаться и в этом смысле определяет полосу пропускания следящих систем. То же самое касается обеспечения динамики работы в условиях доплеровского сдвига и прочих нестабильностей. То есть по этим причинам полосы следящих систем должны выбираться как можно шире, что является противоречивым требованием в смысле обеспечения работы при большом уровне шумов на выходе приемника. Это особенно касается систем с видами модуляции высокого порядка, поскольку выделители сигналов синхронизации являются сугубо нелинейными устройствами и степень подавления сигнала шумами в них резко возрастает с повышением кратности модуляции;

б) высокочастотная составляющая спектра (та, которая не отслеживается следящими системами) детектируется фазовым детектором и добавляется к шуму приемника. Очевидно, что нормы на уровень фазовых шумов этой части спектра должны быть такими, чтобы интегральная мощность этой составляющей не превышала некоторой доли

аддитивного шума выхода приемника (слабо влияла на величину $E_{бит}/N_0$).

На рис. 2 представлена зависимость спектральной плотности фазовых шумов от частоты для передатчика Ка-диапазона.

Измерение интегральной мощности этих фазовых шумов дают оценки ухудшения величины $E_{бит}/N_0$ для $P_{ош} = 10^{-6}$ примерно на 0,2–0,3 дБ.

Оценки реальных уровней фазовых шумов гетеродинов приемного устройства комплекса приводят к аналогичным результатам.

Методику вычисления и оптимизации параметров следящих устройств в этих условиях можно найти, например, в [1].

Второй тип искажений — межсимвольные. Численная оценка уровня межсимвольных помех селективирующих устройств возможна при аппроксимации АЧХ и НГВЗ линейными и параболическими зависимостями или моделированием на ЭВМ [1, 2, 5–9].

На рис. 3 и 4 приведены АЧХ и НГВЗ передатчика Ка-диапазона, по приближенным оценкам приводящие к энергетическим потерям 0,15–0,2 дБ.

При нормировании этих параметров следует особое внимание обращать на линейную составляющую характеристик, поскольку такая зависимость

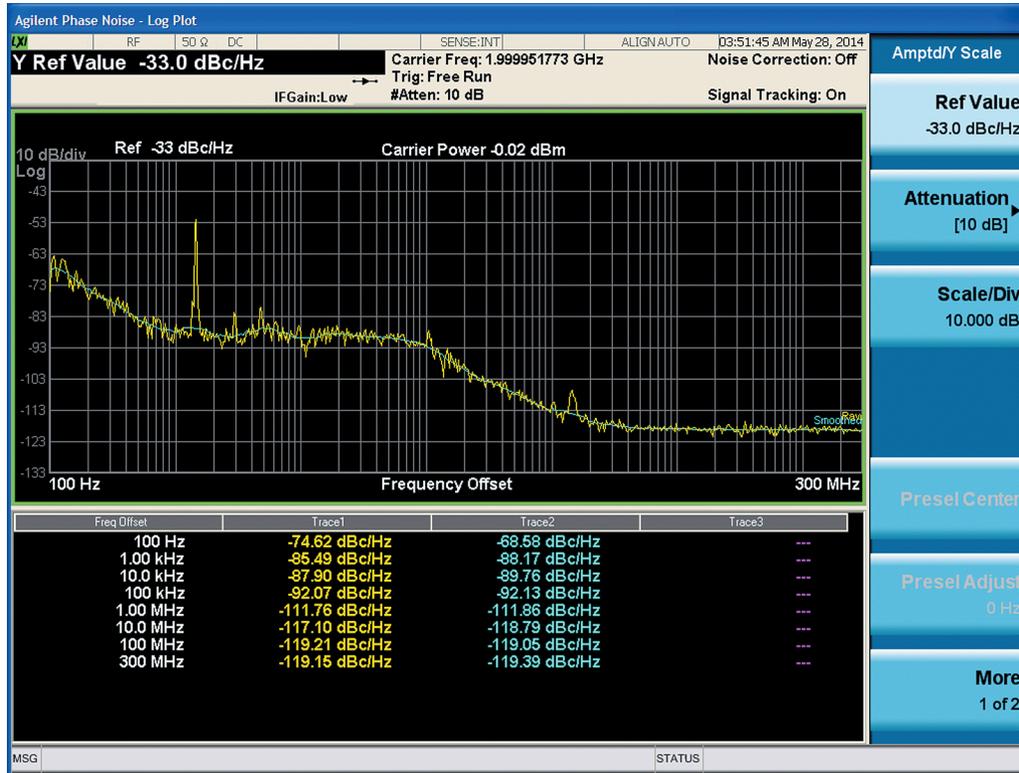


Рис. 2. Фазовые шумы передатчика Ка-диапазона

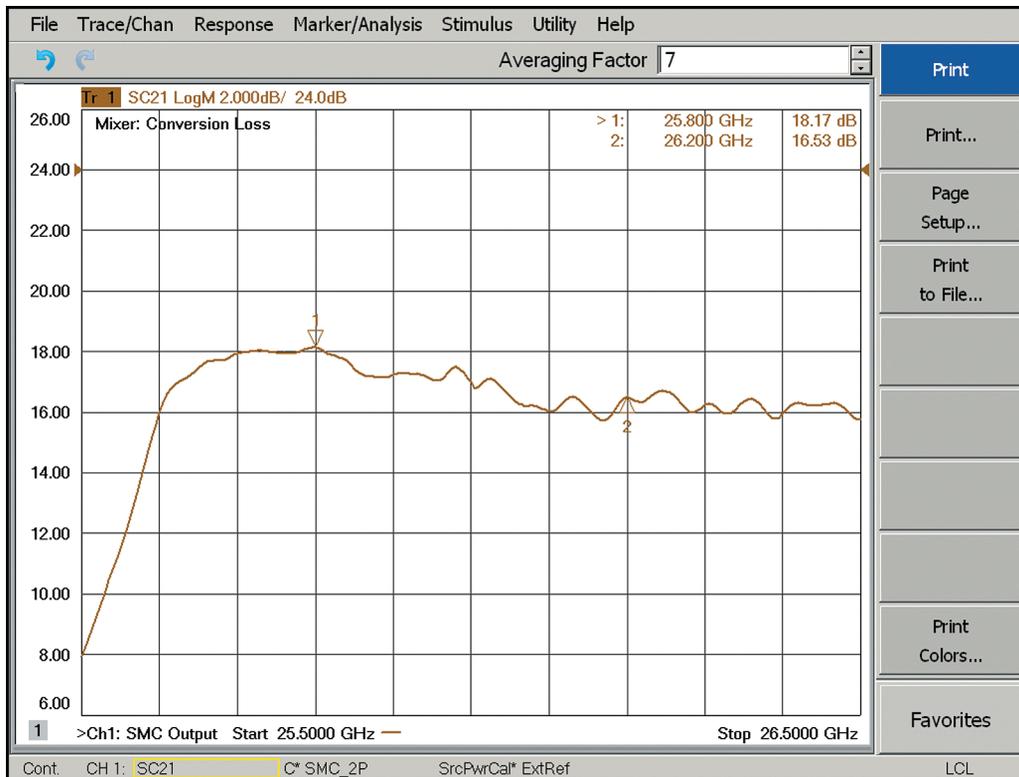


Рис. 3. АЧХ передатчика Ка-диапазона

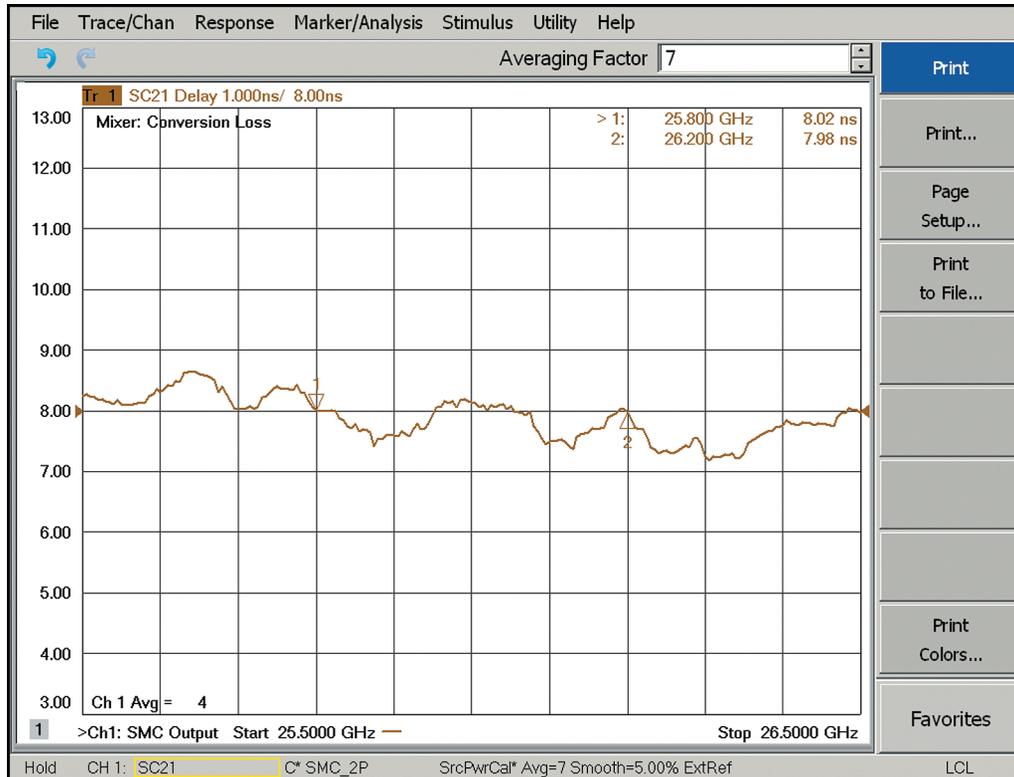


Рис. 4. НГВЗ передатчика Ка-диапазона

нарушает ортогональность образующих векторов, то даже в случае сигналов QPSK происходит взаимный «пролаз» сигналов из одного орта в другой.

Оценка ухудшения отношения $E_{бит}/N_0$ для $P_{ош} = 10^{-6}$ из-за реального уровня МСИ составляет примерно 0,3–0,4 дБ.

К третьему типу искажений относятся нелинейные искажения в передатчике (АМ–АМ- и АМ–ФМ-переходы).

На рис. 5 и 6 для наглядности приведены сигнальные созвездия сигнала 32APSK, прошедшего тракт передачи в линейном и нелинейном режимах соответственно.

Влияние этого типа искажений также оценивается путем численного моделирования при аппроксимации типов нелинейностей определенными закономерностями [3].

При отладке комплексов этому вопросу уделялось особое внимание, поскольку эти параметры сильно зависят от загрузки мощного каскада передатчика и напрямую влияют на процесс оптимизации сквозных характеристик радиолинии.

Одновременный интегральный учет влияния перечисленных выше искажений на выходной результат (величину вероятности битовой ошибки $P_{ош}$)

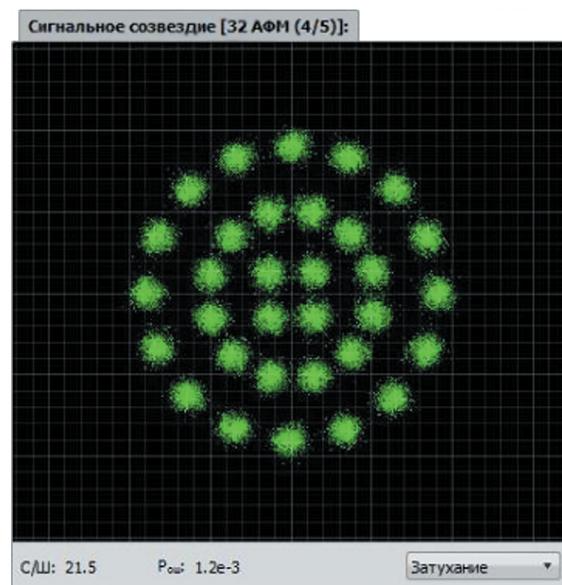


Рис. 5. Сигнальное созвездие, прошедшее линейный тракт

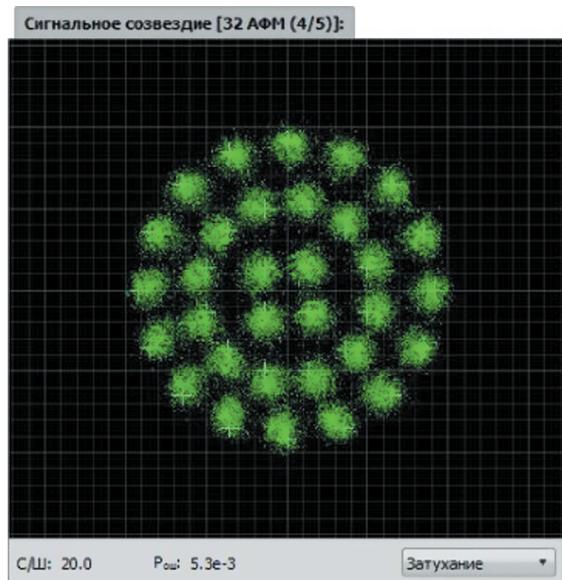


Рис. 6. Сигнальное созвездие, прошедшее нелинейный тракт

в реальных системах аналитическими методами и моделированием весьма затруднен. Поэтому выходной результат для данного случая (величину вероятности битовой ошибки $P_{\text{ош}}$) в настоящее время принято оценивать в зависимости от нормированного среднеквадратичного отклонения вершины принимаемого вектора от положения вершины идеального (опорного) вектора. Этот параметр в практике техники модуляции и демодуляции принято обозначать как EVM (Error Vector Magnitude) и измерять с помощью специальных (векторных) анализаторов параметров сигнального созвездия [4].

Сказанное поясняется векторной диаграммой, приведенной на рис. 7, и формулой (1):

$$EVM = \sqrt{\frac{\sum_{k=1}^m [R(k) - S(k)]^2}{\sum_{k=1}^m [R(k)]^2}}. \quad (1)$$

Дополнительное влияние на величину EVM могут оказывать следящие устройства демодулятора при неидеальной их работе.

В рассматриваемом случае используется величина $(EVM)' = 1/EVM$ [дБ], поскольку с ней удобней оперировать в терминах отношения сигнал/шум (или $E_{\text{бит}}/N_0$). Типовые зависимости вероятности ошибок ($P_{\text{ош}}$) от величины $E_{\text{бит}}/N_0$

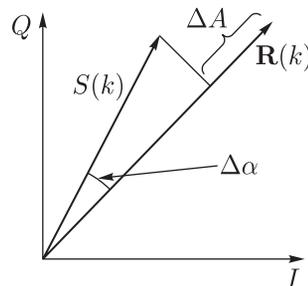


Рис. 7. Погрешность вектора демодулированного сигнала. $R(k)$ — идеальный (опорный) вектор сигнала, ΔA — амплитудная ошибка принимаемого вектора, $\Delta\alpha$ — угловая ошибка принимаемого вектора

при различных уровнях EVM представлены в работе [10] на рис. 7. По форме кривых видно, что при некотором уровне $(EVM)'$ вероятность ошибки $P_{\text{ош}}$ становится постоянной и дальнейшее улучшение энергетике в радиолинии бесполезно.

Реально полученные на испытательном комплексе зависимости проходят со сдвигом вправо примерно на величину 0,8–1,2 дБ от идеальной кривой.

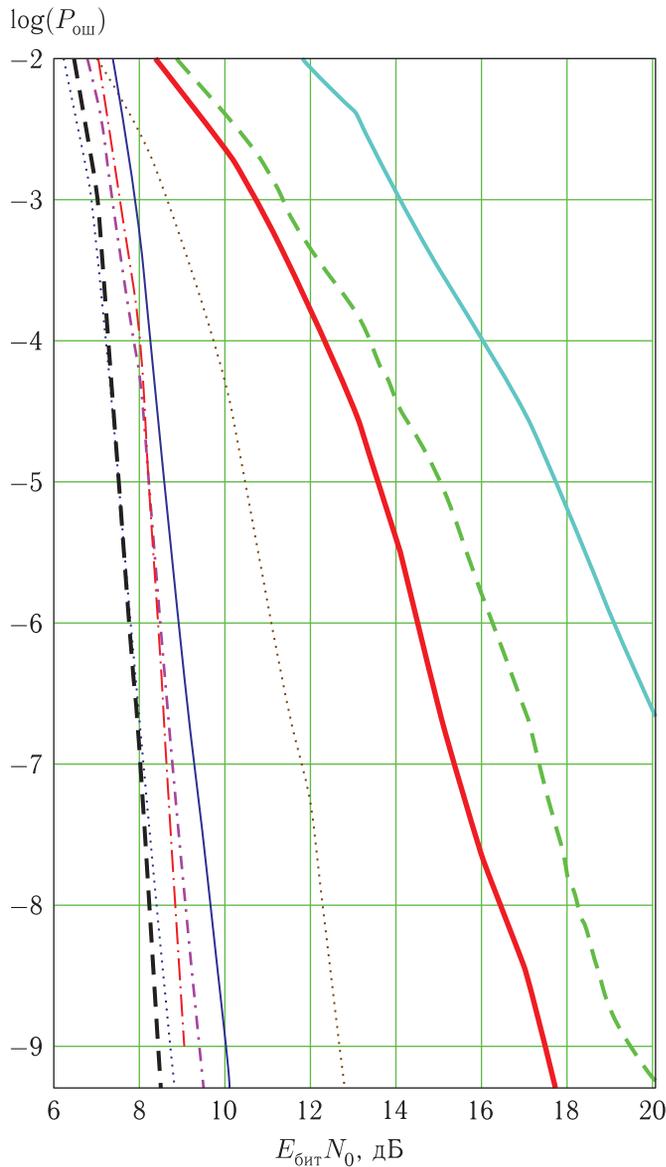
На рис. 8 приведены экспериментально снятые кривые зависимости $P_{\text{ош}} = f(E_{\text{бит}}/N_0)$ для рассматриваемых в статье видов модуляции и кодирования. По этим кривым можно судить о реальных выигрышах от методов кодирования, используемых на текущий период в комплексе.

Основной целью данной работы была оценка влияния режимов работы, мощных каскадов передатчиков на величину выходной вероятности ошибок.

Как упоминалось выше, эти результаты в дальнейшем могут быть положены в основу для оптимизации сквозных характеристик радиолинии.

На данном этапе в целях изучения возможности работы с максимальной информативностью в условиях ограниченной полосы частот и минимизации маскирующего эффекта, измерения в основном проводились без использования помехоустойчивого кодирования.

Измерения дают величины EVM , приводящие к значениям $P_{\text{ош}} \leq 10^{-15}$ для достаточно больших диапазонов выходной мощности передатчиков, вплоть до области насыщения. То есть в этих пределах качество работы радиолинии будет



8PSK, некод. 16APSK, трс 8PSK, ldpc
 8PSK, трс 32APSK, некод. 16APSK, ldpc
 16APSK, некод. QPSK, некод. 32APSK, ldpc

Рис. 8. Зависимости $P_{ош} = f(E_{бит}/N_0)$. Реально полученные на испытательном комплексе зависимости проходят со сдвигом вправо примерно на величину 0,8–1,2 дБ от идеальной кривой

определяться параметрами, от которых зависит величина $E_{бит}/N_0$ ($P_{пер}$, коэффициент усиления антенн, суммарная шумовая температура Земли $T_{ш}\Sigma$ и т. д.).

Выводы

В радиолиниях, в которых выходная вероятность ошибки значительно зависит от качества выполнения составных элементов (определяющих уровень МСИ, фазового шума и т. д.), для оценки интегрального качества работы системы передачи информации весьма эффективно использовать параметр EVM.

Для сигналов с амплитудными составляющими параметров модуляции (16APSK и более высокого порядка) при использовании передатчиков в режиме максимальной мощности для достижения необходимой эффективности особо актуально наличие в комплексе нелинейных корректоров и/или корректирующего кодирования.

Для видов модуляции QPSK и 8PSK возможно использование передатчиков в большом диапазоне выходных мощностей вплоть до режима максимальной мощности.

По результатам проведенной экспериментальной обработки подтверждено, что аппаратура, разработанная в АО «Российские космические системы», обеспечивает передачу информации со скоростью до 900 Мбит/с с видом модуляции 8PSK и до 1500 Мбит/с с видом модуляции 32APSK в X- и Ka-диапазонах.

Обсуждаемые методы и оборудование могут быть использованы в смежных системах передачи высокоскоростной информации: связи, медийной сфере, вещании, метеонаблюдениях, фундаментальных космических исследованиях и др.

Список литературы

1. Спилкер Дж. Цифровая спутниковая связь. М.: Связь, 1979. 592 с.
2. Спутниковая связь и вещание. Справочник / Под общей редакцией Л. Я. Кантора. М.: Радио и связь, 1979. 521 с.
3. Dunleavy L. Transistor and Amplifier Modeling Methods for Microwave Design // Заглавие с экрана. http://www.ieee.li/pdf/viewgraphs/transistor_amplifier_modeling_methods_for_microwave_design.pdf (дата обращения 29.10.2018).
4. Measurements to Analyze and Troubleshoot Vector-Modulated Signals, Agilent Technologies Innovation

- the HP Way. Заглавие с экрана. http://www.usb.org/developers/wusb/docs/Agilent_EVM_Compliance_Test_Procedure.pdf (дата обращения 29.10.2018)
5. *Архангельский В. А., Березкин В. В., Готлиб В. М., Хацкелевич Я. Д.* Эффективность сверточного кодирования в идеальном ДФМ-канале с памятью // Радиотехника и электроника, 1982, т. XXVII, № 7. С. 1338–1341.
 6. *Березкин В. В., Хацкелевич Я. Д.* Об эффективности сверточного кодирования в идеальном ДФМ-канале с памятью // Радиотехника, 1984, № 3. С. 34–39.
 7. *Березкин В. В., Егоров А. А., Хацкелевич Я. Д.* Об эффективности сверточного кодирования в идеальном ДФМ-канале с памятью при неидеальной синхронизации // Радиотехника, 1984, № 4. С. 42–47.
 8. *Березкин В. В., Егоров А. А., Хацкелевич Я. Д.* Помехоустойчивость сигналов ФМ-4 с кодированием в нелинейном канале с памятью // Электросвязь, 1989, № 4. С. 17–21.
 9. *Березкин В. В., Хацкелевич Я. Д., Кичаев Л. Н.* Помехоустойчивость сигналов ФМ-4 в канале с ретранслятором // Электросвязь, 1992, № 11. С. 28–31.
 10. *Ершов А. Н., Березкин В. В., Петров С. В., Петров А. В., Почивалин Д. А.* Методы проектирования и аппаратной реализации цифровых фильтров для высокоскоростной радиолинии в системах ДЗЗ // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 1. С. 25–31.

УДК 520.8.054, 621.396.946 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.4.65.72

Предварительный анализ возможности построения терагерцевой линии связи между космическими аппаратами

Д. М. Ермолаев, к. ф.-м. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. А. Таланов, к. т. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

В. А. Романюк, к. т. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассматриваются варианты линии межспутниковой связи в терагерцевом диапазоне частот (0,3–3 ТГц). Для этого выбирается базовая конструкция системы и относительно нее вычисляется дальность связи в зависимости от применяемых компонентов (детекторов, источников) и с изменениями в конструкции антенн. Антенна передатчика терагерцевого излучения представляет собой рупорную или параболическую антенну с круговой апертурой, приемная антенна представляет собой массив круговых рупорных антенн. Размер антенн выбирается из условия того, что ширина диаграммы направленности не хуже точности системы наведения антенн космического аппарата. Поляризации передатчика и приемника считаются практически согласованными. Предельная чувствительность приемника и дальность терагерцевой связи определяется из условия превышения мощности наведенного сигнала на 3 дБ над мощностью тепловых шумов в рабочей полосе приема. Проведенный расчет показывает возможность космической связи на расстояния в 10 000 км и около 80 000 км с применением терагерцевой элементной базы, которые появятся в ближайшей перспективе.

Ключевые слова: терагерцевый диапазон, космическая связь, приемник, передатчик, антенна, ориентация

Preliminary Analysis of the Possibility of Building of a Terahertz Spacecraft Communication Line

D. M. Ermolaev, *Cand. Sci. (Physics and Mathematics)*, contact@spacecorp.ru

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

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

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

V. A. Romanyuk, *Cand. Sci. (Engineering)*, contact@spacecorp.ru

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

Abstract. The variants of the inter-satellite link in the terahertz frequency range (0.3–3 THz) are considered. This is performed by selecting the basic design of the system and calculating the communication range relative to it and depending on the components used (signal detectors, signal sources), as well as changes in the antenna design. A terahertz transmitter antenna is a horn or parabolic antenna with a circular aperture, a receiving antenna is an array of circular horn antennas. The size of the antennas is chosen from the condition that the width of the radiation pattern is not less than the accuracy of the satellite antenna guidance system. The polarization of the transmitter and receiver are considered practically consistent. The maximum sensitivity of the receiver and the range of the terahertz connection are determined by the condition that the directed signal exceeds the thermal noise power in the working reception band by 3 dB. The calculation shows the possibility of space communications over distances of 10 000 km and about 80 000 km using terahertz components, which will become available in the near future.

Keywords: terahertz range, space communications, receiver, transmitter, antenna, orientation

Введение

Терагерцевыми частотами (ТГЧ) называют диапазон электромагнитных волн с частотами от 0,3 до 3 ТГц, лежащий между микроволновым и инфракрасным диапазонами. Связь с использованием ТГЧ может комбинировать преимущества обоих соседних диапазонов частот и преодолевать их ограничения [1–3]. По сравнению с микроволновым диапазоном ТГЧ более предпочтительны для ультраширокополосной связи. В отличие от оптических каналов связи ТГЧ не являются видимым светом и проблемы лазерной связи, такие как низкая чувствительность при высокой скорости модуляции (СВЧ) с прямым детектированием, усложненность когерентного приема и узкого луча, должны отсутствовать в ТГЧ-системах связи. Скорость передачи данных в ТГЧ предсказывается в ~ 10 –100 Гбит/с [4, 5], поэтому к этому диапазону частот в последнее время проявляется повышенный интерес, так как по прогнозам объемы передачи данных возрастут в 10 раз в течение 5 лет [6] как в локальных вычислительных сетях, так и в мобильных устройствах беспроводной связи.

На сегодняшний день высокая скорость передачи информации обеспечивается частотами Ка-диапазона. Однако радиочастотный ресурс для организации радиолиний высокоскоростной передачи информации в Ка-диапазонах полностью исчерпан [7, 8]. В то же время в соответствии с Регламентом радиосвязи диапазон радиочастот 275–1000 ГГц не распределен и предназначен для совместного использования (ограничения 5.565 381) [7], а диапазон частот 1000–3000 ГГц может использоваться как активными, так и пассивными службами (ВКР-12), и жесткие ограничения на плотность потока мощности для работы передающих бортовых и наземных устройств в настоящее время отсутствуют [7]. Таким образом, рассмотрение возможности организации межспутниковой высокоскоростной радиолинии передачи информации, определение требований к бортовой и наземной аппаратуре в терагерцевом диапазоне и их характеристик является актуальной задачей.

В работе [9] был проведен анализ возможности связи на терагерцевых частотах (0,3–3 ТГц) для работы с объектами в космосе. При этом

основным ограничивающим фактором становится мощность передатчика. Для связи «земля–борт» и «борт–земля» даже для низкоорбитальных космических аппаратов (КА) необходимо иметь 10–1000 кВт мощности, что достижимо только для импульсных клистронов с криогенным охлаждением [1]. Для связи между КА в условиях космоса мощность исчисляется в 1–100 Вт на расстояниях между КА от 1000 до 10 000 км. Сейчас непрерывные источники терагерцевого излучения с мощностью 1–100 Вт создаются и описываются в ряде публикаций [11–14]. В настоящей работе рассматриваются элементы конструкции терагерцевых передатчиков и приемников с учетом наличия реальных образцов источников терагерцевого излучения, анализируются конструкции приемной и передающих антенн, массогабаритные характеристики.

Комплексный анализ элементов конструкций приемника и передатчика

Терагерцевый диапазон можно разделить на две части: от 0,3 ТГц до 1 ТГц и от 1 ТГц до 3 ТГц. Это связано с тем, что в низкочастотной части ТГЧ-диапазона более эффективно работают устройства, основанные на принципах электроники, а в высокочастотной более эффективны фотонные устройства [15]. В настоящей работе используются радиочастотные принципы создания техники для работы до 1 ТГц. Проблема разработки и создания связи в терагерцевом диапазоне возникает из-за отсутствия хорошей твердотельной пары приемник/передатчик. Если детекторы терагерцевого излучения уже достаточно проработаны и представляют собой достаточно простые и дешевые конструкции с экспериментально подтвержденными вольт-ваттными чувствительностями до ~ 100 кВ/Вт [16], то получение терагерцевого излучения для дальней связи, особенно необходимой мощности, является непростой задачей. Параметры источников ТГЧ показаны в таблице.

В работе [20] приводится масса гиротронов терагерцевого диапазона около 30 кг с длиной не более 1,6 м, в поперечном разрезе размеры гиротронов сравнимы с размером оптического

Таблица. Характеристики источников терагерцевого излучения

ЛОВ [11, 12, 14, 18]						
Частота, ТГц	0,1	0,14	0,18	0,3	0,6	1
Мощность, Вт	0,08	0,03	0,01	0,01	0,001	0,001
Гиротрон [10, 13, 17, 19–21]						
Частота, ТГц	0,26	0,384	0,395	0,527	0,576	0,874
Мощность, Вт	100	1300*	50	50	800*	600*
* Импульсный режим работы						

CD-диска [21]. Для сравнения: масса передатчика с лазерной оптической системой составляет около 150 кг [22]. Перспективными источниками терагерцевого излучения считаются квантово-каскадные лазеры [23], но они наиболее эффективны в верхнем диапазоне терагерцевых частот свыше 1 ТГц и также должны иметь криогенное охлаждение [15].

Для практической реализации космической связи в диапазоне ТГц, помимо охлаждения генератора, необходимо также обеспечить хорошо отполированные поверхности антенн. Например, для частоты 0,26 ТГц размер шероховатости не должен превосходить величину $\lambda/8 = 144$ мкм, а для частоты 1 ТГц уже 38 мкм. Это накладывает серьезные ограничения на размеры антенн. В этом случае для приемника технологичнее сделать массив рупорных антенн и суммировать сигнал, а передатчик следует выполнять с одной апертурной антенной. Подобные системы приема и передачи тестируются на земле в условиях передачи ТГц-сигнала от точки к точке и показывают свою работоспособность [24, 25]. Разрабатываемые поляризаторы ТГц-излучения [26, 27] имеют потери мощности излучения не более 1 дБ в широком диапазоне частот, при настройке на соответствующую частоту потери можно уменьшить до 0,1 дБ. В случае связи между КА приемник и передатчик могут двигаться друг относительно друга со скоростью 1–10 км/с, поэтому в связи с уменьшением ширины диаграмм направленности антенн и увеличением частоты излучения повышаются требования к точности наведения приемной и передающей антенн. В работах [28–31] приводятся примеры

разработки перспективных платформ с улучшенными характеристиками позиционирования и точности наведения.

Исходные данные

Рассчитывается дальность связи между КА в терагерцевом диапазоне. За исходные данные берутся ряд параметров:

- точность наведения (вплоть до $0,0005^\circ$) антенн КА [28–31];
- мощность передатчика 100 Вт [19–21];
- антенна передатчика представляет собой рупорную/параболическую антенну с круговой апертурой, размер антенны 0,3 м;
- приемная антенна представляет собой массив круговых рупорных антенн (апертура массива для удобства расчетов в зависимости от формулы считается или квадратной, или круглой с максимальным размером стороны/диаметра 0,6 м) с диаметром одного рупора в приемном массиве 5 см;
- детектор терагерцевого излучения с вольтваттной чувствительностью $Res = 1$ кВ/Вт [32] и сопротивлением $R_{det} = 50$ Ом (детекторы в массиве приемной антенны считаются соединенными параллельно);
- ширина рабочей полосы приема Δf принимается равной 400 МГц;
- предельная чувствительность приемника определяется из условия превышения мощности наведенного сигнала на 3 дБ (соотношение сигнал/шум, S/N) над мощностью тепловых шумов в рабочей полосе приема (температура приемной матрицы детекторов $T = 300$ К);
- поляризационные потери составляют 0,1 дБ.

Расчетные формулы

В расчетах считается, что точность наведения антенны не хуже ширины диаграммы направленности антенны. В таком случае повышается надежность канала связи.

Ширина диаграммы направленности апертурной антенны

$$\Theta_a \cong 65\lambda/H, \quad (1)$$

где Θ_a — ширина диаграммы направленности, $^\circ$;

λ — длина волны падающего излучения, м;
 H — размер апертуры приемной или передающей антенны, м.

Из формулы (1) следует

$$H = 65\lambda/\Theta_a. \quad (2)$$

Усиление антенн оценивается по формуле

$$G_a \cong 4\pi Ak/\lambda^2, \quad (3)$$

где G_a — усиление антенны;

A — площадь апертуры антенны, м²;

k — коэффициент использования площади раскрытия антенны (принимается равным 0,5 для передающей антенны и 0,25 для приемной антенны).

Число детектирующих элементов в матрице приемной антенны n определяется по формуле (4)

$$n = \left(\text{floor}(\sqrt{A}/d_1) \right)^2, \quad (4)$$

где d_1 — диаметр одного рупора в приемной антенне, м;

floor — функция целой части числа.

Мощность шума в полосе приема вычисляется по формуле (5)

$$U_{\text{ш}} = \sqrt{4R_{\text{matr}}k_{\text{Б}}T\Delta f}, \quad (5)$$

где R_{matr} — сопротивление матрицы детекторов, Ом;

$k_{\text{Б}}$ — константа Больцмана, $1,38 \times 10^{-23}$ Дж/К.

В зависимости от соединения (параллельного или последовательного) детекторов в приемной матрице рассчитывается сопротивление матрицы и продетектированный ток в случае параллельного соединения детекторов или продетектированное напряжение в случае последовательного соединения детекторов. При расчете сопротивления матрицы детекторов учитывается остаточное сопротивление контактов и кабельной сети, $R_{\text{ост}}$, оно принимается равным ~ 10 Ом.

При последовательном соединении детекторов

$$R_{\text{matr}} = R_{\text{ост}} + nR_{\text{det}}. \quad (6)$$

Напряжение на матрице детекторов при максимальной дальности связи

$$U_{\text{matr}} = \sqrt{2}U_{\text{ш}}. \quad (7)$$

Чувствительность приемника можно оценить по формуле (8)

$$S_r \approx U_{\text{matr}}/(n\text{Res}). \quad (8)$$

При параллельном соединении детекторов

$$R_{\text{matr}} = R_{\text{ост}} + R_{\text{det}}/n. \quad (9)$$

Ток на матрице детекторов при максимальной дальности связи

$$I_{\text{matr}} = \sqrt{2}U_{\text{ш}}/R_{\text{matr}}. \quad (10)$$

Чувствительность приемника можно оценить по формуле (11)

$$S_r \approx I_{\text{matr}}/(n\text{Res}/R_{\text{det}}). \quad (11)$$

Дальность связи вычисляется по формуле (12)

$$\rho = \frac{\lambda}{4\pi} \sqrt{\frac{G_r G_t P_t}{S_r L}}, \quad (12)$$

где ρ — дальность связи, м;

P_t — мощность передатчика, Вт;

G_t — усиление передающей антенны по формуле (3);

G_r — усиление приемной антенны по формуле (3);

L — потери в сигнале (поляризационные потери).

Результаты расчетов

Результаты расчетов максимальной дальности связи в зависимости от точности наведения антенн представлены на рис. 1, из которого видно, что характеристика дальности связи имеет ступенчатый характер. Это связано с тем, что имеются ограничения на размеры антенн, а число единичных рупоров в приемной антенне изменяется скачкообразно (на площади приемной антенны может укладываться только целое число рупоров). Для частоты 0,26 ТГц (длина волны 1,15 мм) предельная минимальная ширина диаграммы направленности передающей антенны диаметром 0,3 м по формуле (1) составляет $0,25^\circ$, для приемной антенны диаметром 0,6 м — $0,12^\circ$. При измерении углов Θt от максимального к минимальным значениям

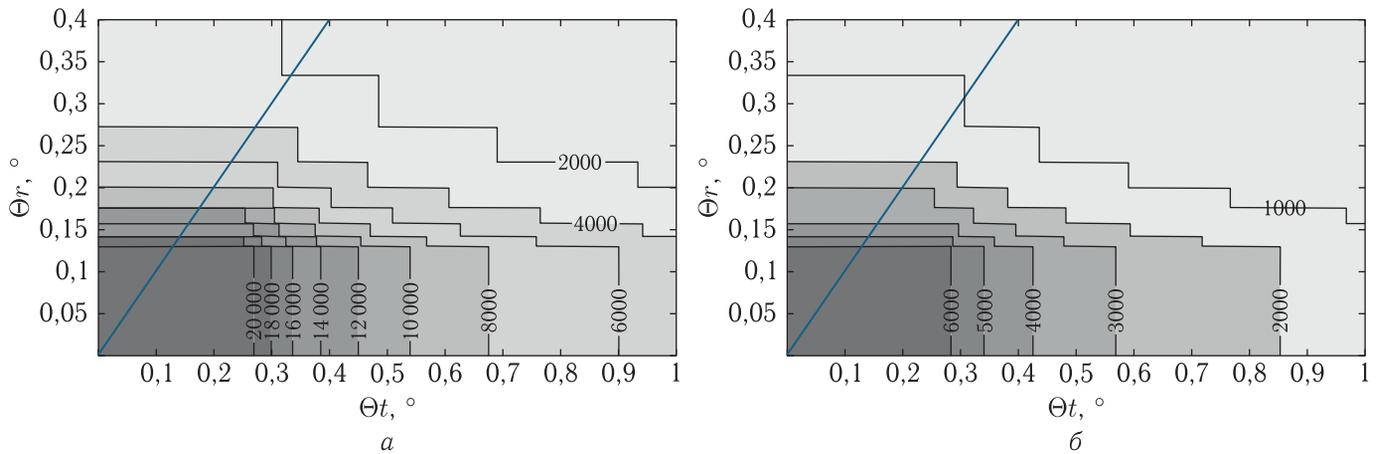


Рис. 1. Дальность ТГц-связи (км) в зависимости от точности наведения приемной и передающей антенн

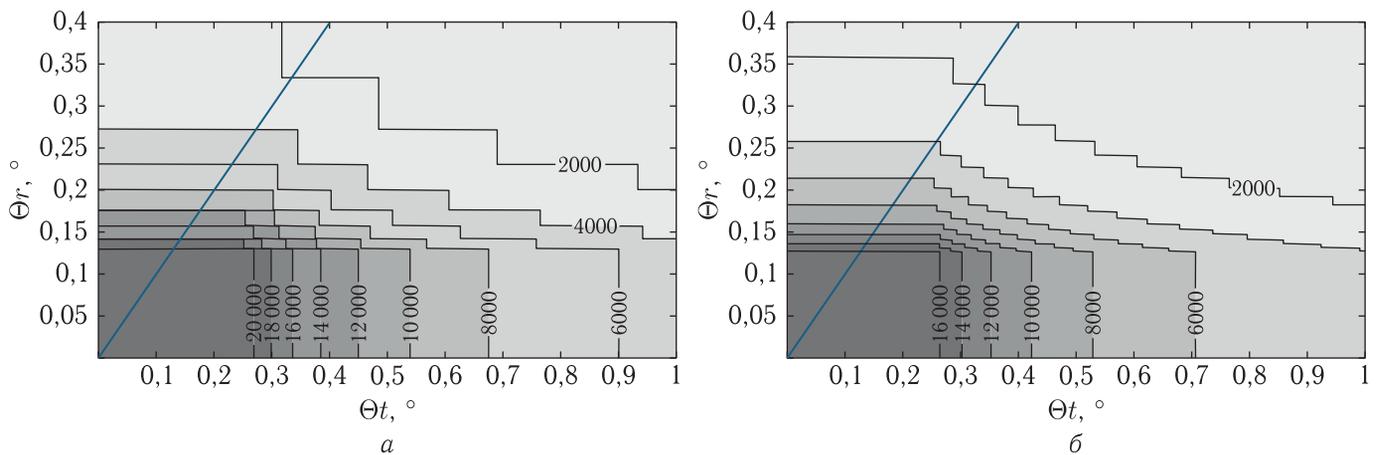


Рис. 2. Дальность ТГц-связи (км) в зависимости от точности наведения приемной и передающей антенн

апертура приемной антенны растет в соответствии с формулой (2), пока не достигает максимального значения в 0,3 м, далее апертура постоянна. Аналогично и для приемной антенны. Линией $\Theta_r = \Theta_t$ задаются дальности связи для КА, имеющих одинаковые параметры ориентации или точности наведения антенн.

Дальности ТГц-связи в 20 000 км (рис. 1, а) хватает для обмена информацией между низкоорбитальными КА. Для повышения надежности радиолинии лучше использовать маломощные источники ТГц. На рис. 1, б показана дальность ТГц-связи при уменьшении мощности передатчика до 10 Вт.

На рис. 1 вольт-ваттная чувствительность детектора составляла 1 кВ/Вт [32], но лучшие мировые образцы быстрых ТГц-детекторов достигают

величины вольт-ваттной чувствительности, близкой к 10 кВ/Вт [33].

На рис. 2, а показана дальность ТГц-связи при вольт-ваттной чувствительности детектора 10 кВ/Вт и мощности передатчика в 10 Вт.

Также можно оптимизировать диаметр одного рупора в массиве приемной антенны. На рис. 2, б показана дальность ТГц-связи при диаметре одного рупора в массиве приемной антенны 2 см.

В соответствии с формулой (5) мощность шумов в приемнике можно изменять тремя способами: изменять сопротивление матрицы детекторов, охлаждать детекторы и антенну, а также изменять ширину полосы частот приема. Сопротивление матрицы детекторов зависит от сопротивления самого детектора и соединения их между собой (последовательное или параллельное, или их комбинация).

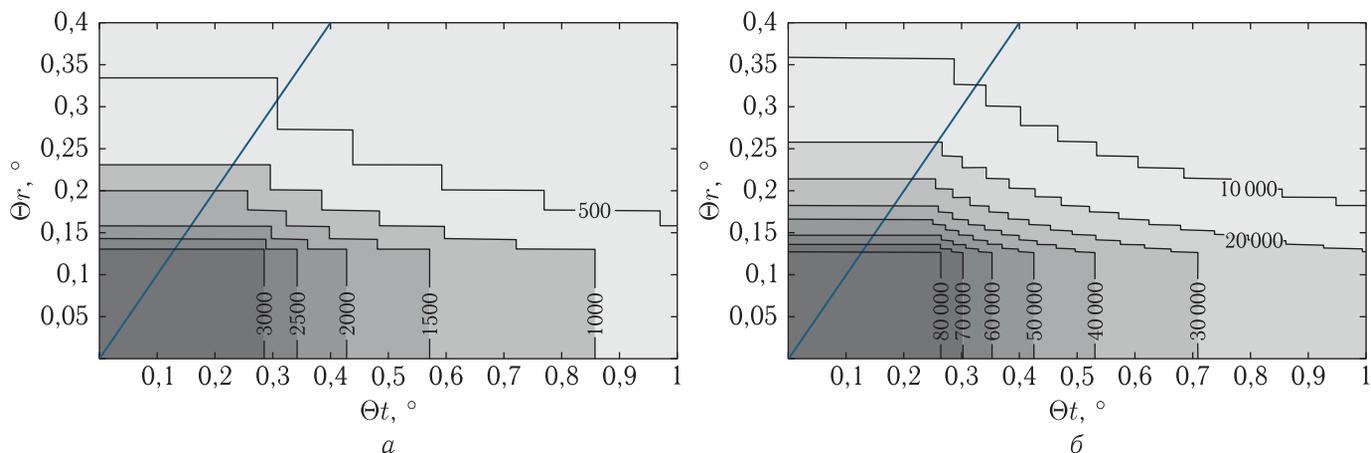


Рис. 3. Дальность ТГЧ-связи (км) в зависимости от точности наведения приемной и передающей антенн при $\Delta f = 6,31$ ГГц

Для уменьшения уровня шумов необходимо соединить детекторы параллельно, но при этом нужно учитывать, что остается паразитное сопротивление контактов.

Охлаждение детекторов и при криогенных температурах самой антенны — эффективный путь для достижения высоких показателей линии ТГЧ-связи. При этом уменьшается сопротивление детекторов, уровень флуктуирующих шумов и увеличивается чувствительность детекторов в ~ 1000 раз (при температуре жидкого гелия) [34]. Изменение рабочей полосы приема — хороший способ поддерживать связь на дальних расстояниях, но при этом уменьшается пропускная способность линии ТГЧ-связи. В работе [35] рассматривает адаптивная линия ТГЧ-связи, в которой ширина полосы подстраивается под необходимую дальность связи.

В настоящем расчете считается, что предельное соотношение сигнал/шум равно 3 дБ, ширина рабочей полосы приема 400 МГц и по формуле (13)

$$CN = \frac{E_b}{N_0} \frac{B}{\Delta f}, \quad (13)$$

где E_b — энергия, приходящаяся на один бит информации, Дж;

N_0 — спектральная плотность шума, Вт/Гц;

B — скорость передачи информации, бит/с, можно вычислить соотношение E_b/N_0 . Для $B = \Delta f/10 = 40$ Мбит/с, соотношение $E_b/N_0 = 20$. Однако для линии ТГЧ-связи скорость передачи

данных 40 Мбит/с мала, поэтому проведем расчет максимальной дальности связи для передачи информации со скоростью 10 Гбит/с. При этом по закону Шеннона (14)

$$B_{\max} = \Delta f \log_2(1 + CN), \quad (14)$$

где B_{\max} — максимальная скорость передачи данных в канале, бит/с, необходимая ширина рабочей полосы (при $CN = 2$)

$$\Delta f = 6,31 \text{ ГГц.}$$

На рис. 3,а показана дальность связи при $\Delta f = 6,31$ ГГц. При условиях, что вольт-ваттная чувствительность детектора составляет 10 кВ/Вт, диаметр рупора в массиве приемной антенны 2 см, ширина рабочей полосы $\Delta f = 6,31$ ГГц и мощность передатчика составляет 100 Вт, дальность связи продемонстрирована на рис. 3,б.

Рис. 3,б показывает возможность для связи высокоорбитальных КА между собой на расстояниях до 80 000 км со скоростью передачи информации 10 Гбит/с на ТГЧ-частотах.

Сравнительный анализ рис. 1–3 показывает, что наибольший эффект увеличения дальности связи связан с увеличением чувствительности детектирующих элементов. При построении систем космической ТГЧ-связи необходимо учитывать расстояния между объектами связи. Если оно меняется мало, то можно конструировать приемник и передатчик с постоянной полосой пропускания. Если происходит сильное варьирование изменения дальностей

между КА, то представляется оптимальным проектировать приемник и передатчик с изменяемой шириной рабочей полосы в канале. Поскольку ТГц-диапазон частот еще жестко не регламентирован, ширина канала связи может быть от 0 до сотен гигагерц. Первое будет перспективным в системах созвездий спутников. Второе лучше использовать при связи между высокоорбитальными и низкоорбитальными КА или между высокоорбитальными КА.

Заключение

Проведен предварительный анализ построения терагерцевой линии связи между космическими аппаратами. Расчет дальности терагерцевой связи «борт–борт» в зависимости от ширины диаграммы направленности приемной и передающих антенн показал возможность создания таких систем на существующей и перспективной элементной базе. Антенна передатчика для выходной мощности 100 Вт на частоте 0,26 ТГц имеет размер 0,3 м. Приемная антенна представляет собой массив рупорных антенн с матрицей приемных детекторов с размерами до 0,6 м и размером единичного рупора 5 см. При этом в зависимости от точности ориентации КА дальность связи может быть ~80 000 км и скорость передачи данных — десятки гигабит в секунду.

Список литературы

1. *Akyildiz I. F., Jornet J. M. and Han C.* Ternets: Ultra-broadband Communication Networks in the Terahertz Band // *IEEE Wireless Communication*, 2014. P. 130–135.
2. *Ostmann T. K. and Nagatsuma T.* A Review on Terahertz Communications Research // *Journal Infrared Milli Terahz Waves*, 2011, 32. P. 143–171.
3. *Huang K. C. and Wang Z. C.* Terahertz Terabit Wireless Communication // *IEEE Microwave Magazine*, 2011. P. 108–116.
4. *Jastrow C., Münter K., Piesiewicz R., Kürner T., Koch M., Kleine-Ostmann T.* 300 GHz transmission system // *Electronics Letters*, 2008, vol. 44, № 3. P. 213–214.
5. *Nagatsuma T., Horiguchi S., Minamikata Y., Yoshimizu Y., Hisatake S., Kuwano S., Yoshimoto N., Terada J., Takahashi H.* Terahertz wireless communications based on photonics technologies // *Optics Express*, 2013, vol. 21, № 21. P. 23 736–23 747.
6. IEEE 802.15.3d Task Group, 2014.
7. Регламент радиосвязи. Т. 1. Статьи ИТУ, 2016. 442 с.
8. Таблица распределения полос радиочастот между радиослужбами Российской Федерации, Постановление Правительства Российской Федерации от 21 декабря 2011 г. № 1049-34. С. 98.
9. *Ермолаев Д. М., Таланов А. А., Романюк В. А.* Перспективы применения терагерцевых частот в космических системах // *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2017, т. 4, вып. 1. С. 46–52.
10. *Glyavin M. Yu., Luchinin A. G., Nusinovich G. S., Rodgers J., Kashyn D. G., Romero-Talamas C. A., Pu R.* A 670 GHz gyrotron with record power and efficiency // *Applied physics letters*, 2012, vol. 101, № 153503.
11. *Komandin G. A., Chuchupal S. V., Lebedev S. P., Goncharov Yu. G., Korolev A. F., Porodinkov O. E., Spektor I. E., Volkov A. A.* BWO generators for terahertz dielectric measurements // *Terahertz Science and Technology*, 2013, vol. 3, № 4. P. 440–444.
12. *Chattopadhyay G.* Technology, capability, and performance of low power terahertz sources // *IEEE Transactions on Terahertz Science and Technology*, 2011, vol. 1, № 1. P. 33–53.
13. *Samoska L. A.* An overview of solid-state integrated circuit amplifiers in the submillimeter-wave and THz regime // *IEEE Transactions on Terahertz Science and Technology*, 2011, vol. 1, № 1. P. 9–24.
14. Design and fabrication of a 1 THz backward wave amplifier / C. Paolini, A. D. Carlo, F. Brunetti et al. *Terahertz science and technology*, 2011, vol. 4, № 4. P. 149–163.
15. *Tonouchi M.* Cutting-edge terahertz technology // *Nature Photonics*, 2007, vol. 1. P. 97–105.
16. *Sizov F.* THz Radiation sensors // *Opto-Electronics Review*, 2010, vol. 18, № 1. P. 10–36.
17. *Григорьев А. Д.* Мощные источники когерентного излучения терагерцового диапазона // *Актуальные проблемы электронного приборостроения: Материалы Междунар. науч.-техн. конф., Саратов, 2014.* С. 11–18.

18. <http://www.terasence.com> (дата обращения: 24.08.2018).
19. <http://www.cpii.com> (дата обращения: 04.09.2018).
20. <http://www.etd.canon/en/index/html> (дата обращения: 13.09.2018).
21. <http://www.gycom.ru> (дата обращения: 17.10.2018).
22. Гавриленко С.В., Феоктистов Н.Н., Хегай Д.К. Особенности современного этапа развития оптических линий межспутниковой связи // Известия вузов. Приборостроение, 2008, т. 51, №3. С. 54–60.
23. Scalari G., Walther C., Fischer M., Terazzi R., Beere H., Ritchie D., Faist J. THz and sub-THz quantum cascade lasers // Laser & Photonics Review, 2009, vol. 3, №1–2. P. 45–66.
24. Koenig S., Lopez-Diaz D., Antes J., Boes F., Henneberger R., Leuther A., Tessmann A., Schmogrow R., Hillerkuss D., Palmer R., Zwick T., Koos C., Freude W., Ambacher O., Leuthold J., Kallfass I. Wireless sub-THz communication system with high data rate // Nature Photonics, 2013, vol. 7. P. 977–981.
25. Song H.J. et al. 8 Gbit/s Wireless Data Transmission at 250 GHz // Electronics Letters, 2009, vol. 45. P. 1121–1122. Song H.J. et al. 24 Gbit/s data transmission in 300 GHz band for future terahertz communications // Electronic Letters, 2012, vol. 48. P. 953–954.
26. Ferraro A., Zografopoulos D.C., Missori M., Pecianti M., Caputo R. and Beccherelli R. Flexible terahertz wire grid polarizer with high extinction ratio and low loss // Optics letters, 2016.
27. Amer N., Hurlbut W.C., Norton B.J. and Yun-Shik Lee T.B. Norris Generation of terahertz pulses with arbitrary elliptical polarization // Applied physics letters, 2008, 87, 221111.
28. Зимин И.И., Валов М.В., Яковлев А.В. Перспективные унифицированные платформы малого класса // Вестник СибГАУ, 2017, т. 17, №1. С. 118–124.
29. Зимин И.И. и др. Перспективная унифицированная платформа НТ-100-01 // Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли: Тезисы докладов III Междунар. науч.-техн. конф. М.: ОАО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2015. С. 15–17.
30. Зимин И.И., Валов М.В., Яковлев А.В. КА ДЗЗ на базе универсальной платформы НТ-400 // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований / Сост. В.В. Ефанов. Химки : ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», 2015. С. 86–89.
31. Универсальная космическая платформа «СибМП». <http://nrc-mka.ru/ru/проекты/платформы-для-аппаратов-микрокласса/312-универсальная-космическая-платформа-«сибмп».html> (дата обращения: 24.03.2018).
32. Popov V.V., Ermolaev D.M., Maremyanin K.V., Maleev N.A., Zemlyakov V.E., Gavrilenko V.I., Shapoval S.Yu. High-responsivity terahertz detection by on-chip InGaAs/GaAs field-effect-transistor array // Applied Physics Letters, 2011, vol. 98, №153504.
33. Watanabe T., Stephane Boubanga Tombet, Yudai Tanimoto, Yuye Wang, Hiroaki Minamide, Hiromasa Ito, Fateev D., Popov V., Dominique Coquilat, Wojciech Knap, Yahya Meziani, Taiichi Otsuji. Ultrahigh sensitive plasmonic terahertz detector based on an asymmetric dual-grating gate HEMT structure // Solid-State Electronics, 2012, 78. P. 109–114
34. Murav'ev V.M., Kukushkin I.V., Smet Yu., von Klitzing K. Millimetrovye/submillimetrovye smeshivanie na osnove nelineynogo plazmonnogo otklika dvumernykh elektronnykh sistem [Millimeter/submillimeter mixing based on the nonlinear plasmon response of two-dimensional electron systems] // Pis'ma v ZhETF [JETP Letters], 2009, vol. 3, №90. P. 216–221. (in Russian)
35. Chong Han, Member, IEEE, and Ian F. Akyildiz. Distance-Aware Bandwidth-Adaptive Resource Allocation for Wireless Systems in the Terahertz Band // IEEE transactions on terahertz science and technology, 2016, vol. 6, №4.

УДК 621.396.946 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.4.73.79

Антенна приемопередающего модуля активной фазированной решетки Ка-диапазона частот

М. В. Моисеев, *moiseev.mv@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

В. Ю. Авдонин, *avdonin.by@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. А. Нелин, *к. в. н., innovation@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Проведен анализ конструкции антенн миллиметрового диапазона частот, оптимизированных под изготовление по технологии ЛТСС. Проведено математическое моделирование следующих конструкций антенн: спиральная антенна, полосковая (патч) антенна, рупорная антенна. Проведен анализ влияния технологических ограничений по точности изготовления проводящих структур, усадки диэлектрических слоев на стабильность согласования с линией передачи, коэффициента усиления, поляризационных характеристик и формы диаграммы направленности антенн. Рассмотрена возможность применения конструкции антенн в двухчастотном режиме. Приведены рекомендации по оптимальной конструкции антенны для применения в активных фазированных решетках (АФАР) миллиметрового диапазона частот.

Ключевые слова: патч-антенна, полосковая антенна, ЛТСС керамика, активная фазированная решетка, АФАР

Antenna of the Transmitter Receiver Module for an Active Electronically Scanned Array of the Ka-band

M. V. Moiseev, *moiseev.mv@spacecorp.ru*

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

V. Yu. Avdonin, *avdonin.by@spacecorp.ru*

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

A. A. Nelin, *Cand. Sci. (Military), innovation@spacecorp.ru*

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

Abstract. The paper presents the analysis of the design of the millimeter frequency band antennas optimized for the LTCC technology production. Mathematical simulation of the following antenna structures: a spiral antenna, stripline (patch) antenna, and horn antenna is conducted. The article analyzes the impact of technological limitations on the manufacturing accuracy of conductive structures, shrinkage of dielectric layers on the stability of matching with the transmission line, gain, polarization characteristics, and the shape of the antenna pattern. The possibility of using the antenna design in the dual mode is considered. The recommendations for an optimal antenna design for an active electronically scanned array (AESA) of the millimeter frequency band are given.

Keywords: patch antenna, stripline antenna, LTCC ceramics, active electronically scanned array, AESA

Введение

В настоящее время наблюдается стремительное развитие космических систем, что влечет за собой существенное увеличение количества космических аппаратов (КА) и увеличение объемов передаваемой информации по каналам связи. При этом частотный ресурс в разрешенных диапазонах L, S, C, X существенно ограничен и в большинстве случаев занят существующими системами. В связи с этим перед разработчиками перспективных космических систем связи стоит задача освоения миллиметровых диапазонов K-, Ka- для решения задач связи как между КА, так и между КА и наземными станциями.

При построении каналов связи в диапазонах K-, Ka- возникают следующие проблемы:

- уменьшение расстояний между элементами антенных решеток;
- увеличение требований по точности изготовления;
- увеличение потерь в линиях передачи.

Чтобы компенсировать влияние данных негативных факторов, необходимо использование технологий с высокой плотностью монтажа. Технология LTCC (Low Temperature Cofired Ceramics) обладает высокими электрическими характеристиками в диапазонах частот до 110 ГГц с большим количеством слоев, что позволяет обеспечить высокую плотность монтажа. Теплопроводность LTCC существенно выше, чем у плат на основе СВЧ-ламинатов, что позволяет обеспечить необходимый тепловой режим компонентов при высокой плотности монтажа.

Совмещение антенны и входного/выходного каскада ППМ дает возможность существенно снизить фазовые искажения и потери полезного сигнала за счет кабельного тракта и разъемов. Такой тип конструкции позволяет использовать в составе АФАР новые типы излучающих элементов.

Далее приведено несколько типов излучающих элементов, выполненных по технологии LTCC, с результатами моделирования в САПР.

Спиральная антенна

На рис. 1 представлена двухзаходная логарифмическая спиральная антенна. Данный тип антенны относится к типу антенн бегущей волны.

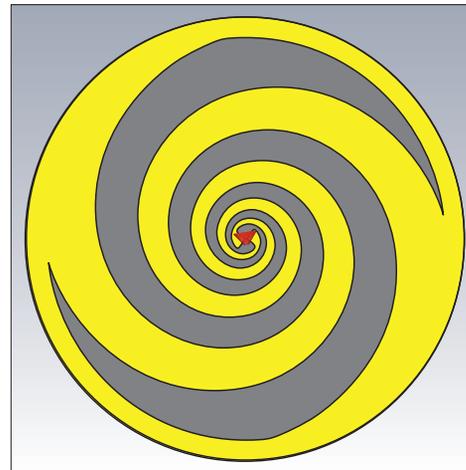


Рис. 1. Спиральная антенна

Излучателем спиральной антенны являются два проводника в виде спирали, подключенные к источнику сигнала в центре антенны.

В качестве диэлектрика используется керамика Ferro А6М. Диаметр диэлектрика — 16 мм, высота — 2,3 мм. Основные электрические параметры антенны представлены на рис. 2, 3, 4.

Как видно из рис. 2, 3, 4, в требуемом диапазоне частот значение коэффициента стоячей волны по напряжению (КСВН) не превышает 1,5, ширина диаграммы направленности по уровню -3 дБ составляет 50° , коэффициент эллиптичности в рабочем диапазоне углов менее 1 дБ, данные значения соответствуют требованиям к антенне.

Основным недостатком данного типа антенн является входное сопротивление антенны около 188 Ом. Что, в свою очередь, требует применения согласующего устройства. На требуемых частотах согласующие устройства будут иметь габариты меньше технологического предела LTCC-технологии, что, в свою очередь, влечет за собой применение внешних согласующих устройств. Такое схемотехническое построение приводит к существенному снижению технологичности антенны.

Полосковая антенна

Технология LTCC позволяет хорошо реализовать полосковые антенны. Полосковая антенна представляет собой металлический излучатель

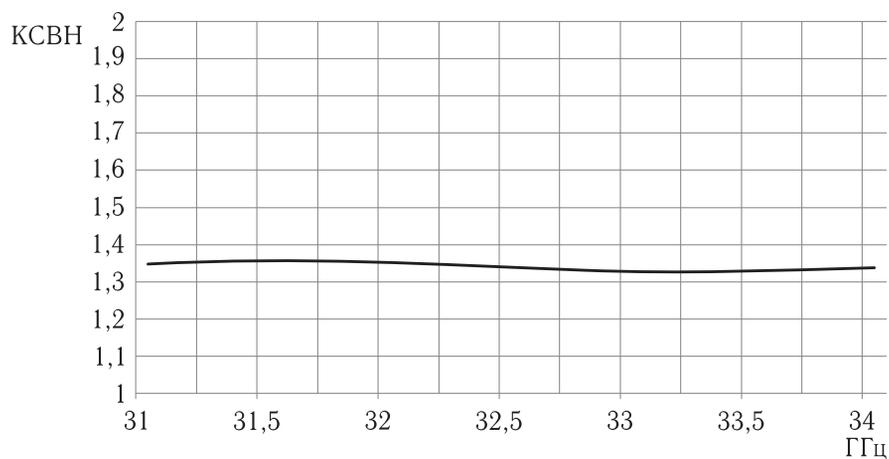


Рис. 2. Коэффициент стоячей волны по напряжению модели спиральной антенны

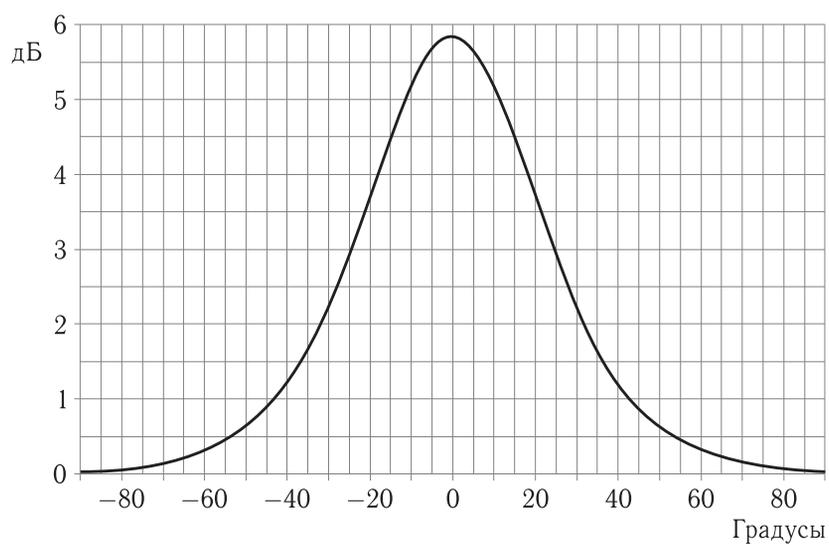


Рис. 3. Сечение диаграммы направленности, правая круговая поляризация

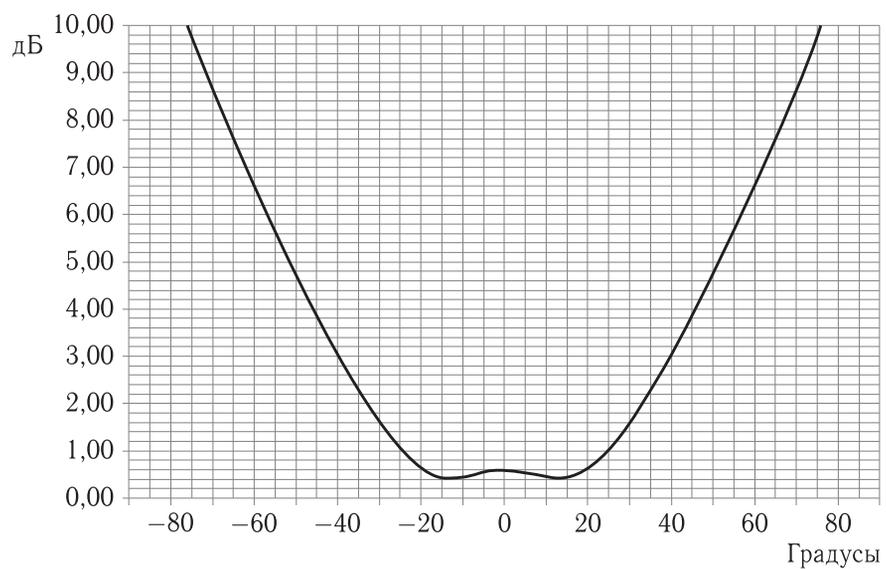


Рис. 4. Коэффициент эллиптичности, правая круговая поляризация

над экраном. Использование диэлектрика между излучателем и экраном позволяет сократить габаритные размеры антенны и обеспечить высокие конструктивные характеристики.

На рис. 5 представлена полосковая антенна диапазона частот 32,3–33 ГГц.

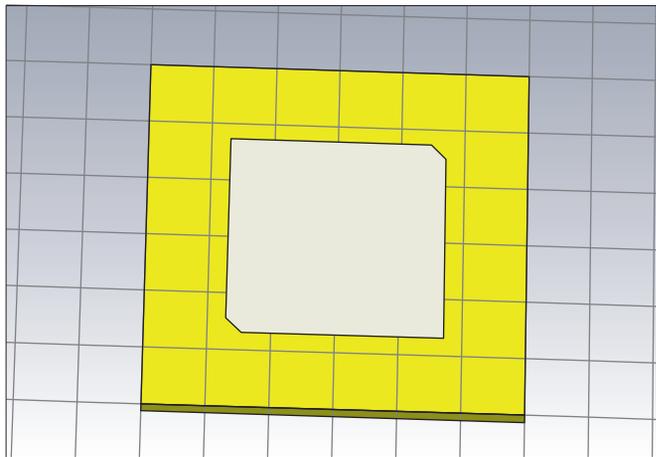


Рис. 5. Полосковая антенна

В качестве диэлектрика используется керамика Ferro А6М. Размеры диэлектрика $3 \times 3 \times 0,013$ мм, размеры излучателя $1,705 \times 1,705$ мм. Основные электрические параметры антенны представлены на рис. 6, 7, 8.

Как видно из рис. 6, 7, 8, в требуемом диапазоне частот значение КСВН не превышает 1,8, ширина диаграммы направленности по уровню -3 дБ составляет 100° , коэффициент эллиптичности в рабочем диапазоне углов — менее 2 дБ, данные значения соответствуют требованиям к антенне.

Основным недостатком данного типа антенн является достаточно узкая полоса частот, 1–2% от центральной частоты рабочей полосы частот. Если требуется антенна с большим диапазоном рабочих частот либо с несколькими рабочими диапазонами, следует применять другие типы антенн. Также для обеспечения точной настройки по частоте и хорошей эллиптичности необходимо обеспечить точность изготовления порядка одного микрона. Технология LTCC позволяет обеспечить точность 5–10 мкм. Следовательно, необходима дополнительная настройка антенны после изготовления, что приводит к существенному снижению технологичности антенны.

Многослойная антенна рупорного типа

Рупорная антенна классического типа состоит из волновода переменного сечения, с расширением к излучающей части (рис. 9). В простейшем случае рупорная антенна возбуждается волноводом, также возможно совместить антенну и коаксиально-волноводный (КВП) либо полосково-волноводный переходы (ПВП).

На высоких частотах габариты рупорных антенн уменьшаются пропорционально уменьшению длины волны. Данный факт позволяет реализовать рупорную антенну в рамках технологии LTCC. На рис. 10 представлена модель рупорной антенны в диапазоне частот 32–36 ГГц.

Рупорная антенна представляет собой открытый конец квадратного волновода с возбуждением полосковыми линиями.

Круговая поляризация формируется путем сложения полей от двух полосковых линий, которые, в свою очередь, подключены через гибридное кольцо. Полосковые линии формируют поле со сдвигом 90° , так же геометрически линии расположены под 90° относительно друг друга. Такая конструкция позволяет сформировать на выходе рупора поле круговой поляризации. Гибридное кольцо реализуется во внутренних слоях структуры LTCC.

На рис. 11, 12, 13 представлены характеристики модели антенны.

По графику КСВН полоса рабочих частот от 31,8 до 35,6 ГГц (КСВН менее 1,5). Значение коэффициента эллиптичности на средней частоте не превышает 2,5 дБ. Исходя из анализа характеристик модели антенны можно сделать следующие выводы:

- предлагаемая конструкция антенны обеспечивает требуемые электрические характеристики;
- за счет широкой полосы рабочих частот точность изготовления по технологии LTCC достаточна для обеспечения нужных значений электрических параметров;
- размеры конструкции позволяют использовать данную антенну для построения антенных решеток с расстоянием между элементами порядка половины длины волны.

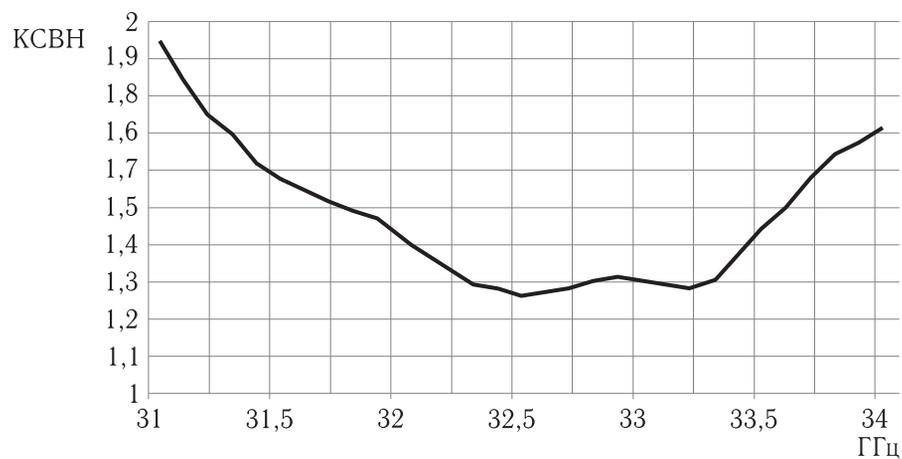


Рис. 6. Коэффициент стоячей волны по напряжению модели полосковой антенны

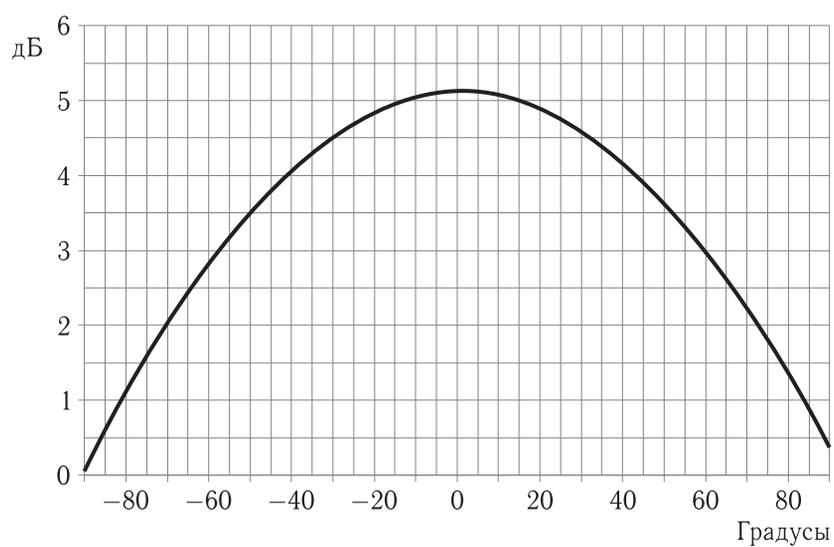


Рис. 7. Сечение диаграммы направленности, правая круговая поляризация

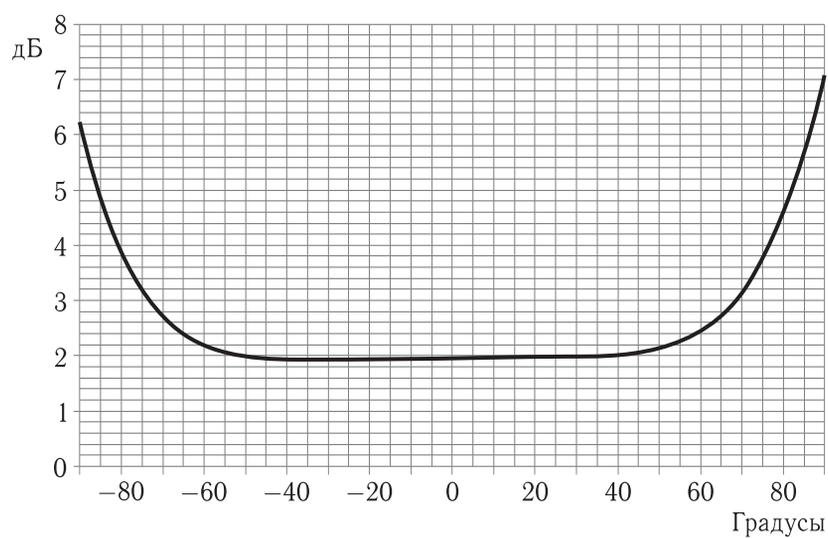


Рис. 8. Коэффициент эллиптичности, правая круговая поляризация



Рис. 9. Рупорная антенна

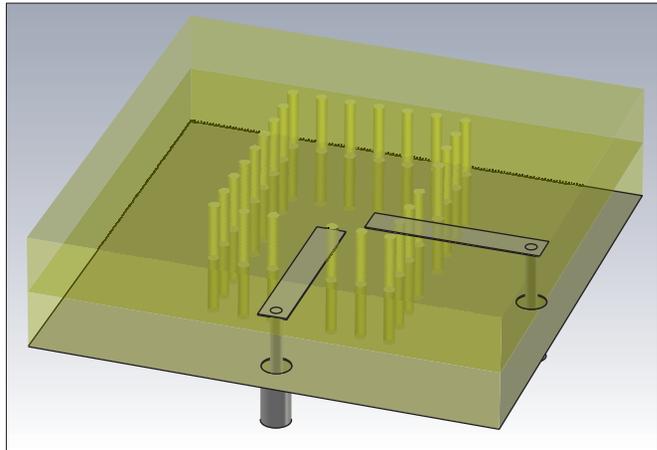
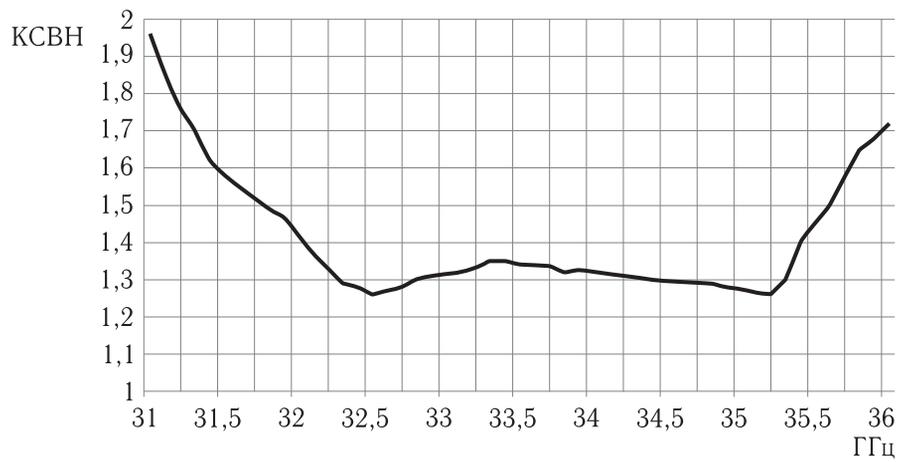
Рис. 10. Модель рупорной антенны, LTCC-исполнение.
Габариты антенны $4 \times 4 \times 2$ мм

Рис. 11. Коэффициент стоячей волны по напряжению модели рупорной антенны

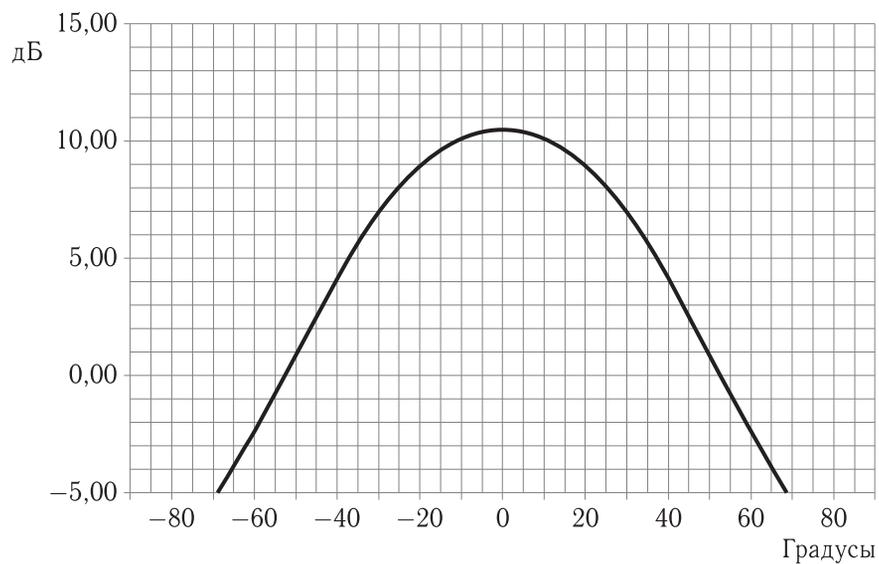


Рис. 12. Сечение диаграммы направленности, правая круговая поляризация

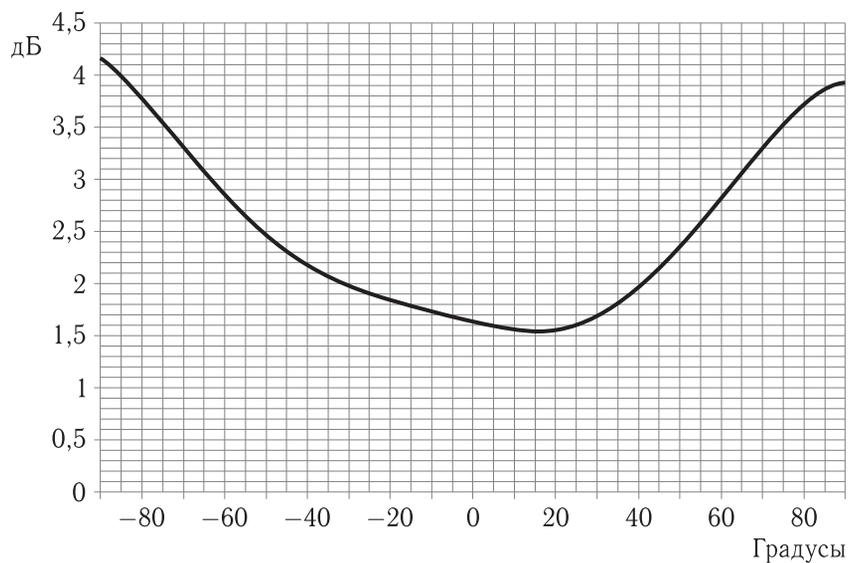


Рис. 13. Коэффициент эллиптичности, правая круговая поляризация

Выводы

Исходя из анализа достоинств и недостатков рассмотренных типов антенн для решения задачи создания АФАР с использованием ЛТСС-технологии оптимальной является рупорная антенна.

Список литературы

1. Улиг П. Интеграция антенн в многослойные керамические подложки // Технологии в электронной промышленности, 2010, № 4.
2. Панченко Б. А., Нефедов Е. И. Микрополосковые антенны. М.: Радио и связь, 1986. 144 с.
3. Панченко Б. А., Нефедов Е. И. и др. Электродинамический расчет характеристик полосковых антенн. М.: Радио и связь, 2002. 256 с.
4. Сазонов Д. М. Антенны и устройства СВЧ: Учебник для радиотехнических специальностей вузов. М.: Высшая школа, 1988. 432 с.
5. Обуховец В. А., Касьянов А. О. Микрополосковые отражательные антенные решетки. Методы проектирования и численное моделирование / Под ред. В. А. Обуховца. М.: Радиотехника, 2006. 240 с.
6. Yu A., Yang F., Elsherbeni A. A dual band circularly polarized ring antenna based on composite right and left handed metamaterials // Progress In Electromagnetics Research. Massachusetts: USA: EMW Publishing Cambridge, 2008, vol. 78. P. 73–81.
7. James J. R., Hall P. S. Handbook of Microstrip antennas P. Peregrinus, 1989.
8. Uhlig P., Gunner C., Holzwarth S., Kassner J., Kulke R., Lauer A., Rittweger M. LTCC Short Range Radar Sensor for Automotive Applications at 24 GHz/IMAOS 2004. Long Beach, 2004.
9. Litschke O., Simon W., Holzwarth S. A 30 GHz highly integrated LTCC antenna element for digital beam forming arrays / Conference proceedings APS2006. Washington, 2006.
10. Teshirogi et al. Wideband circularly polarized array antenna with sequential rotations and phase shift of elements/ International Symposium on Antennas & Propagation Proceedings. Japan, 1995.

Анализ результатов, полученных за три года работы аппаратуры мониторинга судов БРК АИС, размещенной на КА «Ресурс-П» № 2

А. М. Кузнецов, к. т. н., *kuznezov_am@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

С. В. Трусов, к. т. н., *trusov_sv@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

О. И. Барабошкин, *baraboshkin_oi@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

С. А. Бобровский, *bobrovsky_sa@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. А. Романов, д. т. н., профессор, *romanov@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. А. Романов, д. т. н., *contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В последние годы в мире активно развиваются космические системы мониторинга судов на основе приема сигналов от судовой аппаратуры АИС. В работе проведен анализ результатов эксплуатации первого российского приемника космического базирования для мониторинга судов на базе сигналов АИС за период 2015–2017 гг. В сеансном режиме приемник работает до 5 раз в сутки по 30–60 с. Демодуляция и декодирование записанного сигнала производится на Земле.

Основными районами включения являются моря Черное, Норвежское, Баренцево, Карское, Берингово, Охотское. За рассматриваемый период было получено более 480 тыс. сообщений от примерно 23 тыс. уникальных судов. Подтверждена возможность получения сообщений типа 27, специально предназначенных для спутникового АИС. Зарегистрированы сообщения от маломощных передатчиков аппаратуры АИС класса В.

На основе полученного массива регулярных наблюдений была рассчитана вероятность повторного обнаружения одного и того же судна. Для используемого режима работы аппаратуры вероятность наблюдения судна на следующие сутки составила 0,33–0,45, в течение двух суток — 0,44–0,61, в течение недели — 0,72–0,81. Спутниковый приемник следующего поколения будет принимать и декодировать на борту сообщения АИС, а также ASM.

Ключевые слова: мониторинг судов, БРК АИС, спутниковая АИС

Analysis of the Results Obtained over Three Years of Operation of AIS Vessel Monitoring Equipment Based on the Resurs-P No. 2 Spacecraft

A. M. Kuznetsov, *Cand. Sci. (Engineering)*, kuznezov_am@spacecorp.ru
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

S. V. Trusov, *Cand. Sci. (Engineering)*, trusov_sv@spacecorp.ru
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

O. I. Baraboshkin, baraboshkin_oi@spacecorp.ru
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

S. A. Bobrovskij, bobrovsky_sa@spacecorp.ru
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

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

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

Abstract. In recent years, space systems for ship monitoring based on receiving AIS signals from the vessel equipment are actively developed worldwide. In this work, the analysis of the results of operation of the first Russian space-based AIS signal receiver during the period of 2015–2017 is carried out. The receiver operates in session mode, up to 5 times a day for 30–60 seconds. The demodulation and decoding of the recorded AIS signals is performed at the ground facilities.

The main areas of operation are the Black, Norwegian, Barents, Kara, Bering and Okhotsk seas. During the given period, more than 480 thousand messages from around 23 thousand unique ships were received. The possibility of receiving messages of type 27, specifically designed for satellite AIS, is confirmed. Messages from class B low-power AIS transmitters were also registered.

Based on the obtained array of regular observations, the probability of repeated detection of the same vessel is calculated. For the mentioned above receiver operation mode, the probability of observing the same vessel for the next day is 0,33–0,45, for two days it is 0,44–0,61, and the probability is 0,72–0,81 for observation during one week. The next generation satellite receiver will receive and decode AIS and ASM messages on-board.

Keywords: vessel monitoring, AIS, satellite AIS

Введение

Судовая автоматическая идентификационная система (АИС) предназначена для обмена навигационной и рейсовой информацией между судами и береговыми станциями и создавалась с целью обеспечения безопасности судоходства. Судовые данные передаются в радиоэфир широкополосным способом, по открытому протоколу в незашифрованном виде. Доступ к каналу обеспечивается с разделением по времени. Приемопередатчиками АИС оборудованы практически все пассажирские и грузовые суда, танкеры, а также суда на международных рейсах вместимостью от 300 т. На данный момент аппаратура АИС работает на более чем 250 тыс. судов по всему миру [1, 2]. Согласно конвенции SOLAS ООН транспондер АИС обязателен к размещению на большинстве судов, выходящих в открытое море.

Из-за открытого протокола доступа к данным АИС оказалось возможным принимать судовой сигнал АИС на борту космического аппарата. При приеме сигнала АИС на борту КА основной задачей становится мониторинг местоположений судов в открытом море.

Спутниковый АИС активно развивается во всем мире в последние годы. Первые работающие спутниковые приемники АИС были запущены в 2007 г., к настоящему времени во всем мире в рамках различных миссий на орбиту выведено более 70 приемников АИС [3, 4]. В декабре 2014 г. на борту КА ДЗЗ «Ресурс-П» № 2 был выведен на орбиту первый российский космический приемник АИС — БРК АИС.

БРК АИС был создан в рамках реализации проекта № 24 «Создание системы мониторинга подвижных объектов», одобренного Комиссией при Президенте Российской Федерации по модернизации и технологическому развитию экономики России. Реализация проекта направлена на создание базовых элементов системы космического мониторинга морских и речных судов на основе регистрации сигналов автоматической идентификационной системы (АИС). Работа БРК АИС осуществлялась в интересах Министерства транспорта РФ, в процессе эксплуатации данные спутникового АИС поступали в ФГУП «Морсвязьспутник»

и интегрировались в КИИС «МоРе». На данный момент в КИИС «МоРе» более 1500 учетных записей, основные потребители: Минтранс России и другие министерства, администрации морских портов и речных бассейнов (государственный портовый контроль), таможенные органы, пограничные управления ФСБ России, Росприроднадзор, судоходные компании.

Основные данные, полученные в результате работы БРК АИС за прошедшие три года, и планы по развитию спутниковой системы АИС в России представлены ниже.

Основные характеристики БРК АИС

БРК АИС — это экспериментальный приемник, предназначенный для работы в сеансном режиме. Ежедневно планировалось до пяти включений аппаратуры над заранее выбранными областями в Мировом океане. Внешний вид БРК АИС представлен на рис. 1 (слева).

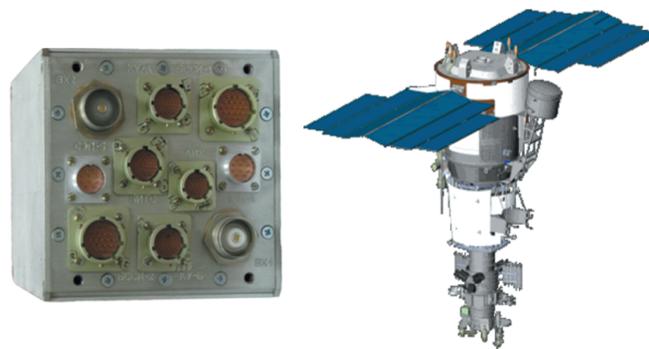


Рис. 1. Внешний вид БРК АИС (слева). Внешний вид КА «Ресурс-П» № 2 (справа)

При пролете над заданными в полетном задании акваториями БРК АИС включался системой трансляции команд и распределения питания КА в режим сбора и выдачи информации. Производилась запись сигнала длительностью 1 мин во внутренний буфер памяти БРК АИС. После завершения записи сигнала БРК АИС выдавал информацию в бортовую аппаратуру системы сбора служебной информации КА для последующей передачи на Землю через высокоскоростную радиолинию КА. Во время сеанса связи КА с Землей данные АИС

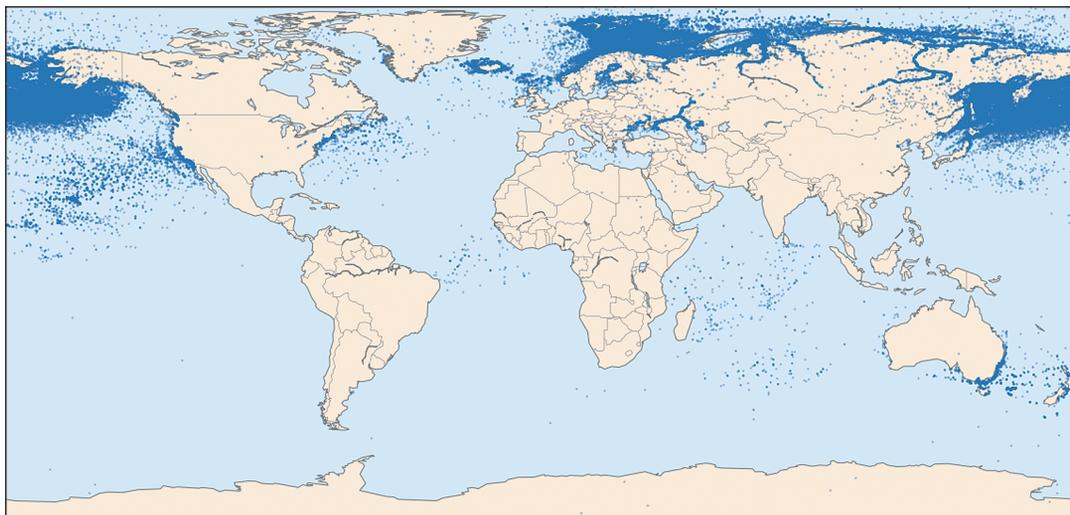


Рис. 2. Отображение координат судов, принятых за три года работы БРК АИС

поступали на наземный комплекс приема и распространения информации, где выделялись в отдельный файл и поступали на станцию приема и обработки информации АИС. Далее из оцифрованного сигнала выделялись сообщения, которые декодировались, проверялась их внутренняя целостность и происходила привязка ко времени, затем данные передавались во ФГУП «Морсвязьспутник» и интегрировались в КИИС «МоРе». Основные характеристики БРК АИС приведены в табл. 1 [3].

Таблица 1. Основные характеристики БРК АИС

Масса, кг	1,67
Габариты, мм	105 × 105 × 211
Энергопотребление, Вт	5,0
Номинальные несущие частоты, МГц	156,775; 156,825; 161,975; 162,025
Чувствительность, дБмВт	-117
Режим функционирования	Сеансы записи сигнала по 1 мин
Диаметр зоны радиовидимости АФУ, км	5000

Малая длительность сигнала, записываемого БРК АИС, объясняется ограниченным объемом внутренней памяти БРК АИС. Параметры орбиты КА «Ресурс-П» №2: наклонение орбиты 97,276°,

высота орбиты 475 км. Внешний вид КА представлен на рис. 1 (справа).

Результаты БРК АИС работы за три года работы

После запуска КА в течение месяца приемник работал по программе летных испытаний. В рамках данной программы осуществлялись включения над определенными регионами с постепенным увеличением мощности сигнала, производилась настройка параметров приемника БРК АИС: отстройка аттенюатора, цифрового усиления, выбор оптимальных каналов. Производились работы по доработке алгоритмов обработки сигнала АИС и обновлению ПО автоматической обработки информации на Земле. После завершения летных испытаний началась работа по целевому применению.

Всего аппаратура работала 980 дней, в штатном режиме каждый день планировались 4–5 включений с длительностью записи сигнала от 30 с до 1 мин (всего произведено 3985 включений). За все время принято 480 526 сообщений АИС от 23 394 уникальных судов. На рис. 2 отмечены положения судов, извлеченные из принятых сообщений АИС за три года работы.

В табл. 2 представлена статистика принятых за три года сообщений АИС с разделением по типам сообщений.

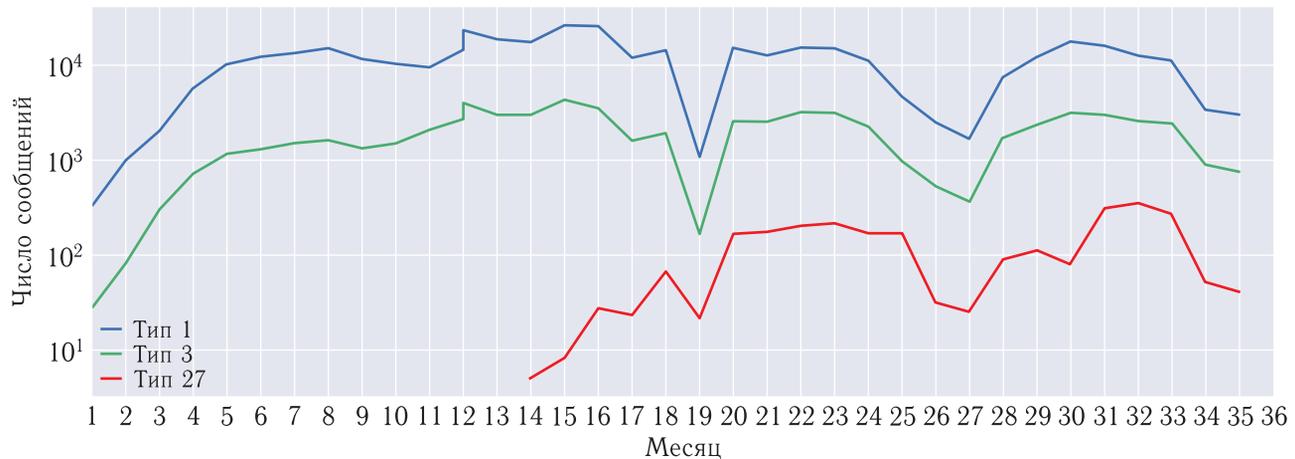


Рис. 3. Число принятых сообщений АИС 1-го, 3-го и 27-го типов в зависимости от месяца за три года работы (логарифмическая шкала)

Таблица 2. Статистика сообщений АИС, принятых в 2015–2017 гг.

Тип	Содержание сообщения	Количество
1	Регулярное сообщение о местоположении МС класса А	402 264
2	Назначенное сообщение о местоположении МС класса А	443
3	Специальное сообщение о местоположении МС класса А	67 477
5	Статическая и рейсовая информация	7518
18	Регулярное сообщение о местоположении МС класса В	585
27	Регулярное сообщение о местоположении МС класса В	2585
Всего сообщений		480 526
Всего судов (уникальных идентификаторов ММСИ)		23 394

Можно отдельно отметить успешно реализованную возможность БРК АИС принимать сообщение 27-го типа, которое специально предназначено для передачи на спутниковые приемники АИС с судовых станций. Для проверки возможности записи сигнала в этом режиме были проведены успешные включения аппаратуры над Северным морем.

Помимо сообщений типов 1–5 также было принято 585 сообщений типа 18 (сообщение о место-

положении судовой станции АИС класса В мощностью 1 Вт), что подтвердило высокую чувствительность аппаратуры БРК АИС.

Результаты анализа и оценки качества обработки данных

За одни сутки максимальное число принятых сообщений составило 2288, в среднем 483. Разница в таком количестве принятых сообщений объясняется динамически изменяющейся помеховой обстановкой, причины появления помех следующие: помехи от аппаратуры космического аппарата, от промышленного шума на Земле, коллизии сообщений АИС.

Коллизии сообщений АИС — это событие, которое заключается в том, что несколько сообщений из разных акваторий приходят на приемную антенну в один временной промежуток. Коллизии начинают сильно влиять на количество принятых сообщений уже при наличии 1500 судов в зоне видимости КА, а при 2000 — принимать данные становится практически невозможно, необходимо принимать специальные меры снижения помеховой нагрузки на канал [5–7].

Число принятых сообщений АИС 1-го, 3-го и 27-го типов в зависимости от месяца приведено на рис. 3 в логарифмической шкале.

Из графика видно, что количество принятых на БРК АИС сообщений может отличаться на порядок и уменьшение/увеличение числа принятых

сообщений разных типов коррелирует друг с другом. Чувствительность аппаратуры достаточно высокая, а сигнал АИС — слабый, поэтому внешние факторы сильно сказываются на конечном результате.

Результаты приема сигналов АИС над акваториями Российской Федерации продемонстрировали различную эффективность работы аппаратуры в целевых акваториях. Наиболее эффективно БРК АИС работает над Беринговым и Охотским морями. Средней эффективностью характеризуются северные моря. При включениях над Черным и Каспийским морями из-за сложной помеховой обстановки удается декодировать крайне низкое количество сообщений. Примерное процентное соотношение принятых сообщений АИС при работе БРК АИС над территорией России приведено на рис. 4.

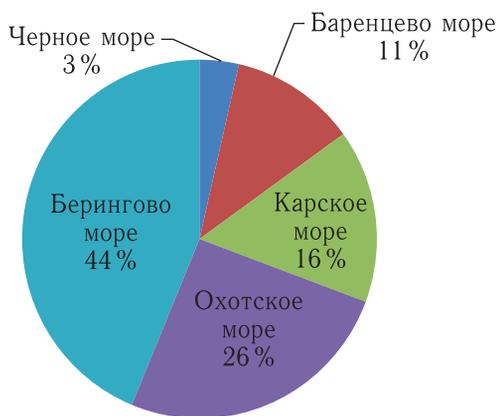


Рис. 4. Процентное соотношение принятых сообщений АИС

Для визуализации судового трафика в Северных и Восточных морях Российской Федерации на основе данных спутникового АИС была построена карта плотности распределения судов; она представлена на рис. 5.

По карте видно, что большая часть судов находится вблизи Мурманска и вдоль побережья Камчатки и Чукотки, границы определяются исключительной экономической зоной России, районами рыбного промысла и кратчайшими маршрутами следования судов.

Регулярный мониторинг судов позволил построить треки их движения за несколько месяцев — одним из интересных примеров является прокладка волоконно-оптического кабеля по дну моря для обеспечения Магаданской области и Камчатского

края телекоммуникационными услугами; маршрут судна показан на рис. 6.

Для оценки эффективности работы БРК АИС была рассчитана вероятность обнаружения одного и того же судна в течение одних, двух и семи суток для всего периода работы и для трехмесячного периода в начале 2016 г., когда производительность БРК АИС была максимальной; полученные данные приведены в табл. 3.

Таблица 3. Вероятность повторного обнаружения судна по данным спутникового АИС

	Вероятность повторного обнаружения судна	
	Для всего периода наблюдений	Для периода 03.2016–05.2016
На следующие сутки	0,33	0,45
В течение двух суток	0,44	0,61
В течение семи суток	0,72	0,81

Таким образом, вероятность повторного обнаружения судна оказывается достаточно высокой даже с учетом малого времени записи сигнала, изменения зоны обзора из-за смещения витков орбиты КА и движения судна в наблюдаемой области.

Проведенная работа показала, что преимущество использования спутникового АИС состоит в возможности мониторинга судов вне зоны действия береговых станций АИС. На территории России это прежде всего область Северного морского пути. Помимо этого с помощью спутникового АИС можно получать информацию о судах других стран, перевозящих грузы или ведущих промысел вблизи границ РФ. Возможен мониторинг нарушения судами границ заповедников и отслеживание маршрутов перевозки грузов по морю.

Проблемные вопросы эксплуатации и перспективы развития

В процессе эксплуатации БРК АИС были определены основные проблемы, которые требуют решения при разработке следующих версий аппаратуры:

- повышение оперативности доставки данных,
- обеспечение непрерывности съемки,

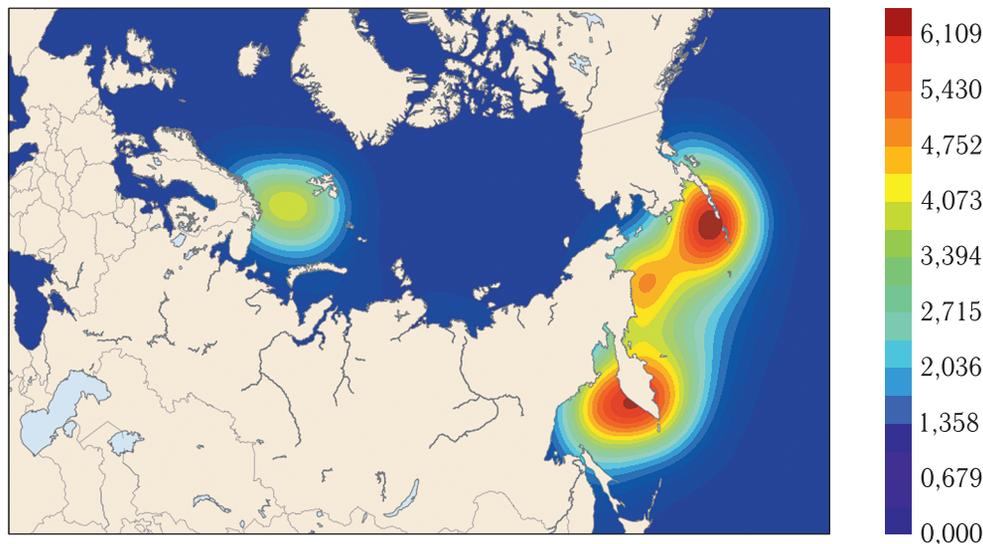


Рис. 5. Карта плотности распределения судового трафика в северных и восточных морях на основе данных АИС

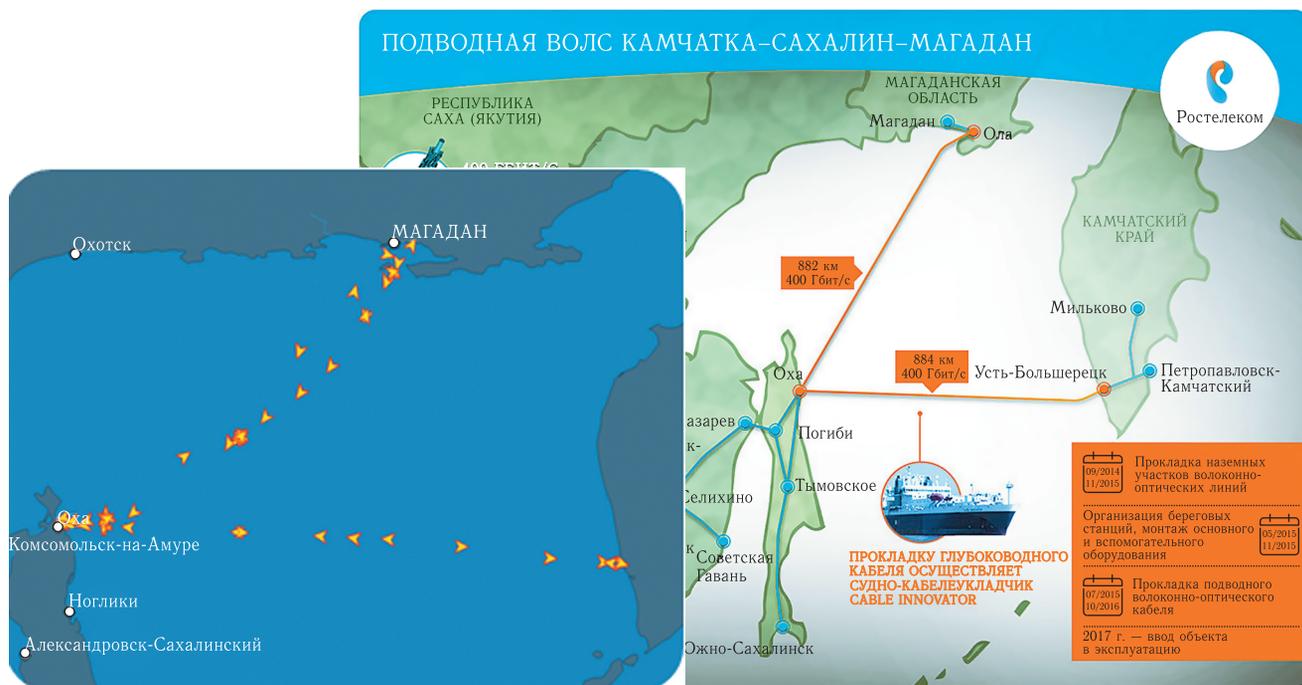


Рис. 6. Трек кабелеукладчика Cable Innovator на трассах Оха–Ола и Оха–Усть-Большерецк

- повышение частоты мониторинга района и
- увеличение количества принимаемых сообщений.

Исходя из текущих требований потребителей оперативность доставки данных должна быть не более 2 ч, но уже сегодня зарубежные поставщики данных спутникового АИС обеспечивают режим реального времени. Для выполнения этого

требования необходимо обеспечить оперативный сброс информации на Землю либо через спутники-ретрансляторы, либо через сеть наземных станций.

Декодирование сигнала на борту в режиме реального времени позволит сократить объем передаваемых данных и перейти от сеансного режима съемки к непрерывному сканированию акваторий. Увеличение частоты мониторинга одного

и того же района может быть обеспечено прежде всего увеличением количества приемников на орбите. Для увеличения количества принимаемых сообщений необходимо использовать эффективную антенную систему, уменьшающую вероятность коллизий сообщений в загруженных районах, а также бортовые алгоритмы разделения коллизий сообщений при обработке сигнала.

С учетом опыта эксплуатации БРК АИС в АО «Российские космические системы» в рамках ОКР «Космо АИС-М» разрабатывается бортовая аппаратура АИС (БА АИС) следующего поколения, построенная на ЭКБ отечественного производства с возможностью размещения в негерметичных отсеках КА. В БА АИС будет реализована возможность декодировать сообщения АИС и ASM (расширение стандарта АИС) на борту КА в непрерывном режиме с двух антенных систем. Предполагается размещение БА АИС на новых КА серии «Ресурс-ПМ» и «Обзор-Р» со сроком активного существования 5 лет. Применяемые в бортовой аппаратуре АИС унифицированные решения позволяют в дальнейшем адаптировать БА АИС для КА других серий.

Также проводятся работы по проектированию бортовой аппаратуры для проекта ГМИСС (Глобальная многофункциональная информационно-связная система) — инициативного проекта по созданию отечественной спутниковой низкоорбитальной системы для высокоскоростного обмена данными [8].

Заключение

За время работы БРК АИС было обнаружено более 23 тыс. судов в целевых акваториях и принято более 480 тыс. сообщений АИС. Полученные спектры сигналов позволили оценить количество и качество получаемых данных, оптимизировать алгоритмы обработки сигнала для их использования в дальнейших работах.

Результаты работы БРК АИС подтвердили целесообразность использования спутникового АИС в качестве дополнительного источника информа-

ции для комплексной интегрированной системы «МоРе» Министерства транспорта РФ.

Увеличение количества спутниковых приемников АИС и переход к непрерывному декодированию сообщений АИС на борту приведет к существенному увеличению потребительских качеств получаемых данных и позволит полноценно использовать аппаратуру в интересах заказчика и потребителей.

Список литературы

1. ITU, Recommendation ITU-R M.1371-4: Technical characteristics for an automatic identification system using time-division multiple access in the VHF maritime mobile band. <http://www.itu.int> (дата обращения: 10.06.2018).
2. Международная организация ИМО, Конвенция SOLAS. [Веб-узел организации ИМО] <http://www.imo.org/> (дата обращения: 10.06.2018).
3. Романов А.А., Романов А.А., Урличич Ю.М., Токарев А.С., Кузнецов А.М., Бобровский С.А., Трусов С.В. Космические средства автоматической идентификационной системы. Монография. М.: Радиотехника, 2016. 208 с.
4. Романов А.А., Кузнецов А.М., Романов А.А. Мониторинг судов из космоса: космический сегмент АИС. Полученные результаты, перспективы развития // Успехи современной радиоэлектроники, 2013, № 4. С. 64–72.
5. Кузнецов А.М., Романов А.А. Вероятность детектирования судов с передатчиком АИС с борта космического аппарата. Теоретическая модель. Сравнение с реальными результатами // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2014, т. 1, вып. 2. С. 40–46.
6. Кузнецов А.М., Романов А.А., Романов А.А. Методика обработки коллизий радиотехнических сигналов АИС на борту космического аппарата // Нелинейный мир, 2015, № 4. С. 35–42.
7. Кузнецов А.М., Романов А.А., Романов А.А. Моделирование приема коллизий сигналов АИС на борту КА // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, вып. 1. С. 25–36.
8. Интернет-издательство РБК: «Цифровая экономика» выходит в космос <http://www.rbc.ru/> (дата обращения: 10.06.2018).

Особенности применения нечетких множеств в задачах идентификации растительности по данным дистанционного зондирования

А. И. Стрыков, к. т. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Н. П. Морозов, к. т. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассмотрена методика идентификации растительности с использованием дешифровочных признаков объектов, представленных нечеткими множествами случайных реализаций спектральных характеристик объектов и функций от этих характеристик в различных спектральных диапазонах. Тематическое дешифрирование с использованием нечетких множеств осуществляется методом, названным «голосование по набору признаков». В отличие от классических методов статистической обработки (Махаланобиса и др.), предполагающих распределение значений спектральных характеристик объектов по нормальному закону, «голосование по набору признаков» позволяет идентифицировать объекты с произвольным законом распределения значений спектральных характеристик, представленных нечеткими множествами, и повысить достоверность результатов тематического дешифрирования. Алгоритм дешифрирования не только классифицирует изображение объекта, но и определяет вероятность принадлежности к выбранному классу. Это позволяет управлять порогом для классификации.

Методика реализована и апробирована в виде программного комплекса с использованием данных российской группировки космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования «Ресурс-П» и «Канопус-В». Методика может быть использована для проведения космического мониторинга сельскохозяйственной растительности, решения экологических задач, повышения достоверности обнаружения растительности, подлежащей контролю правоохранительными органами.

Ключевые слова: идентификация объектов, дешифровочные признаки, нечеткое множество, спектральные характеристики, набор признаков, метод «голосование по набору признаков»

Application of Fuzzy Sets in Problems of Identification of Vegetation Based on Remote Sensing Data

A. I. Strykov, *Cand. Sci. (Engineering)*, contact@spacecorp.ru

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

N. P. Morozov, *Cand. Sci. (Engineering)*, contact@spacecorp.ru

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

Abstract. The article presents a method of thematic processing of high-resolution satellite images. The method of identification of vegetation with the use of decoding features of objects represented by fuzzy is considered. Thematic interpretation using fuzzy sets is carried out by a method called “voiting on a set of criteria”. In contrast to the classical methods of statistical processing (Mahalanobis, etc.), involving the normal distribution of the values of the spectral characteristics of objects, “voiting on a set of criteria” allows to identify objects with an arbitrary law of distribution of the values of the spectral characteristics represented by fuzzy sets, and to increase the reliability of the thematic interpretation results.

The method is implemented and tested in the form of a software package using data from the Russian remote sensing spacecraft “Resurs-P” and “Kanopus-V”. The technique can be used for space monitoring of agricultural vegetation, solving environmental problems, etc.

Keywords: identification of objects, decoding characteristics, fuzzy set, spectral characteristics, feature set, “voting on a set of criteria” method

Идентификация объектов растительности, по данным бортовой съемочной аппаратуры, является актуальной задачей тематической обработки данных КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). Характерный признак растительности и ее состояния — спектральная отражательная способность, характеризующаяся большими различиями в отражении излучения разных длин волн. Знания о связи структуры и состояния растительности с ее отражательными способностями позволяют использовать космические снимки для идентификации типов растительности и оценки их состояния.

«Идентификация» объектов, как правило, предполагает выделение дешифровочных признаков изображений объектов в процессе анализа участков местности на космических снимках и формирование наборов признаков, описывающих определенный класс изображений объектов для данного вида съемочной аппаратуры (эталон). Весьма эффективным методом получения эталонов является сбор данных о спектральных отражательных свойствах интересующей растительности с проведением космической съемки заданной территории и проведением наземных измерений объектов на выделенных участках (полигонах) этой территории в небольшом временном интервале (наиболее предпочтительно — синхронно).

Для представления дешифровочных признаков объектов используются как спектральные характеристики объектов, так и функции этих характеристик (например, нормализованные дифференцированные индексы — NDVI).

Тематическое дешифрирование таких объектов использует алгоритмы, основанные на методе наименьших квадратов (метод Махаланобиса и др.). Для идентификации объектов, спектры которых существенно отличаются от других объектов и закон распределения которых достаточно точно можно аппроксимировать с помощью нормального закона во всех спектральных каналах, такие алгоритмы обеспечивают приемлемый результат. Использование алгоритмов в тематическом дешифрировании, основанных на методе наименьших квадратов, требует оценки только двух тестовых параметров значения спектральных характеристик искомым объектов в каждом канале (математического ожидания и дисперсии).

Анализ космической информации показывает, что при применении съемочной аппаратуры высокого разрешения российской группировки КА для большинства природных объектов закон распределения случайных значений спектральных признаков существенно отличается от нормального закона. На рис. 1 приведен фрагмент космического изображения, полученного в июне 2015 г. с КА «Ресурс-П» № 2 с помощью аппаратуры «Геотон-Л1».

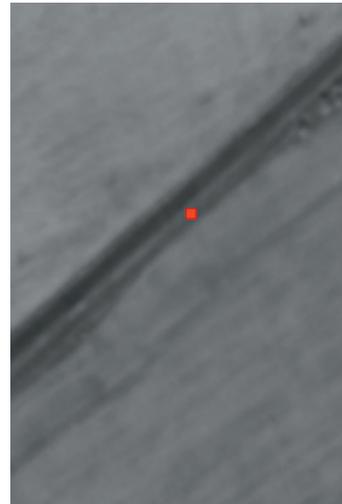


Рис. 1. Фрагмент снимка с КА «Ресурс-П»

На изображении канала 0,72–0,80 красной точкой отмечен пункт наземного наблюдения. Верхнюю часть снимка занимает изображение объекта «Гречиха», а нижнюю часть снимка — объект «Травы».

Кроме того, для большинства объектов растительности имеются маскирующие объекты с похожими спектральными характеристиками. Применение стандартных методов статистической обработки таких данных может привести к недопустимым погрешностям получения оценок анализируемых параметров объектов идентификации.

Одним из возможных способов повышения достоверности таких оценок предлагается использование нечетких множеств [1–3] в тематическом дешифрировании материалов космической съемки высокого разрешения.

Сформируем нечеткое множество, состоящее из упорядоченных пар $Y_i = \{f_i(x), p(f_i(x))\}$, где $f_i(x)$ — значение характеристической функции (логической), $p(f_i(x))$ — степень истинности (вероятность) $f_i(x)$.

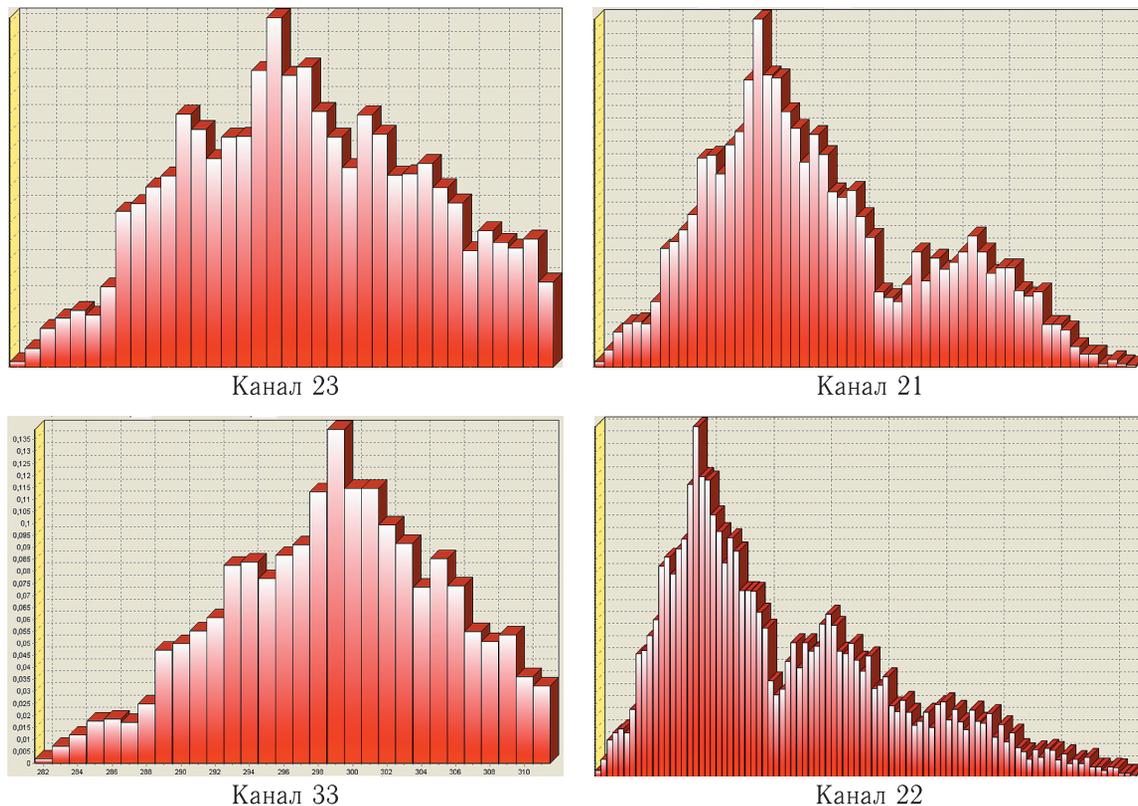


Рис. 2. Гистограммы спектральных характеристик объекта «Гречиха»

Для обработки данных множеств применим методику, названную «голосованием по набору признаков» [4]. Методика реализуется в два этапа. На первом этапе выделяется, оценивается и записывается в базу данных (БД) совокупность дешифровочных признаков, представленных в виде массивов нечетких множеств.

На втором этапе осуществляется анализ дешифровочных признаков в соответствии с методикой «голосование по набору признаков». Алгоритм анализа основан на оптимизации целевой функции разделения множества объектов на классы тестовых объектов.

Этап 1, в свою очередь, состоит из этапов 1.1 и 1.2. На этапе 1.1 формируются нечеткие множества значений спектральных характеристик объектов, а на этапе 1.2 — нечеткие множества, являющиеся функциями спектральных характеристик.

Для формирования набора дешифровочных признаков объектов должны быть проведены периодические (3–4 раза за вегетационный период) наземные наблюдения на тестовых полигонах. В ре-

зультате должно быть определено географическое расположение и дано геоботаническое описание объектов в данный период вегетации. В этот же период должна быть проведена космическая съемка объектов тестовых полигонов и оценены спектральные характеристики изображений этих объектов.

Этап 1.1

Пусть имеются N_0 объектов, которые подлежат идентификации (классификации) с использованием N_k спектральных каналов мультиспектральной или гиперспектральной космической информации (космического снимка). Значение N_k может быть меньше или равно общему числу всех каналов, предусмотренных для данного вида аппаратуры.

Рассмотрим прямоугольный фрагмент изображения объекта с номером $n \leq N_0$ на космическом снимке, состоящего из N_i строк и N_j столбцов в каждом спектральном канале. Обозначим через P_{nijk} спектральное значение пикселя (по возможности после атмосферной коррекции)

Таблица 1. Фрагмент записи БД о спектральных характеристиках объекта «Гречиха»

KDob	Col	45-52
6 13488883	416 419\$1!419	422\$6!422 425\$10!425 428\$19!428 430\$14!430 433\$19!433 436\$10!436 439\$12!439 442\$7!442 444\$2!430#5,68^
6 13488883	416 421\$9!421	425\$4!425 430\$11!430 435\$13!435 440\$10!440 444\$3!444 449\$16!449 454\$17!454 458\$9!458 462\$9!441#12,74^

в i -й строке ($i \leq Ni$), j — столбце ($j \leq Nj$) и k -м спектральном канале ($k \leq Nk$). Для каждого объекта с номером n получим Nk множеств случайных величин Ω_{nk} ($k \leq Nk$).

Для каждого множества Ω_{nk} определяются минимальное и максимальное значения пикселей в каждом канале, которые обозначим $Pmin_{nk}$ и $Pmax_{nk}$. Для каждого множества Ω_{nk} построим гистограмму значений пикселей объекта. Последовательность значений пикселей, находящихся на отрезке $[Pmin_{nk}, Pmax_{nk}]$, обозначим через P_{ntk} ($Pmin_{nk} \leq P_{ntk} \leq Pmax_{nk}$), ($1 \leq t \leq (Pmax_{nk} - Pmin_{nk} + 1)$). При построении гистограммы множества Ω_{nk} получим количество реализаций NP_{ntk} спектра P_{nij} для выбранного объекта. Вероятность реализации значений спектра P_{ntk} можно определить как $V(P_{ntk}) = NP_{ntk}/(Ni \cdot Nj)$. ($1 \leq t \leq (Pmax_{nk} - Pmin_{nk} + 1)$; $k \leq Nk$). Для выбранного объекта рассчитываем нечеткую переменную, характеризующую значение спектра P_{ntk} для k -го канала. Совокупность P_{ntk} для ($1 \leq t \leq (Pmax_{nk} - Pmin_{nk} + 1)$; $k \leq Nk$) можно записать в БД в виде нечеткого множества $(P_{ntk}, V(P_{ntk}))$. Это нечеткое множество представляет собой набор значений, зависящих от спектральных характеристик объектов (рис. 2).

В табл. 1 представлен пример записи в БД спектральных характеристик объекта «Гречиха».

KDob — код объекта (6 — код гречихи). Col — код цвета, который будет назначен пикселю изображения, идентифицированного как гречиха. В строковом поле БД, который соответствует спектральному каналу №33 КА «Геотон-Л1», записаны 10 отрезков:

- через _ записаны начало и конец отрезка;
- после \$ до ! записана вероятность попадания в данный отрезок (значение, умноженное на 100, чтобы оперировать с целыми числами);
- между последним ! и # находится величина математического ожидания случайной величины спектра в канале и далее находится величина

среднеквадратического отклонения случайной величины спектра в канале.

Этап 1.2

Формируется нечеткое множество, представляющее собой набор значений, зависящих от функций спектральных характеристик объектов.

Обозначим набором спектральных признаков объекта совокупность функций, аргументами которых являются P_{nij} . Число спектральных признаков обозначим через Npr . Значение спектрального признака с номером m объекта с номером n (PR_m) в точке фрагмента изображения с номерами строки и столбца (i, j) имеет вид: $PR_{nijm} = f_m(P_{nij1}, P_{nij2}, P_{nijNk})$; ($i \leq Ni$; $j \leq Nj$; $m \leq Nm$). Получилось множество реализаций спектральных признаков объекта. Вероятность реализации значений спектра PR_{ntk} можно определить как $V(PR_{ntk}) = N PR_{ntk}/(Ni \cdot Nj)$; ($1 \leq t \leq (PRmax_{nk} - PRmin_{nk} + 1)$; $k \leq Nk$). Для выбранного объекта нечеткую переменную, характеризующую значение реализаций спектральных признаков объекта PR_{ntk} для « k » канала, можно записать в виде $(PR_{ntk}, V(PR_{ntk}))$. Множество реализаций значений спектрального признака с номером m объекта с номером n обозначим через $\Omega_{pr_{nm}}$.

Это нечеткое множество представляет собой набор значений, зависящих от функций спектральных характеристик объектов, и записывается в БД. Результаты формирования нечетких множеств значений, зависящих от функций спектральных характеристик (NDVI и NGRDI) объекта «Гречиха», приведены на рис. 3 в виде гистограмм. В табл. 2 представлен пример записи значений, зависящих от функций спектральных характеристик объекта «Гречиха». Структура записи аналогична табл. 1.

После завершения этапа 1 проводится анализ информации о дешифровочных характеристиках объектов и делается заключение о принадлежности рассматриваемых объектов к одному из имеющихся

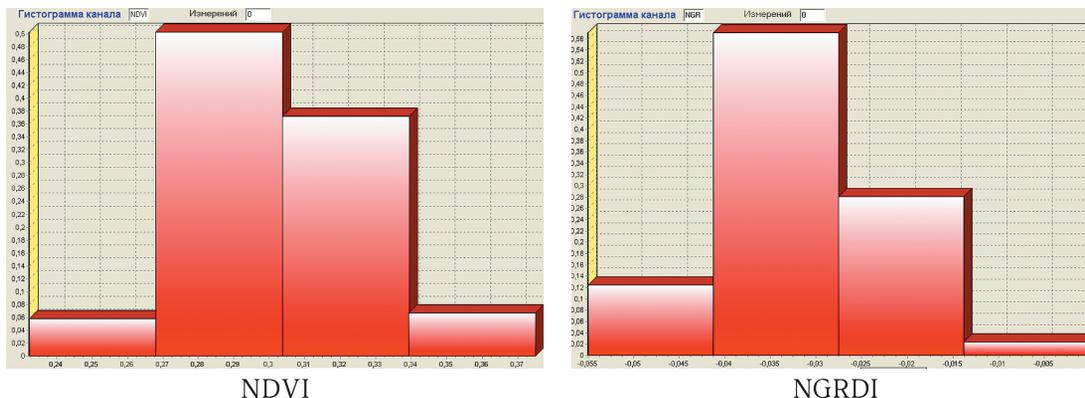


Рис. 3. Гистограммы распределения множества значений индексов NDVI и NGRDI

Таблица 2. Запись в БД значений, зависящих от функций спектральных характеристик объекта «Гречиха»

NDVI	NGRDI
0,174_0,219\$4!0,219_0,264\$36!0,264_0,309\$50!0,309_0,354\$10!0,27#0^	-0,083_-0,063\$6!-0,063_-0,044\$60!-0,044_-0,024\$33!-0,024_-0,004\$11!-0,047#0^
0,216_0,247\$1!0,247_0,278\$39!0,278_0,309\$44!0,309_0,34\$17!0,286#0^	-0,075_-0,061\$1!-0,061_-0,047\$28!-0,047_-0,033\$56!-0,033_-0,019\$16!-0,042#0^
0,22_0,273\$1!0,273_0,326\$2!0,326_0,379\$35!0,379_0,432\$63!0,382#0^	-0,071_-0,044\$1!-0,044_-0,016\$2!-0,016_0,012\$43!0,012_0,04\$55!0,012#0^

в БД объектов. Этап 2 состоит из этапов 2.1 и 2.2. На этапе 2.1 проводится анализ нечетких множеств значений спектральных характеристик объектов, а на этапе 2.2 — нечетких множеств, являющихся функциями спектральных характеристик.

Этап 2.1

Пусть pix_{ijk} — значение пикселя в точке (i, j) изображения в k -м спектральном канале. В каждой строке БД содержатся нечеткие значения спектральных характеристик разделенных на « n » отрезков для объекта с индексом m . Для каждого k -го канала определяется попадание pix_{ijk} в один из отрезков строки БД, т.е. определяется $Vm(pix_{ijk})$ — вероятность реализации pix_{ijk} в k -м канале для объекта m . Признаком будет являться выполнение выражения $(Vm(pix_{ijk}) > V1km)$, где pix_{ijk} — значение пикселя в точке (i, j) изображения в k -м спектральном канале, $Vm(pix_{ijk})$ — вероятность реализации вектора pix_{ijk} в k -м спектральном канале, $V1km$ — некоторая константа, зависящая от номера канала и свойств объекта с индексом m в канале k .

Если $(Vm(pix_{ijk}) > V1km)$ истинно, то для объекта с индексом m признак выполнения условия засчитывается, в противном случае — не засчитывается.

Этап 2.2

Алгоритм расчета аналогичен алгоритму этапа 2.1. Основное отличие заключается в том, что вместо pix_{ijk} и $Vm(pix_{ijk})$ для каждого канала используется $f(pix_{ij1}, \dots, pix_{ijr})$ — функция некоторых каналов, например NDVI. Для данного вида съемочной аппаратуры определяются правила (критерии, весовые коэффициенты каждого признака) голосования по набору признаков с учетом нечетких значений признаков. Признак засчитывается в случае выполнения условия $(Vm(f(pix_{ij1}, \dots, pix_{ijr})) > V2m)$, где $V2m$ — некоторая константа, зависящая от функции спектральных характеристик и свойств объекта с индексом m .

Для каждого пикселя изображения проводится процесс голосования путем подсчета количества засчитанных признаков. Пиксель считается принадлежащим искомому объекту, если количество признаков превышает минимальное заданное значение.

Результат проведения голосования представляет собой набор следующих величин:

- нечеткое значение функции голосования и величина вероятности события;
- код объекта и код цвета его легенды на карте.

При величине вероятности максимального значения функции голосования меньше определенного значения объект считается не определенным.

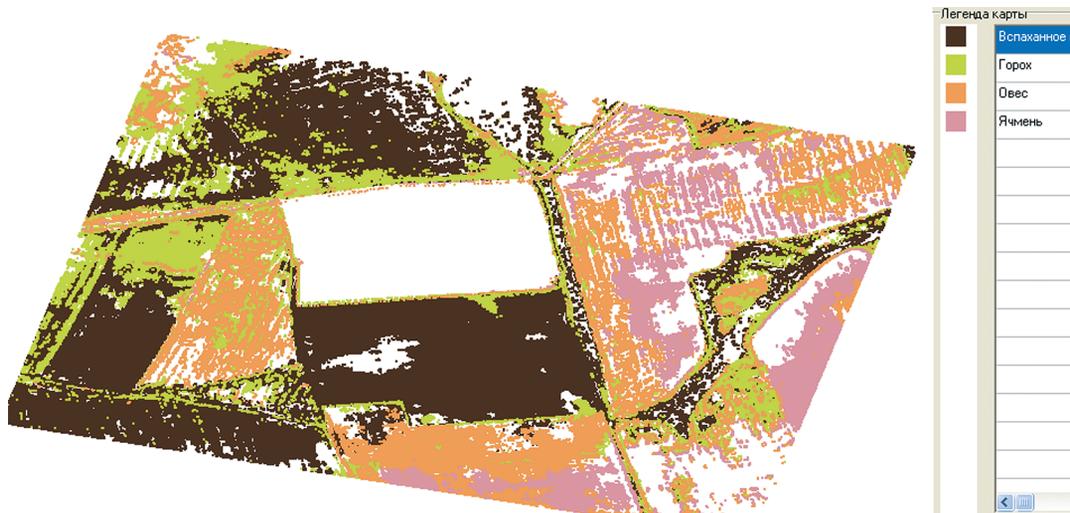


Рис. 4. Результаты тематической обработки информации о растительности участка территории Болховского района Орловской области

Результат обработки представляется в виде набора пикселей, которым присвоены условные цвета объектов.

На рис. 4 представлены результаты тематической обработки фрагмента космического снимка полей Орловской области (КА «Ресурс-П» № 2, прибор «Геотон-Л1»). На рисунке различными цветами отображены участки с произрастанием различной сельскохозяйственной растительности (горох, овес, ячмень), вспаханные поля. Белым цветом изображены участки с неидентифицированной растительностью (из-за недостаточности наземных наблюдений для формирования эталонных признаков дешифрации).

Заключение

1. Идентификация объектов по данным КА высокого разрешения вызывает необходимость разработки методов обработки информации об объектах со спектральными характеристиками, отличающимися от нормального закона.

Предложена методика тематической обработки данных космического наблюдения, включающая представление дешифровочных признаков нечеткими множествами с произвольным законом распределения спектральных характеристик и способ обработки таких данных — «голосование по набору признаков».

Методика позволяет повысить достоверность результатов тематического дешифрирования информации КА детального и высокого разрешения.

2. Методика реализована и апробирована в виде программного комплекса с использованием данных российской группировки КА дистанционного зондирования «Ресурс-П» и «Канопус-В». Методика может быть использована для проведения космического мониторинга сельскохозяйственной растительности, решения экологических задач, повышения достоверности обнаружения растительности, подлежащей контролю правоохранительных органов.

Список литературы

1. *Заде Л.* Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений. М.: Мир, 1976. 167 с.
2. *Круглов В. В., Дли М. И.* Интеллектуальные информационные системы: компьютерная поддержка систем нечеткой логики и нечеткого вывода. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2002. 256 с.
3. Прикладные нечеткие системы / Под ред. Т. Тэрано, К. Асаи, М. Сугэно. М.: Мир, 1993. 368 с.
4. *Стрыков А. И.* Особенности тематической обработки гиперспектральной информации с КА «Ресурс-П» в задачах мониторинга и распознавания объектов природной среды // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 2. С. 11–19.

Расчет тепловых режимов преобразующей аппаратуры с применением электронной базы библиотек ЭКБ космического применения

М. В. Щербаков, *shcherbakov_mv@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. Н. Голиков, *golikov_an@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Д. С. Лепешкин, *lepeshkin_ds@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

М. А. Фролов, *frolov.ma@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В статье раскрыта проблема необходимости создания отраслевой электронной базы библиотек электронной компонентной базы космического применения и приведено решение задачи совершенствования процесса разработки бортовой аппаратуры, в частности автоматизации расчета тепловых режимов за счет создания методики теплового расчета и электронной базы библиотек. Представлена разработанная на базе методики и алгоритма оболочка специализированной программы автоматизации расчета тепловых режимов, применение которой в совокупности с электронной базой библиотек электронной компонентной базы космического применения позволяет исключить погрешности и ошибки аналитического расчета, обеспечить безотказную работу преобразующей аппаратуры и систем на ее основе при воздействии рабочих температур и автоматизировать создание отчетной документации согласно требованиям единой системы конструкторской документации.

Ключевые слова: тепловой расчет, температура, методика, алгоритм, блок-схема, программное обеспечение, база данных, электронная компонентная база

Calculation of Thermal Modes of the Transformation Equipment using the Electronic Base of the Libraries of EEE Parts of Space Application

M. V. Shcherbakov, *shcherbakov_mv@spacecorp.ru*

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

A. N. Golikov, *golikov_an@spacecorp.ru*

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

D. S. Lepeshkin, *lepeshkin_ds@spacecorp.ru*

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

M. A. Frolov, *frolov.ma@spacecorp.ru*

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

Abstract. The article solves the problem of the necessity to create a branch electronic base of the libraries of electrical, electronic, and electromechanical (EEE) parts of space application. The paper also gives the solution of the problem of the improvement of the process of the onboard equipment development, in particular automation of calculation of the thermal modes due to creation of a technique of thermal calculation and electronic base of libraries. The shell of the specialized program of automation of calculation of the thermal modes developed on the basis of the technique and algorithm which application together with the electronic base of libraries of EEE parts of space application allows one to exclude errors and mistakes of analytical calculation, ensure no-failure operation of the transformation equipment and systems based on it at the influence of working temperatures and automatize creation of reporting documentation according to the requirements of uniform system of design documentation is presented.

Keywords: thermal calculation, temperature, technique, algorithm, flow chart, software, database, EEE parts

Современное приборостроительное предприятие — это неразрывное и равнозначное сочетание производственных и информационных технологий. Повышение конкурентоспособности предприятия напрямую связано с управлением одним из стратегических ресурсов — информацией о продукции. Развитие технологий создания радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) и электронной компонентной базы (ЭКБ) изделий ракетно-космической техники (РКТ) определяется уровнем информационных технологий.

Высокие требования заказчика к техническим характеристикам космических аппаратов, к сроку их активного существования в условиях воздействия факторов космического пространства входят в противоречие с проблемами, характерными для современной российской промышленности при производстве ЭКБ — технологической основы РЭА космического назначения. От качества и надежности ЭКБ зависит качество и надежность бортовой и наземной РЭА.

Учитывая критичность развития космической отрасли и ее импортнезависимости, государство должно сделать своей целевой задачей восстановление способности полностью самостоятельно производить космические системы.

Таким образом, одной из наиболее актуальных задач является совершенствование процесса создания конкурентоспособной отечественной РЭА и ЭКБ, соответствующей заданным параметрам качества и надежности изделий РКТ. Вновь разработанные и созданные, а также рекомендуемые к применению РЭА и ЭКБ должны быть каталогизированы, структурированы и сведены в отраслевую электронную базу библиотек (ЭББ) электронной компонентной базы (ЭКБ) космического применения (КП), обеспечивая доступ предприятиям ракетно-космической отрасли на всем жизненном цикле изделия, что позволит существенно усовершенствовать процесс разработки бортовой аппаратуры, обеспечивая процесс разработки и производства актуальными верифицированными данными ЭКБ.

При эксплуатации в обособленных климатических условиях преобразующей аппаратуры (ПА) космического применения важно обеспечить требуемый тепловой режим ЭКБ и безотказность работы ПА в целом. Температура среды, окружающей ПА,

может варьироваться от $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $60\text{ }^{\circ}\text{C}$, что может привести к отказу электроники, входящей в ее состав [1]. Существует множество различных методов анализа тепловых режимов, где оценка надежности электроники осуществляется по вероятности ее безотказной работы, которая рассчитывается исходя из ряда критериев. Наиболее важным критерием является стойкость ЭКБ, входящих в ПА, к воздействию температуры окружающей среды. Существующие аналитические методы расчета ПА с малым количеством ЭКБ дают достаточно точные результаты при рассмотрении теплового процесса как процесса теплопередачи, однако при расчете теплового режима сложных приборов или систем, содержащих большое количество ЭКБ, расчеты становятся громоздкими и трудоемкими, что увеличивает риск появления ошибок и погрешности в получаемых результатах.

Рассмотрим в качестве примера совершенствования процесса разработки бортовой аппаратуры с применением ЭББ ЭКБ КП автоматизацию теплового расчета датчика давления [2] с электронным преобразователем емкости в код, конструкционная схема которого представлена на рис. 1 [3]. Приемная полость датчика — штуцер 1 воспринимает давление, под действием которого прогибается мембрана 2, вследствие чего изменяется межэлектродный зазор между подвижной 4 и неподвижной 5 обкладками конденсатора, значение перемещения которых передается к защищенным гермопереходником 3 печатным платам 6.

Вероятность неразрушения электронного преобразователя (ЭП) рассматриваемого датчика давления за время непрерывной работы определяется на основе эксплуатационной интенсивности отказов ЭКБ в результате перегрева по формуле:

$$P_{\text{ЭП}}(t_{\text{пр}}) = e^{-t_{\text{пр}} \cdot u \cdot \sum_{i=1}^m A_i \cdot \lambda_{\text{бсг}}(\lambda_{\text{бсг}}) \cdot \prod_{i=1}^l M_i}, \quad (1)$$

где $t_{\text{пр}}$ — время непрерывной работы;

u — коэффициент качества производства аппаратуры;

A_i — число изделий i -го типа;

m — число типов изделий;

$\lambda_{\text{бсг}}$ — базовая интенсивность отказов группы;

$\lambda_{\text{г}}$ — исходная интенсивность отказов типа ЭКБ;

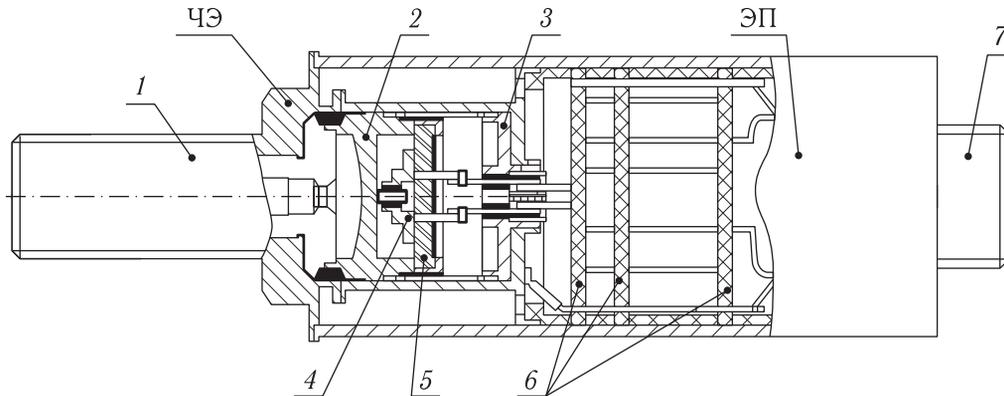


Рис. 1. Датчик давления с электронным преобразователем [3]. 1 — штуцер; 2 — мембрана; 3 — гермопереходник; 4 — подвижная обкладка конденсатора; 5 — неподвижная обкладка конденсатора; 6 — платы; 7 — вилка; ЧЭ — чувствительный элемент; ЭП — электронный преобразователь

M_i — коэффициент, учитывающий изменение эксплуатационной интенсивности отказов в зависимости от перегрева;

l — числа учитываемых факторов эксплуатационной интенсивности отказов ЭКБ в результате перегрева.

Основываясь на том, что коэффициенты, учитывающие изменение эксплуатационной интенсивности отказов в зависимости от перегрева (M_i), должны быть меньше допустимого значения нагрева ЭКБ, предложена пошаговая методика расчета тепловых режимов, состоящая из трех этапов и обеспечивающая требуемые параметры безотказной работы ПА.

1 этап. Определяются исходные данные, необходимые для проведения расчета, такие как геометрическая форма корпуса, включая его габаритные размеры, параметры окружающей среды: давление и температура, а также параметры каждого элемента ЭКБ: объем, площадь поверхности и номинальная рассеиваемая мощность. Для расчета тепловых режимов емкостного преобразователя был составлен перечень ЭКБ, входящих в состав ЭП, приведенный в табл. 1 [3], а также габаритные размеры внутренней полости ЭП и параметры окружающей среды, представленные в табл. 2 [3].

2 этап. Исходя из полученных данных параметров корпуса и параметров каждого ЭКБ для корпуса в зависимости от его геометрической формы рассчитываются его площадь (S_k) и объем корпуса (V_k). В нашем случае для ЭП цилиндри-

Таблица 1. Перечень ЭКБ ЭП

№	Наименование ЭКБ	Кол., <i>n</i> шт.	Тип ЭКБ
1	5101НВ015 АЕНВ.431320.152ТУ	1	Интегральные микросхемы
2	1867ВЦ5Т АЕЯР.431280.536ТУ	1	
3	1967ВЦ2Ф АЕНВ.431280.088ТУ	1	
4	5559ИН10АУ АЕЯР.431230.645ТУ	1	
5	1310НМ01 (разработка АО «ПКК Миландр»)	1	
6	Р1-16 АЛЯР.434110.002ТУ	19	Резисторы
7	К53-22 ОЖ0.464.158ТУ	4	Конденсаторы
8	К10-17в ОЖ0.460.107ТУ	7	

ческой формы площадь и объем определяются по формулам (2) и (3) соответственно:

$$S_k = 2(\pi r^2 + \pi r l), \quad (2)$$

$$V_k = \pi r^2 l. \quad (3)$$

Далее по формуле (4) определяется коэффициент заполнения корпуса ЭП (K_3), исходя из значений которого по формуле (5) находится площадь нагретой зоны (S_k) [4]:

$$K_3 = \frac{v_{эл}}{V_k}, \quad (4)$$

$$S_3 = 2(\pi r^2 + \pi r l \times K_3), \quad (5)$$

Таблица 2. Исходные данные для проведения расчета тепловых режимов ЭП

Наименование	Обозначение	Значение	Ед. изм.
Длина	l	100	мм
Радиус	r	12,5	мм
Давление снаружи корпуса	$H1$	101 800	Па
Давление внутри корпуса	$H2$	101 800	Па
Минимальная температура эксплуатации	T_{\min}	-40	°С
Максимальная температура эксплуатации	T_{\max}	60	°С
Объем ЭКБ	$v_{\text{эл}}$	0,000023471	м ³
Рассеиваемая мощность ЭКБ	P_3	1,57925	Вт

где l, r — длина и радиус внутренней полости ЭП соответственно.

По полученным значениям площади корпуса и площади нагретой зоны рассчитывается удельная мощность корпуса блока и нагретой зоны корпуса блока [4]:

$$q_k = \frac{P_3}{S_k}, \quad (6)$$

$$q_3 = \frac{P_3}{S_3}, \quad (7)$$

где P_3 — рассеиваемая мощность ЭКБ.

Подставив полученные расчетные значения удельной мощности корпуса блока и нагретой зоны корпуса блока по формулам (6) и (7) в формулы (8) и (9), получаем коэффициенты удельной мощности корпуса блока до и после нагрева соответственно [4]:

$$\vartheta_1 = 0,1472 \cdot q_k - 0,2962 \cdot 10^{-3} \cdot q_k^2 + 0,3127 \cdot 10^{-6} \cdot q_k^3, \quad (8)$$

$$\vartheta_2 = 0,139 \cdot q_3 - 0,1223 \cdot 10^{-3} \cdot q_3^2 + 0,3127 \cdot 10^{-6} \cdot q_3^3. \quad (9)$$

Для учета влияния на ЭКБ давления снаружи корпуса ($H1$) и внутри корпуса ($H2$) определяются коэффициенты влияния давления среды сна-

ружи (K_{H1}) и внутри (K_{H2}) корпуса блока по формулам (10) и (11) соответственно [4]:

$$K_{H1} = 0,82 + \frac{1}{0,925 + 4,6 \cdot 10^{-5} \cdot H_1}, \quad (10)$$

$$K_{H2} = 0,82 + \frac{1}{0,925 + 4,6 \cdot 10^{-5} \cdot H_2}. \quad (11)$$

Далее, исходя из полученных коэффициентов по формулам (8)–(12), рассчитываются перегрев корпуса блока (ϑ_k) по формуле (12), перегрев нагретой зоны корпуса блока (ϑ_3) по формуле (13) и средний перегрев воздуха в блоке (ϑ_B) по формуле (14) [4]:

$$\vartheta_k = \vartheta_1 \cdot K_{H1}, \quad (12)$$

$$\vartheta_3 = \vartheta_k - (\vartheta_2 - \vartheta_1) \cdot K_{H2}, \quad (13)$$

$$\vartheta_B = \frac{(\vartheta_k - \vartheta_3)}{2}. \quad (14)$$

Для каждого элемента определяется перегрев поверхности в зависимости от перегрева нагретой зоны корпуса ($\vartheta_{\text{эл}}$) по формуле (15) и перегрев поверхности ($\vartheta_{\text{эс}}$) в зависимости от среднего перегрева воздуха в блоке (16) [4]:

$$\vartheta_{\text{эл}} = \vartheta_3 \left(a + b \frac{q_{\text{эл}}}{q_3} \right), \quad (15)$$

$$\vartheta_{\text{эс}} = \vartheta_B \left(a + b \frac{q_{\text{эл}}}{q_3} \right), \quad (16)$$

где коэффициенты $a = 0,75$ и $b = 0,25$ найдены методом наименьших квадратов с использованием экспериментальных данных по тепловым режимам реальных радиоэлектронных аппаратов.

3 этап. Принимая во внимание, что корпус датчика непосредственно контактирует с окружающей средой, определяем суммарную температуру каждой зоны и элемента по формуле (17) [3]:

$$T = T_{\text{ос}} + \vartheta_{\text{эл}}, \quad (17)$$

где $T_{\text{ос}}$ — температура окружающей среды.

Результаты расчета температуры перегрева датчика давления с ЭП по приведенной методике сведены в табл. 3 и не превышают предельных значений температуры эксплуатации (T_{\min}, T_{\max}) ЭП, что позволяет сделать вывод о достаточной надежности ЭКБ датчика при воздействии температуры окружающей среды.

Таблица 3. Результаты расчета теплового режима емкостного датчика давления

Элемент	Параметр	Максимальные значения, °С
Корпус	Перегрев корпуса блока (ϑ_k)	18,6
	Перегрев нагретой зоны корпуса блока (ϑ_3)	35,22
	Средний перегрев воздуха в блоке ($\vartheta_в$)	26,91
5101НВ015	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эл}$)	26,5
	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эс}$)	20,25
1867ВЦ5Т	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эл}$)	31,6
	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эс}$)	24,14
1967ВЦ2Ф	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эл}$)	26,61
	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эс}$)	20,33
5559ИН10АУ	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эл}$)	25,62
	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эс}$)	20,21
К10-17В	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эл}$)	27,38
	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эс}$)	20,92
К53-22	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эл}$)	27,01
	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эс}$)	20,64
Р1-16	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эл}$)	47,68
	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эс}$)	36,43
1310НМ01	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эл}$)	26,6
	Перегрев поверхности ($\vartheta_{эс}$)	20,33

Для обеспечения автоматизации процесса проектирования [5], в частности расчета теплового режима, на основе предложенной методики был разработан алгоритм проведения автоматизированного расчета тепловых режимов, блок-схема которого представлена на рис. 2.

Представленный алгоритм автоматизированного расчета тепловых режимов был реализован в программе для ЭВМ на языке С# [6]. Программа для ЭВМ осуществляет загрузку всех необходимых параметров для расчета из электронной базы библиотек ЭКБ КП, что позволяет в автоматизированном режиме производить расчет теп-

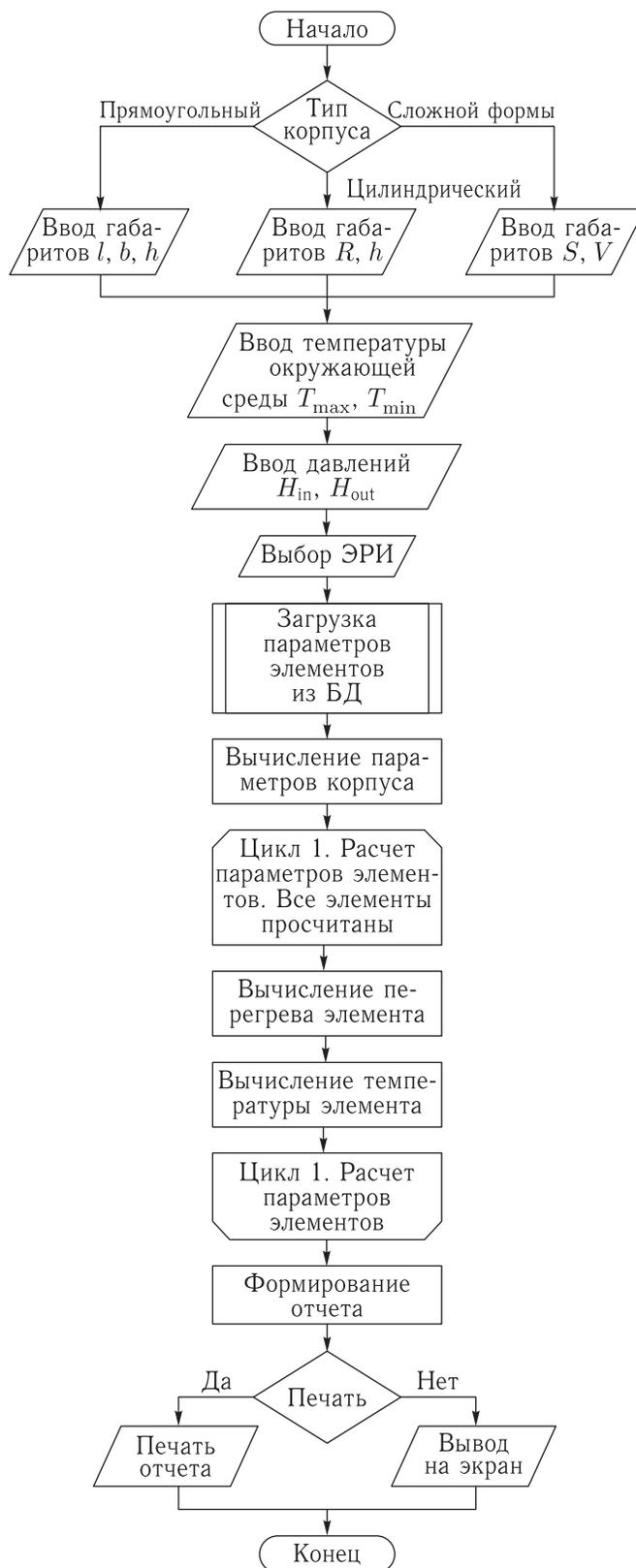


Рис. 2. Блок-схема алгоритма проведения автоматизированного теплового расчета [6]

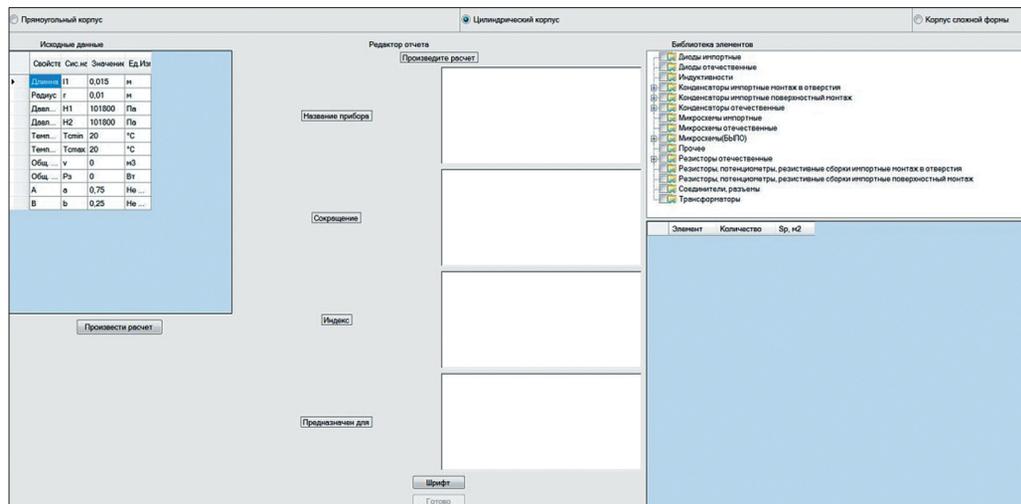


Рис. 3. Оболочка программы автоматизированного расчета теплового режима

лового режима блоков ЭКБ любой сложности в зависимости от характеристик ПА и условий эксплуатации (воздействующие температуры и давления), а также на основе полученных результатов в автоматическом режиме оценивать работоспособность используемых ЭКБ в заданных условиях эксплуатации и осуществлять вывод на бумажный носитель результатов с формированием конструкторского документа, отвечающего требованиям ЕСКД. Оболочка программы для ЭВМ представлена на рис. 3.

Заключение

Разработанные методика с алгоритмом расчета тепловых режимов ПА, созданные программа автоматизированного расчета тепловых режимов и ЭББ ЭКБ КП позволили автоматизировать [7] процесс проектирования ПА, исключить погрешности и ошибки аналитического расчета, сократить сроки разработки, снизить трудоемкость вычислений при проектировании и разработке ПА, а также обеспечить требуемую надежность ПА КП на ранних стадиях проектирования и реализовать автоматическое создание отчетной документации согласно требованиям ЕСКД. Результаты расчета теплового режима ЭП подтверждены результатами испытаний и эксплуатацией в составе изделия. Это свидетельствует о том, что использование ЭББ ЭКБ КП позволяет усовершенствовать процесс разработки бортовой аппаратуры космического применения.

Список литературы

1. Мусаев Р. Ш., Фролов М. А., Баранов А. С. Повышение прочностных и эксплуатационных характеристик системы телеметрии посредством проведения имитационного моделирования механического удара // Измерение. Мониторинг. Управление. Контроль, 2014, № 1(7). С. 88–92.
2. Фролов М. А. Математическая модель емкостного датчика абсолютного давления / Надежность и качество. 2014: Труды Междунар. симп. 2014, т. 1. С. 213–216.
3. Бухгольц В. П., Тисевич Э. Г. Емкостные преобразователи в системах автоматического контроля и управления. М: Энергия, 1972. 82 с.
4. Роткоп Л. Л., Спокойный Ю. Е. Обеспечение тепловых режимов при конструировании радиоэлектронной аппаратуры. М: Сов. радио, 1976. 232 с.
5. Федосов Е. А, Фролов К. В., Попов Е. П. Автоматическое управление. Теория. М: Машиностроение, т. 1–4, 2000. 688 с.
6. Фролов М. А., Мусаев Р. Ш., Рыбаков И. М., Суханов А. С. Программа расчета теплового режима радиоэлектронной аппаратуры / Свидетельство № 2015617478. Заявка 2015614319 от 25.05.2015; опубл. 13.07.2015.
7. Воронов А. А. Основы теории автоматического управления: Автоматическое регулирование непрерывных линейных систем. 2-е изд. М: Энергия, 1980. 312 с.

Список статей, опубликованных в журнале «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы» в 2018 г.

Том 5, Вып. 1, 2018

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

- Определение относительного положения объектов по первым разностям фазовых измерений одной эпохи
Жодзишский А. И., Нестеров О. В., Букин А. С. с. 3
- Перспективные квантово-оптические технологии для задач спутниковой навигации
Колачевский Н. Н., Хабарова К. Ю., Заливако И. В., Семериков И. А., Борисенко А. С., Шерстов И. В., Багаев С. Н., Луговой А. А., Прудников О. Н., Тайченачев А. В., Чепуров С. В. с. 13
- Методика определения аппаратных невязок ГНСС-измерений псевдодалности по фазе несущей бортовой навигационной системы низкоорбитальных КА
Фурсов А. П., Фурсов А. А., Вдовин В. С., Зайчиков А. В., Поляева З. А. с. 28

Аэрокосмические методы зондирования Земли

- Обработка изображений на борту КА ДЗЗ методом инверсной фильтрации
Квитка В. Е., Блинов В. Д. с. 39
- Замечания АО «РКЦ «Прогресс» к статье «О предельном инструментальном разрешении космического аппарата «Ресурс-П» (№№ 1, 2, 3)» автора К. Н. Свиридова (журнал «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы», 2017 г., том 4, выпуск 2, с. 20–28) с. 48

Радиотехника и космическая связь

- Особенности расчета и проектирования высокоскоростных радиолиний космических аппаратов ДЗЗ
Еришов А. Н., Березкин В. В., Петров С. В., Петров А. В., Почивалин Д. А. с. 52
- Исследование частотных характеристик облучателя четырехдиапазонной антенны на основе гофрированного рупора
Габриэлян Д. Д., Демченко В. И., Коровкин А. Е., Раздоркин Д. Я., Шипулин А. В., Полтавец Ю. И. с. 58
- Методика расчета энергетического запаса радиолинии «космический аппарат–станция»
Ерохин Г. А., Мандель В. И., Нестёркин Ю. А., Струков А. П. с. 65
- Расчет коэффициента усиления антенн через трехмерное представление диаграмм направленности и оценка их взаимного влияния
Толкачев В. И., Пикалов О. Г., Паньчев С. В., Новиков И. Г. с. 75

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

- Теорема Котельникова–Шеннона и практическое использование целых функций для представления сигнала на приемной стороне
Троценков А. И. с. 81
- Модернизация алгоритмов получения обобщенных данных при комплексировании методов разнесенного приема и декодирования данных
Воронцов В. Л. с. 86

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

- Подход к обнаружению внутренних дефектов КМОП-микросхем
Булаев И. Ю. с. 93

Том 5, Вып. 2, 2018

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

- Оценка среднеквадратических погрешностей измерений радионавигационных параметров
Молоканов А. В., Вовасов В. Е. с. 3
- Вариант технической реализации устройства нелинейного уплотнения частотных и кодовых навигационных сигналов ГЛОНАСС
Бирюков А. А. с. 11

Аэрокосмические методы зондирования Земли

- Анализ изменчивости поверхностных потоков тепла и импульса и влагосодержания атмосферы в Северной Атлантике по данным спутниковых микроволновых измерений
Гранков А. Г., Мильшин А. А., Шелобанова Н. К., Язерян Г. Г. с. 20
- Метрологические и методические аспекты спектрально-энергетических калибровок оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ
Трофимов Д. О., Гектин Ю. М., Зорин С. М., Зайцев А. А. с. 26

Радиотехника и космическая связь

- Компактный СВЧ делитель мощности с развязкой между входами
Альбин В. Г., Зарапин С. А., Якутин С. А., Авраменко С. В. с. 34
- Принцип формирования показателя избыточности информационного потока от аналоговых датчиков медленно меняющихся параметров и алгоритм его реализации
Орешко В. В., Благодырев В. А. с. 40

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

- Методология создания инновационного научно-технического задела в ракетно-космической отрасли
Клюшников В. Ю., Романов А. А., Тюлин А. Е. с. 53
- Концепция построения экспертно-диагностического комплекса для анализа информационных систем
Бетанов В. В., Ларин В. К. с. 65
- Перспективная методика управления полетом космических аппаратов одной орбитальной группировки с применением межспутниковых радиолиний
Пантелеймонов И. Н. с. 73
- Управление реконфигурацией НАКУ КА на базе нейросетевых технологий и элементов искусственного интеллекта
Шевцов Д. А. с. 84

Твердотельная электроника, радиоэлектронные компоненты, микро- и нанoeлектроника, приборы на квантовых эффектах
Видеотелеметрический контроль промышленных изделий
Климов Д. И. c. 89

Том 5, Вып. 3, 2018

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Российская навигационно-информационная спутниковая система
Дворкин В. В., Бакитко Р. В., Куршин В. В., Поваляев А. А. c. 3

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения
Бакланов А. И. c. 17

Технологические и программные модели формирования базовых продуктов ДЗЗ
Марков А. Н., Васильев А. И., Степанова Д. В., Евлашкин М. А., Крылов А. В., Салимонов Б. Б. c. 29

Радиотехника и космическая связь

Возможности применения интерливинга в адаптивном канале передачи данных измерений
Косарев Д. И., Мамедов Т. Т., Благодарев В. А. c. 39

Схемотехническое решение парирования тиристорного эффекта в бортовых изделиях космических аппаратов
Петух Н. Н. c. 45

Антенные структуры с подавлением многолучевости
Курдюмов О. А., Лопатко О. Е., Сагач В. Е. c. 52

Диссипативные потери в микрополосковых линиях и микрополосковых антеннах
Анпилогов В. Р., Зимин И. В., Чекушкин Ю. Н. c. 60

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

Планирование контроля надежности бортового оборудования космических аппаратов с использованием усеченных рисков
Мироничев В. А., Рудаков В. Б. c. 70

Выбор состава бортовых средств для обеспечения заданной живучести наноспутника
Егоров А. М., Белоконов И. В. c. 78

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

Деградационные процессы устройств микросистемной техники
Харламов М. С., Дидык П. И., Жуков А. А., Безмен В. П. c. 87

Исторические очерки

Стартовая программа исследования Луны Е1
Федоренко Г. М. c. 97

Том 5, Вып. 4, 2018

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Анализ основных тенденций развития спутниковых альтиметров: «подрывные» или эволюционные технологии?
Романов А. А. c. 3

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения (часть II)
Бакланов А. И. c. 14

Оценка эффективности системы дистанционного зондирования Земли на базе малогабаритных космических аппаратов
Стрельников С. В., Поливанов В. А. c. 28

Первые результаты работы ИК-радиометра МСУ-ИК-СРМ в составе КА «Канопус-В-ИК»
Акимов Н. П., Бадаев К. В., Гектин Ю. М., Зайцев А. А., Фролов А. Г. c. 34

Радиотехника и космическая связь

Оценка допустимого интервала времени обновления задержек распространения сигнала между антеннами цифровых антенных полей
Ватутин С. И. c. 46

Экспериментальная отработка комплексов высокоскоростной передачи информации для КА ДЗЗ
Еришов А. Н., Березкин В. В., Петров С. В., Петров А. В., Почивалин Д. А., Смирнов Д. А., Ковалев С. В. c. 56

Предварительный анализ возможности построения терагерцевой линии связи между космическими аппаратами
Ермолаев Д. М., Таланов А. А., Романюк В. А. c. 65

Антенна приемопередающего модуля активной фазированной решетки Ка-диапазона частот
Моисеев М. В., Авдонин В. Ю., Нелин А. А. c. 73

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

Анализ результатов, полученных за три года работы аппаратуры мониторинга судов БРК АИС, размещенной на КА «Ресурс-П» №2
Кузнецов А. М., Трусков С. В., Барабошкин О. И., Бобровский С. А., Романов А. А., Романов А. А. c. 80

Особенности применения нечетких множеств в задачах идентификации растительности по данным дистанционного зондирования
Стрыков А. И., Морозов Н. П. c. 88

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

Расчет тепловых режимов преобразующей аппаратуры с применением электронной базы библиотек ЭКБ космического применения
Щербаков М. В., Голиков А. Н., Лепешкин Д. С., Фролов М. А. c. 94

Scientific and technical journal

ROCKET-SPACE DEVICE ENGINEERING AND INFORMATION SYSTEMS

Volume 5. No. 4. 2018

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:

Ezhov S.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., 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

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

Bugaev A.S., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Academician, Russian Academy of Sciences, Kotelnikov Institute of Radio Engineering and Electronics of RAS, Moscow, Russian Federation

Zhantayev 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

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

Rainer Sandau, Dr. Sci. (Eng.), Adjunct Professor, International Academy of Astronautics, Berlin, Germany

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

Chebotaev 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/issn2409-0239.2018.5.4

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

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

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

Vasilkov A.P., Ph. Doctor in Physics and Mathematics, Science Systems and Applications Inc., Lanham, 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

Zhodzhishky 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

Mikhailov V.Yu., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation

Moroz A.P., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Scientific and Production Association of Measurement Equipment", Moscow, Russian Federation

Novikov D.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, 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

Povalyayev A.A., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Rimskaya O.N., Cand. Sci. (Econ.), Assoc. Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Sviridov K.N., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Selivanov A.S., Dr. Sci. (Eng.), 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

Tokarev A.S. (Tech. Sec.), 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

Yazeryan G.G., Cand. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Joint Stock Company "Russian Space Systems",
ul. Aviamotornaya 53, Moscow, 111250 Russia
Tel. +7 (495) 673-96-29, www.russianspacesystems.ru
e-mail: journal@spacecorp.ru

© Joint Stock Company "Russian Space Systems"
© FIZMATLIT



Moscow
FIZMATLIT®
2018

ISSN 2409-0239

DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.4

