РКС

РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Научно-технический журнал

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 4. Выпуск 4. 2017

Научно-технический журнал

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ
И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
Том 4. Выпуск 4. 2017**

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

Редакционный совет

Председатель:
Тюлин А.Е., генеральный директор АО «Российские космические системы», член-корр. Российской академии ракетных и артиллерийских наук, к.т.н., Москва, Россия
Заместители председателя:
Ежов С.А., д.т.н., проф., Москва, Россия
Романов А.А., член-корр. Международной академии астронавтики, д.т.н., проф., Москва, Россия
Нестеров Е.А., Москва, Россия

Члены Редакционного совета:

Артемьев В.Ю., Москва, Россия
Батурин Ю.М., член-корр. РАН, д.ю.н., проф., Москва, Россия
Блинов А.В., член-корр. Российской инженерной академии, Москва, Россия
Бугаев А.С., академик РАН, д.ф.-м.н., проф., Москва, Россия
Жантаев Ж.Ш., академик Казахской национальной академии естественных наук, д.ф.-м.н., Алма-Ата, Казахстан
Жмур В.В., д.ф-м.н., проф., Москва, Россия
Колачевский Н.Н., член-корр. РАН, д.ф.-м.н., проф., Москва, Россия
Кулешов А.П., академик РАН, д.т.н., проф., Москва, Россия
Носенко Ю.И., д.т.н., проф., Москва, Россия
Перминов А.Н., академик Международной академии астронавтики, Российской инженерной академии, Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, д.т.н., проф., Москва, Россия
Петрукович А.А., член-корр. РАН, д.ф.-м.н., проф., Москва, Россия
Райнер Сандау, академик Международной академии астронавтики, д.т.н., адъюнкт-проф., Берлин, Германия
Ступак Г.Г., д.т.н., проф., Москва, Россия
Чеботарев А.С., д.т.н., проф., Москва, Россия
Чернявский Г.М., член-корр. РАН, д.т.н., проф., Москва, Россия
Четыркин А.Н., Москва, Россия

Редакционная коллегия

Главный редактор:
Романов А.А., заместитель генерального директора по науке АО «Российские космические системы», член-корр. Международной академии астронавтики, д.т.н., проф., Москва, Россия
Заместитель главного редактора:
Федотов С.А., ученый секретарь АО «Российские космические системы», к.т.н., с.н.с., Москва, Россия

Члены Редакционной коллегии:

Алексеев О.А., д.т.н., проф., Москва, Россия
Алыбин В.Г., д.т.н., Москва, Россия
Ахмедов Д.Ш., член-корр. Национальной инженерной академии Республики Казахстан, д.т.н., Алма-Ата, Казахстан
Бетанов В.В., член-корр. Российской академии ракетных и артиллерийских наук, д.т.н., проф., Москва, Россия
Васильков А.П., к.ф.м.н., Ленхем, Мэриленд, США
Ватутин В.М., д.т.н., проф., Москва, Россия
Данилин Н.С., академик Международной и Российской инженерных академий, Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, д.т.н., проф., Москва, Россия
Жодзишский А.И., академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, д.т.н., Москва, Россия
Жуков А.А., д.т.н., Москва, Россия
Мороз А.П., д.т.н., Москва, Россия
Победоносцев В.А., д.т.н., Москва, Россия
Поваляев А.А., д.т.н., Москва, Россия
Римская О.Н., к.э.н., доцент, Москва, Россия
Романов А.А., д.т.н., Москва, Россия
Свиридов К.Н., д.т.н., проф., Москва, Россия
Селиванов А.С., д.т.н., проф., Москва, Россия
Стрельников С.В., д.т.н., Краснознаменск, Россия
Сычев А.П., к.т.н., Москва, Россия
Токарев А.С. (техн. секретарь), Москва, Россия
Тузиков А.В., член-корр. Национальной академии наук Беларуси, д.ф.-м.н., проф., Минск, Беларусь
Язерян Г.Г., к.т.н. (отв. секретарь), 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 10/17238/issn2409-0239.2017.4
Подписной индекс 94086
в Объединенном каталоге «Пресса России».

АО «Российские космические системы»
111250, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, д. 53
Тел. (495) 673-96-29
www.russianspacesystems.ru
e-mail: journal@spacecorp.ru

© АО «Российские космические системы»
© ФИЗМАТЛИТ

Москва
ФИЗМАТЛИТ
2017

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2017, т. 4, вып. 4

Содержание

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Сравнительный анализ глобальных дополнений системы ГЛОНАСС
Ватутин С. И., Бирюков А. А., Курков И. К. 3

Устранение смещений взвешенных разностей псевдодальностей, полученных двухчастотным приемником СРНС GPS + ГЛОНАСС
Вовасов В. Е., Чунин Д. Н. 15

Результаты моделирования глобальной зоны покрытия среднеорбитального сегмента системы КОСПАС–САРСАТ
Антонов Д. В., Романов А. А. 24

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Получение оптических изображений низкоорбитальных космических объектов при спутниковом мониторинге на скрещивающихся курсах
Лагуткин В. Н., Лукьянов А. П. 35

Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов
Потюпкин А. Ю., Данилин Н. С., Селиванов А. С. 45

Радиотехника и космическая связь

Использование режима межспутниковой ретрансляции в гидрометеорологической космической системе нового поколения на основе КА «Метеор-МП»
Дорофеев Ю. Б., Матвеев С. В., Рубан Л. Н., Тулисов Д. А. 57

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

Шестой технологический уклад в космическом приборостроении
Романов А. А., Тюлин А. Е. 64

Метод аналитического расчета вероятности символьной и битовой ошибок сигнала с амплитудно-фазовой манипуляцией в нелинейном канале
Струков А. П. 83

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

Импортозамещение или импортонезависимость. Поиск альтернатив при создании радиоэлектронной аппаратуры
Егоров К. В., Тяжкун С. П., Ходжаев В. Д 89

К 60-летнему юбилею запуска первого искусственного спутника Земли

Первые искусственные спутники Земли — советские космические аппараты ИСЗ-1, ИСЗ-2
Селиванов А. С., Старцев В. К. 94

ROCKET-SPACE DEVICE ENGINEERING AND INFORMATION SYSTEMS
2017, Vol. 4, Iss. 4

Contents

Space Navigation Systems and Devices. Radiolocation and Radio Navigation

Comparative Analysis of Global Augmentations to the GLONASS System
Vatutin S. I., Biriukov A. A., Kurkov I. K. 3

Elimination of Weighted Differences Bias in Pseudoranges Obtained by a Dual-Frequency SRNS Receiver GPS + GLONASS
Vovasov V. E., Chunin D. N. 15

Simulation Results of the Global Coverage Area of the Medium Earth Orbit Segment of the COSPAS–SARSAT System
Antonov D. V., Romanov A. A. 24

Aerospace Methods for Earth Remote Sensing

Obtaining Optical Images of LEO Space Objects during Satellite Monitoring on the Crossing Courses
Lagutkin V. N., Luk'yanov A. P. 35

Small Satellites Clusters — a New Type of Space Objects
Potyupkin A. Yu., Danilin N. S., Selivanov A. S. 45

Radio Engineering and Space Communication

The Use of Inter-Satellite Retransmission in the New-Generation Hydrometeorological Space System Based on the "Meteor-MP" Spacecraft
Dorofeev Yu. B., Matveev S. V., Ruban L. N., Tulisov D. A. 57

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

Sixth Technological Way in Space Device Engineering
Romanov A. A., Tyulin A. E. 64

A Method of Analytical Calculation of SER and BER for APSK Modulation in the Nonlinear Channel with AWGN
Strukov A. P. 83

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

Import Substitution or Import Independence. Searching for the Alternatives when Creating Radio Electronic Equipment
Egorov K. V., Tyazhkun S. P., Khodzhaev V. D. 89

To the 60th anniversary of the launch of the first artificial satellite of the Earth

The First Artificial Satellites of the Earth — Soviet Spacecraft Sputnik 1, Sputnik 2
Selivanov A. S., Startsev V. K. 94

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2017, том 4, выпуск 4, с. 3–14

КОСМИЧЕСКИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ. РАДИОЛОКАЦИЯ И РАДИОНАВИГАЦИЯ

УДК 629.783 DOI 10.17238/issn2409-0239.2017.4.3

Сравнительный анализ глобальных дополнений системы ГЛОНАСС

С. И. Ватутин, *к. т. н., otd0943_vsi@mail.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
А. А. Бирюков, *hg10user@yandex.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
И. К. Курков, *ab5126@g2.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассмотрены два возможных направления наращивания системы ГЛОНАСС с целью улучшения точностных характеристик в глобальном масштабе, а именно создание второй орбитальной группировки системы ГЛОНАСС из дополнительных 24-х навигационных космических аппаратов (НКА) в трех промежуточных плоскостях и создание высокоорбитального дополнения системы ГЛОНАСС из 18 НКА с шестью трассами на круговых геосинхронных наклонных орбитах по три НКА на каждой трассе. Показано, что в широком диапазоне углов затенения двойной ГЛОНАСС имеет явные преимущества перед системой ГЛОНАСС с высокоорбитальным дополнением по критерию максимальной доли времени обеспечения гарантированной точности местоопределения, когда пространственный геометрический фактор меньше шести.

На основе имеющихся опытных данных о стоимости запусков КА на высокие орбиты с использованием разгонных блоков показано, что удвоение группировки ГЛОНАСС дешевле, чем создание глобального высокоорбитального дополнения. Двойной ГЛОНАСС имеет втрое меньший разброс по точности местоопределения на разных долготах при одной широте точки наблюдения, чем ГЛОНАСС с высокоорбитальным дополнением.

Предложен способ наращивания группировки НКА ГЛОНАСС путем использования дополнительных дальномерных М-последовательностей, имеющих низкую взаимную корреляцию с используемым в настоящее время дальномерным кодом.

Ключевые слова: навигационный космический аппарат, геометрический фактор, орбитальная группировка, местоопределение, угол затенения, М-последовательность

Comparative Analysis of Global Augmentations to the GLONASS System

S. I. Vatutin, *Cand. Sci. (Engineering), otd0943_vsi@mail.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
A. A. Biryukov, *hg10user@yandex.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
I. K. Kurkov, *ab5126@g2.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. This article considers two possible directions of the GLONASS system expansion to improve the accuracy on a global scale, namely, the creation of a second GLONASS orbital constellation comprising 24 additional navigation satellites in three intermediate planes and the creation of a high-orbit augmentation to the GLONASS system comprising 18 navigation satellites with six subsatellite traces on circular geosynchronous inclined orbits with three satellites on each track. It is shown that in a wide range of shading angles the dual GLONASS has a clear advantage over the GLONASS system with a high-orbit augmentation by the maximum time fraction criterion for the provision of the guaranteed positioning precision when the position dilution of precision is less than 6.

Based on the available experimental data on the costs of high-orbit spacecraft launch using upper-stage rockets, it is shown that doubling the GLONASS grouping has lower costs than creating a global high-orbital satellite augmentation. The dual GLONASS has a three times lower dispersion in positioning accuracy at different longitudes with the same latitude of the observation point than the GLONASS with a high-orbital augmentation.

The paper proposes a method for augmentation of the GLONASS orbital constellation by using additional distance-measurement maximum length sequences having a low cross-correlation with the current distance-measurement code.

Keywords: navigation spacecraft, geometric factor, orbital constellation, positioning, shading angle, maximum length sequence

Основным направлением повышения точности местоопределения в нормальных условиях и доступности в сложных условиях наблюдения навигационных космических аппаратов (НКА) является наращивание орбитальной группировки (ОГ). В [1] рассмотрены шесть возможных вариантов модификации системы ГЛОНАСС, причем только два из них не затрагивают структуру существующей системы ГЛОНАСС при наращивании ОГ за счет введения по два и по четыре НКА на трех дополнительных плоскостях. Проведенный в [1] анализ результатов моделирования рассмотренных вариантов модификации системы ГЛОНАСС показал, что наилучшие характеристики доступности НКА имеет вариант из тридцати шести спутников, получающийся путем добавления в каждую из существующих плоскостей четырех спутников с изменением фазового сдвига между точками расположения спутников по аргументу широты с 45 до 30°. Возникающие при этом изменения структуры ОГ существующей системы вызывают большие сомнения, поскольку система ГЛОНАСС является классической большой системой, на которую давит груз миллионов существующих пользователей. Поэтому попытаемся рассмотреть альтернативные варианты повышения точности системы ГЛОНАСС путем наращивания группировки ее НКА, исходя из того принципа, что наращивание численности НКА в системе не должно затрагивать сложившуюся конфигурацию системы ГЛОНАСС из 24 НКА.

В настоящей работе рассмотрены два возможных направления наращивания системы ГЛОНАСС с целью улучшения точностных характеристик в глобальном масштабе, а именно: создание второй орбитальной группировки системы ГЛОНАСС из дополнительных 24 навигационных космических аппаратов (НКА) в трех промежуточных плоскостях и создание высокоорбитального дополнения системы ГЛОНАСС из 18 НКА с шестью трассами на круговых геосинхронных наклонных орбитах (КГСНО) по три НКА на каждой трассе.

Вспомним, что первоначально каждому из 24 НКА ГЛОНАСС приписывалась своя литерная несущая частота, отстоящая от соседних несущих частот примерно на 0,5 МГц, причем на каждой из 24 несущих частот излучалась в качестве дальномерного кода одна и та же М-последовательность длиной 511 двоичных единиц с хорошими автокорреляционными свойствами. Однако с развитием международного сотрудничества количество литерных несущих частот пришлось сократить до двенадцати, при этом противоположные НКА в одной плоскости (антиподы) стали работать на одной и той же частоте. Наличие в системе антиподов на одной частоте на работу наземных потребителей никак не повлияло, однако возникли проблемы интерференции сигналов НКА-антиподов для КА-потребителей с высотами орбит свыше 209 км, практически с опорной орбиты и выше вплоть до предельной для потребителя системы ГЛОНАСС высоты в 2000 км. Эта проблема была успешно решена за счет хороших автокорреляционных свойств дальномерной М-последовательности. Однако в силу дефицита частотного ресурса остался открытым вопрос: где взять дополнительные несущие частоты для наращивания численности НКА в системе ГЛОНАСС?

Поиски ответа на этот вопрос привели к кардинальному решению: отказаться от многочастотного принципа построения системы ГЛОНАСС с одним дальномерным кодом для всех НКА и перейти к одночастотному принципу построения системы, как в системе GPS, с индивидуальным дальномерным кодом для каждого НКА. При этом весьма распространенным является мнение, что произойдет переход от частотного разделения каналов разных НКА в классической системе ГЛОНАСС к кодовому разделению каналов разных НКА на одной несущей частоте за счет хороших взаимокорреляционных свойств сигналов, как в системе GPS. Однако, строго говоря, в системе ГЛОНАСС нет частотного разделения каналов. Ведь при разнесении несущих частот примерно на 0,5 МГц полоса частот сигнала стандартной точности (СТ) составляет порядка 1 МГц, а сигнала высокой точности — порядка 5 МГц. Понятно, что ни о каком классическом частотном разделении каналов на полосовых фильтрах при структуре сигналов системы ГЛОНАСС не может идти речи. Разделение каналов в системе ГЛОНАСС происходит исключительно за счет корреляционного приема дальномерных сигналов. В сущности, осуществляется прием в целом шумоподобного сигнала длиной в одну миллисекунду. Получается, что ширина

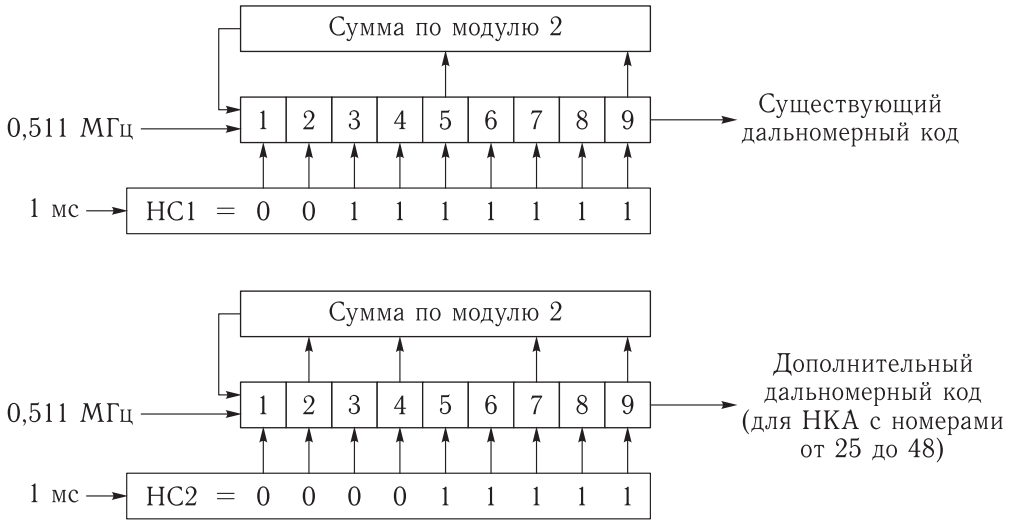


Рис. 1. Схемы формирования существующего и дополнительного дальномерного кодов сигнала стандартной точности ГЛОНАСС

спектра такого сигнала на выходе корреляционного приемника составляет всего порядка двух килогерц. Даже при наличии доплеровского сдвига на 10–15 кГц разнесение несущих частот на 0,5 МГц делает сигналы разных НКА совершенно ортогональными, за исключением НКА-антиподов, когда разделение каналов двух НКА обеспечивается хорошими автокорреляционными свойствами дальномерной М-последовательности системы ГЛОНАСС в условиях противоположного доплеровского сдвига несущих частот. Эти свойства сигналов системы ГЛОНАСС имеют явные преимущества перед совокупностью сигналов системы GPS, в которой уровень межканальных помех возрастает пропорционально количеству одновременно видимых НКА.

Подобные рассуждения неизбежно приводят к вопросу: «А почему бы не найти по крайней мере еще одну М-последовательность длиной 511 с такими же хорошими автокорреляционными свойствами, как у М-последовательности существующей многочастотной системы ГЛОНАСС, и с хорошими взаимокорреляционными свойствами этих М-последовательностей для их кодового разделения?» В результате поиска ответа на этот вопрос М-последовательность с нужными свойствами была найдена. Схемы формирования существующей и второй М-последовательности приведены на рис. 1.

Существующий дальномерный код сигнала СТ ГЛОНАСС представляет собой М-последовательность длины 511 и периода 1 мс, формируемую 9-разрядным регистром сдвига с отводной последовательностью $\{5, 9\}$. Сдвиг в регистре выполняется от ячейки с меньшим номером к ячейке с большим номером. С периодичностью 1 раз в 1 мс в регистр устанавливается начальное состояние НС1 = 001111111. М-последовательность снимается с последней ячейки регистра.

Дополнительный дальномерный код сигнала СТ ГЛОНАСС предлагается использовать для НКА с номерами от 25 до 48. Он отличается от существующего дальномерного кода тем, что используются другие номера последовательности отводов $\{2, 4, 7, 9\}$ и другое начальное состояние НС2 = 000011111 (оно выбирается произвольно).

Корреляционные свойства этих двух дальномерных кодов следующие:

– средний квадрат пика периодической взаимной корреляционной функции (ВКФ) равен −27,08 дБ (вычислено при одном отсчете на символ дальномерного кода);

– максимальный квадрат пика периодической ВКФ равен −23,8 дБ;

– максимальный квадрат бокового пика периодической автокорреляционной функции (АКФ) равен −54,17 дБ.

Полученные взаимно корреляционные свойства совпадают с известными свойствами кодов Голда длины 511, а автокорреляционные свойства совпадают с известными свойствами М-последовательностей.

Аналогичные взаимно корреляционные свойства могут быть получены с использованием любой из последовательностей отводов, приведенных в табл. 1. Это позволяет для КА-антиподов в дополнении системы ГЛОНАСС выбрать различные возможные М-последовательности, что гарантирует надежное разделение сигналов КА-антиподов на одной несущей частоте.

Таблица 1. Возможная последовательность отводов для дополнительного дальномерного кода сигнала СТ ГЛОНАСС

Вариант	Количество отводов	Последовательность отводов
1	4	1, 4, 5, 9
2	4	3, 5, 6, 9
3	4	1, 2, 7, 9
4	4	2, 4, 7, 9
5	4	5, 6, 8, 9
6	6	1, 2, 4, 5, 7, 9
7	6	1, 3, 5, 6, 8, 9
8	6	2, 3, 5, 6, 8, 9
9	6	3, 4, 5, 7, 8, 9
10	6	1, 2, 6, 7, 8, 9
11	6	2, 3, 6, 7, 8, 9
12	6	2, 4, 6, 7, 8, 9

Для НКА с номерами от 25 до 48 предлагается провести следующую модернизацию навигационного сообщения ГЛОНАСС:

– количество кадров в суперкадре увеличить от 5 до 10, чтобы передавать в дополнительных кадрах данные дополнительного альманаха;

– в каждом кадре выделить 4 разряда (в 1-й и 3-й строке), чтобы передавать номер кадра;

– признаки модификации НКА (слова M_n^A и M) исключить, поскольку эти признаки в будущем предположительно станут константами и не будут нести смысловой нагрузки;

– разрядность номера НКА в оперативной информации и в альманахе (слова n и n^A) увеличить с 5 до 6 бит (за счет исключения слов M_n^A и M).

Теперь перейдем к сравнительной оценке точностных характеристик существующей системы ГЛОНАСС и ее модификаций с возможными глобальными дополнениями, которые определяются геометрическим фактором соответствующей системы. Для оценки геометрического фактора необходимо знать координаты потребителя и видимых потребителем НКА, причем в топоцентрической системе координат. Поскольку для оценки геометрического фактора не требуется высокой точности расчетов, то для определения координат НКА будем использовать модели движения КА в центральном поле Земли, а при переходе к топоцентрическим координатам учтем сжатие Земли с полюсов в соответствии с моделью гравитационного поля Земли $(2,0)$. Оценки получим с использованием имитационной модели, подробно описанной в работе [2].

Систему ГЛОНАСС с дополнением на базе второй М-последовательности из 24 аналогичных НКА по 8 на каждой из трех дополнительных плоскостей будем называть ГЛОНАСС-2М, а с дополнением на круговых геосинхронных наклонных орбитах (КГСНО) из 18 НКА по три на каждой из шести трасс соответственно ГЛОНАСС-КГСНО. Промоделировано два варианта орбитального построения КГСНО: по шесть НКА в трех плоскостях и по два НКА в девяти плоскостях с близкими результатами.

НКА исходной системы ГЛОНАСС равномерно размещены в трех плоскостях по 8 КА в каждой. Аргументы широты соседних НКА системы ГЛОНАСС в одной плоскости отличаются на 45°. НКА разных плоскостей системы ГЛОНАСС проходят перигей равномерно во времени. Аргументы широты последовательно проходящих перигей КА ГЛОНАСС разных плоскостей отличаются на 15°. Промежуток времени между прохождениями перигея КА в группировке ГЛОНАСС составляет $\Delta T_{\text{ГЛп}} = T_{\text{ГЛ}}/24 = 40\,544/24 = 1689{,}(3)$ с, где $T_{\text{ГЛ}} = 40\,544$ с — период обращения КА ГЛОНАСС.

В системе ГЛОНАСС-2М дополнительные три плоскости по восходящему узлу поставлены посредине между плоскостями исходной системы ГЛОНАСС, а аргументы широты в плоскостях

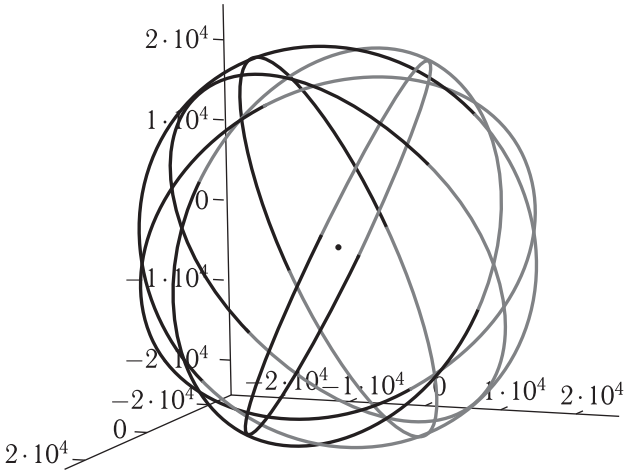


Рис. 2. Орбитальное построение системы ГЛОНАСС с дополнением 2М

сдвинуты на 7,5°. Орбитальная структура системы ГЛОНАСС-2М приведена на рис. 2.

Трассы подспутниковых точек высокоорбитального дополнения КГСНО приведены на рис. 3. Расчеты показывают идентичность показателей качества местоопределения с использованием этих двух реализаций высокоорбитального дополнения системы ГЛОНАСС.

Временные графики количества видимых НКА и пространственного геометрического фактора (ПГФ) для систем ГЛОНАСС, ГЛОНАСС-2М и ГЛОНАСС-КГСНО на умеренно пересеченной местности при маскирующих углах места 10° в Норильске приведены на рис. 4 и 5 соответственно. Уже из этих рисунков видно, что дополнения системы ГЛОНАСС существенно повышают качество работы глобальной навигационной системы.

В работе [2] в качестве критерия сравнения «чистой» системы ГЛОНАСС с системой ГЛОНАСС с региональным для России высокоэллиптическим дополнением использован критерий видимости не менее 4 НКА, поскольку в навигационной литературе распространено мнение, что для местоопределения по спутниковой навигации необходимо видеть как минимум четыре НКА. Однако видимость четырех НКА не гарантирует хорошую точность местоопределения. Достаточно взглянуть на временные графики количества видимых НКА на рис. 6 и ПГФ на рис. 7 для системы ГЛОНАСС на сильно пересеченной местности (или в сельской застройке) при маскирующих углах места 25° в Уссурийске, когда имеются промежутки времени с четырьмя видимыми НКА. На этих промежутках геометрический фактор резко возрастает с единиц до 80–90, а в середине промежутков времени с четырьмя видимыми НКА имеются пики ПГФ, достигающие десятков и даже сотен тысяч с соответствующим снижением точности местоопределения. Для хорошей точности местоопределения необходимо видеть как минимум пять НКА. Поэтому в дальнейшем будем применять более жесткий критерий гарантированной точности местоопределения, использованный в работе [1], когда ПГФ $\leqslant 6$, и сравним системы по использованному в работе [1] показателю доступности, то есть доле времени, когда ПГФ $\leqslant 6$, которую будем обозначать как $dT(\text{ПГФ} \leqslant 6)$.

График зависимости доступности $dT(\text{ПГФ} \leqslant 6)$ от маскирующего угла места или, что то же, от угла возвышения зоны радиовидимости (ЗРВ), для Уссурийска представлен на рис. 8. Уссурийск выбран для примера потому, что его широта (44° с. ш.) близка к широте 45°, где, как показано в работе [1], доступность НКА системы ГЛОНАСС наихудшая. График доступности от маскирующего угла места для каждой системы имеет характерное значение угла начала спада, когда доступность $dT(\text{ПГФ} \leqslant 6)$ становится меньше единицы, и значение угла обнуления, когда доступность обращается в ноль. По этим характерным значениям маскирующих углов места исследуемые спутниковые навигационные системы можно сравнить в широкой географии мест размещения наблюдателя.

Любопытно, что доступность $dT(\text{ПГФ} \leqslant 6)$ не обладает симметрией относительно экваториальной плоскости, но обладает симметрией относительно центра Земли.

Характеристики доступности систем существенно меняются от широты места наблюдения. Из представленных на рис. 9 графиков доступности систем ГЛОНАСС, ГЛОНАСС-2М и ГЛОНАСС-КГСНО в Норильске видим, что в северных широтах доступность указанных навигационных систем гораздо выше, чем в средних широтах.

На рис. 10 приведены графики зависимости максимального угла затенения систем ГЛОНАСС, ГЛОНАСС-2М и ГЛОНАСС-КГСНО для ПГФ $\leqslant 6$

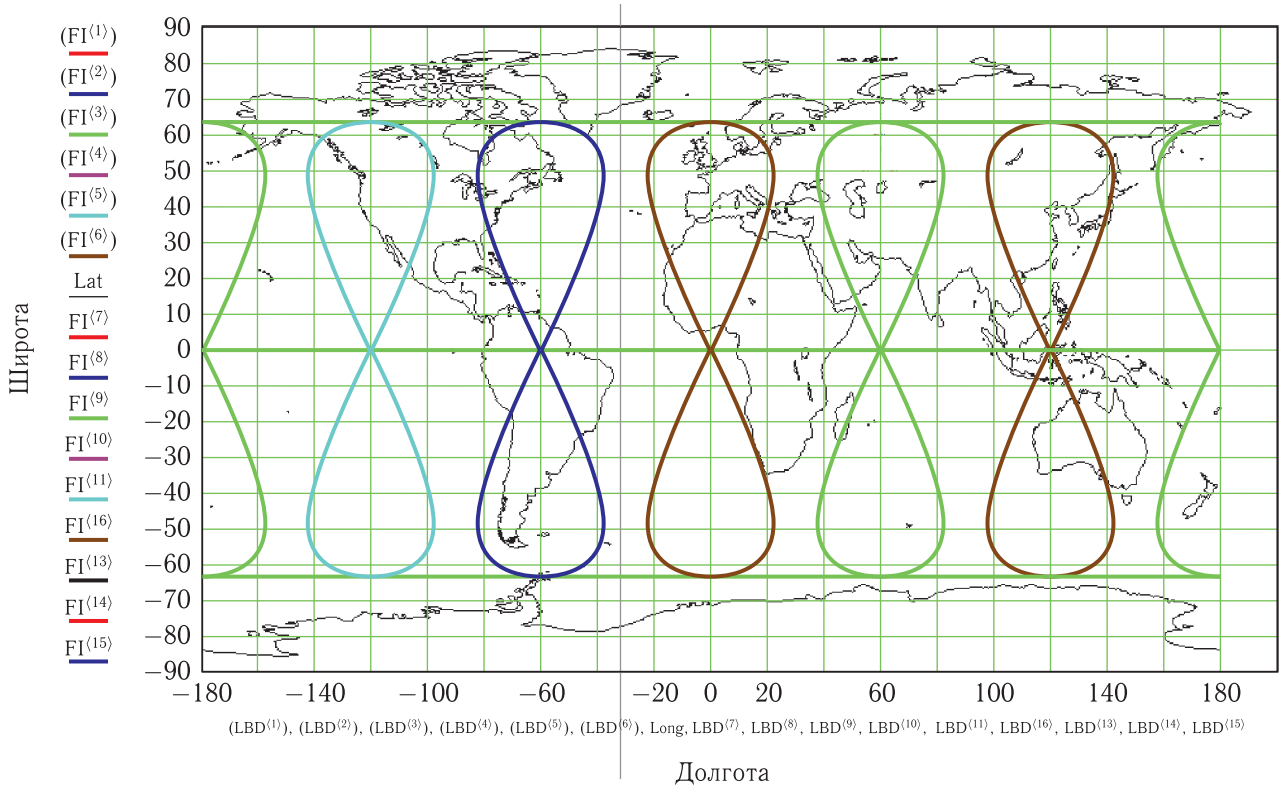


Рис. 3. Трассы подспутниковых точек высокоорбитального дополнения КГСНО

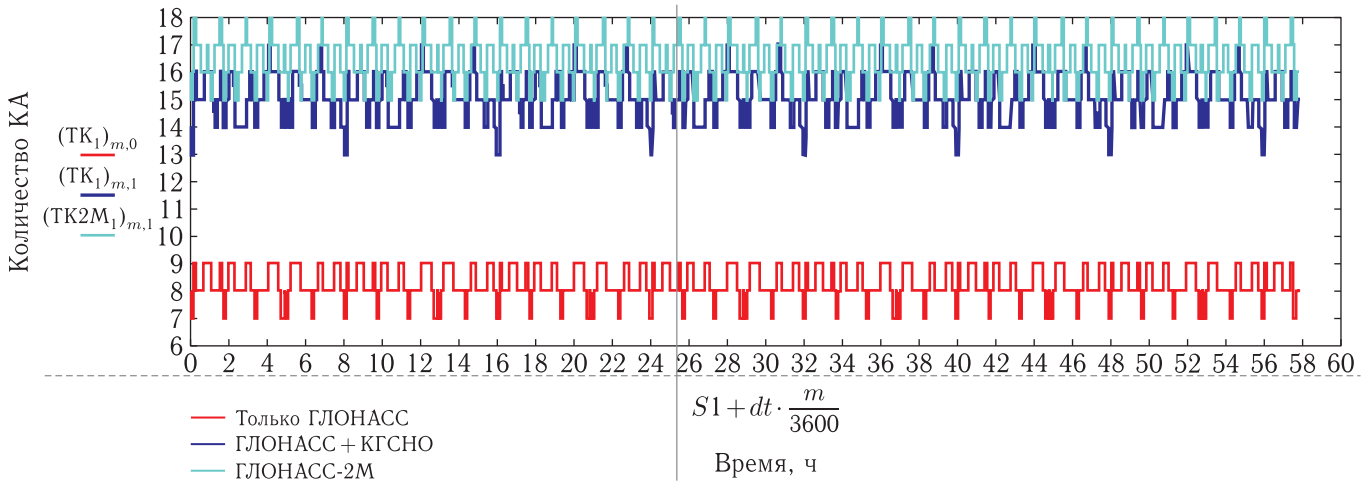


Рис. 4. Количество видимых НКА при маскирующих углах места 10° в Норильске

на 100 % времени на широте Уссурийска (44° с. ш.) в зависимости от долготы. Видим, что график показателя качества местоопределения для системы ГЛОНАСС имеет 17 провалов, которые в точности соответствуют семнадцати горбам на графике для системы двойной ГЛОНАСС-2М. Это свойство систем ГЛОНАСС и ГЛОНАСС-2М объясняется, по-видимому, тем, что, в соответствии с ИКД [3, с. 50], интервал повторяемости трасс движения НКА и зон радиовидимости НКА наземными сред-

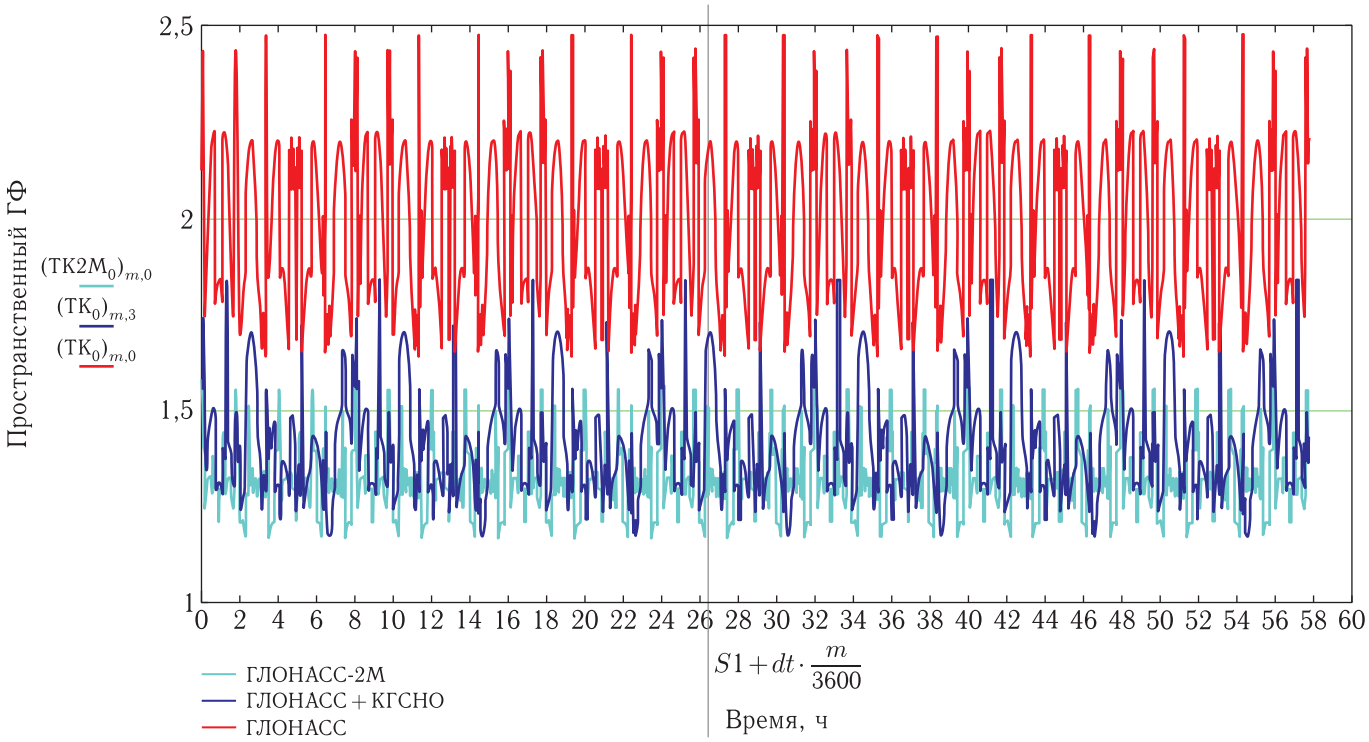


Рис. 5. Пространственный геометрический фактор при маскирующих углах места 10° в Норильске

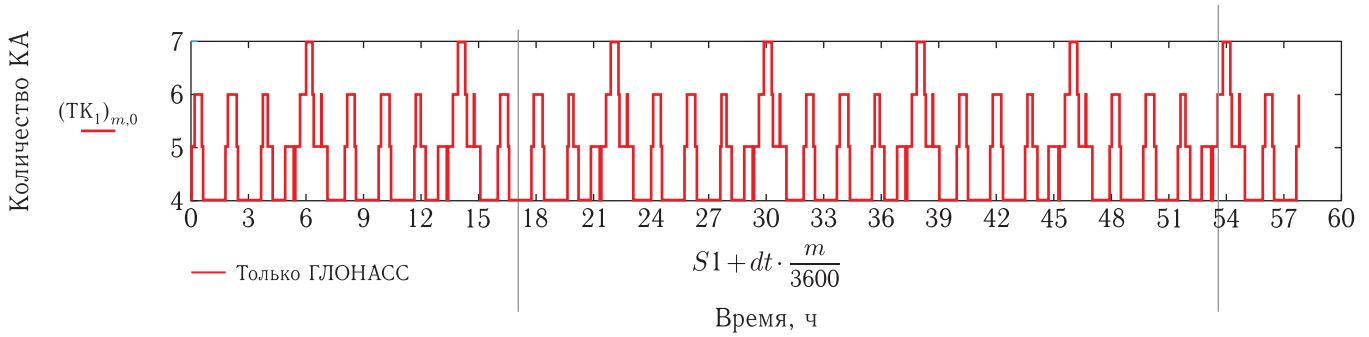


Рис. 6. Количество видимых НКА при маскирующих углах места 25° в Уссурийске

ствами составляет 17 витков (7 сут 23 ч 27 мин 28 с), а горбы и впадины на графиках показателей качества жестко привязаны к трассам прохождения НКА в силу синхронности их взаимного движения, причем все 17 восходящих и 17 нисходящих трасс идентичны (см. рис. 11).

Поскольку средняя скорость прецессии орбитальных плоскостей составляет $-0{,}59251 \times \times 10^{-3}$ рад/сут [3, с. 49], то для конкретной точки на земной поверхности максимальное и минимальное качество местоопределения в районе широты 45° будет повторяться через $2\pi/0{,}59251 \times \times 10^{-3}/365/17 \approx 1{,}7$ года.

Отметим, что семнадцати горбам графиков показателей качества местоопределения в системе ГЛОНАСС-2М соответствуют 17 пересечений восходящих и нисходящих трасс НКА системы ГЛОНАСС в районе 45°.

К экватору нисходящие и восходящие трассы системы ГЛОНАСС расходятся и на экваторе горбов и впадин на графике показателя качества местоопределения для системы ГЛОНАСС-2М будет уже 34. Как показано на рис. 12, в промежутке долгот от 120° до 140° в. д. на широте 44° Уссурийска имеет место один горб, а на экваторе — два горба, но меньшего размаха.

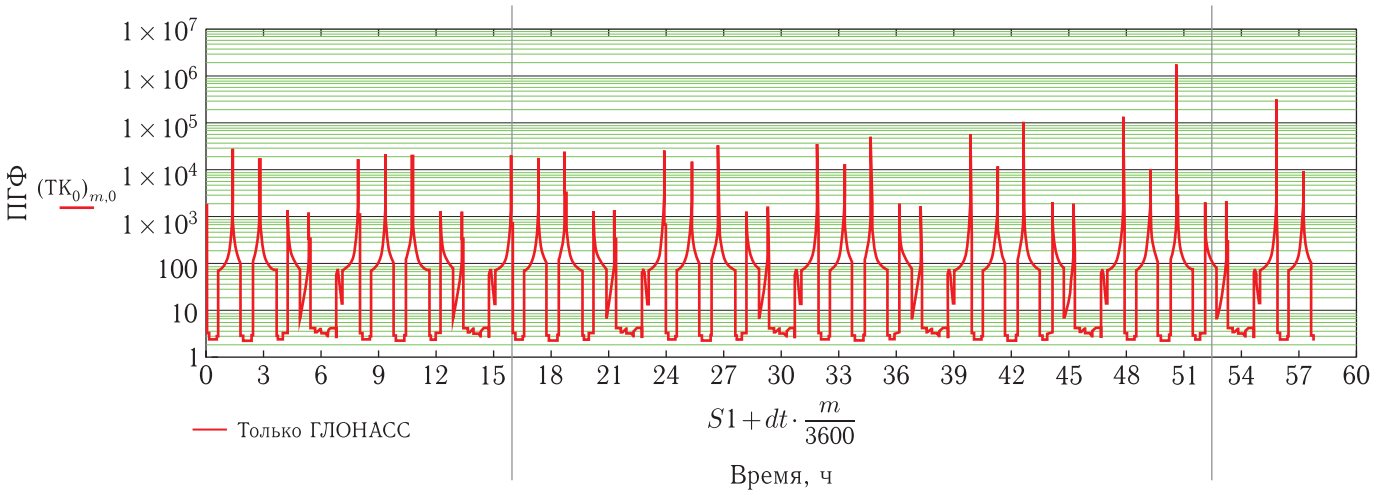


Рис. 7. Пространственный геометрический фактор при маскирующих углах места 25° в Уссурийске

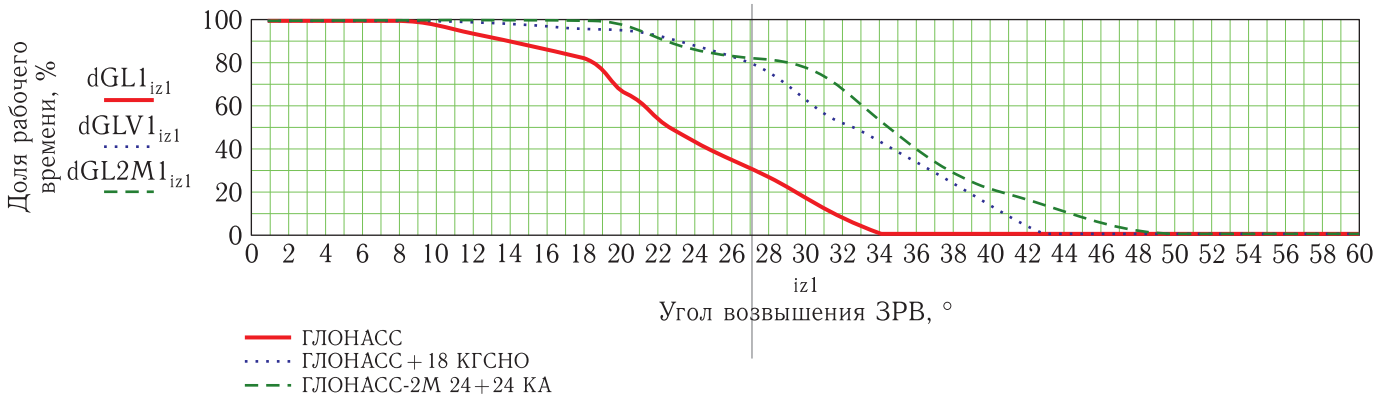


Рис. 8. Графики зависимости доступности систем ГЛОНАСС, ГЛОНАСС-2М и ГЛОНАСС-КГСНО от маскирующего угла места для Уссурийска (44° с. ш., 131° в. д.). Доля рабочего времени, когда ПГФ < 6. Статистика за 266 ч

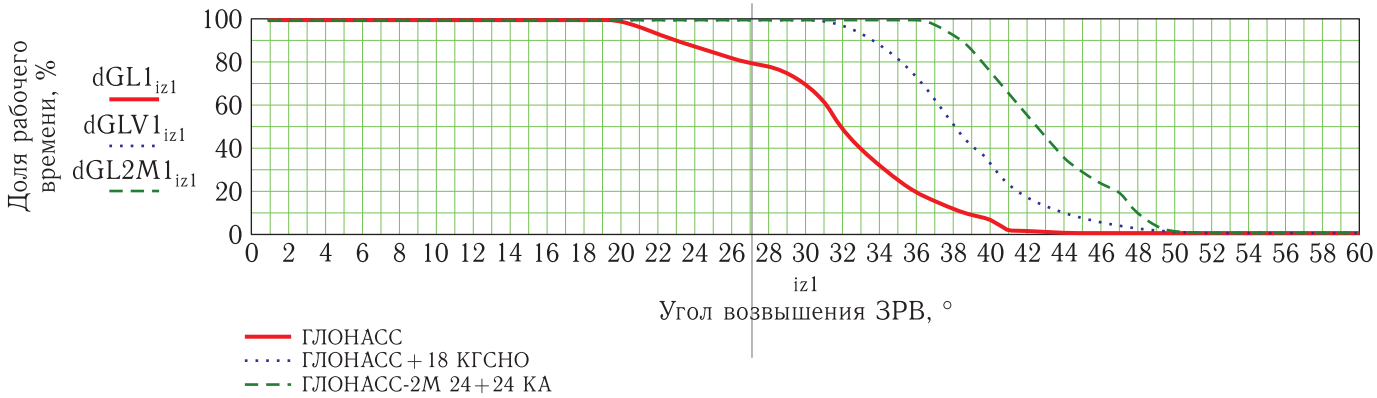


Рис. 9. Графики зависимости доступности систем ГЛОНАСС, ГЛОНАСС-2М и ГЛОНАСС-КГСНО от маскирующего угла места для Норильска (69° с. ш., 87° в. д.). Доля рабочего времени, когда ПГФ < 6

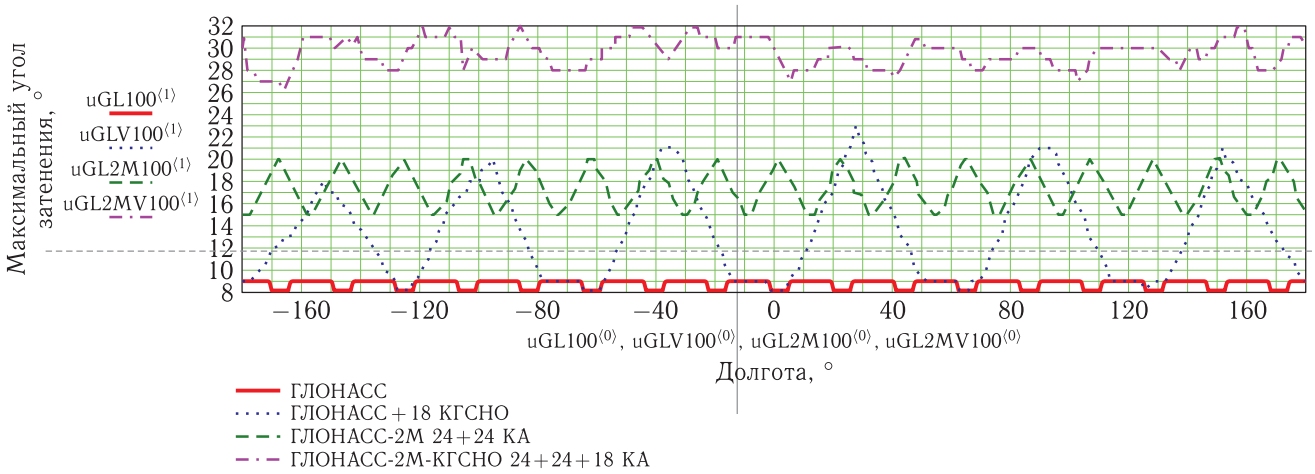


Рис. 10. Графики зависимости максимального угла затенения систем ГЛОНАСС, ГЛОНАСС-2М и ГЛОНАСС-КГСНО для ПГФ $\leqslant 6$ на 100 % времени на широте Уссурийска (44° с. ш.) в зависимости от долготы

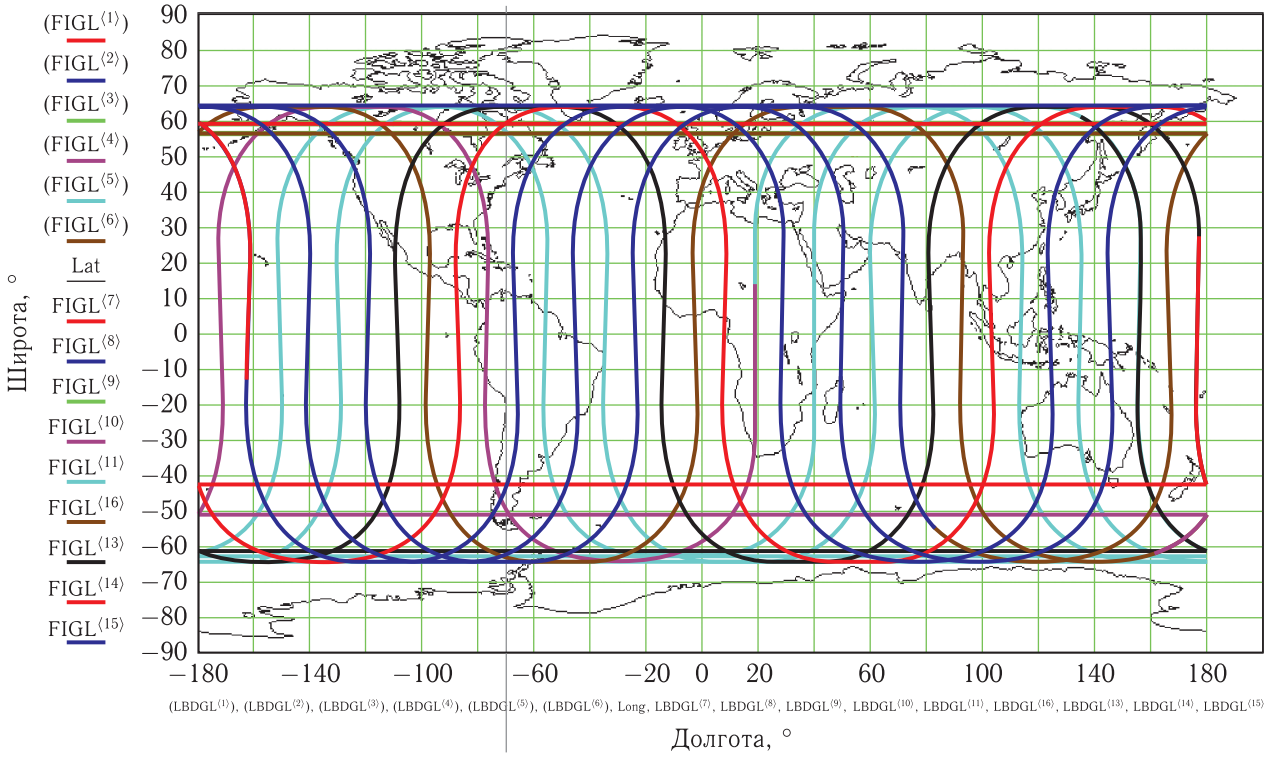


Рис. 11. Трассы подспутниковых точек системы ГЛОНАСС

На графике показателя качества местоопределения для системы ГЛОНАСС-КГСНО с высокоорбитальным дополнением на круговой геосинхронной орбите наблюдаются шесть горбов и шесть впадин (см. рис. 10), соответствующих расположению шести трассам подспутниковых точек высокоорбитального сегмента системы, показанным на рис. 3. Показатель качества местоопределения для системы ГЛОНАСС + КГСНО изменяется в широких пределах от системы простой ГЛОНАСС до системы двойной ГЛОНАСС-2М.

Таким образом, высокоорбитальное дополнение годится только для создания высококачественных региональных навигационных систем и непригодно

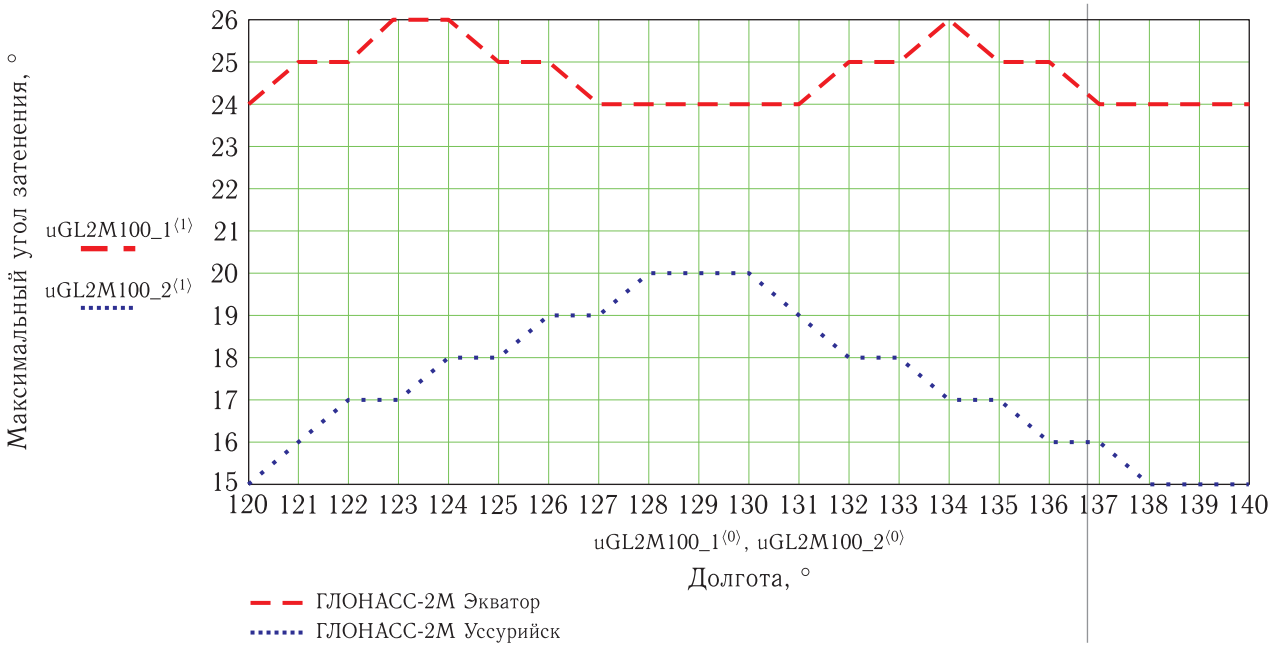


Рис. 12. Графики зависимости максимального угла затенения системы ГЛОНАСС-2М для ПГФ $\leqslant 6$ на 100 % времени на широте Уссурийска (44° с. ш.) и на экваторе в зависимости от долготы

для глобальной навигационной системы. Что хорошо для маленькой Японии, совершенно непригодно для громадной России и мира в целом.

Величина размаха между минимумом и максимумом показателя качества местоопределения рассматриваемых систем на разных долготах в зависимости от широты иллюстрируется рис. 13. Видим, что система ГЛОНАСС-2М существенно улучшает качество местоопределения по сравнению с существующей системой ГЛОНАСС, но даже все 66 НКА исходной системы ГЛОНАСС и обоих ее дополнений в совокупности не дают хорошего качества местоопределения в горной местности и в городских условиях на 100 % времени при углах затенения порядка 40°. В этом плане интересно будет рассмотреть характеристики системы тройной ГЛОНАСС из 72 НКА.

На графиках систем ГЛОНАСС и ГЛОНАСС-2М на рис. 13 в области широт 45° наблюдается характерный спад характеристик качества местоопределения, подмеченный еще в работе [1].

Объяснить его можно пересечением на этих широтах восходящих и нисходящих трасс НКА ГЛОНАСС, причем расстояние между соответствующими НКА пересекающихся трасс становится минимальным (порядка 30–35 км). Для наземного наблюдателя НКА этих трасс практически сливаются в точку, что эквивалентно уменьшению числа видимых НКА на единицу, чем и объясняется ухудшение геометрического фактора и, как следствие, снижение характеристик качества местоопределения.

В заключение оценим стоимость развертывания второй группировки КА типа «ГЛОНАСС-М» и создания высокоорбитального дополнения (ВОД) к системе ГЛОНАСС на основании данных по ценам за 2012 г., приведенных в работе [4]. При оценках для простоты принято, что стоимость НКА для высокоорбитального дополнения та же, что и НКА «ГЛОНАСС-М», хотя она должна быть больше уже в силу того, что энергетический потенциал радиолинии для геосинхронной орбиты примерно вчетверо выше, чем для орбиты НКА ГЛОНАСС-М.

В табл. 2 приведены данные о стоимости единичного запуска РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» для государственного заказчика. В табл. 3 приведены данные о стоимости развертывания второй группировки с КА типа «ГЛОНАСС-М» при использовании РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М».

Принимаем, что цена КА для ВОД в серийном исполнении будет равна цене КА «ГЛОНАСС-М».

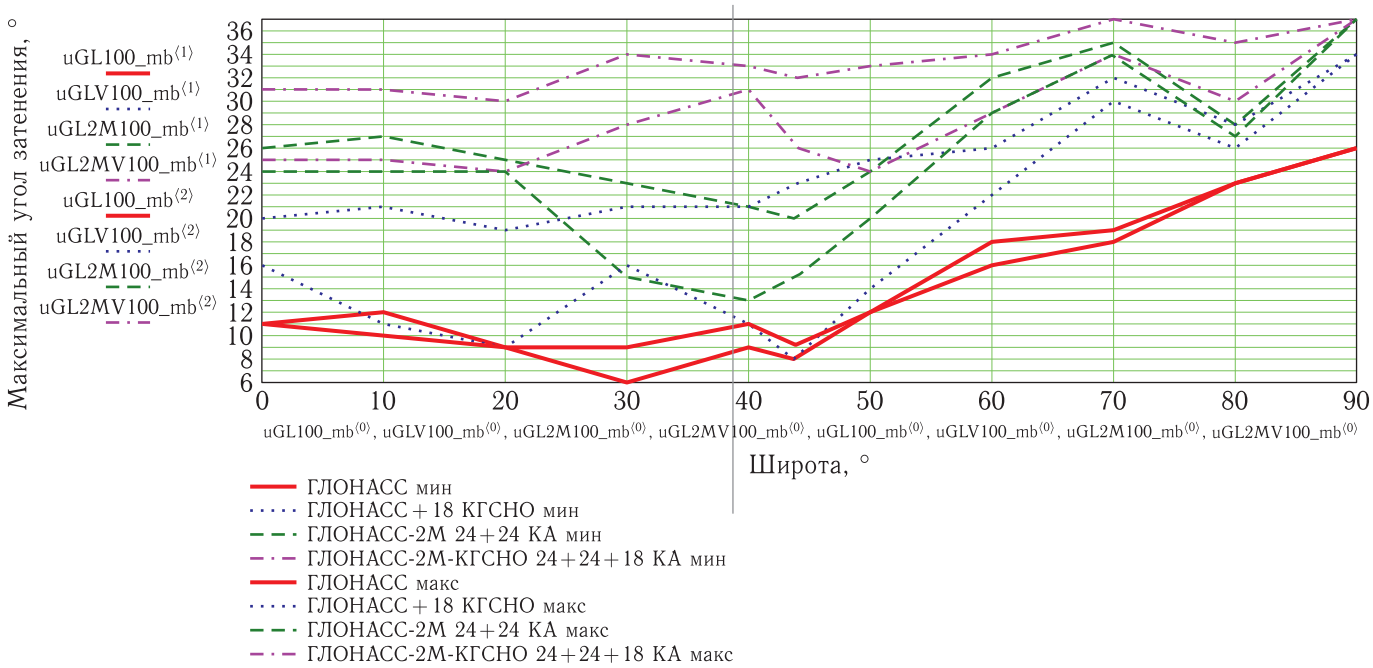


Рис. 13. Графики зависимости разброса по долготе максимального угла затенения систем ГЛОНАСС, ГЛОНАСС-2М и ГЛОНАСС-КГСНО для ПГФ $\leqslant 6$ на 100 % времени в зависимости от широты

Таблица 2. Стоимость единичного запуска РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М»

	РН «Протон-М»	РБ «Бриз-М»	Головной обтекатель для РН	Предпусковые и пусковые работы	Итоговая стоимость запуска
Цена, млн руб.	1380	436	170	600	2586

Таблица 3. Стоимость развертывания второй группировки с КА типа «ГЛОНАСС-М»

	КА «ГЛОНАСС-М»	3 КА «ГЛОНАСС-М»	Стоимость запуска 3 КА«ГЛОНАСС-М» на РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М»	Итоговая стоимость развертывания второй группировки с КА типа «ГЛОНАСС-М» при использовании РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М»
Цена, млн руб.	846	2538	5124	40 992

Таблица 4. Стоимость развертывания высокоорбитального дополнения

	1 КА ВОД	2 КА ВОД	Стоимость запуска 2 КА ВОД на РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М»	Итоговая стоимость развертывания высокоорбитального дополнения к системе ГЛОНАСС при использовании РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» (без учета цены ОКР)
Цена, млн руб.	846	1692	4278	38 502

Принимаем, что на высокую орбиту будут выводиться по два, а не три КА, как для орбиты ГЛОНАСС, с использованием РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М».

В табл. 4 приведены данные о стоимости развертывания высокоорбитального дополнения к системе ГЛОНАСС при использовании РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М».

По данным [4], на ОКР по разработке КА «ГЛОНАСС-К» и «ГЛОНАСС-М» было потрачено 14,0 млрд руб. Принимаем, что на разработку каждого типа КА было потрачено по 7 млрд руб. и как минимум столько же будет потрачено на ОКР по разработке КА высокоорбитального дополнения к системе ГЛОНАСС. Итоговая стоимость создания высокоорбитального дополнения к системе ГЛОНАСС при использовании РН «Протон-М» с РБ «Бриз-М» с учетом цены ОКР составит 45 502 млн руб.

Таким образом, стоимость создания высокоорбитального дополнения к системе ГЛОНАСС как минимум на 10 % выше стоимости развертывания второй группировки КА типа «ГЛОНАСС-М».

Итак, среди рассмотренных двух вариантов повышения качества местоопределения более предпочтительным является развертывание второй группировки НКА типа «ГЛОНАСС-М».

Список литературы

1. *Брагинец В. Ф.*, *Мещеряков В. М.*, *Сухой Ю. Г.* Сравнение вариантов построения орбитальной группировки ГЛОНАСС в целях совершенствования ее структуры для наблюдения навигационных спутников // Космонавтика и ракетостроение, 2017, вып. 1(94). С. 95–102.

2. *Ватутин С. И.* Оценка геометрического фактора для наземного потребителя системы ГЛОНАСС с высокоэллиптическим дополнением // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, т. 3, вып. 3. С. 12–28.

3. Глобальная навигационная система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 (ред. 5.1). М., 2008.

4. *Крылов А. М.* Анализ космической деятельности Российской Федерации в период с 2001 по 2013 годы. С. 45. URL: http://mosspaceclub.ru/3part/a_krilov.htm, дата обращения 25.10.2017.

References

1. Braginets V. F., Meshcheryakov V. M., Sukhoy Yu. G. Sravnenie variantov postroeniya orbital'noy gruppirovki GLONASS v tselyakh sovershenstvovaniya ee struktury dlya nablyudeniya navigatsionnykh sputnikov [Comparison of options for building of the GLONASS orbital constellation in order to improve its structure for observation of navigation satellites]. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and rocket science], 2017, No. 1(94), pp. 95–102. (in Russian)

2. Vatutin S. I. Otsenka geometricheskogo faktora dlya nazemnogo potrebitelya sistemy GLONASS s vysokoellipticheskim dopolneniem [Estimation of Geometric Factor for a User of GLONASS System with Highly Elliptical Augmentation]. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy* [Rocket-Space Device Engineering and Information Systems], 2016, Vol. 3, No. 3, pp. 12–28. (in Russian)

3. *Global'naya navigatsionnaya sistema GLONASS. Interfeysnyy kontrol'nyy dokument. Navigatsionnyy radiosignal v diapazonakh L1, L2 (redaktsiya 5.1)* [GLONASS Global Navigation System. Interface control document. Navigation radio signal in the L1, L2 bands (revision 5.1)]. Moscow, 2008. (in Russian)

4. Krylov A. M. *Analiz kosmicheskoy deyatel'nosti Rossiyskoy Federatsii v period s 2001 po 2013 gody* [Analysis of space activities of the Russian Federation in the period from 2001 to 2013]. p. 45. Available at: http://mosspaceclub.ru/3part/a_krilov.htm (in Russian).

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2017, том 4, выпуск 4, с. 15–23

КОСМИЧЕСКИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ. РАДИОЛОКАЦИЯ И РАДИОНАВИГАЦИЯ

УДК 629.783:527 DOI 10.17238/issn2409-0239.2017.4.15

Устранение смещений взвешенных разностей псевдодальностей, полученных двухчастотным приемником СРНС GPS + ГЛОНАСС

В. Е. Вовасов, *к. т. н., vovasov@list.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Д. Н. Чунин, *slimdex@mail.ru*
Министерство обороны, Москва, Российская Федерация

Аннотация. Для устранения смещений оценки псевдодальности, связанной с ионосферой, используют так называемый двухчастотный метод, основанный на формировании взвешенной разности псевдодальностей. Приводятся выражения для взвешенной разности псевдодальностей приемников ГЛОНАСС и GPS для кодов высокой и стандартной точности с учетом аппаратурных задержек как в передающей аппаратуре спутников, так и в навигационных приемниках. Показано, что передаваемой в эфемеридах информации достаточно для нормальной работы приемников GPS и недостаточно для работы приемников ГЛОНАСС. Смещение оценки взвешенной псевдодальности из-за аппаратурных задержек по коду СТ и ВТ требует калибровки приемника ГЛОНАСС. Несмотря на то, что задержка по ВТ-коду между сигналами в диапазонах L1 и L2 передается в эфемеридах, ее точность не удовлетворяет современных потребителей. В связи с этим предлагается производить оценку этого параметра, а также задержек сигналов по ВТ- и СТ-кодам в диапазонах L1 и L2 с помощью собственной методики, что обеспечивает учет задержек связанных с аппаратурой передатчиков навигационных спутников. Предложена методика калибровки аппаратурных задержек собственно навигационных приемников с использованием имитатора сигналов GPS + ГЛОНАСС в диапазоне L1 и L2. Показано, что полученная с учетом методик взвешенная псевдодальность для ВТ- и СТ-сигналов ГЛОНАСС имеет смещение, одинаковое для всех литер, и совпадает со смещением взвешенной псевдодальности СТ-сигналов GPS.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, GPS, псевдодальность, ионосфера, тропосфера

Elimination of Weighted Differences Bias in Pseudoranges Obtained by a Dual-Frequency SRNS Receiver GPS + GLONASS

V. E. Vovasov, *Cand. Sci. (Engineering), vovasov@list.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
D. N. Chunin, *slimdex@mail.ru*
Ministry of Defence, Moscow, Russian Federation

Abstract. To eliminate the pseudorange estimation bias caused by ionosphere influence, the so-called dual-frequency method based on generating weighted difference of pseudoranges is applied. Equations are given for the weighted difference between pseudoranges of GLONASS and GPS receivers for codes of high and standard accuracy taking into account hardware delays both in the transmitting equipment of satellites and in navigation receivers. This method is sufficient for GPS, however is insufficient for normal operation of GLONASS receivers and data transfer via ephemeris. The weighted pseudorange estimation bias due to hardware delays using the standard accuracy (SA) and high accuracy (HA) codes requires GLONASS receiver calibration. Despite the fact that the delay in the HA code between the signals within L1 and L2 bands is transmitted via ephemeris, its accuracy does not satisfy the needs of modern users. Therefore, it is proposed to perform an estimation of this parameter, as well as signal delays in SA and HA codes within L1 and L2 bands, using particular technique, which allows for accounting delays caused by transmitters' equipment of navigation satellites. A technique is proposed for calibrating hardware-related delays particularly for the navigation receivers using the GPS+GLONASS signals simulator within L1 and L2 bands. It is shown that the weighted pseudorange for standard accuracy and high accuracy GLONASS signals, obtained via aforementioned techniques, has the same bias for all types and coincides with the bias of the weighted pseudo-range of the GPS signals with standard accuracy.

Keywords: GLONASS, GPS, pseudorange, ionosphere, troposphere

Для устранения смещений оценки псевдодальности, связанной с ионосферой используют так называемый двухчастотный метод, основанный на формировании взвешенной разности псевдодальностей. Однако этот метод не устраняет смещение оценки псевдодальности, вызванной аппаратурными задержками в самом приемнике. Рассмотрим для начала формирование взвешенной псевдодальности в приемнике GPS.

Выражения для измеряемых в приемнике GPS псевдодальностей по коду высокой точности L1P(Y), L2P(Y) по j-му спутнику имеют следующий вид [5, 6]:

$$D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{P(Y)}}(t_i) = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T_{\mathrm{GPS}} - c\cdot(\Delta T^{j,\mathrm{GPS}} - T^j_{\mathrm{GD}}) + c(T^j_{\mathrm{trop}} + T^j_{\mathrm{ion,L1}} + \tau_{j,\mathrm{L1P(Y)}}) - \xi^j_{\mathrm{L1P(Y)}}, \quad j = \overline{1, J_1}, \quad (1)$$

$$D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{P(Y)}}(t_i) = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T_{\mathrm{GPS}} - c\cdot(\Delta T^{j,\mathrm{GPS}} - \gamma\cdot T^j_{\mathrm{GD}}) + c(T^j_{\mathrm{trop}} + T^j_{\mathrm{ion,L2}} + \tau_{j,\mathrm{L2P(Y)}}) - \xi^j_{\mathrm{L2P(Y)}}, \quad j = \overline{1, J_1}, \quad (2)$$

где J_1 — количество видимых спутников GPS,

t_i — момент формирования измерения. Также введены следующие обозначения:

- R_j — длина пути распространения сигнала от фазового центра антенны j-го спутника до фазового центра антенны приемника, которая равна

$$R_j(t_i) = \sqrt{(x^j - x(t_i))^2 + (y^j - y(t_i))^2 + (z^j - z(t_i))^2}. \quad (3)$$

Здесь имеется в виду расстояние между точками, которые занимал j-й спутник в момент предшествия и приемник в момент формирования измерения. Под моментом предшествия понимают момент времени, который предшествует моменту формирования измерения на время распространения сигнала;

- x^j, y^j, z^j — координаты j-го спутника в момент предшествия, пересчитанные в то положение гринвичской системы координат, которое она занимает в момент измерения псевдодальности;
- $x(t_i)$, $y(t_i)$, $z(t_i)$ — координаты приемника в момент формирования измерения;
- ΔT_{GPS} — смещение шкалы времени приемника относительно системной шкалы времени GPS;
- $\Delta T^{j,\mathrm{GPS}}$ — смещение шкалы времени j-го спутника относительно шкалы времени GPS;
- T^j_{trop} — задержка кодового сигнала j-го спутника в тропосфере;
- $T^j_{\mathrm{ion,L1}}$, $T^j_{\mathrm{ion,L2}}$ — задержка кодового сигнала диапазона L1 и L2 j-го спутника в ионосфере;
- $\tau_{j,\mathrm{L1P(Y)}}$, $\tau_{j,\mathrm{L2P(Y)}}$ — задержка сигнала L1P(Y) и L2P(Y) j-го спутника в радиочастотной части приемника;
- $\xi^j_{\mathrm{L1P(Y)}}$, $\xi^j_{\mathrm{L2P(Y)}}$ — шумовая составляющая измерения ПД приемником сигнала L1P(Y) и L2P(Y) j-го спутника;
- T^j_{GD} — передается в эфемеридах для j-го приемника, ее связь с относительной задержкой сигналов L1P(Y) задается в виде

$$T^j_{\mathrm{GD}} = \frac{1}{\gamma - 1}\cdot\tau^j_{\mathrm{L2}},$$

где τ^j_{L2} — задержка излучаемого сигнала L2P(Y) j-м спутником в радиочастотной части передатчика относительно сигнала L1P(Y).

Для устранения ошибки псевдодальности, связанной с ионосферой, используют так называемый двухчастотный метод, основанный на формировании взвешенной разности псевдодальностей [5, 6].

Известна следующая зависимость [1]:

$$T^j_{\mathrm{ion,L2}} = \gamma\cdot T^j_{\mathrm{ion,L1}}, \quad (4)$$

$$\gamma = \left(\frac{f^j_{\mathrm{L1}}}{f^j_{\mathrm{L2}}}\right)^2, \quad (5)$$

где f^j_{L1} — частота несущей сигнала j-го спутника в диапазоне L1;

f^j_{L2} — частота несущей сигнала j-го спутника в диапазоне L2.

Величина $\gamma = \dfrac{81}{49}$ для ГЛОНАСС и $\gamma = \left(\dfrac{77}{60}\right)^2$ для GPS.

Умножая выражение (1) на γ и вычитая полученное выражение из (2), получим

$$D_{j,\mathrm{P(Y)}}(t_i) = \frac{D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{P(Y)}}(t_i) - \gamma\cdot D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{P(Y)}}(t_i)}{1-\gamma} = R_j(t_i) + c\cdot\left(\Delta T_{\mathrm{GPS}} + \frac{\Delta\tau^j_{\mathrm{P(Y)}}}{1-\gamma}\right) -$$

$$-c\cdot(\Delta T^{j,\mathrm{GPS}})+c(T^j_{\mathrm{trop}})-\frac{\xi^j_{\mathrm{L2P(Y)}}-\gamma\cdot\xi^j_{\mathrm{L1P(Y)}}}{1-\gamma}=$$
$$=R_j(t_i)+c\cdot\left(\Delta T_{\mathrm{GPS}}+\frac{\Delta\tau_{\mathrm{P(Y)}}}{1-\gamma}\right)-$$
$$-c\cdot(\Delta T^{j,\mathrm{GPS}})+c(T^j_{\mathrm{trop}})-\frac{\xi^j_{\mathrm{L2P(Y)}}-\gamma\cdot\xi^j_{\mathrm{L1P(Y)}}}{1-\gamma}. \quad (6)$$

Здесь $\Delta\tau_{\mathrm{P(Y)}}=\Delta\tau^j_{\mathrm{P(Y)}}=\tau_{j,\mathrm{L2P(Y)}}-\gamma\cdot\tau_{j,\mathrm{L1P(Y)}}$ — величина практически одинаковая для всех принимаемых сигналов, так как сигналы GPS имеют одинаковые полосы и несущие в диапазонах L1 и L2, а значит, и одинаковую задержку в радиочастотной части приемника GPS. Выражения для измеряемых в приемнике GPS псевдодальностей по коду стандартной точности L1 C/A, L2 C по j-му спутнику можно представить в виде:

$$D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{C/A}}(t_i)=R_j(t_i)+c\cdot\Delta T_{\mathrm{GPS}}-$$
$$-c\cdot(\Delta T^{j,\mathrm{GPS}}-T^j_{\mathrm{GD}}+ISC^j_{\mathrm{L1C/A}})+$$
$$+c(T^j_{\mathrm{trop}}+T^j_{\mathrm{ion,L1}}+\tau_{j,L1C/A})-\xi^j_{\mathrm{L1C/A}},\quad j=\overline{1,J_1}, \quad (7)$$

$$D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{C}}(t_i)=R_j(t_i)+c\cdot\Delta T_{\mathrm{GPS}}-$$
$$-c\cdot(\Delta T^{j,\mathrm{GPS}}-\gamma\cdot T^j_{\mathrm{GD}}+\tau^j_{\mathrm{L2}}+ISC^j_{\mathrm{L2C}})+$$
$$+c(T^j_{\mathrm{trop}}+T^j_{\mathrm{ion,L2}}+\tau_{j,\mathrm{L2\,C}})-\xi^j_{\mathrm{L2\,C}},\quad j=\overline{1,J_1}, \quad (8)$$

где $ISC^j_{\mathrm{L1C/A}}$ — смещение шкалы времени сигнала L1 P(Y) относительно L1 C/A j-го спутника (передается в эфемеридах);

ISC^j_{L2C} — смещение шкалы времени сигнала L1 P(Y) относительно L2 C j-го спутника (передается в эфемеридах);

$\tau_{j,\mathrm{L1C/A}}$, $\tau_{j,\mathrm{L2C}}$ — задержка сигнала L1 C/A и L2 C j-го спутника в радиочастотной части приемника;

$\xi^j_{\mathrm{L1C/A}}$, ξ^j_{L2C} — шумовая составляющая измерения ПД приемником сигнала L1 C/A и L2 C j-го спутника.

Умножая выражение (7) на γ и вычитая полученное выражение из (8), получим выражение взвешенной псевдодальности по коду стандартной точности, соответствующее [5, 6]

$$D_{j,\mathrm{C}}(t_i)=\big(D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{C}}(t_i)-\gamma\cdot D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{C/A}}(t_i)+$$
$$+c\cdot(ISC^j_{\mathrm{L2C}}-\gamma\cdot ISC^j_{\mathrm{L1C/A}})\big)/(1-\gamma)-c\cdot T^j_{\mathrm{GD}}=$$
$$=R_j(t_i)+c\cdot\left(\Delta T_{\mathrm{GPS}}+\frac{\Delta\tau^j_{\mathrm{C}}}{1-\gamma}\right)-c\cdot(\Delta T^{j,\mathrm{GPS}})+$$
$$+c(T^j_{\mathrm{trop}})-\frac{\xi^j_{\mathrm{L2C}}-\gamma\cdot\xi^j_{\mathrm{L1C/A}}}{1-\gamma}=$$
$$=R_j(t_i)+c\cdot\left(\Delta T_{\mathrm{GPS}}+\frac{\Delta\tau_{\mathrm{C}}}{1-\gamma}\right)-c\cdot(\Delta T^{j,\mathrm{GPS}})+$$
$$+c(T^j_{\mathrm{trop}})-\frac{\xi^j_{\mathrm{L2C}}-\gamma\cdot\xi^j_{\mathrm{L1C/A}}}{1-\gamma}. \quad (9)$$

Здесь $\Delta\tau_{\mathrm{C}}=\Delta\tau^j_{\mathrm{C}}=\tau_{j,\mathrm{L2C}}-\gamma\cdot\tau_{j,\mathrm{L1C/A}}$ величина практически одинаковая для всех сигналов по той же причине, что и $\Delta\tau^j_{\mathrm{P(Y)}}$.

Навигационное решение по J_1-спутникам позволяет получить оценки координат антенны приемника и величину времени $\Delta T+\frac{\Delta\tau_{\mathrm{P(Y)}}}{1-\gamma}$ при работе по ВТ-сигналам и $\Delta T+\frac{\Delta\tau_{\mathrm{C}}}{1-\gamma}$ при работе по СТ-сигналам. Так как смещение шкалы времени $\frac{\Delta\tau_{\mathrm{P(Y)}}}{1-\gamma}$ или $\frac{\Delta\tau_{\mathrm{C}}}{1-\gamma}$ не превышает 100 нс, то даже для высокоманевренных объектов со скоростями 10 000 м/с в пересчете на координаты погрешность не превысит 10^{-3} м. В связи с этим указанное смещение не учитывается и калибровка приемников GPS не требуется.

Рассмотрим получение аналогичных выражений для приемника ГЛОНАСС.

Приведем известные математические выражения для псевдодальностей по коду высокой точности (ВТ) [2–4]. В ГЛОНАСС в отличие от GPS в качестве бортовой шкалы принята шкала времени сигнала L1BT и именно к ней передаются поправки в эфемеридах. Смещение шкалы времени сигнала L2BT относительно сигнала L1BT обозначим, как и в случае GPS, $\tau^j_{\mathrm{L2,BT}}$. Эта величина передается в эфемеридах и имеет обозначение $\Delta\tau^j_n=\tau^j_{\mathrm{L2,BT}}$. В результате выражения для измеряемых в приемнике псевдодальностей по коду ВТ для двух диапазонов L1 и L2 по j-му спутнику имеют следующий вид:

$$D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i)=R_j(t_i)+c\cdot\Delta T-c\cdot(\Delta T^j)+$$
$$+c(T^j_{\mathrm{trop}}+T^j_{\mathrm{ion,L1}}+\tau_{j,\mathrm{L1,BT}})-\xi^j_{\mathrm{L1,BT}}\quad j=\overline{1,J_2}, \quad (10)$$

$$D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T - c\cdot(\Delta T^j + \Delta\tau^j_n) + \\ + c(T^j_{\mathrm{trop}} + T^j_{\mathrm{ion,L2}} + \tau_{j,\mathrm{L2,BT}}) - \xi^j_{\mathrm{L2,BT}}, \quad j = \overline{1, J_2}, \tag{11}$$

где J_2 — количество видимых спутников ГЛОНАСС;

ΔT — смещение шкалы времени приемника относительно системной шкалы времени ГЛОНАСС;

ΔT^j — смещение шкалы времени j-го спутника, которая совпадает со шкалой времени сигнала L1BT, относительно системной шкалы времени ГЛОНАСС;

$\tau_{j,\mathrm{L1,BT}}$, $\tau_{j,\mathrm{L2,BT}}$ — задержка кодового ВТ-сигнала диапазона L1 и L2 j-го спутника в радиочастотной части приемника;

$\xi^j_{\mathrm{L1,BT}}$, $\xi^j_{\mathrm{L2,BT}}$ — шумовая составляющая измерения ПД приемником по сигналу диапазона L1 и L2 ВТ кода j-го спутника.

Считается, что все меры для устранения многолучевых искажений приняты и поэтому ошибка, соответствующая этому явлению, здесь не рассматривается.

Умножая выражение (10) на γ и вычитая полученное выражение из (11), получим

$$D_{j,\mathrm{BT}}(t_i) = \frac{D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - \gamma\cdot D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i)}{1-\gamma} + \frac{c}{1-\gamma}\cdot\Delta\tau^j_n = \\ = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T - c\cdot\Delta T^j + c\cdot T^j_{\mathrm{trop}} - \\ - \frac{1}{1-\gamma}\cdot(\xi^j_{\mathrm{L2,BT}} - \gamma\cdot\xi^j_{\mathrm{L1,BT}}) + \\ + \frac{c}{1-\gamma}\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2,BT}} - \gamma\cdot\tau_{j,\mathrm{L1,BT}}). \tag{12}$$

Смещение оценки взвешенной псевдодальности, соответствующей j-му спутнику ГЛОНАСС, из-за аппаратурных задержек составляет величину $\frac{c}{1-\gamma}\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2,BT}} - \gamma\cdot\tau_{j,\mathrm{L1,BT}})$.

Так как сигналы ГЛОНАСС имеют разные несущие частоты, то из-за не идеальности фазовой характеристики усилителя промежуточной частоты величины $\tau_{j,\mathrm{L2,BT}} - \gamma\cdot\tau_{j,\mathrm{L1,BT}}$ не одинаковы для принимаемых сигналов. Разница задержек в радиочастотной части приемника приведены в [7] и составляют $\tau_{j,\mathrm{L2,BT}} - \gamma\cdot\tau_{j,\mathrm{L1,BT}} = 20$–$30$ нс, следовательно, смещение может достигать до 10 м, что вызывает необходимость калибровки.

Приведем известные математические выражения для псевдодальностей по коду стандартной точности (СТ) [2–4]:

$$D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i) = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T - c\cdot(\Delta T^j + \Delta\tau^j_{\mathrm{L1}}) + \\ + c(T^j_{\mathrm{trop}} + T^j_{\mathrm{ion,L1}} + \tau_{j,\mathrm{L1,CT}}) - \xi^j_{\mathrm{L1,CT}}, \quad j = \overline{1, J_2}, \tag{13}$$

$$D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i) = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T - c\cdot(\Delta T^j + \Delta\tau^j_n + \Delta\tau^j_{\mathrm{L2}}) + \\ + c(T^j_{\mathrm{trop}} + T^j_{\mathrm{ion,L2}} + \tau_{j,\mathrm{L2,CT}}) - \xi^j_{\mathrm{L2,CT}}, \quad j = \overline{1, J_2}, \tag{14}$$

где $\Delta\tau^j_{\mathrm{L1}} = (\tau^j_{\mathrm{L1,CT}} - \tau^j_{\mathrm{L1,BT}})$ — задержка СТ-кода относительно ВТ в диапазоне L1 в аппаратуре спутника;

$\Delta\tau^j_{\mathrm{L2}} = (\tau^j_{\mathrm{L2,CT}} - \tau^j_{\mathrm{L2,BT}})$ — задержка СТ-кода относительно ВТ в диапазоне L2 в аппаратуре спутника;

$\tau_{j,\mathrm{L1,CT}}$, $\tau_{j,\mathrm{L2,CT}}$ — задержка кодового СТ-сигнала диапазона L1 и L2 j-го спутника в радиочастотной части приемника;

$\xi^j_{\mathrm{L1,CT}}$, $\xi^j_{\mathrm{L2,CT}}$ — шумовая составляющая измерения псевдодальностей приемником по сигналу диапазона L1 и L2 СТ-кода j-го спутника.

Умножая выражение (13) на γ и вычитая полученное выражение из (14), получим

$$D_{j,\mathrm{CT}}(t_i) = \\ = \frac{D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i) - \gamma\cdot D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i) + c\cdot(\Delta\tau^j_{\mathrm{L2}} - \gamma\cdot\Delta\tau^j_{\mathrm{L1}})}{1-\gamma} + \\ + \frac{c}{1-\gamma}\cdot\Delta\tau^j_n = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T - c\cdot\Delta T^j + \\ + c\cdot T^j_{\mathrm{trop}} - \frac{1}{1-\gamma}\cdot(\xi^j_{\mathrm{L2,CT}} - \gamma\cdot\xi^j_{\mathrm{L1,CT}}) + \\ + \frac{c}{1-\gamma}\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2,CT}} - \gamma\cdot\tau_{j,\mathrm{L1,CT}}). \tag{15}$$

Смещение оценки взвешенной псевдодальности из-за аппаратурных задержек по коду СТ аналогично смещению по коду ВТ, а значит, требует калибровки приемника ГЛОНАСС. Несмотря на то, что параметр $\Delta\tau^j_n$ передается в эфемеридах, его точность не удовлетворяет современных потребителей. Учитывая это обстоятельство, до улучшения его точности предлагается производить оценку этого параметра с помощью собственного алгоритма.

Методика получения задержек сигналов в аппаратуре передатчиков ГЛОНАСС (величин $\Delta\tau_n^j$, $\Delta\tau_{\text{L2}}^j$, $\Delta\tau_{\text{L1}}^j$)

Для получения оценок указанных параметров будем использовать сравнение псевдодальностей, полученных при натурных измерениях и с помощью имитатора навигационных сигналов для спутников с одинаковыми номерами. Кроме того, для уменьшения флюктуационной ошибки будем усреднять полученные параметры на интервале $T = 300$ с, так как на этом интервале изменение оцениваемых параметров можно считать несущественным и его величина позволяет получать оцениваемые параметры со среднеквадратической ошибкой не более 0,1 м.

Вычитаем из (10) уравнение (13), запишем

$$D_{j,\text{BT}}^{\text{L1}}(t_i) - D_{j,\text{CT}}^{\text{L1}}(t_i) = \\ = c\cdot\Delta\tau_{\text{L1}}^j + c\cdot(\tau_{j,\text{L1,BT}} - \tau_{j,\text{L1,CT}}) - \xi_{\text{L1,BT}}^j + \xi_{\text{L1,CT}}^j.$$

Усредняя разности на интервале T, получим

$$\overline{D_{j,\text{BT}}^{\text{L1}}(t_i) - D_{j,\text{CT}}^{\text{L1}}(t_i)} = c\cdot\Delta\tau_{\text{L1}}^j + c\cdot(\tau_{j,\text{L1,BT}} - \tau_{j,\text{L1,CT}}). \quad (16)$$

Вычитаем из (11) уравнение (14), запишем

$$D_{j,\text{BT}}^{\text{L2}}(t_i) - D_{j,\text{CT}}^{\text{L2}}(t_i) = \\ = c\cdot\Delta\tau_{\text{L2}}^j + c\cdot(\tau_{j,\text{L2,BT}} - \tau_{j,\text{L2,CT}}) - \xi_{\text{L2,BT}}^j + \xi_{\text{L2,CT}}^j.$$

Усредняя разности на интервале T, получим

$$\overline{D_{j,\text{BT}}^{\text{L2}}(t_i) - D_{j,\text{CT}}^{\text{L2}}(t_i)} = c\cdot\Delta\tau_{\text{L2}}^j + c\cdot(\tau_{j,\text{L2,BT}} - \tau_{j,\text{L2,CT}}). \quad (17)$$

Вычитаем из (11) уравнение (10), запишем

$$D_{j,\text{BT}}^{\text{L2}}(t_i) - D_{j,\text{BT}}^{\text{L1}}(t_i) = -c\cdot\Delta\tau_n^j + c\cdot(T_{\text{ion,L2}}^j - T_{\text{ion,L1}}^j) + \\ + c\cdot(\tau_{j,\text{L2,BT}} - \tau_{j,\text{L1,BT}}) - \xi_{\text{L2,BT}}^j + \xi_{\text{L1,BT}}^j.$$

Используя сетку ионосферных вертикальных задержек сигналов GPS или ГЛОНАСС I_g сайта –IGS и используя выражение [7]

$$c\cdot T_{\text{ion,L1}}^j = I_g\cdot\frac{f^2}{f_{j,\text{L1}}^2}\cdot\frac{1}{\sqrt{1-\left[\frac{R_3}{R_3+h}\cos\{\eta_j(t_i)\}\right]^2}},$$

получим смещение псевдодальности j-го сигнала в диапазоне L1, вызванное ионосферой.

Здесь R_3 — радиус Земли;

$h = 432{,}5\cdot10^3$ м — высота слоя ионосферы, где интегральная концентрация электронов в вертикальном столбе достигает 50 %;

f — несущая частота, на которой получена оценка I_g;

$\eta_j(t_i)$ — угол места j-го навигационного спутника относительно приемника.

Учитывая (4), приведенное выше выражение преобразуем к виду

$$D_{j,\text{BT}}^{\text{L2}}(t_i) - D_{j,\text{BT}}^{\text{L1}}(t_i) + c\cdot(T_{\text{ion,L1}}^j)\cdot(1-\gamma) = \\ = -c\cdot\Delta\tau_n^j(t_i) + c\cdot(\tau_{j,\text{L2,BT}} - \tau_{j,\text{L1,BT}}) - \\ - \xi_{\text{L2,BT}}^j + \xi_{\text{L1,BT}}^j.$$

Усредняя на интервале T, получим

$$\overline{D_{j,\text{BT}}^{\text{L2}}(t_i) - D_{j,\text{BT}}^{\text{L1}}(t_i) + c\cdot(T_{\text{ion,L1}}^j)\cdot(1-\gamma)} = \\ = -c\cdot\Delta\tau_n^j(t_i) + c\cdot(\tau_{j,\text{L2,BT}} - \tau_{j,\text{L1,BT}}). \quad (18)$$

Очевидно, что выражения (16)–(18) содержат неизвестные величины, представляющие разности аппаратурных задержек в навигационном приемнике ГЛОНАСС. Для их получения используем имитатор, имеющий выход СТ- и ВТ-кода в диапазоне L1 и L2. Сценарий должен быть написан таким образом, что $T_{\text{trop}}^j = 0$, $T_{\text{ion,L1}}^j = 0$, $c\cdot(\Delta T^j) = 0$, $\Delta R^j = 0$, $\Delta\tau_n^j = 0$, $\Delta\tau_{\text{L1}}^j = 0$, $\Delta\tau_{\text{L2}}^j = 0$.

Тогда измерения псевдодальностей при использовании имитатора могут быть представлены в виде

$$D_{j,\text{BT}}^{\text{L1}}(t_i) = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T + \\ + c\cdot\tau_{j,\text{L1,BT}} - \xi_{\text{L1,BT}}^j, \quad j = \overline{1,J}, \quad (19)$$

$$D_{j,\text{BT}}^{\text{L2}}(t_i) = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T + \\ + c\cdot\tau_{j,\text{L2,BT}} - \xi_{\text{L2,BT}}^j, \quad j = \overline{1,J}, \quad (20)$$

$$D_{j,\text{CT}}^{\text{L1}}(t_i) = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T + \\ + c\cdot\tau_{j,\text{L1,CT}} - \xi_{\text{L1,CT}}^j, \quad j = \overline{1,J}, \quad (21)$$

$$D_{j,\text{CT}}^{\text{L2}}(t_i) = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T + \\ + c\cdot\tau_{j,\text{L2,CT}} - \xi_{\text{L2,CT}}^j, \quad j = \overline{1,J}. \quad (22)$$

Вычитая из (19) уравнение (21), получим

$$D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i) = \\ = c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L1,BT}} - \tau_{j,\mathrm{L1,CT}}) - \xi^j_{\mathrm{L1,BT}} + \xi^j_{\mathrm{L1,CT}}.$$

Усредняем разности на интервале T, запишем

$$C_j = \overline{D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i)}^{\text{имитатор}} = \\ = c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L1,BT}} - \tau_{j,\mathrm{L1,CT}}). \quad (23)$$

Вычитая из (16) выражение (23), получим

$$\overline{D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i)} - \\ - \overline{D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i)}^{\text{имитатор}} = c\cdot\Delta\tau^j_{\mathrm{L1}}.$$

Вычитая из (20) уравнение (22), получим

$$D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i) = \\ = c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2,BT}} - \tau_{j,\mathrm{L2,CT}}) - \xi^j_{\mathrm{L2,BT}} + \xi^j_{\mathrm{L2,CT}}.$$

Усредняем разности на интервале T, запишем

$$V_j = \overline{D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i)}^{\text{имитатор}} = \\ = c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2,BT}} - \tau_{j,\mathrm{L2,CT}}). \quad (24)$$

Вычитая из (17) выражение (24), получим

$$\overline{D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i)} - \\ - \overline{D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{CT}}(t_i)}^{\text{имитатор}} = c\cdot\Delta\tau^j_{\mathrm{L2}}.$$

Вычитая из (20) выражение (19), получим

$$D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) = \\ = c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2,BT}} - \tau_{j,\mathrm{L1,BT}}) - \xi^j_{\mathrm{L2,BT}} + \xi^j_{\mathrm{L1,BT}}.$$

Усредняем на интервале T, запишем

$$Z_j = \overline{D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i)}^{\text{имитатор}} = \\ = c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2,BT}} - \tau_{j,\mathrm{L1,BT}}). \quad (25)$$

Подставляя в (18) выражение (25), получим

$$c\cdot\Delta\tau^j_n(t_i) = \overline{D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i)}^{\text{имитатор}} - \\ - \overline{D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) - D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{BT}}(t_i) + c\cdot(T^j_{\mathrm{ion,L1}})\cdot(1-\gamma)}.$$

Очевидно, что для получения $\Delta\tau^j_n$, $\Delta\tau^j_{\mathrm{L2}}$, $\Delta\tau^j_{\mathrm{L1}}$ необходимы как натурные измерения навигационного приемника в диапазоне L1 и L2 по коду СТ и ВТ, так и измерения полученные с помощью имитатора. Если в эфемеридах величина $\Delta\tau^j_n$ будет передаваться с погрешностью менее 0,1 м, то проведение измерений (18) и (25), а значит, и привлечение данных сайта –IGS не потребуется.

Использование выражения (12) приводит к необходимости раздельной оценки $c\cdot\tau_{j,\mathrm{L1,BT}}$ и $c\times$ $\times\,\tau_{j,\mathrm{L2,BT}}$, а использование выражения (15) приводит к необходимости раздельной оценки $c\cdot\tau_{j,\mathrm{L1,CT}}$ и $c\cdot\tau_{j,\mathrm{L2,CT}}$. Так как выражение $c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2,CT}} - -\tau_{j,\mathrm{L1,CT}})$ является линейной комбинацией трех вышеприведенных выражений (23), (24) и (25), то получение раздельной оценки требуемых задержек без дополнительных измерений не представляется возможным.

Так как в нашем случае для обработки сигналов используется приемник GPS + ГЛОНАСС, то для решения указанной проблемы предлагается воспользоваться постоянством групповой задержки сигналов в приемнике GPS по коду СТ $\Delta\tau_{\mathrm{C}}$ и получить зависимости задержек $\tau_{j,\mathrm{L1,BT}}$, $\tau_{j,\mathrm{L2,BT}}$, $\tau_{j,\mathrm{L1,CT}}$, $\tau_{j,\mathrm{L2,CT}}$ от этой величины.

Калибровка приемника (получение $c\cdot\tau_{j,\mathrm{L1,BT}}$, $c\cdot\tau_{j,\mathrm{L2,BT}}$, $c\cdot\tau_{j,\mathrm{L1,CT}}$ и $c\cdot\tau_{j,\mathrm{L2,CT}}$ для всех литер)

Используем имитатор GPS + ГЛОНАСС сигналов в диапазоне L1 и L2. Сценарий должен быть написан таким образом, чтобы для GPS-сигналов выполнялись следующие условия $T^j_{\mathrm{trop}} = 0$, $T^j_{\mathrm{ion,L1}} = 0$, $c\cdot(\Delta T^j) = 0$, $\Delta R^j = 0$, $T_{\mathrm{GD}} = = 0$, $ISC_{\mathrm{L1C/A}} = 0$, $ISC_{\mathrm{L2C}} = 0$, а для сигналов ГЛОНАСС — $\Delta\tau^j_n = 0$, $\Delta\tau^j_{\mathrm{L1}} = 0$, $\Delta\tau^j_{\mathrm{L2}} = 0$. Кроме этого, задано совпадение шкал времени системы GPS и ГЛОНАСС.

Тогда измерения псевдодальностей по сигналам ГЛОНАСС и GPS могут быть представлены в виде

$$D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{C/A}}(t_i) = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T + \\ + c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L1C/A}}) - \xi^j_{\mathrm{L1C/A}}, \quad j = \overline{1, J_1}, \quad (26)$$

$$D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{C}}(t_i) = R_j(t_i) + c\cdot\Delta T + \\ + c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2C}}) - \xi^j_{\mathrm{L2C}}, \quad j = \overline{1, J_1}, \quad (27)$$

$$D^{\mathrm{L1}}_{k,\mathrm{CT}}(t_i) = R_k(t_i) + c\cdot\Delta T + \\ + c\cdot(\tau_{k,\mathrm{L1,CT}}) - \xi^k_{\mathrm{L1,CT}}, \quad k = \overline{1, J_2}, \quad (28)$$

$$D^{\mathrm{L2}}_{k,\mathrm{CT}}(t_i) = R_k(t_i) + c\cdot\Delta T + \\ + c\cdot(\tau_{k,\mathrm{L2,CT}}) - \xi^k_{\mathrm{L2,CT}}, \quad k = \overline{1, J_2}. \quad (29)$$

Номер k для ГЛОНАСС выбран потому, чтобы не было путаницы при совпадении номеров спутников различных систем.

Вычитаем из (28) выражение (26), получим

$$c\cdot(\tau_{k,\mathrm{L1,CT}}) - c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L1C/A}}) = D^{\mathrm{L1}}_{k,\mathrm{CT}}(t_i) - D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{C/A}}(t_i) - \\ - R_k(t_i) + R_j(t_i) - \xi^k_{\mathrm{L1,CT}} + \xi^j_{\mathrm{L1C/A}}.$$

Усредняем за T, получим

$$A_k = \\ = \overline{D^{\mathrm{L1}}_{k,\mathrm{CT}}(t_i) - D^{\mathrm{L1}}_{j,\mathrm{C/A}}(t_i) - R_k(t_i) + R_j(t_i)}^{\text{имитатор}} = \\ = c\cdot(\tau_{k,\mathrm{L1,CT}}) - c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L1C/A}}). \quad (30)$$

Вычитаем из (29) выражение (27), получим

$$c\cdot(\tau_{k,\mathrm{L2,CT}}) - c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2C}}) = D^{\mathrm{L2}}_{k,\mathrm{CT}}(t_i) - D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{C}}(t_i) - \\ - R_k(t_i) + R_j(t_i) - \xi^k_{\mathrm{L2,CT}} + \xi^j_{\mathrm{L2C}}.$$

Усредняем за T, получим

$$B_k = \\ = \overline{D^{\mathrm{L2}}_{k,\mathrm{CT}}(t_i) - D^{\mathrm{L2}}_{j,\mathrm{C}}(t_i) - R_k(t_i) + R_j(t_i)}^{\text{имитатор}} = \\ = c\cdot(\tau_{k,\mathrm{L2,CT}}) - c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2C}}). \quad (31)$$

Умножая (30) на γ и вычитая из (31), получим для каждой k-й литеры

$$c\cdot(\tau_{k,\mathrm{L2,CT}} - \gamma\cdot\tau_{k,\mathrm{L1,CT}}) - c\cdot(\tau_{j,\mathrm{L2C}} - \gamma\cdot\tau_{j,\mathrm{L1C/A}}) = \\ = B_k - \gamma\cdot A_k.$$

Отсюда

$$c\cdot(\tau_{k,\mathrm{L2,CT}} - \gamma\cdot\tau_{k,\mathrm{L1,CT}}) = B_k - \gamma\cdot A_k + c\cdot\Delta\tau_{\mathrm{C}}. \quad (32)$$

Подставляя (32) в выражение (12), получим

$$D'_{k,\mathrm{CT}}(t_i) = D_{k,\mathrm{CT}}(t_i) - \frac{1}{1-\gamma}\cdot(B_k - \gamma\cdot A_k) = \\ = \frac{D^{\mathrm{L2}}_{k,\mathrm{CT}}(t_i) - \gamma\cdot D^{\mathrm{L1}}_{k,\mathrm{CT}}(t_i) + c\cdot(\Delta\tau^k_{\mathrm{L2}} - \gamma\cdot\Delta\tau^k_{\mathrm{L1}})}{1-\gamma} + \\ + \frac{c}{1-\gamma}\cdot\Delta\tau^k_n - \frac{1}{1-\gamma}\cdot(B_k - \gamma\cdot A_k) = \\ = R_k(t_i) + c\cdot\left(\Delta T + \frac{\Delta\tau_{\mathrm{C}}}{1-\gamma}\right) - c\cdot\Delta T^k + c\cdot T^k_{\mathrm{trop}} - \\ - \frac{1}{1-\gamma}\cdot(\xi^k_{\mathrm{L2,CT}} - \gamma\cdot\xi^k_{\mathrm{L1,CT}}). \quad (33)$$

Очевидно, что полученная таким образом взвешенная псевдодальность для СТ-сигналов ГЛОНАСС имеет смещение одинаковое для всех литер и совпадает со смещением взвешенной псевдодальности СТ-сигналов GPS. Определим взвешенную псевдодальность для всех литер ВТ-сигналов ГЛОНАСС.

Используя выражения (23), (24), (25), получим

$$c\cdot\tau_{k,\mathrm{L2,CT}} - c\cdot\tau_{k,\mathrm{L1,CT}} = C_k - V_k + Z_k.$$

Отсюда

$$c\cdot\tau_{k,\mathrm{L1,CT}} = \frac{B_k - \gamma\cdot A_k + c\cdot\Delta\tau_{\mathrm{C}} - C_k + V_k - Z_k}{1-\gamma}, \quad (34)$$

$$c\cdot\tau_{k,\mathrm{L2,CT}} = c\cdot\tau_{k,\mathrm{L1,CT}} + C_k - V_k + Z_k = \\ = \frac{B_k - \gamma\cdot A_k + c\cdot\Delta\tau_{\mathrm{C}} - \gamma\cdot(C_k + V_k - Z_k)}{1-\gamma}, \quad (35)$$

$$c\cdot\tau_{k,\mathrm{L1,BT}} = C_k + c\cdot\tau_{k,\mathrm{L1,CT}} \\ = \frac{B_k - \gamma\cdot A_k + c\cdot\Delta\tau_{\mathrm{C}} - \gamma\cdot C_k + V_k - Z_k}{1-\gamma}, \quad (36)$$

$$c\cdot\tau_{k,\mathrm{L2,BT}} = V_k + c\cdot\tau_{k,\mathrm{L2,CT}} = \\ = V_k + \frac{B_k - \gamma\cdot A_k + c\cdot\Delta\tau_{\mathrm{C}} - \gamma\cdot(C_k + V_k - Z_k)}{1-\gamma}. \quad (37)$$

Используя выражения (37) и (36), запишем равенство

$$c\cdot(\tau_{k,\mathrm{L2,BT}} - \gamma\cdot\tau_{k,\mathrm{L1,BT}}) = \\ = V_k + B_k - \gamma\cdot A_k + c\cdot\Delta\tau_{\mathrm{C}} - \gamma\cdot C_k - \\ - \frac{2\cdot\gamma}{1-\gamma}\cdot(V_k - Z_k). \quad (38)$$

Перепишем выражение (12) с учетом (38) и получим

$$D'_{k,\mathrm{BT}}(t_i) = D_{k,\mathrm{BT}}(t_i) - \\ - \frac{V_k + B_k - \gamma\cdot A_k - \gamma\cdot C_k - \frac{2\cdot\gamma}{1-\gamma}\cdot(V_k - Z_k)}{1-\gamma} =$$

$$= \frac{D^{\mathrm{L2}}_{k,\mathrm{BT}}(t_i) - \gamma \cdot D^{\mathrm{L1}}_{k,\mathrm{BT}}(t_i)}{1-\gamma} + \frac{c}{1-\gamma} \cdot \Delta\tau^k_n -$$
$$- \frac{V_k + B_k - \gamma \cdot A_k - \gamma \cdot C_k - \frac{2\cdot\gamma}{1-\gamma} \cdot (V_k - Z_k)}{1-\gamma} =$$
$$= R_k(t_i) + c \cdot \left(\Delta T + \frac{\Delta\tau_{\mathrm{C}}}{1-\gamma}\right) - c \cdot \Delta T^k +$$
$$+ c \cdot T^k_{\mathrm{trop}} - \frac{1}{1-\gamma} \cdot (\xi^k_{\mathrm{L2,BT}} - \gamma \cdot \xi^k_{\mathrm{L1,BT}}). \quad (39)$$

Очевидно, что полученная таким образом взвешенная псевдодальность для ВТ-сигналов ГЛОНАСС имеет смещение, одинаковое для всех литер, и совпадает со смещением взвешенной псевдодальности СТ-сигналов GPS. Приведенный подход позволяет без дополнительных погрешностей решать навигационную задачу приемника GPS + + ГЛОНАСС как совместно по СТ- и ВТ-сигналам, так и раздельно, а также получать навигационное решение как по сигналам ГЛОНАСС, так и по сигналам GPS как совместно, так и раздельно.

Выводы

1. Выражение (6) взвешенной разности псевдодальностей для GPS по ВТ-коду требует знания величины T^j_{GD} для каждого спутника (передается в эфемеридах). Выражение (9) взвешенной разности псевдодальностей для GPS по СТ-коду требует знания дополнительно величин ISC^j_{L2C}, $ISC^j_{\mathrm{L1C/A}}$ для каждого спутника (передаются в эфемеридах). Выражение (12) взвешенной разности псевдодальностей для ГЛОНАСС по ВТ-коду требует знания величины $\Delta\tau^j_n$ для каждого спутника (передается в эфемеридах с низкой точностью). Выражение (15) взвешенной разности псевдодальностей для ГЛОНАСС по СТ-коду дополнительно требует знания величин $\Delta\tau^j_{\mathrm{L2}}$, $\Delta\tau^j_{\mathrm{L1}}$ для каждого спутника (в эфемеридах не предусмотрены).

2. Величины $\Delta\tau^j_n$, $\Delta\tau^j_{\mathrm{L2}}$, $\Delta\tau^j_{\mathrm{L1}}$, относящиеся к работе навигационных спутников ГЛОНАСС, должны вычисляться в НКУ ГЛОНАСС, передаваться на борт каждого спутника и быть включены в эфемериды. В настоящий момент эти величины можно получать с помощью приведенной в работе методики.

3. В выражениях взвешенной разности псевдодальностей (6), (9), (12) и (15), предназначенных для устранения смещения оценки псевдодальности по коду стандартной и высокой точности, связанной с ионосферой, для двухчастотного приемника GPS + ГЛОНАСС присутствуют параметры, связанные с аппаратурными задержками в самом приемнике, приводящие к смещению оценки взвешенной псевдодальности.

4. Приведенная в работе калибровка позволяет привести смещение оценки взвешенной псевдодальности для сигналов ГЛОНАСС по СТ-коду в выражении (33) и по ВТ-коду в выражении (39) до постоянной величины по каждой литере, равной смещению псевдодальности для сигналов GPS по СТ-коду. Такой подход позволяет получить практически не смещенные оценки координат и смещение шкалы времени приемника относительно системы на величину, равную $\Delta\tau_{\mathrm{C}}/(1-\gamma)$ для сигналов как ГЛОНАСС, так и GPS.

Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. М: Радиотехника, 2010. 800 с.

2. *Поваляев А. А.* Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. М.: Радиотехника, 2008. 328 с.

3. *Поваляев А. А.*, *Вейцель В. А.*, *Мазепа Р. Б.* Глобальные спутниковые системы синхронизации и управления в околоземном пространстве: Учеб. пособие / Под ред. А. А. Поваляева. М.: Вузовская книга, 2012. 188 с.

4. ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 (редакция 5.1). Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения (2008). Проверено 21 октября 2016.

5. IS-GPS-200D, Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, 7 March, 2006.

6. IS-GPS-200F, Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, 21-SEP-2011.

7. *Вовасов В. Е.*, *Ипкаев Н. Б.* Методика определения аппаратурных задержек сигнала для двухчастотного приемника СРНС ГЛОНАСС // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2014, т. 1, вып. 2. С. 25–32.

References

1. GLONASS. *Printsipy postroeniya i funktsionirovaniya* [GLONASS. Principles of design and operation]. Ed. by Perov A. I., Kharisov V. N. 4th Ed., revised. Moscow, Radiotekhnika, 2010, 800 p. (in Russian)

2. Povalyaev A. A. *Sputnikovye radionavigatsionnye sistemy*: *vremya*, *pokazaniya chasov*, *formirovanie izmereniy i opredelenie otnositel'nykh koordinat* [Satellite radio navigation systems: time, clock readings, formation of measurements and determination of relative coordinates]. Moscow, Radiotekhnika, 2008, 328 p. (in Russia)

3. Povalyaev A. A., Veytsel' V. A., Mazepa R. B. *Global'nye sputnikovye sistemy sinkhronizatsii i upravleniya v okolozemnom prostranstve*: *ucheb*. *Posobie* [Global satellite systems for synchronization and control in near-Earth space: Textbook]. Ed. by A. A. Povalyaev. Moscow, Vuzovskaya kniga, 2012, 188 p. (in Russian)

4. GLONASS. *Interfeysnyy kontrol'nyy dokument*. *Navigatsionnyy radiosignal v diapazonakh L1*, *L2* [GLONASS. Interface control document. Navigation radio signal in the L1, L2 bands] Edition 5.1). Rossiyskiy nauchno-issledovatel'skiy institut kosmicheskogo priborostroeniya [Russian Scientific Research Institute of Space Instrument Engineering] (2008). Acessed October 21, 2016. (in Russian)

5. IS-GPS-200D, Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, 7 March, 2006.

6. IS-GPS-200F, Navstar GPS Space Segment/Navigation User Interfaces, 21 September, 2011.

7. Vovasov V. E., Ipkaev N. B. Metodika opredeleniya apparaturnykh zaderzhek signala dlya dvukhchastotnogo priemnika SRNS GLONASS [Technique of Definition of Hardware Delays of a Signal for Two-Frequency Receiver SRNS GLONASS]. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy* [Rocket-Space Device Engineering and Information Systems]. 2014, Vol. 1, No 2, pp. 25–32. (in Russian)

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2017, том 4, выпуск 4, с. 24–34

КОСМИЧЕСКИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ. РАДИОЛОКАЦИЯ И РАДИОНАВИГАЦИЯ

УДК 621.396 DOI 10.17238/issn2409-0239.2017.4.24

Результаты моделирования глобальной зоны покрытия среднеорбитального сегмента системы КОСПАС–САРСАТ

Д. В. Антонов, *аспирант, dmitry.vl.antonov@gmail.com*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
А. А. Романов, *д. т. н., Romanov_AlAl@risde.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В статье приводятся результаты математического моделирования зоны обслуживания среднеорбитального сегмента КОСПАС–САРСАТ на планируемую дату объявления полной эксплуатационной готовности — 2020 г. Показано, что глобальность зоны покрытия среднеорбитального сегмента на планируемую дату с помощью автономных станций не может быть достигнута из-за наличия в системе медленно подвижных аварийных радиобуев. Продемонстрировано, что объединение наземных станций одной национальной администрации в одну станцию с географически распределенными антеннами, а также специализированная процедура формирования расписания являются потенциальным решением проблемы достижения глобальности зоны обслуживания среднеорбитального сегмента КОСПАС–САРСАТ. На примере планируемого российского 12-антенной СПОИ-СО (6 антенн в г. Москве и 6 антенн на Дальнем Востоке) продемонстрировано, что возможна оптимизация зоны покрытия. При этом за счет уменьшения покрытия в Западной Европе (где уже находится достаточное количество других СПОИ-СО) увеличивается покрытие в Дальневосточном и Тихоокеанском регионах, где ожидаются проблемы с покрытием ССПС. Потенциально оптимизация расписаний СПОИ-СО и смещение их зон обслуживания в области недостаточного покрытия ССПС может помочь достичь глобального обслуживания ССПС.

Ключевые слова: КОСПАС–САРСАТ, ССПС, СПОИ-СО, глобальность, зона обслуживания

Simulation Results of the Global Coverage Area of the Medium Earth Orbit Segment of the COSPAS–SARSAT System

D. V. Antonov, *postgraduate student, dmitry.vl.antonov@gmail.com*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
A.A. Romanov, *Dr. Sci. (Engineering), Romanov_AlAl@risde.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The results of the mathematical simulation of the coverage area of the MEOSAR of the COSPAS–SARSAT system for the planned date of the full operation capability (FOC) are presented (FOC is expected to begin in 2020) in this article. It is shown that the globality of the coverage area of the MEOSAR segment for the planned data by means of the standalone stations cannot be achieved because of the slow moving distress beacons in the system. The paper demonstrates that the integration of the ground stations of one National Administration into one station with the geographically distributed antennas, as well as a specialized procedure of schedule planning, are a potential solution to the problem of achieving the globality of the coverage area of the MEOSAR segment of COSPAS–SARSAT program. Based on the example of the planned Russian MEOLUT with 12 antennas (6 antennas in Moscow and 6 antennas in the Russian Far East), the article shows that it is possible to optimize the coverage area, which increases the coverage in the Russian Far East and in the Pacific Region (that might have problems with the MEOSAR coverage) owning to the decrease in the coverage area in Western Europe (where there is a sufficient number of other MEOLUTs). Potentially, the optimization of the MEOLUTs schedules and a shift of their coverage areas in the zones of the insufficient MEOSAR coverage can help to achieve the global service of MEOSAR.

Keywords: COSPAS–SARSAT, MEOSAR, MEOLUT, globality, coverage area

Введение

Одна из ключевых характеристик системы поиска и спасания — глобальность предоставления услуги. Поскольку в последнее время осуществляются работы по внедрению нового сегмента программы КОСПАС–САРСАТ, то наиболее приоритетной на этапе развертывания среднеорбитальной спутниковой системы поиска и спасания (СССПС) является задача обеспечения глобальной зоны обслуживания вновь вводимого сегмента.

На 55-й закрытой сессии Совета КОСПАС–САРСАТ было принято решение об организации экспертной группы, состоящей из специалистов Канады, Франции, России и США, задача которой — оценка зоны обслуживания СССПС и подготовка предложений для достижения глобальности на период до 2020 г., когда планируется объявить статус полной эксплуатационной готовности СССПС [1].

Работа группы главным образом была посвящена оценке зоны обслуживания СССПС на основе космического и наземного сегментов, которые предполагаются быть внедренными к 2020 г., а также экспериментально полученных точностей измерения времен прихода сигналов АРБ на спутники-ретрансляторы (TOA) и их частот (FOA) в предположении о том, что все аварийные радиобуи (АРБ) неподвижны (т. е. скорость АРБ равна нулю и доплеровский сдвиг частоты возникает только из-за наличия скорости спутника). Однако, как было показано в работах [2, 3], около половины всех АРБ являются медленно движущимися (их скорость не превышает 5 м/с), что вызывает дополнительный доплеровский сдвиг частоты, и для определения их координат с заданной точностью требуется больше измерений, чем в случае полностью неподвижных АРБ. Чаще всего АРБ имеют собственную скорость движения, находясь на водной поверхности, под действием течений или ветра.

В [4] показано, что зона обслуживания станции приема и обработки информации среднеорбитального (СПОИ-СО) сегмента КОСПАС–САРСАТ при работе с подвижными АРБ значительно меньше, чем при работе с неподвижными. Таким образом, моделирование зоны обслуживания СССПС в предположении о том, что все АРБ — неподвижны, является слишком оптимистическим, в силу чего требуется проведение моделирования, оценивающего зону обслуживания с учетом наличия скорости у АРБ.

Кроме того, в перспективе необходимо учитывать неравномерность размещения СПОИ-СО на поверхности Земли в различных географических регионах. Процент глобальности зоны обслуживания СССПС может быть повышен при условии учета региональных ресурсов наземного сегмента и скоординированного использования спутниковых ретрансляторов.

Моделирование зоны обслуживания СССПС в предположении, что все АРБ являются неподвижными

Оценка глобальности СССПС производится на основе методики оценки зоны обслуживания отдельного СПОИ-СО, описанной в [4]. Космический сегмент состоит из 25 КА S-диапазона (GPS) и 31 КА L-диапазона (ГЛОНАСС и Galileo). Сначала для каждой СПОИ-СО составляется расписание слежения за спутниками-ретрансляторами и находится ее зона обслуживания. Зона обслуживания СССПС получается путем простого объединения зон обслуживания отдельных СПОИ-СО.

В качестве первого шага было проведено моделирование в предположении, что все АРБ являются неподвижными (как на море, так и на суше). Графические результаты моделирования показаны на рис. 1. Синими маркерами обозначен 12-антенная географически распределенная СПОИ-СО Европейского Союза (на каждой отдельной станции находятся 4 антенны). Красными маркерами отмечены автономные СПОИ-СО, число на них отображает количество антенн. Из представленного рисунка видно, в предположении о наличии только неподвижных АРБ, в 2020 г. покрытие СССПС будет глобальным со значительной степенью дублирования.

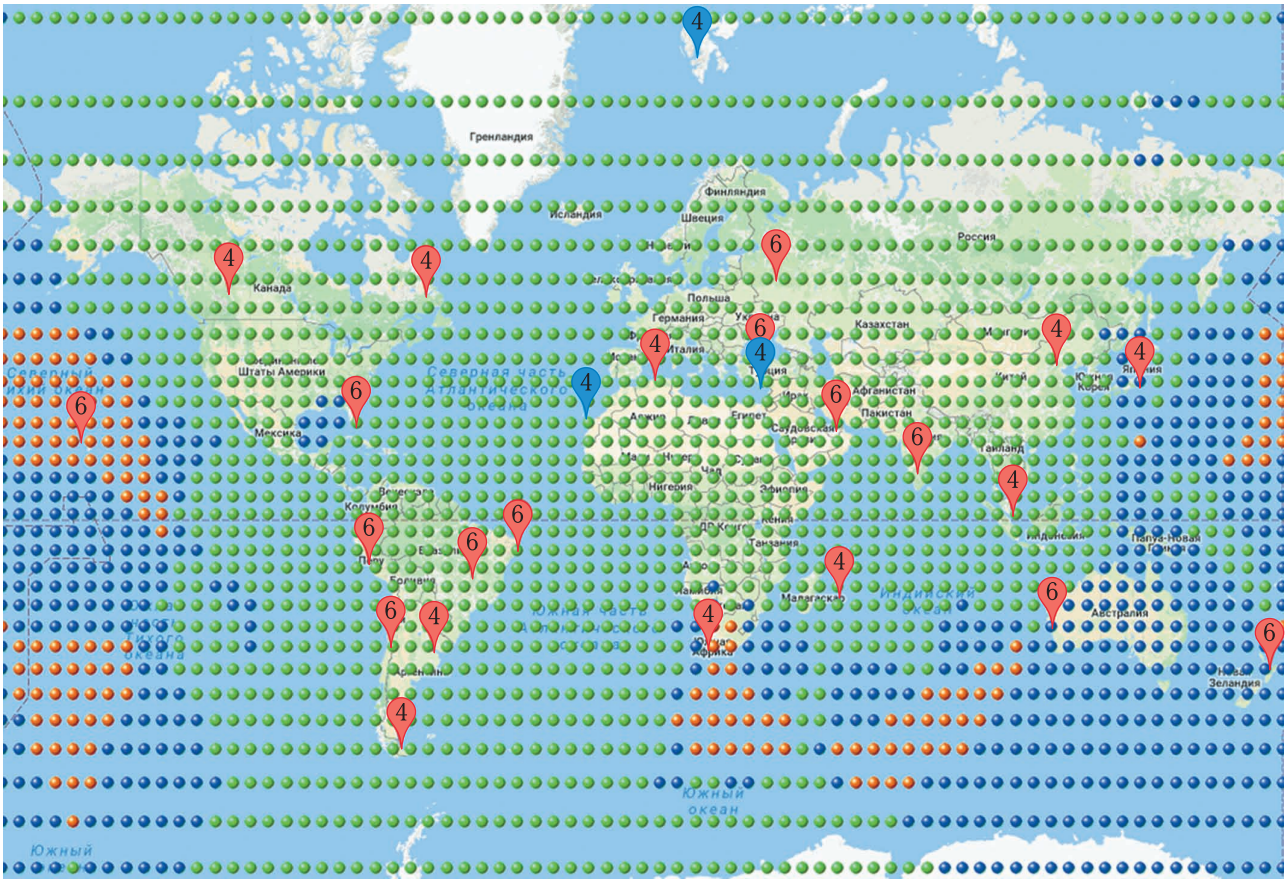


Рис. 1. Покрытие СССПС в предположении неподвижных АРБ.
Количество СПОИ-СО, покрывающих точку: 3, 2, 1

Моделирование зоны обслуживания СССПС в предположении, что все АРБ являются медленно подвижными

Как говорилось выше, предположение о неподвижности АРБ, к сожалению, — существенное упрощение реальной ситуации, поскольку практически любой АРБ, сработавший в акватории мирового океана и находящийся в дрейфе, неподвижным считаться уже не может. Кроме того, необходимо учитывать перспективные персональные радиобуи, которые могут вместе с людьми перемещаться не только в воде, но и по суше. С учетом этих фактов было проведено моделирование зоны обслуживания СССПС, в котором все АРБ считались уже малоподвижными (как на суше, так и на море).

Как было показано в [4], 4-антенная СПОИ-СО не способна выполнять точностные требования СССПС при работе по медленно подвижным АРБ, поэтому моделировалась работа только 6-антенных СПОИ-СО и 12-антенной географически распределенной СПОИ-СО Европейского Союза. На рис. 2 показан результат проведенного моделирования (доля глобальности составила 50,2 %).

Сделав предположение о дооснащении всех существующих сегодня 4-антенных СПОИ-СО до 6-антенных, провели еще одно моделирование, результат которого показан на рис. 3 (процент глобальности составил 71,3 %).

Таким образом, видно, что рассмотрение медленно подвижных АРБ кардинально меняет картину глобальности, которая может быть достигнута к 2020 г. с учетом прогнозируемых космического и наземного сегментов. В случае использования 6-антенных СПОИ-СО и 12-антенной СПОИ-СО

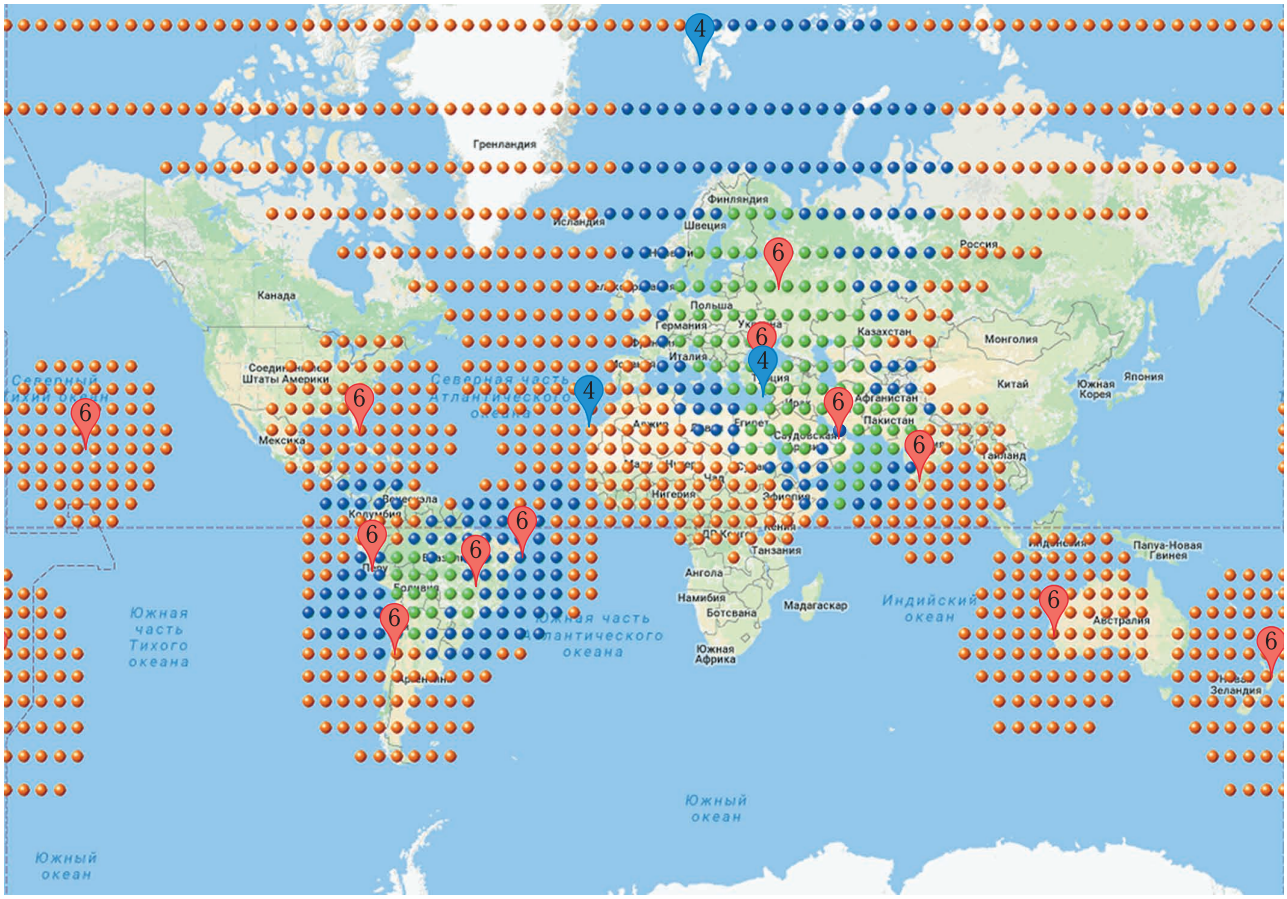


Рис. 2. Покрытие СССПС в предположении медленно подвижных АРБ.
Количество СПОИ-СО, покрывающих точку: 3, 2, 1

ЕС процент глобальности покрытия не превысит 52 %. Если предположить, что все ныне существующие станции будут модернизированы до 6 антенн, процент глобальности составит порядка 70 %.

Таким образом, к 2020 г. при условии наличия 56 спутников-ретрансляторов и существующего парка даже 6-антенных СПОИ-СО СССПС не обеспечит глобальности предоставления услуги поиска и спасания.

Увеличение зоны обслуживания при совместном использовании антенн несколькими СПОИ-СО и координировании их расписаний

Как было показано выше, планируемый на 2020 г. наземный сегмент не способен обеспечить глобальное покрытие Земли в предположении наличия подвижных АРБ. Необходимо найти решение, позволяющее увеличить зону покрытия, поскольку принципиальным преимуществом СССПС над другими сегментами системы КОСПАС–САРСАТ должна быть именно глобальность обслуживания в режиме реального времени.

Для увеличения зоны обслуживания предлагается использовать обмен измерениями между СПОИ-СО и взаимно координировать их расписания. Это особенно актуально для национальных администраций, располагающих более чем одной СПОИ-СО.

В рамках моделирования зоны покрытия перспективного российского наземного сегмента, в котором планируются 7-антенная СПОИ-СО в Москве и 7-антенная СПОИ-СО на Дальнем Востоке (6 антенн считаются рабочими и 1 — запасной) были рассмотрены два сценария — в предположении автономной работы каждого

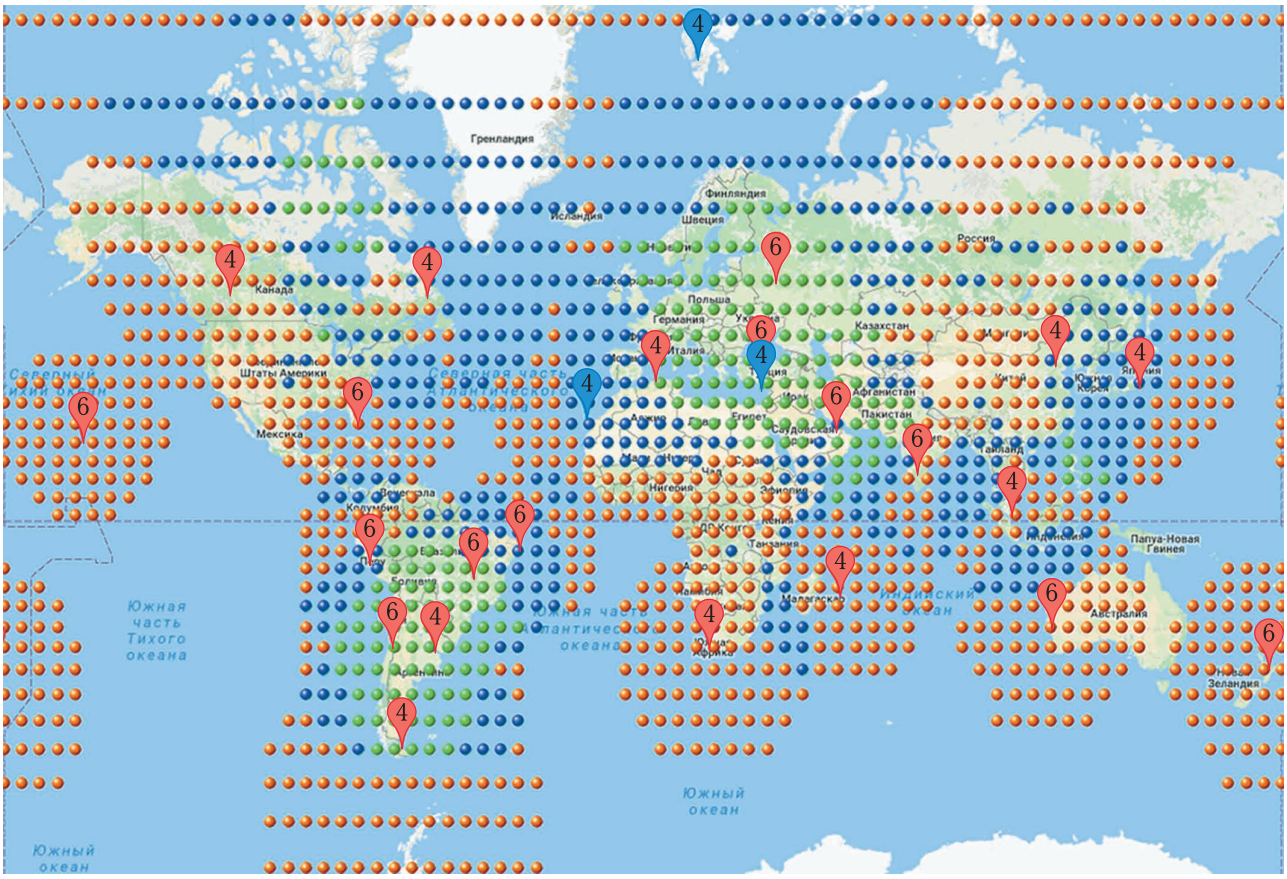


Рис. 3. Покрытие СССПС в предположении, что все СПОИ-СО имеют 6 антенн.
Количество СПОИ-СО, покрывающих точку: 3, 2, 1

из СПОИ-СО, а также при их совместной работе с обменом измерениями и координированным расписанием.

В случае автономной работы использовался алгоритм планирования, описанный в [4], а в случае координированной работы для каждой СПОИ-СО выбирались космические аппараты с наибольшим углом места относительно СПОИ-СО. При этом ни один из КА не планировался одновременно на обе СПОИ-СО и в каждый момент времени в план попадали 12 разных КА. Среднеквадратичное отклонение (СКО) измерений времен прихода сигнала АРБ на КА было заложено номинальным согласно [5] и составило 25 мкс. Номинальное СКО измерений частот составляет 0,20 Гц, однако для российских СПОИ-СО, использующих способ, описанный в [6], этот показатель составляет 0,08 Гц. Поскольку измерения частот вносят главный вклад в точность измерения координат АРБ [2], точность определения координат на российских СПОИ-СО выше, чем на всех остальных СПОИ-СО [7].

На рис. 4 и рис. 5 представлены получившиеся результаты. Как видно, зона обслуживания увеличилась более чем в два раза (с 10,7 % до 24,4 % поверхности Земли), при этом для 12-антенной СПОИ-СО в большинстве случаев точность составила не хуже 2 км в 95 % случаев, что с запасом удовлетворяет требованиям КОСПАС–САРСАТ (5 км в 95 % случаев).

Кроме того, такая 12-антенная СПОИ-СО с географически распределенными антеннами обладает достаточной гибкостью при объявлении зоны обслуживания. Так как в Европе уже имеется большое количество СПОИ-СО и покрытие там представляется достаточно надежным, а в дальневосточном регионе, напротив, имеются значительные затруднения с обеспечением требуемого качества обслуживания СССПС, то целесообразно

Результаты моделирования глобальной зоны покрытия среднеорбитального сегмента системы КОСПАС–САРСАТ

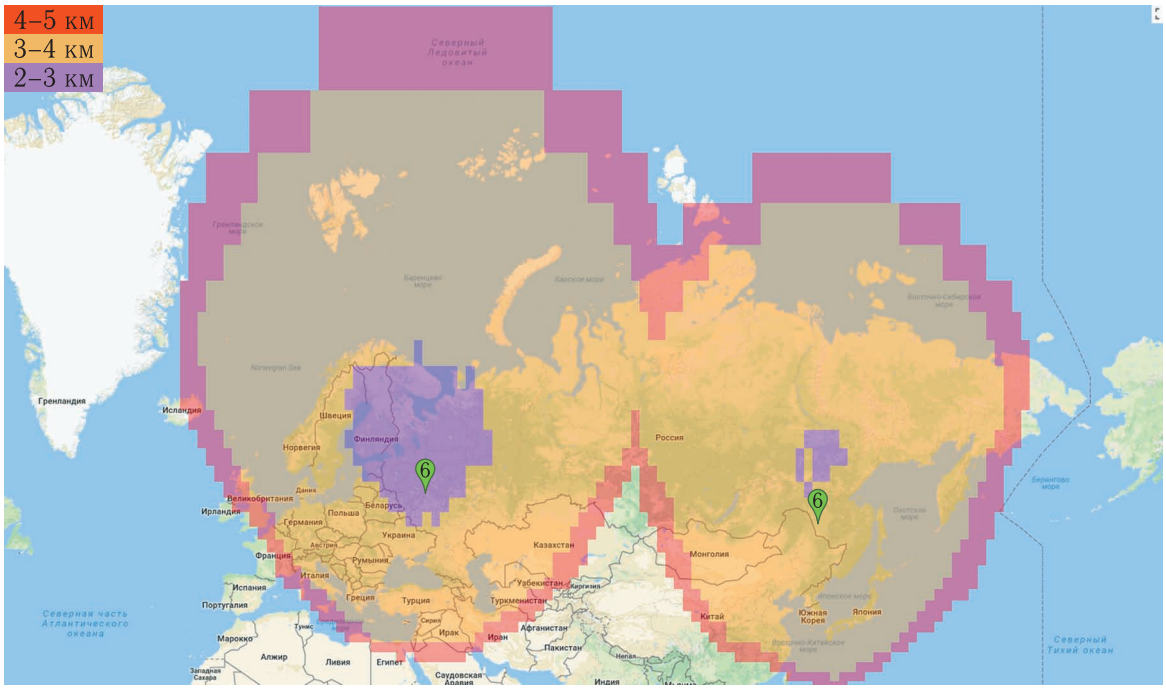


Рис. 4. Оценка зоны покрытия двух автономных СПОИ-СО России (10,7 % от поверхности Земли)

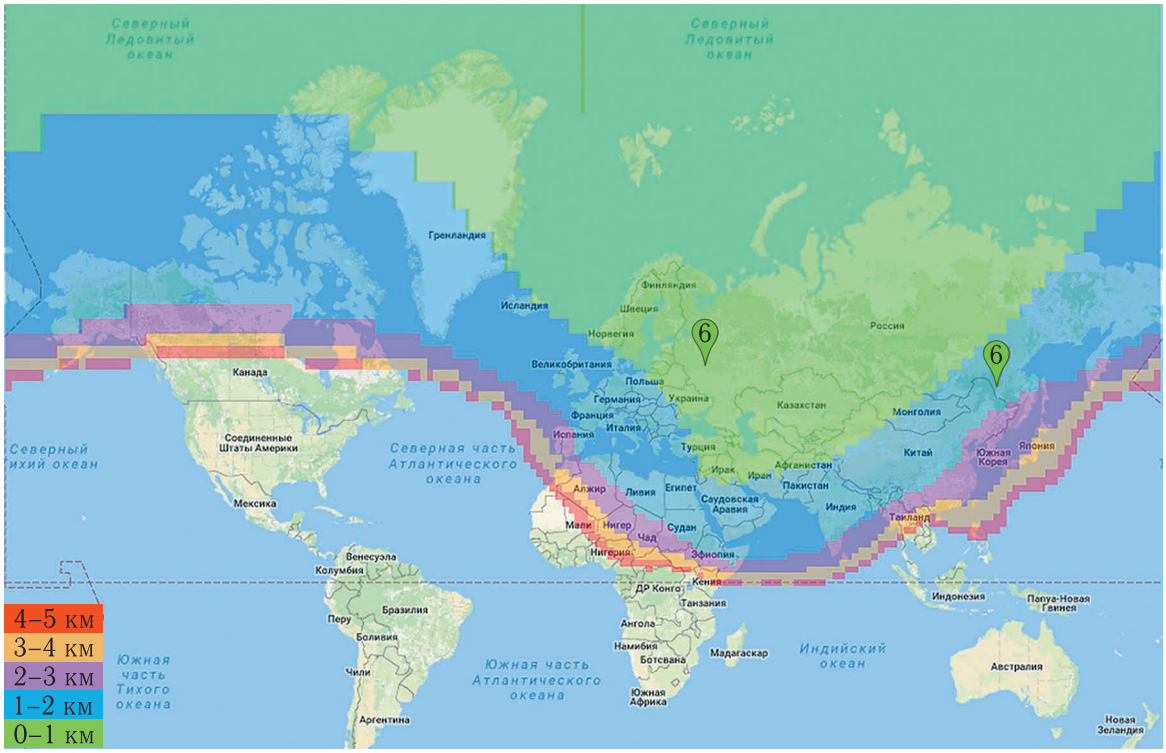


Рис. 5. Оценка зоны покрытия для СПОИ-СО России с 12 географически распределенными антеннами

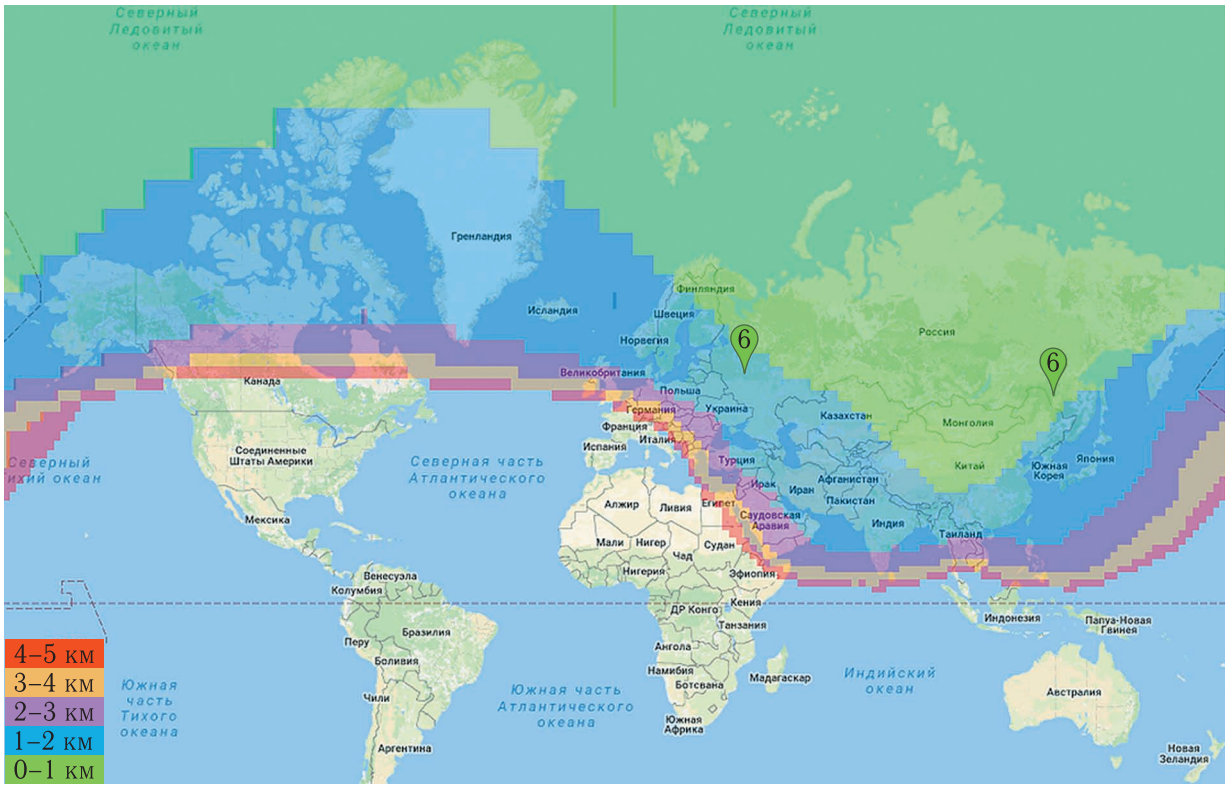


Рис. 6. Оценка зоны покрытия для СПОИ-СО России с 12 географически распределенными антеннами и приоритетом восточных спутников при планировании (24,4 % от поверхности Земли)

было бы сместить зону обслуживания российского наземного сегмента на восток.

Рис. 6 демонстрирует результаты моделирования, в котором был несколько изменен алгоритм планирования 12-антенной СПОИ-СО. Это изменение заключается в том, что при выборе спутников-ретрансляторов для наведения на них антенн СПОИ-СО предпочтение отдавалась КА, имеющим в своей зоне радиовидимости воды Тихого океана, прилегающие к берегам России. Результатом этого изменения стало увеличение зоны покрытия Дальнего Востока и вод Тихого океана за счет уменьшения зоны покрытия в Западной Европе и Северной Африке.

На данный момент более чем одной СПОИ-СО, помимо России, располагают или планируют располагать несколько национальных администраций: Бразилии, Канады, США, Аргентины, Европейского Союза (ЕС). Таким образом, идея использования общих антенн нескольких СПОИ-СО применима для этих национальных администраций. На рис. 7–8 представлены результаты моделирования для некоторых таких потенциально возможных станций. Точность измерения частот в этих сценариях моделирования была заложена номинальной (0,20 Гц).

Сделав некоторые предположения о том, какие СПОИ-СО могут работать совместно и скоординированно, была проведена оценка процента глобальности с использованием таких многоаннтенных (8–12 антенн) СПОИ-СО. Наземный сегмент был представлен следующими станциями:

- 12-антенная (6+6) СПОИ-СО России (желтый цвет);
- 12-антенная (6 + 6) СПОИ-СО Канады (оранжевый цвет);
- 12-антенная (6 + 6) СПОИ-СО США (синий цвет);
- 12-антенная (6+6) СПОИ-СО Бразилии (красный цвет);
- 16-антенная (4 + 4 + 4 + 4) СПОИ-СО ЕС (зеленый цвет);

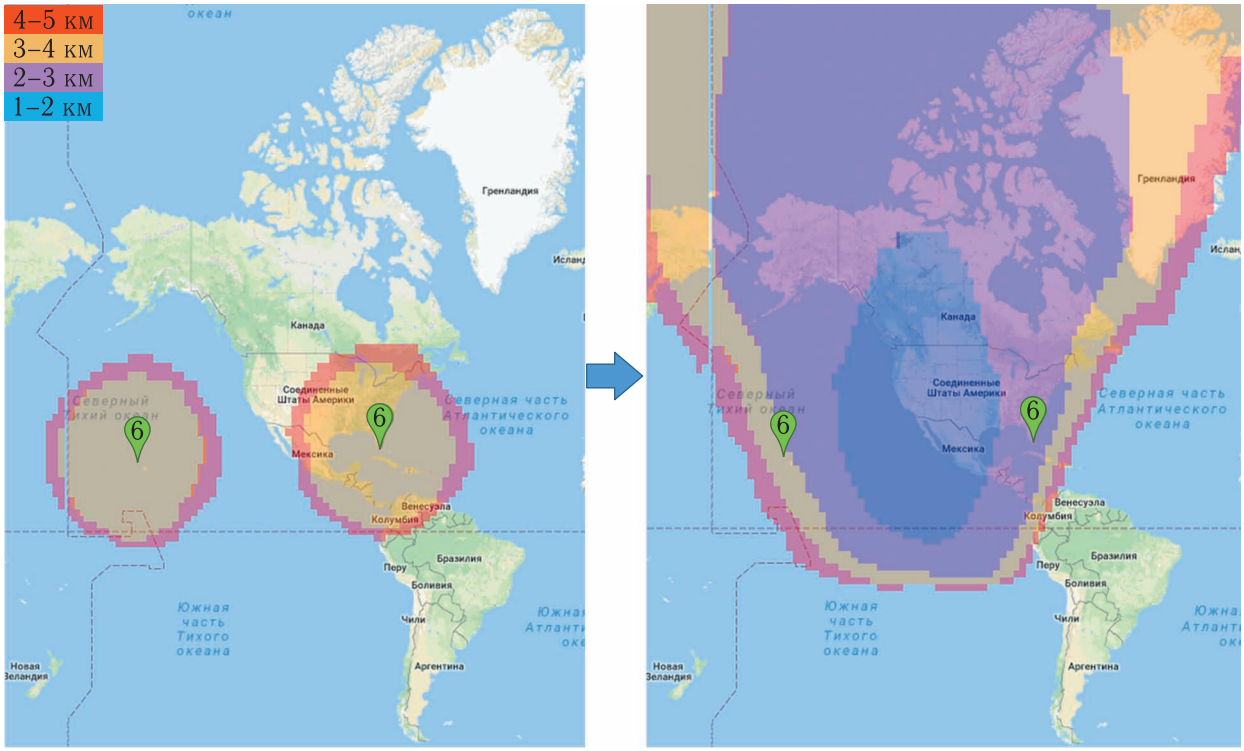


Рис. 7. США (Гавайи и Флорида). Оценка зоны покрытия двух СПОИ-СО в автономном режиме (слева, 10,2 % от поверхности Земли) и с 12 общими антеннами (справа, 20,0 % от поверхности Земли)

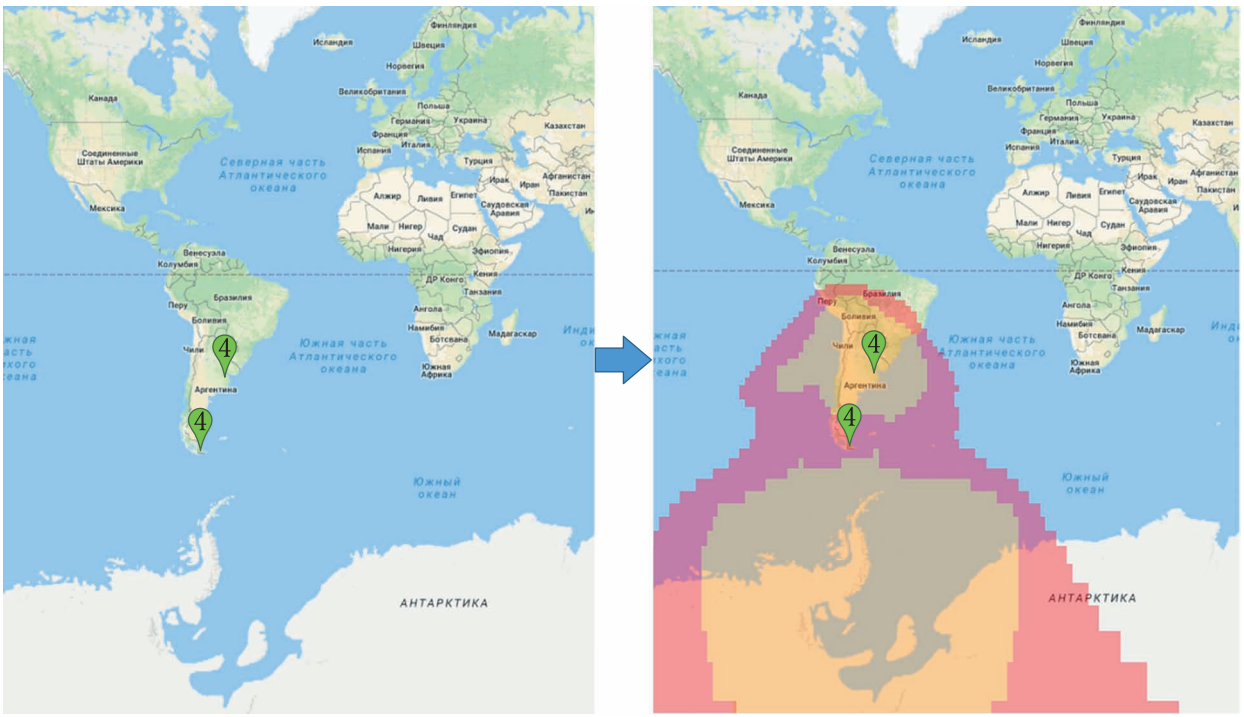


Рис. 8. Аргентина. Оценка зоны обслуживания двух автономных СПОИ-СО (слева, 0 % от поверхности Земли) и с 8 общими антеннами (справа, 9,4 % от поверхности Земли)

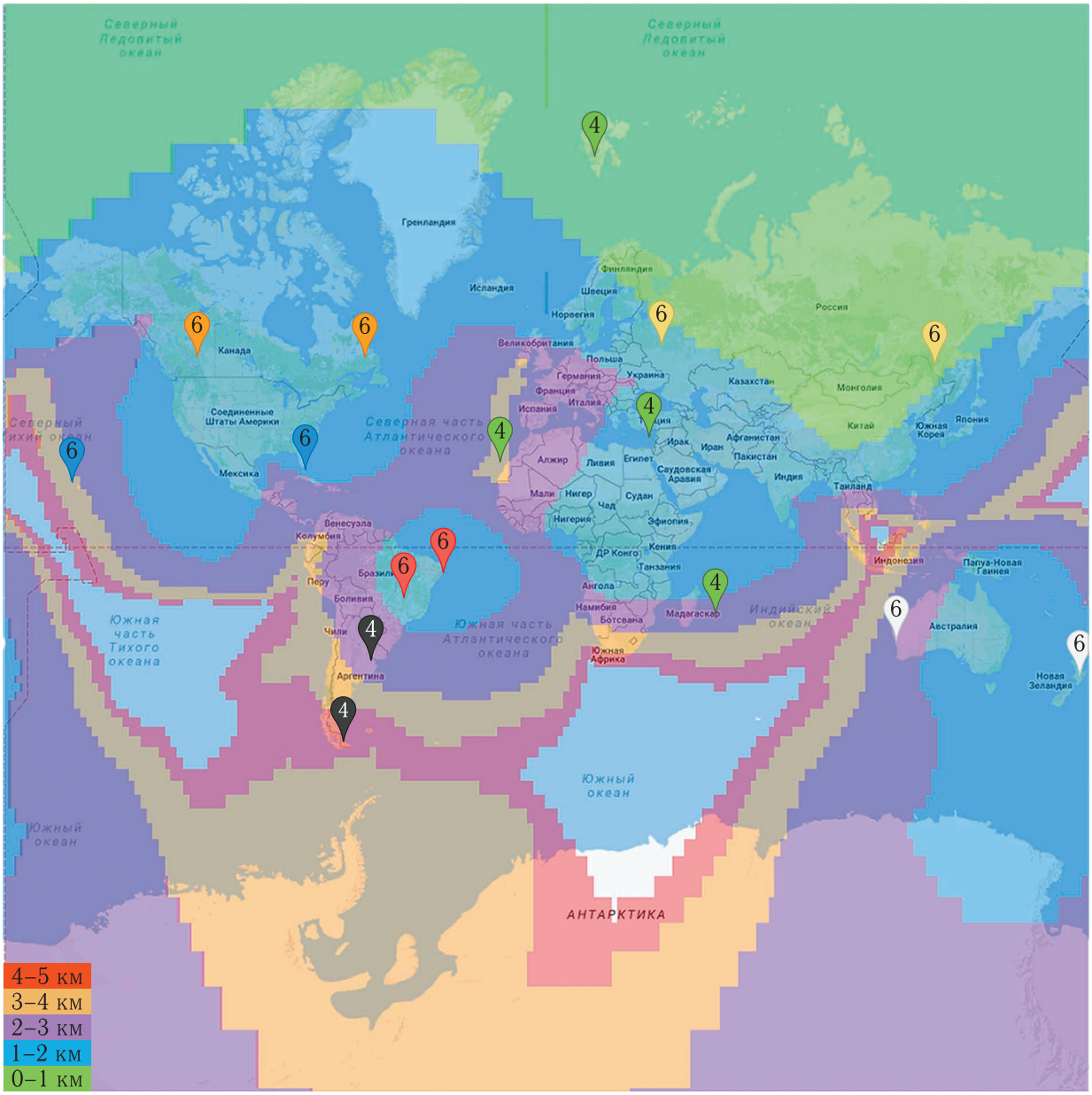


Рис. 9. Оценка глобальности при моделировании «больших» СПОИ-СО (92,4 % от поверхности Земли)

- 8-антенная (4 + 4) СПОИ-СО Аргентины (черный цвет);
- 12-антенная (6 + 6) СПОИ-СО Австралии и Новой Зеландии (белый цвет).

Результаты этого моделирования показаны на рис. 9.

В этом случае процент глобальности составил 92,4 %, причем существует значительный потенциал для покрытия проблемных регионов путем оптимизации расписаний, как это было продемонстрировано в случае с 12-антенной СПОИ-СО России. Кроме того, не были учтены некоторые автономные СПОИ-СО, которые также могут помочь в некоторых регионах (СПОИ-СО Чили и Перу в юго-восточной части Тихого океана, ЮАР, при условии установки дополнительных антенн — в южных частях Индийского и Атлантического океанов). Однако дальнейшие моделирования целесообразно проводить позже, после того, как будет

доступно больше информации о планах национальных администраций, обладающих наземными станциями СПОИ-СО.

Выводы

В статье рассмотрены результаты моделирований зоны обслуживания СССПС в предположениях о том, что все АРБ являются неподвижными либо медленно подвижными АРБ.

В предположении о том, что все АРБ являются неподвижными, моделирование подтверждает 100 %-ю глобальную зону покрытия СССПС со значительным дублированием.

Однако предположение о неподвижности АРБ с учетом наличия морских, персональных, а также перспективных авиационных АРБ — существенное упрощение ситуации и в качестве основного в текущих реалиях развития системы использовано быть не может.

Моделирование зоны покрытия СССПС в предположении о существовании медленно подвижных АРБ на суше и на море показало, что процент глобальности значительно уменьшился по сравнению с моделированием в предположении о том, что все АРБ являются неподвижными, и составил только 52 %. Следовательно, глобальность СССПС не может быть достигнута с помощью автономных СПОИ-СО.

Был предложен алгоритм использования СПОИ-СО, позволяющий существенно расширить глобальность зоны обслуживания СССПС. Моделирование зоны обслуживания, проведенное для перспективного наземного сегмента Российской Федерации, показало, что с учетом обмена измерениями и взаимного координирования расписаний на станциях можно повысить процент глобальности зоны обслуживания с 10,7 % до 24,4 %.

Кроме того, необходимо учитывать неравномерность расположения СПОИ-СО в географических регионах на поверхности Земли. Проведенное моделирование показывает, что с учетом существенного запаса по покрытию в европейском регионе зона обслуживания наземного сегмента Российской Федерации в интересах повышения глобальности покрытия может быть смещена в область Дальнего Востока и Тихого океана.

Аналогичное моделирование было проведено и в глобальном масштабе, было показано, что при определенных условиях можно реализовать 92 %-ю зону обслуживания. Кроме того, при условии совместного использования ресурсов мировых СПОИ-СО процент глобальности зоны обслуживания может быть доведен и до 100 % к 2020 г.

Список литературы

1. Canada/France/Russia/USA. Experts working group MEOSAR for global coverage. URL: http://cospas-sarsat.int/images/cospas_sarsat/pdf_uploads/153/CSC-57-OPN-Inf-19.pdf, дата обращения 07.04.2017.

2. *Антонов Д. В.*, *Архангельский В. А.*, *Белоглазова Н. Ю.* Точность определения координат аварийных радиобуев по измерениям частот и времен прихода сигналов этих буев на космические аппараты среднеорбитального сегмента системы КОСПАС–САРСАТ // T-Comm: Телекоммуникации и транспорт, 2016, т. 10, № 1. С. 62–67.

3. *Антонов Д. В.* Экспериментальная оценка точности определения координат медленно подвижных радиобуев в среднеорбитальном сегменте КОСПАС–САРСАТ // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 3. С. 40–45.

4. *Антонов Д. В.* Оценка зоны обслуживания станции приема и обработки информации среднеорбитального сегмента КОСПАС–САРСАТ // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 3. С. 24–34.

5. COSPAS–SARSAT MEOLUT performance specification and design guidelines // C/S T.019, December 2015, Is.1.

6. *Архангельский В. А.*, *Селезнев В. В.* Пути повышения точности независимого от ГНСС определения местоположения аварийных радиобуев в среднеорбитальном сегменте КОСПАС–САРСАТ // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 3. С. 77–86.

7. *Антонов Д. В.*, *Федосеев А. В.* Экспериментальные исследования точности определения координат аварийных радиобуев в среднеорбитальном сегменте КОСПАС–САРСАТ // T-Comm: Телекоммуникации и транспорт, 2016, т. 10, № 11. С. 22–27.

References

1. *Canada/France/Russia/USA. Experts working group MEOSAR for global coverage.* Available at: http://cospas-sarsat.int/images/cospas_sarsat/pdf_uploads/153/CSC-57-OPN-Inf-19.pdf (accessed 7 April 2017).
2. Antonov D. V., Arkhangel'skiy V. A., Beloglazova N. Yu. Tochnost' opredeleniya koordinat avariynykh radiobuev po izmereniyam chastot i vremen prikhoda signalov etikh buev na kosmicheskie apparaty sredneorbital'nogo segmenta sistemy KOSPAS–SARSAT [The accuracy of independent location of a distress radiobeacon derived from the measurements of time and frequency of arrival at the COSPAS–SARSAT medium earth orbiting satellites]. *T-Comm: Telekommunikatsii i transport* [T-Comm — Telecommunications and Transport]. 2016, Vol. 10, No. 1, pp. 62–67. (in Russian)
3. Antonov D. V. Eksperimental'naya otsenka tochnosti opredeleniya koordinat medlenno podvizhnykh radiobuev v sredneorbital'nom segmente KOSPAS–SARSAT [Experimental Evaluation of the Slow Moving Beacon Location Accuracy in the Middle Earth Orbit Segment of the COSPAS–SARSAT System]. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy* [Rocket-Space Device Engineering and Information Systems]. 2017, Vol. 4, No. 3, pp. 40–45. (in Russian)
4. Antonov D. V. Otsenka zony obsluzhivaniya stantsii priema i obrabotki informatsii sredneorbital'nogo segmenta KOSPAS–SARSAT [Estimation of the Service Area of the Medium Earth Orbit Local User Terminal of the COSPAS–SARSAT System]. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy* [Rocket-Space Device Engineering and Information Systems]. 2017, Vol. 4, No. 3, pp. 24–34. (in Russian)
5. *COSPAS–SARSAT MEOLUT performance specification and design guidelines.* C/S T.019, Issue 1, December 2015.
6. Arkhangel'skiy V. A., Seleznev V. V. Puti povysheniya tochnosti nezavisimogo ot GNSS opredeleniya mestopolozheniya avariynykh radiobuev v sredneorbital'nom segmente KOSPAS–SARSAT [Approaches to Accuracy Improvement of GNSS Independent Determination of Position Data of Emergency Radio Beacons in the Medium Earth Orbit Segment of the COSPAS–SARSAT System]. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy* [Rocket-Space Device Engineering and Information Systems]. 2017, Vol. 4, No. 3, pp. 77–86. (in Russian)
7. Antonov D. V., Fedoseev A. V. Eksperimental'nye issledovaniya tochnosti opredeleniya koordinat avariynykh radiobuev v sredneorbital'nom segmente KOSPAS–SARSAT [The accuracy of independent location of a distress radiobeacon derived from the measurements of time and frequency of arrival at the COSPAS–SARSAT medium earth orbiting satellites]. *T-Comm: Telekommunikatsii i transport* [T-Comm — Telecommunications and Transport]. 2016, Vol. 10, No. 11, pp. 22–27. (in Russian)

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2017, том 4, выпуск 4, с. 35–44

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

УДК 621.397 DOI 10.17238/issn2409-0239.2017.4.35

Получение оптических изображений низкоорбитальных космических объектов при спутниковом мониторинге на скрещивающихся курсах

В. Н. Лагуткин, *д. т. н., доцент, vlagutkin@mail.ru*
ПАО «МАК "Вымпел"», Москва, Российская Федерация
А. П. Лукьянов *д. т. н., доцент, kikkolo@mail.ru*
ПАО «МАК "Вымпел"», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В статье рассмотрены возможности использования космических датчиков для получения изображений низкоорбитальных космических объектов с линейным разрешением на уровне 10–20 см. Проведено совместное моделирование пассивного орбитального движения на интервалах времени один и два года подмножества низкоорбитальных космических объектов и гипотетического космического датчика для различных наклонений его орбиты. Рассчитана статистика сближений при пролете на скрещивающихся курсах космического датчика с космическими объектами на расстояния порядка десятков километров с учетом ограничения на максимальный фазовый угол наблюдения (угол Солнце–объект–датчик) и условия отсутствия фона Земли. Показано, что один космический датчик в пассивном полете может провести фотографирование с расстояний не более 50 км в течение одного года — не менее 80 %, в течение двух лет — не менее 90 % интересующих космических объектов. Сформулированы основные принципы работы космического датчика, для реализации которых предложено использовать метод «заметания», применяемый в космических системах дистанционного зондирования Земли. Рассмотрены особенности и трудности применения этого метода для фотографирования космических объектов, пролетающих с большими угловыми скоростями. Представлен вариант облика перенацеливаемой управляемой бортовой оптоэлектронной камеры с инструментальным разрешением на уровне 0,4″ для космического датчика получения изображений космических объектов при пролете на скрещивающихся курсах.

Ключевые слова: изображения объектов, разрешающая способность, наведение, сканирование, накопление данных, управление, многоканальные устройства

Obtaining Optical Images of LEO Space Objects during Satellite Monitoring on the Crossing Courses

V. N. Lagutkin, *Dr. Sci. (Engineering), Assoc. Prof., vlagutkin@mail.ru*
Public Stock Company "VIMPEL Interstate Corporation", Moscow, Russian Federation
A. P. Luk'yanov *Dr. Sci. (Engineering), Assoc. Prof., kikkolo@mail.ru*
Public Stock Company "VIMPEL Interstate Corporation", Moscow, Russian Federation

Abstract. The possibilities of using space sensors to obtain images of LEO space objects with the linear resolution at the level of 10–20 cm are considered in the article. A combined simulation of the passive orbital movement on time intervals of one and two years of a subset of LEO space objects and a hypothetical space sensor for various inclinations of its orbit is carried out. The statistics of rendezvous at the flight on the crossing courses of the space sensor with space objects is calculated on the distances about tens of kilometers taking into account the restriction for the maximum phase angle of observation (an angle: Sun–object–sensor) and the conditions of the lack of the Earth's background. It is shown that one space sensor in a passive flight can carry out photography from the distances no more than 50 km within one year — not less than 80 %, within two years — not less than 90 % of the space objects of interest. The basic principles of the operation of the space sensor are formulated. It is offered to use a sweeping method applied in the space systems of Earth remote sensing for the realization of such principles. The features and difficulties of the application of this method for photography of the space objects, which are flying by with big angular speeds, are considered. The option of the shape of the retargeted controlled on-board optoelectronic camera with the instrumental resolution at the level of 0.4 angular seconds for the space sensor to obtain images of space objects at the flight on the crossing courses is presented.

Keywords: images of objects, resolution capability, guidance, scanning, accumulation of data, control, multichannel devices

Введение

В работе [1] рассмотрены возможности использования сети космических датчиков (КД) для контроля орбит космических объектов (КО).

В настоящее время для решения задач контроля ближнего космоса создаются и используются наземные телескопы с апертурой, превышающей 3 м [2]. Дифракционный предел линейного разрешения на дальности 500 км для таких телескопов — около 0,1 м (на длине волны $\lambda \approx 0{,}5$ мкм).

В данной работе рассмотрены возможности использования космических датчиков для получения изображений низкоорбитальных космических объектов (НОКО) с линейным разрешением на таком же уровне. При этом исследованы следующие группы вопросов:

- производительность получения изображений КО в зависимости от орбит КД;
- режим работы и технический облик бортовой оптоэлектронной аппаратуры;
- потенциальное качество изображений КО, получаемых из космоса.

Вынесение средств наблюдения в космос имеет существенные преимущества по сравнению с наземными средствами с точки зрения получения изображений КО:

- отсутствие ограничений на географическое расположение наблюдателей;
- приближение высоты наблюдателя к наблюдаемым КО, дающее возможность получения изображений КО с близкого расстояния с высоким линейным разрешением,
- исключение мешающего влияния атмосферы и связанных с ней факторов, проявляющихся в перерывах наблюдений, ослаблении и искажениях получаемых изображений, фоновых помехах.

Однако практическая реализация этих преимуществ требует решения ряда проблем по обеспечению:

- выдачи высокоточных целеуказаний для проведения успешных наблюдений;
- высокоточных навигации, ориентации и наведения КД на наблюдаемые КО, двигающиеся с большими относительными угловыми скоростями;
- высокой чувствительности и высокой разрешающей способности бортовых оптоэлектронных средств при ограничениях на их массу и габариты;
- обработки больших потоков информации в реальном времени во время сеансов наблюдения, в частности для уточнения орбит наблюдаемых КО, высокоточного быстрого наведения на них КД и формирования выходных изображений наблюдаемых КО.

Принципы получения изображений НОКО из космоса, облик бортовой оптоэлектронной аппаратуры и оценки качества изображений

Для количественного исследования возможностей получения изображений НОКО при спутниковом мониторинге разработана специальная версия модели, представленной в [1]. Модель осуществляет совместное моделирование орбитального движения подмножества НОКО и космического датчика, фиксирует события сближения НОКО и КД и определяет возможность проведения сеансов фотографирования НОКО на «скрещивающихся курсах» с учетом ограничений физического характера, к которым, в частности, относятся условие освещенности НОКО Солнцем, условие отсутствия фона Земли и ограничение на максимальный фазовый угол наблюдения (угол Солнце–объект–КД).

По результатам моделирования на заданном длительном интервале времени формируются выборочные распределения возможных сеансов наблюдений НОКО в зависимости от различных параметров: времени работы КД на орбите, дальности наблюдаемого НОКО в момент наибольшего сближения с КД, угловой скорости наблюдаемого НОКО в этот момент и др.

Для примера на рис. 1–3 представлены результаты моделирования для космических датчиков, расположенных на орбите с наклонением 75°, перигеем

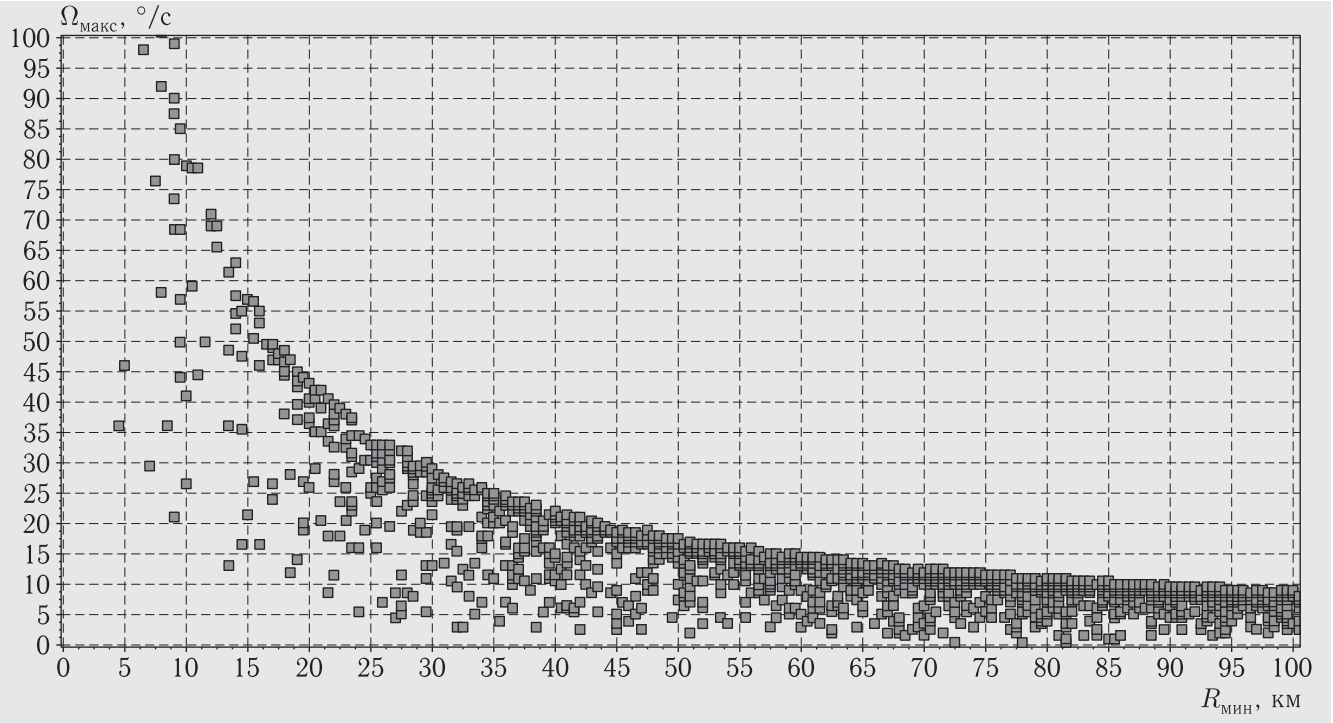


Рис. 1. Двумерное распределение сеансов наблюдения за год одним КД подмножества из 240 НОКО по дальности (ось X) и угловой скорости (ось Y) (всего сеансов ∼1800)

500 км и апогеем 1500 км, начальным аргументом перигея $\omega = 0°$ и 90°. Моделируемое подмножество НОКО из 240 НОКО сформировано по данным [3].

На рис. 1 представлено выборочное двумерное распределение сеансов наблюдения за год одним КД с $\omega = 90°$ подмножества из 240 НОКО по минимальной дальности $R_{мин}$ (ось абсцисс, в км) и соответствующей максимальной угловой скорости Ω_{max} (ось ординат, в °/с). Всего возможных сеансов наблюдения ∼1800, т. е. в среднем примерно по 7 сеансов по каждому НОКО. Для другого КД распределение аналогичное.

Так как угловая скорость в точке максимального сближения определяется соотношением

$$\Omega_{макс} = \left|\mathbf{V}_{НОКО} - \mathbf{V}_{КД}\right|/R_{мин},$$

где $\mathbf{V}_{НОКО}$, $\mathbf{V}_{КД}$ — векторы скоростей НОКО и КД, то огибающая сверху этого распределения определяется естественным условием для встречных курсов

$$\max \Omega_{макс} \approx 2 \cdot V_1/R_{мин},$$

где V_1 — первая космическая скорость.

Положение точки распределения под огибающей при заданном $R_{\min}$ зависит угла между векторами скоростей НОКО и КД. Так при $R_{\min} \approx 50$ км значения $\Omega_{\max}$, как показало моделирование, находятся в диапазоне 2–18 °/с.

На рис. 2 представлены расчетные гистограммы относительного количества различных наблюдаемых КО на дальности не более 50 км в зависимости от времени работы космических датчиков в сутках. Маркировка квадратиками соответствует КД с $\omega = 0°$, треугольниками — $\omega = 90°$, кружками — совместной работе двух КД.

Как видно из рис. 2, за год работы один КД на орбите может провести фотографирование с дальности не более 50 км около 80 %, а два КД — 94 % различных НОКО от общего числа моделируемого подмножества НОКО.

На рис. 3 представлены расчетные выборочные интегральные законы минимальных дальностей для различных наблюдаемых за год НОКО. Маркировка графиков — как на предыдущем рисунке.

Как видно из рисунка, минимальная дальность наблюдения одним КД не превышает 65–75 км

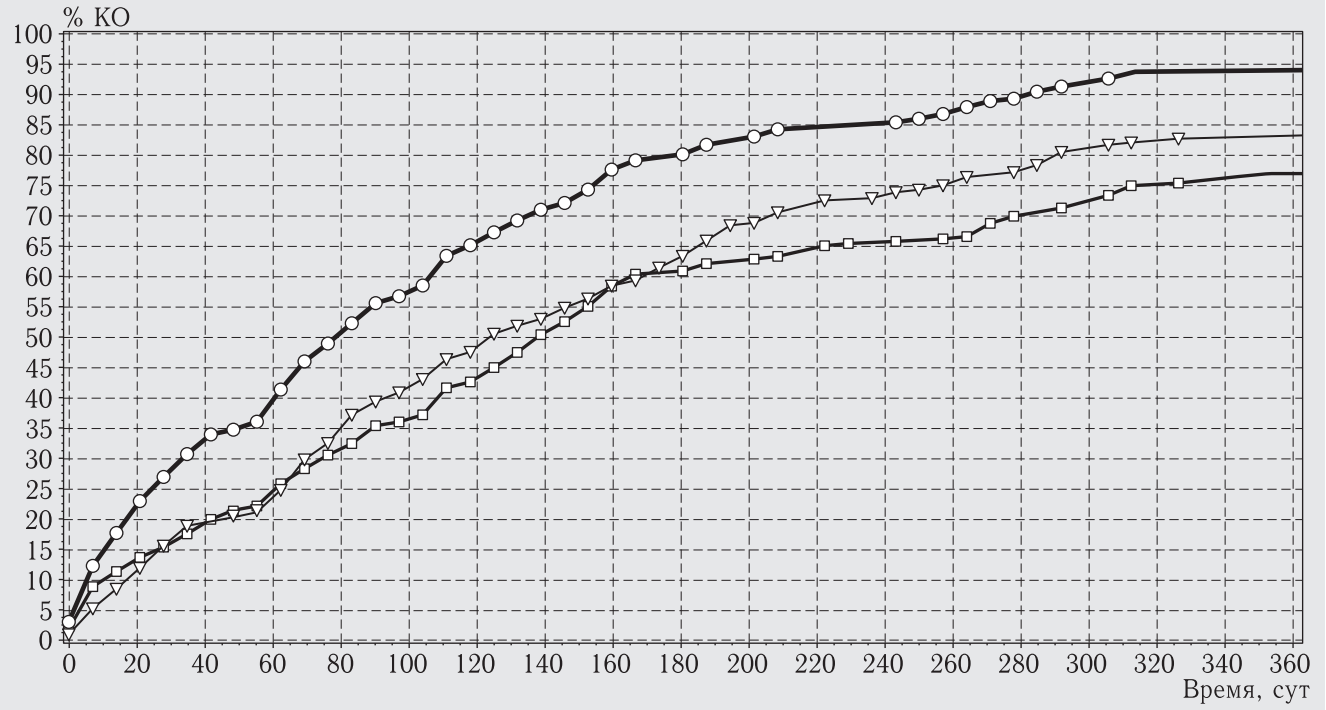


Рис. 2. Относительная доля (%) различных наблюдаемых КО на дальности не более 50 км (ось Y) в зависимости от времени работы КД (ось X, в сут) на орбите

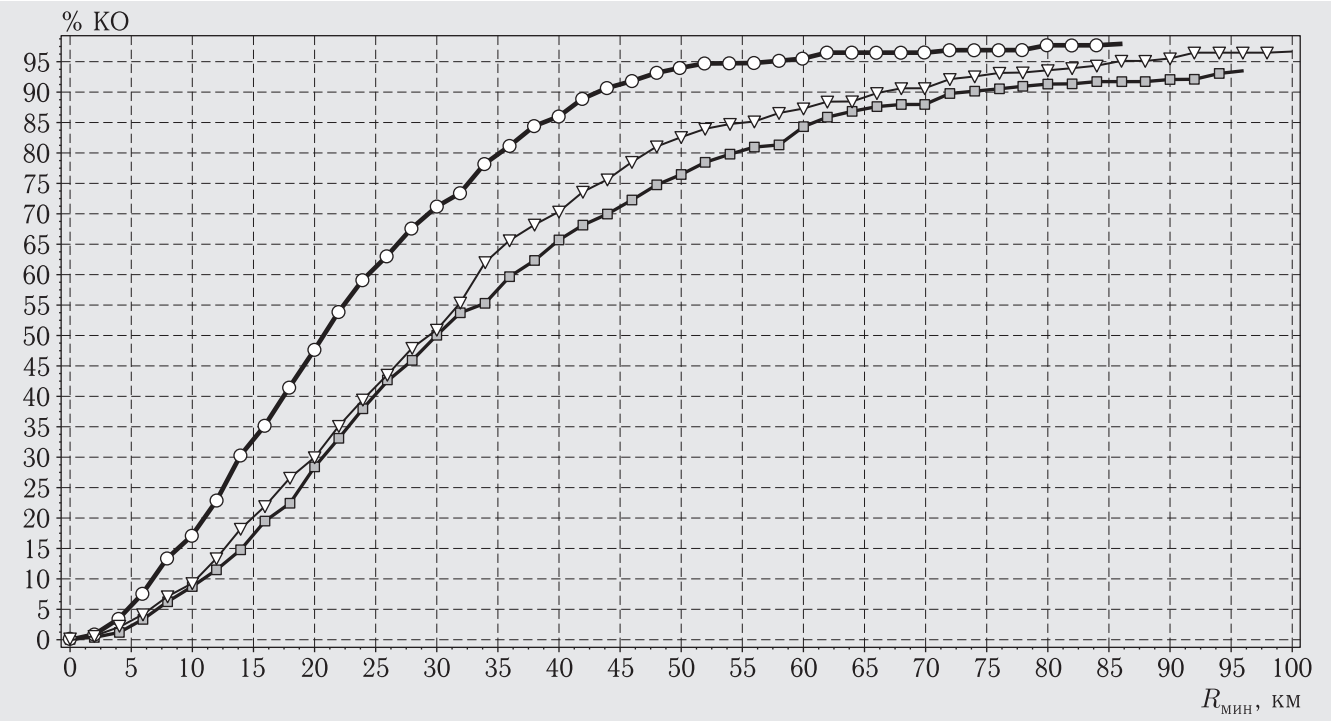


Рис. 3. Выборочный интегральный закон распределения минимальных дальностей для различных НОКО

для 90 % различных НОКО из подмножества, 48–55 км — для 80 % НОКО, 30 км — для 50 % НОКО. При совместной работе 2 КД минимальная дальность наблюдения не превышает 60 км для 95 % различных НОКО из подмножества.

В табл. 1 представлены результаты расчетов относительной доли различных КО, наблюдаемых одним КД на дальности не более 50 км в зависимости от наклонения орбиты КД, включая солнечно-синхронную орбиту (ССО, наклонение 99°) «над» терминатором, времени его работы и предельной угловой скорости наблюдения.

Таблица 1. Доли различных КО, наблюдаемых на дальности не более 50 км

Наклонение, °	50	60	70	80	90	99 (ССО)	110
Доля различных КО (в %), наблюдаемых за 1 год при угловой скорости до 10 °/с	60	70	60	66	70	70	69
Доля различных КО (в %), наблюдаемых за 1 год при угловой скорости до 20 °/с	72	79	75	79	82	82	81
Доля различных КО (в %), наблюдаемых за 2 года при угловой скорости до 20 °/с	87	87	89	93	92	93	89

Как видно из таблицы, относительная доля наблюдаемых КО не сильно зависит от наклонения орбиты КД в рассматриваемом диапазоне. Зависимость от предельной угловой скорости и времени работы более существенная.

Определение принципов работы космического датчика для получения изображений НОКО на пролете, технического облика бортовой оптоэлектронной аппаратуры и космической платформы проведено на основе анализа современного состояния и тенденций развития космических оптоэлектронных систем наблюдения высокого разрешения как зарубежных, так и отечественных [4–12].

Исходя из представленных выше результатов моделирования можно сформулировать следующие основные принципы работы космического датчика получения изображений НОКО на пролете.

1. Наблюдение и получение изображений НОКО должно проводиться по предварительным данным для наведения от наземного информационного комплекса (НИК).

2. Орбита космического датчика — низкая эллиптическая, примерно ~500 км × 1500 км, наклонение ~55°–110°.

3. Космическая платформа — с трехосным управлением.

4. Наблюдение и получение изображений НОКО осуществляется перенацеливаемой управляемой бортовой оптоэлектронной камерой (БОЭК) с полем зрения ~1° и угловым инструментальным разрешением на уровне 0,4″.

Определение основных параметров бортовой оптоэлектронной аппаратуры с учетом массогабаритных ограничений и больших угловых скоростей наблюдения представляет собой сложную научно-техническую задачу. Приведенные ниже оценки являются предварительными и имеют целью показать техническую реализуемость сформулированных принципов работы космического датчика.

В космических системах дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для получения оптических изображений земной поверхности используют движение космического аппарата по орбите для обеспечения сканирования наблюдаемой сцены по одной из координат (метод «заметания») [4]. Изображение формируется последовательно параллельными строками фоточувствительных элементов (пикселов), причем строки располагаются перпендикулярно направлению движения космического аппарата.

Метод «заметания» можно использовать и для получения изображений КО с хорошим линейным разрешением при спутниковом мониторинге на пролете, причем строки фоточувствительной матрицы во время съемки должны быть перпендикулярны направлению относительного движения наблюдаемого КО. Однако в этом случае задача существенно осложняется тем обстоятельством, что параметры условий наблюдения от сеанса к сеансу кардинально изменяются, в том числе геометрия наблюдения, дальность, угловая скорость. Угловые скорости наблюдения в этом случае могут составлять десятки градусов в секунду (см. рис. 1 и табл. 1), т. е. в десятки раз больше, чем в системах ДЗЗ. Как следствие, время накопления сигнала в одном пикселе

существенно уменьшается. Компенсировать уменьшение энергии сигнала из-за сокращения времени накопления в одном пикселе можно путем увеличения строк накопления, что позволит получить четкие (по яркости) детальные оптические изображения НОКО, наблюдаемых при больших угловых скоростях.

БОЭК для получения оптических изображений космических объектов на пролете должна содержать:

- устройство наведения,
- объектив высокого углового разрешения (ОВУР) с блоком фокальной настройки (БФН),
- управляемое интегрированное фотоприемное устройство (ИФПУ), состоящее из ряда одинаковых параллельно расположенных матричных фотоприемных модулей (МФПМ), каждый из которых включает управляемую фоточувствительную матрицу (УФЧМ) ПЗС ВЗН, сопряженную с управляемым многоканальным считывающим устройством (УМСУ),
- многоканальное буферное запоминающее устройство (МБЗУ),
- управляющее вычислительное устройством (УВУ),
- синхрогенератор (СГ) для синхронизации работы всех функциональных узлов устройства.

БОЭК по заранее определенным данным и результатам предварительных наблюдений нацеливается так, чтобы в расчетный момент максимально допустимого сближения с наблюдаемым объектом оптическая ось объектива была направлена на объект и он был сфокусирован на расчетную допустимую дальность до объекта $R_{\text{доп}}$.

Наведение БОЭК может быть обеспечено различными способами:

- с помощью поворотного (одно или двухосного) зеркала, установленного перед объективом,
- с помощью одно или двухосного механизма поворота БОЭК в целом,
- с помощью поворота космической платформы.

Возможна комбинация этих вариантов наведения.

Диаметр апертуры объектива для обеспечения углового разрешения $0{,}4''$ (на длине волны $\lambda \approx$ $\approx$ 0,5 мкм) должен быть не менее 0,25 м. Блок фокальной настройки объектива выполняет перемещение ИФПУ вдоль оптической оси объектива для получения наилучшего пространственного разрешения на расчетной дальности, а также управляемый поворот ИФПУ вокруг оптической оси, чтобы направление движения изображения объекта по фокальной плоскости в текущий момент было перпендикулярно строкам матриц ПЗС ВЗН. Для выполнения этих функций должны применяться специальные приводы, управляемые вычислительным устройством.

Интегрированное фотоприемное устройство выполняет функции получения и накопления данных для формирования качественных изображений наблюдаемых объектов.

Управляемые фоточувствительные матрицы ПЗС ВЗН производят фотоэлектронное преобразование и последовательное накопление зарядов путем их переноса по столбцам со скоростью, согласованной со скоростью движения изображения объекта по фокальной плоскости.

Размер элементов матрицы ПЗС ВЗН приходится выбирать компромиссно для удовлетворения противоречивых требований обеспечения высоких показателей пространственного и яркостного разрешения при больших угловых скоростях наблюдения НОКО. С одной стороны, для согласования углового разрешения матрицы с угловым разрешением объектива угловой шаг решетки матрицы в соответствии с теоремой отсчетов Котельникова–Найквиста должен быть примерно в 2 раза (или более) меньше углового разрешения объектива [13]. С другой стороны, при уменьшении углового размера фотоприемных элементов при фиксированной угловой скорости НОКО уменьшается (по кубическому закону) энергия принимаемого излучения от проецируемых рассеивающих элементов НОКО (см. ниже), что приводит к соответствующему уменьшению яркостного разрешения (в степени 3/2). В качестве компромисса, учитывая, что КД может быть использован и для наблюдения удаленных точечных КО, целесообразно выбрать значение углового размера фотоприемного элемента равным угловому разрешению объектива. При этом линейный размер проекции пиксела на дальностях не более 50 км будет не более 0,1 м, а линейное разрешение по критерию Найквиста — не хуже 0,2 м.

Управляемые многоканальные считывающие устройства осуществляют считывание строк накопленного изображения объекта с частотой, равной тактовой частоте сдвигового регистра. Количество выходных каналов считывающего выбирается таким, чтобы обеспечить считывание без искажений изображений объектов в реальном времени при предельно допустимых угловых скоростях.

Для обеспечения необходимой предельной скорости считывания строк считывающие устройства разделяют на идентичные параллельно работающие каналы, число и параметры которых зависят от предельной тактовой частоты используемого мультиплексора. Многоканальное буферное запоминающее устройство осуществляет параллельное запоминание оцифрованных данных, поступающих с выходов УМСУ.

Управляющее вычислительное устройством осуществляет формирование команд управления функциональными узлами устройства, совместную обработку в реальном времени данных, записанных в многоканальное буферное запоминающее устройство, определение положения и перемещения изображения объекта на фокальной плоскости во время наблюдения для расчета периода переноса зарядов, формирование выходного изображения объекта по окончании сеанса наблюдения.

Синхрогенератор обеспечивает точную временную привязку и синхронизацию работы устройства в целом и всех его функциональных узлов.

Схема БОЭК представлена на рис. 4.

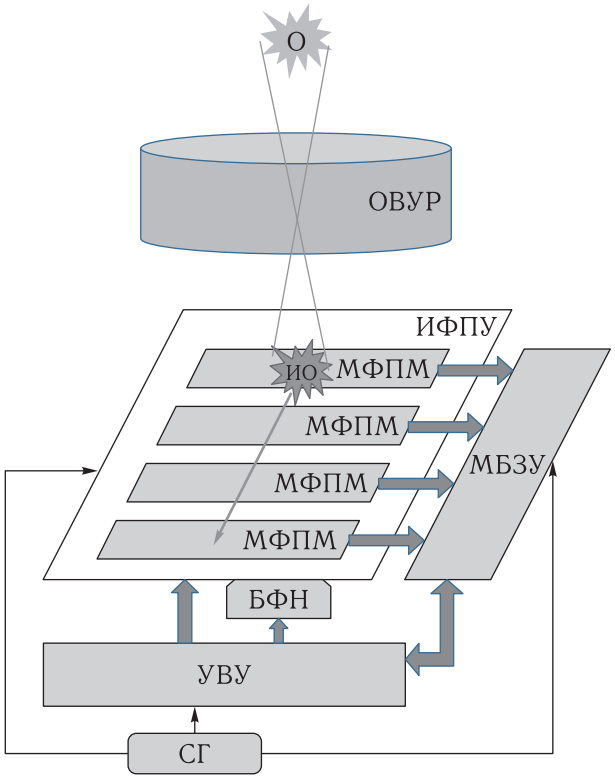


Рис. 4. Схема БОЭК

Количественные оценки качества изображений проведены для диффузной модели рассеяния солнечного излучения на поверхности КО. В этом случае локальная спектральная плотность яркости рассеянного солнечного излучения $B(\lambda)$ определяется соотношением

$$B(\lambda) = k_d(\lambda) E_s(\lambda)(\mathbf{n}_s \mathbf{l}_s)/\pi,$$

где λ — длина волны, $k_d(\lambda)$ — коэффициент диффузного рассеяния, $E_s(\lambda)$ — спектральная плотность потока солнечного излучения, n_s — локальная нормаль к поверхности рассеивающего элемента, l_s — вектор направления на Солнце.

Спектр интенсивности рассеянного излучения, падающего на фотоприемный элемент

$$I(\lambda) = B(\lambda) \cdot \delta\Omega \cdot S_{\text{ef}}(\lambda),$$

где $\delta\Omega$ — телесный угол фотоприемного элемента, $S_{\text{ef}}(\lambda)$ — эффективная площадь входного зрачка объектива с учетом спектральной функции пропускания оптической системы.

Средняя частота генерации электронов в фотоприемном элементе под действием падающего излучения определяется соотношением

$$\overline{f}_e = \int I(\lambda) \left(\frac{\lambda}{hc}\right) \eta(\lambda)\, d\lambda,$$

где $\eta(\lambda)$ — квантовая эффективность фотоэлектронного преобразования, h — постоянная Планка, c — скорость света.

Среднее число электронов, сгенерированных фотоприемным элементом за некоторое время τ, приближенно можно оценить по формуле [4]

$$\overline{n}_{c\tau} \approx I_{\Delta\lambda} \cdot \left(\frac{\lambda_{\text{c}}}{hc}\right) \cdot \eta_{\Delta\lambda} \cdot \tau,$$

где $I_{\Delta\lambda}$, $\eta_{\Delta\lambda}$ — интегральная облученность фотоприемного элемента и среднее значение квантовой

эффективности в спектральной полосе фотоприемника $\Delta\lambda = \lambda_2 - \lambda_1$, λ_c — центральная длина волны в полосе $\Delta\lambda$.

Результаты расчетов среднеквадратических значений относительной ошибки выходного накопленного изображения (величина, обратно пропорциональная отношению сигнал–шум) при различных значениях предельных дальностей наблюдения $R_{\text{пред}}$ и количества тактов накопления сигналов N при пролете объекта в поле зрения БОЭК представлены в табл. 2.

Расчеты проведены для угловой скорости НОКО 20 °/с. При расчетах использованы примерные значения характеристик матриц ПЗС ВЗН, представленных в [6]. В частности, размер пикселов — 10 мкм, эффективная спектральная полоса — 300–900 нм, интегральный коэффициент фотоэлектронного преобразования с учетом квантовой эффективности в спектральной полосе — 20 %. Расчет проведен для случая диффузно отражающей поверхности объектов; предполагалось, что коэффициент диффузного отражения солнечного излучения постоянен в спектральной полосе чувствительности фотоприемных матриц и равен 0,1, угол падения солнечного излучения на элемент поверхности — 45°. Для эффективного диаметра входного зрачка объектива использовалось значение 0,25 м, для фокусного расстояния — 5 м.

При расчетах принималось, что охлаждение фотоприемной аппаратуры и электронное накопление обусловливают незначительность собственных шумов фотоприемника и шумов считывания, так что основным источником шума является фотонный шум.

Таблица 2. Относительные ошибки выходного изображения

$N\backslash R_{\text{пред}}$	50 км	100 км
N = 100	3,1 %	2,2 %
N = 500	1,4 %	1 %
N = 1000	1 %	0,7 %

Как видно из таблицы, среднеквадратическая относительная ошибка выходного накопленного изображения при рассматриваемых параметрах устройства при общем числе строк ∼1000 не превышает 1 % (число пикселов в строке должно быть не менее ∼9000). При использовании применяемых в настоящее время на практике матриц ПЗС ВЗН с числом строк 128 [6] интегрированное фотоприемное устройство в этом случае должно состоять из восьми фотоприемных модулей с такими матрицами.

Полученные оценки основных параметров рассматриваемого варианта БОЭК представлены в табл. 3.

Возможными вариантами реализации ИФПУ являются варианты использования вместо матриц ПЗС с переносом по столбцам ПЗС матриц с ортогональным переносом или фоточувствительных КМОП-матриц с активным пикселом, которые более универсальны [9, 10].

При определении космической платформы был рассмотрен ряд возможных прототипов, разработанных в РФ [4–6, 11, 12]. В целом анализ современных возможностей создания КА, оснащенных оптоэлектронной аппаратурой наблюдения высокого разрешения, показывает, что на основе отечественных разработок в ближней перспективе можно создать КА легкого класса массой до ∼500 кг, включая массу целевой аппаратуры, для получения изображений НОКО на пролете.

Заключение

1. Имеются достаточные научно-технические предпосылки для разработки космического датчика, предназначенного для получения при пролете на скрещивающихся курсах изображений низкоорбитальных космических объектов с линейным разрешением по критерию Найквиста не хуже 0,2 м на дальности 50 км. По результатам моделирования, один космический датчик в течение года может обеспечить фотографирование не менее 80 % интересующих НОКО, два космических датчика — не менее 94 % НОКО с расстояний не более 50 км. Космические датчики должны проводить наблюдения по данным от наземного информационного комплекса.

2. Бортовая оптоэлектронная камера для получения оптических изображений НОКО должна иметь поле зрения ∼1° и угловое разрешение на уровне 0,4″. Она должна содержать объектив

Таблица 3. Оценки основных параметров варианта БОЭК

Параметры	Примерные значения
Размер поля зрения	1°
Угловое разрешение	$2 \cdot 10^{-6}$ рад (0,4″)
Спектральный диапазон	0,3–0,9 мкм
Эффективный диаметр апертуры объектива	0,25 м
Фокусное расстояния объектива	5 м
Формат сборки матриц ПЗС ВЗН	$8 \times (128 \times 9000$ пкс$) \approx 9$ Мпкс
Размер элемента матриц ПЗС ВЗН	10 мкм
Интегральный коэффициент пропускания с учетом квантовой эффективности	0,2
Диапазон изменения тактовой частоты сдвиговых регистров матриц ПЗС ВЗН	15–170 КГц
Тактовая частота выходных мультиплексоров матриц ПЗС ВЗН	30 МГц
Количество выходных каналов считывающего устройства	$8 \times 50 = 400$

высокого углового разрешения с блоком фокальной настройки, управляемое интегрированное матричное фотоприемное устройство на основе матриц ПЗС ВЗН с многоканальным выходом, многоканальное буферное запоминающее устройство, управляющее вычислительное устройство. Тактовые частоты работы всех функциональных узлов камеры должны быть согласованы с угловой скоростью наблюдаемого объекта. Камера с такими параметрами при общем числе строк фотоприемного устройства $\sim$1000 обеспечит, по оценкам, среднеквадратическую относительную ошибку выходного накопленного изображения не более 1 %.

Список литературы

1. *Фатеев В. Ф.*, *Лагуткин В. Н.*, *Лукьянов А. П.* Сеть малых космических аппаратов для наблюдения космических объектов. Труды VIII научно-технической конференции «Микротехнологии в космосе», М.: Радиотехника, 2011. С. 14–25.

2. *Алешин В. П.*, *Гришин Е. А.*, *Ивлев О. А.*, *Новгородцев Д. Д.*, *Шаргородский В. Д.* Большеапертурные телескопы в задачах околоземной астрономии. IX Международная конференция «Околоземная астрономия», Терскол, 2015, Тезисы. С. 106.

3. URL: https://www.prismnet.com/~mmccants/tles/index.html, дата обращения 12.07.2017.

4. *Бакланов А. И.* Системы наблюдения и мониторинга. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2009.

5. *Севастьянов Н. Н.*, *Бранец В. Н.*, *Панченко В. А.*, *Казинский Н. В.*, *Кондранин Т. В.*, *Негодяев С. С.* Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли // Труды МФТИ, 2009, т. 1, №3. С. 14–22.

6. *Бакланов А. И.* Фотоприемники ПЗС космических систем наблюдения высокого разрешения // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения, СПб., 2012, вып. 2. С. 3–19.

7. *Левко Г. В.* Крупноформатные ПЗС и ПЗС мозаики // Вопросы радиоэлектроники. Сер. Техника телевидения, СПб., 2013, вып. 1. С. 34–48.

8. Космический мусор. Кн. 1. Методы наблюдения и модели космического мусора / Под ред. Г. Г. Райкунова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014.

9. *Умбиталиев А. А.*, *Цыцулин А. К.*, *Манцветов А. А. и др.* Управление режимом накопления в твердотельных фотоприемниках // Оптический журнал, 2012, т. 79, вып. 11. С. 84–92.

10. *Цыцулин А. К.*, *Адамов Д. Ю.*, *Манцветов А. А.*, *Зубакин И. А.* Твердотельные телекамеры: накопление качества информации. СПб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2014. 272 с.

11. www.laspace.ru, дата обращения 12.07.2017.

12. www.planet.iitp.ru, дата обращения 12.07.2017.

13. *Свиридов К. Н.* Технологии достижения высокого углового разрешения оптических систем атмосферного видения. М.: Знание, 2005. 542 с.

References

1. Fateev V. F., Lagutkin V. N., Luk'yanov A. P. Set' malykh kosmicheskikh apparatov dlya nablyudeniya kosmicheskikh ob"ektov [A constellation of small spacecraft for observation of space objects]. *Trudy VIII nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Mikrotekhnologii v kosmose"* [Proceedings of the VIII scientific and technical conference "Microtechnologies in space"]. Moscow, Izdatel'stvo "Radiotekhnika", 2011, pp. 14–25. (in Russian)

2. Aleshin V. P., Grishin E. A., Ivlev O. A., Novgorodtsev D. D., Shargorodskiy V. D. Bol'sheaperturnye teleskopy v zadachakh okolozemnoy astronomii [Telescopes with big apertures for the tasks of the near Earth astronomy]. *IX Mezhdunarodnaya konferentsiya "Okolozemnaya astronomiya"* [IX International conference "Near Earth astronomy"]. Terskol, 2015, 106 p. (in Russian)

3. Available at: https://www.prismnet.com/~mmccants/tles/index.html

4. Baklanov A. I. *Sistemy nablyudeniya i monitoringa* [Observation and monitoring systems]. Moscow, BINOM, Laboratoriya znaniy, 2009. (in Russian)

5. Sevast'yanov N. N, Branets V. N., Panchenko V. A., Kazinskiy N. V., Kondranin T. V., Negodyaev S. S. Analiz sovremennykh vozmozhnostey sozdaniya malykh kosmicheskikh apparatov dlya distantsionnogo zondirovaniya Zemli [Analysis of modern methods of creation of small spacecraft for Earth remote sensing]. *Trudy MFTI* [MIPT proceedings]. 2009, Vol. 1, No. 3, pp. 14–22. (in Russian)

6. Baklanov A. I. Fotopriemniki PZS kosmicheskikh sistem nablyudeniya vysokogo razresheniya [CCD photodetectors in high resolution monitoring space systems]. *Voprosy radioelektroniki. Seriya Tekhnika televideniya* [Journal "Questions of radio-electronics". Television technology series]. Saint Petersburg, 2012, No. 2, pp. 3–19. (in Russian)

7. Levko G. V. Krupnoformatnye PZS i PZS mozaiki [Large-format CCD and CCD mosaics] *Voprosy radioelektroniki. Seriya Tekhnika televideniya* [Journal "Questions of radio-electronics". Television technology series]. Saint Petersburg, 2013, No. 1, pp. 34–48 (in Russian)

8. *Kosmicheskiy musor. Kniga 1. Metody nablyudeniya i modeli kosmicheskogo musora* [Space debris. Book 1. Observation methods and models of space debris]. Ed. G. G. Raykunov Moscow, FIZMATLIT, 2014. (in Russian)

9. Umbitaliev A. A., Tsytsulin A. K., Mantsvetov A. A. et al. Upravlenie rezhimom nakopleniya v tverdotel'nykh fotopriemnikakh [Controlling the accumulation regime in solid-state photodetectors]. *Opticheskiy zhurnal* [Journal of Optical Technology], Vol. 79, No. 11, 2012, pp. 84–92. (in Russian)

10. Tsytsulin A. K., Adamov D. Yu., Mantsvetov A. A., Zubakin I. A. *Tverdotel'nye telekamery: nakoplenie kachestva informatsii* [Solid-state telecameras: accumulation of the information quality]. Saint Petersburg, Izd-vo SPbGETU "LETI", 2014. (in Russian)

11. Available at: www.laspace.ru

12. Available at: www.planet.iitp.ru

13. Sviridov K. N. *Tekhnologii dostizheniya vysokogo uglovogo razresheniya opticheskikh sistem atmosfernogo videniya* [Technologies to achieve a high angular resolution of optical systems of atmospheric viewing]. Moscow, izd. Znanie, 2005. (in Russian)

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2017, том 4, выпуск 4, с. 45–56

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

УДК 629.78 DOI 10.17238/issn2409-0239.2017.4.45

Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов

А. Ю. Потюпкин, *д. т. н., профессор, fotin853@mail.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Н. С. Данилин, *д. т. н., профессор, n-danilin@rambler.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
А. С. Селиванов, *д. т. н., selivanov@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассматривается задача организации функционирования нового типа космических объектов — кластеров малоразмерных КА. Под кластером понимается совокупность КА различного целевого назначения, не только совместно выполняющих общую задачу, но и управляемых как единый космический объект и воспринимаемых потребителем как единое целое. Управление таким объектом предполагает внесение изменений в содержание технологического цикла управления.

В статье предложена модель кластера в виде иерархической структуры и рассмотрены подходы к построению алгоритма его функционирования на основе совокупности специализированных системных и индивидуальных режимов работы его элементов, позволяющих разработать двухуровневую структуру технологического цикла управления кластера. Показаны новые задачи по видам обеспечения управления кластером малоразмерных КА. Приведены оценки баллистических сроков существования кластера КА и предложения по практической реализации группировок малоразмерных КА кластерного типа.

Ключевые слова: кластер, системный эффект, режим функционирования, технологический цикл управления

Small Satellites Clusters — a New Type of Space Objects

A. Yu. Potyupkin, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., fotin853@mail.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
N. S. Danilin, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., n-danilin@rambler.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
A. S. Selivanov, *Dr. Sci. (Engineering), selivanov@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. A problem of functioning of a new type of space objects — small spacecraft clusters is considered in the paper. A cluster is a set of spacecraft with different purposes, not only performing a common task but also being controlled as a united space object and understood as a single whole by a customer. The control process of such an object involves modifications of a technological control cycle.

The article offers a cluster model as a hierarchical structure and considers the approaches to its functioning algorithm based on a set of specialized system and individual operation modes of its elements, which allows one to develop a two-level structure of the technological cycle of a cluster control. The new tasks of the spacecraft cluster control are shown. The estimations of the ballistic service life of a spacecraft cluster and proposals for practical implementation of small spacecraft constellations of a cluster type are presented in this paper.

Keywords: cluster, system effect, operation mode, technological control cycle

Анализ современного состояния космической деятельности технологически развитых государств свидетельствует о возрастании интереса к разработке космических систем на основе малоразмерных КА (МКА), создание которых является естественным шагом в развитии мирового спутникостроения. Среди основных тенденций развития таких систем можно выделить синтез многоспутниковых космических систем ДЗЗ, связи, а также разработку нового типа космического объекта – т.н. кластера (в англоязычной терминологии «роя») МКА, функционирующего как единый «виртуальный КА» [1, 2].

Вопросы целевого применения совместно функционирующих групп МКА достаточно подробно рассмотрены в специальной литературе и являются постоянным объектом интереса на конференциях различного уровня, посвященным тематике МКА [1, 3]. Среди возможных областей применения выделяют следующие:

- оперативный мониторинг ДЗЗ;
- комплексный мониторинг путём совместного использования различной целевой аппаратуры;
- оперативный радио и радио-технический мониторинг;
- мобильная связь;
- создание низкоорбитального сегмента космической навигационной системы;
- создание локального информационного поля (в зависимости от специальной аппаратуры);
- научные и образовательные приложения.

Общепризнано, что МКА открывают широкие возможности по синтезу космических систем, обладающих новыми качественными возможностями, обусловленными системными свойствами кластеров. Например, для космических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), как показано в работах [4,5], возможна реализация следующих системных эффектов:

1. Многопозиционность, многодиапазонность и одновременность наблюдения объекта с нескольких МКА, обеспечение эффекта стереосъёмки.

2. Возможность комплексирования информации, получаемой от разнородных бортовых комплексов специальной аппаратуры МКА, приводящая к повышению информативности наблюдения.

3. Обеспечение непрерывности наблюдения за счет возможности «передачи эстафеты» наблюдения последовательно входящим в зону видимости объекта другим МКА орбитальной группировки.

Однако, для реализации указанных эффектов МКА должны совместно функционировать в составе целевых подсистем орбитальной группировки, получивших в специальной литературе наименование кластеров МКА. Следует отметить, что общепринятого понятия кластера МКА в настоящее время не существует. Как правило, к кластерам относят группы совместно функционирующих КА. Такое упрощенное понимание кластера не позволяет рассматривать его как новый тип искусственного космического объекта, обладающий качественно новыми свойствами по отношению к существующим типам – отдельным КА и орбитальным группировкам. Поэтому в настоящей статье под кластером будем понимать совокупность КА различного целевого назначения, не только совместно выполняющих общую задачу и воспринимаемых потребителем как единое целое, но и управляемых как единый космический объект.

Отличительными особенностями такого кластера являются:

- реализация системного эффекта эмерджентности, приводящего к повышению эффективности группировки;
- пространственно-временная локализация элементов кластера;
- восприятие потребителем кластера как единого многофункционального «виртуального» аппарата.

Следует учитывать, что независимо от целевой аппаратуры эффективность применения кластера МКА во многом определяется качеством решения задачи управления кластером МКА как новым космическим объектом.

Общая постановка задачи.

Общее решение задачи управления кластером МКА возможно путём решения ряда частных задач:

1. Разработки модели кластера МКА как объекта управления, что предполагает определение структуры кластера, его внутренних и внешних связей, а также разработку модели функционирования кластера.

2. Разработки структуры и содержания типового технологического цикла управления (ТЦУ) при управлении новым космическим объектом.

3. Определения содержания новых задач по видам обеспечения: командно-программного (КПО), информационно-телеметрического (ИТО), навигационно-баллистического (НБО) и частотно-временного (ЧВО).

При этом необходимо учитывать следующие ограничения:

ввиду малых размеров и масс МКА неизбежны энергоресурсные ограничения, сказывающиеся на возможностях оснащения КА специальной и обеспечивающей аппаратурой;

необходимость обеспечения продолжительного срока существования кластера как единого космического объекта предполагает, например, задание примерно равных баллистических коэффициентов МКА;

управление кластером КА целесообразно осуществлять с использованием существующих комплексов управления, в частности для отечественных КА это означает, что необходимо учитывать возможности НАКУ КА.

Решение задачи.

Анализ возможных вариантов структур кластера МКА с учетом указанных ограничений приводит к необходимости распределения полезной нагрузки между отдельными МКА кластера. Это касается и целевой аппаратуры, и средств связи и передачи данных в радиолиниях «Борт-Земля», «Борт – спутник – ретранслятор», в связи с чем возникает необходимость в разработке новых технологий управления отдельными МКА кластера, не имеющими аппаратуры связи «Борт-Земля». Следует отметить, что целесообразность подобного подхода подтверждается и известными проектами создания кластеров МКА, например, SystemF6 (DARPA США) [6].

На рис.1 приведен пример возможного облика кластера разнородных МКА системы ДЗЗ, функционирующих как один многофункциональный пространственно распределённый КА, обладающий специальной аппаратурой различного назначения.

Исследования структуры и особенностей функционирования кластера МКА проведены в работах [4, 5]. Предполагалось, что в состав кластера входят следующие элементы:

1. МКА – «датчики», оснащенные специальной аппаратурой для выполнения задач ДЗЗ в интересах потребителя.

2. Управляющий МКА – «лидер», обеспечивающий взаимодействие с наземным контуром управления (НКУ) и потребителем, и осуществляющий распределение задач между МКА - «датчиками», организацию их выполнения, контроль функционирования и технического состояния кластера в целом.

3. Обеспечивающие МКА, например, КА связи, выполняющие функции обеспечения в зависимости от целевого предназначения кластера.

При этом все элементы кластера связаны между собой межспутниковыми линиями связи и могут находиться в отношении подчинения «лидеру» кластера. В этом случае особенностью структуры кластера является введение дополнительного управляющего элемента - МКА - «лидера», которому делегируется часть полномочий НКУ, в связи с чем реализация части ТЦУ таким объектом, как кластер МКА, будет возложена на МКА – «лидер».

Алгоритм функционирования такого кластера выглядит следующим образом. Потребитель через НКУ формулирует задачу мониторинга интересующего объекта для «лидера» кластера. При этом используется координатно-временной, а в перспективе и ситуационный, метод управления. При формулировке задачи используется правило «не вижу, так слышу, не слышу, так чувствую», то есть принцип обеспечения достаточного количества информации об объекте путём целенаправленного управления всеми видами специальной аппаратуры кластера. МКА – «лидер», в свою очередь, проводит анализ исходных данных задачи, оценку условий её выполнения и анализ ресурсных возможностей кластера. Важно отметить, что при анализе исходных данных задачи лидер первоначально оценивает возможность реализации прикладных эффектов, после чего распределяет задачу по её составляющим для МКА - «датчиков» с указанием конкретных исходных данных для каждого из них: целеуказаний, времени включения специальной аппаратуры, режимов работы и т.д.Так, для реализации стереоэффекта выбираются именно те МКА, орбитальное положение которых обеспечивает требуемое угловое положение между ними. Реализация эффекта непрерывности наблюдения требует выбора именно тех МКА, которые обеспечивают передачу эстафеты наблюдения.

Интересно, что такой подход позволяет использовать существующие технологии управления КА для управления целыми кластерами, что особенно актуально ввиду ограниченной пропускной способности НАКУ. Анализ, проведенный в работе [4], показал, что одной из главных проблем создания полномасштабных космических систем на базе МКА является разработка систем управления. Ввиду усложнения перспективных космических систем задачи управления ими должны быть ориентированы главным образом на достижение общесистемного эффекта путем управления ресурсами системы

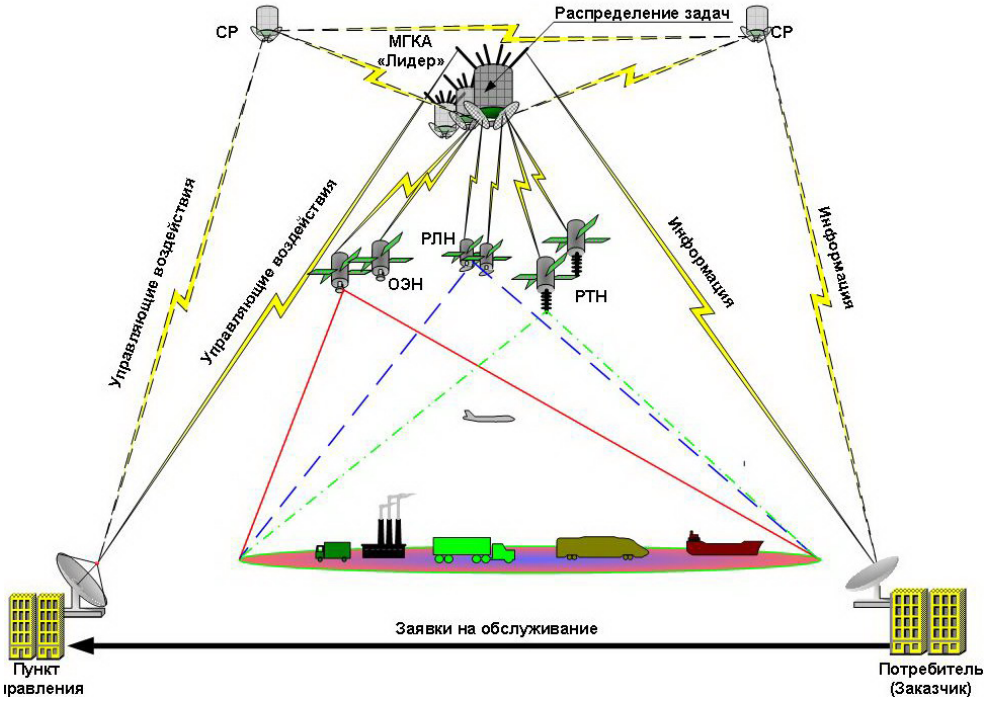


Рис.1. Облик кластера разнородных МКА для решения задач ДЗЗ

в целом, а не отдельных КА. Отсутствие мощных информационных технологий по управлению многочисленной группировкой и по обработке сверхбольших объемов распределенной информации сведет на нет эффективность применения новейших технологий при построении новых МКА. Вследствие этого целесообразно создавать распределённые системы управления с делегированием части полномочий отдельным элементам системы. При этом структура системы управления может быть как традиционной – иерархической, так и сетевой, в зависимости от управляемого объекта и решаемых задач.

Для разработки модели функционирования кластера МКА целесообразно воспользоваться известными наработками в области построения моделей функционирования сложных высокодинамичных КА ДЗЗ [7]. В этом случае для выполнения задач управления существует инструментарий в виде управляющих программ БКУ или т.н. «функциональных режимов», организующих взаимосвязанное включение необходимых для выполнения режимов элементов бортовой аппаратуры, сбор и «упаковку» контрольной информации о выполнении функциональной задачи. Каждый из режимов в свою очередь состоит из ряда алгоритмов и отдельных операций, протекающих на борту КА.

На сегодняшний день, например, для КА зондирования земной поверхности предусмотрены следующие режимы функционирования: первоначальной ориентации; работы аппаратуры зондирования; совершения маневра; управления при обнаружении неисправностей; автономных навигационных измерений; доставки информации зондирования на Землю; и весь процесс функционирования КА ДЗЗ может быть представлен последовательностью указанных режимов. При этом объекты постоянно находятся в одном из предусмотренных для них режимов функционирования.

Исходя из этого, в работе [5] предложена модель функционирования кластера МКА, представляющая собой упорядоченный кортеж режимов, частных алгоритмов и отдельных операций.

Учитывая двухуровневую организацию управления кластером МКА, можно сделать вывод, что для организации функционирования кластера

МКА целесообразно использовать два вида режимов: системные, как режимы более высокого уровня, и индивидуальные. При этом режимы разных уровней могут выполняться как одновременно, так и по отдельности. Следует отметить, что индивидуальные режимы по своему содержанию будут в основном сходны с известными и отличаться лишь спецификой МКА – «лидера» или «ведомого». В связи с этим целесообразно обратить внимание на содержание новых системных режимов. Анализ задач, выполняемых кластером МКА, показал, что необходимо ввести следующие новые режимы функционирования:

режим первоначальной ориентации и формирования исходной структуры кластера МКА;

дежурный режим;

режим формирования рабочей структуры кластера МКА.

Рассмотрим их содержание. Режим первоначальной ориентации и формирования исходной структуры кластера МКА имеет целью формирование исходной структуры кластера МКА после вывода его на орбиту (см. рис.2).

Основная задача дежурного режима будет заключаться в поддержании готовности кластера выполнить целевую задачу. Этапы работы дежурного режима представлены на рис. 3.

Режим формирования рабочей структуры кластера МКА является ключевым, так как при выполнении этого режима формируется рабочая группа из элементов системы (с учетом технического состояния и конструктивных особенностей МКА) способных выполнить задачу мониторинга с требуемыми показателями (рис.4).

Таким образом, общая модель кластера МКА будет представлять собой иерархическую структуру «лидер» - «ведомые» реализующую в процессе функционирования упорядоченную последовательность системных и индивидуальных режимов, выполняемых как «лидером» кластера, так и ведомыми МКА. На рис.5 приведен пример процесса функционирования кластера МКА и выполняемых режимов и операций.

Следующим шагом в решении общей задачи управления является разработка содержания ТЦУ, под которым будем понимать совокупность решения задач управления КА, обеспечивающую реализацию его целевого предназначения.

Структура типового ТЦУ при управлении космическим объектом включает в себя совместное решение задач командно-программного (КПО), информационно-телеметрического (ИТО), навигационно-баллистического (НБО) и частотно-временного обеспечения (ЧВО). Реализация ТЦУ включает выполнение следующих операций управления: закладки рабочих и временных программ на КА; проведения измерений текущих навигационных параметров КА средствами НКУ; съема информации обобщенного контроля с КА по радиолинии командно-измерительных систем; проведения сверки бортовой и единой шкал времени; съема телеметрической информации и других операций, определяемых спецификой управляемого объекта. При этом часть задач КПО, связанная с планированием работы орбитальных средств, осуществляется заблаговременно в пунктах управления НКУ. Следует отметить, что задачи КПО, ИТО, НБО и ЧВО являются достаточно хорошо отработанными при управлении одиночными объектами, а в ряде случаев, например, для системы ГЛОНАСС, и для группового объекта.

Здесь: Вкл. БВС – включение бортовой вычислительной сети, ПО – первоначальная ориентация, АН – автономная навигация, КО – коррекция орбиты, КС – контроль сети, ФТЛМ – формирование телеметрической информации, КАС – коррекция альманаха системы, СБШВ – сверка бортовой шкалы времени, ФС ДР – формирование сигнала дежурный режим, ДБС – диагностика бортовых систем, Прм. ИД – прием исходных данных, РВЗ – расчет выполнения задачи элементами системы, ФС РР – формирование сигнала «рабочий режим», Прд. РП – передача рабочей программы «исполнителям», ОС – ориентация и стабилизация, ПО СИ – предварительная обработка специальной информации.

В случае управления кластером МКА наличие дополнительного управляющего звена позволяет организовать двухуровневую систему управления, состоящую из 1 – го уровня: Земля – кластер (МКА – «лидер») и 2 – го внутри кластерного уровня: «лидер»– «ведомые». При этом и структура ТЦУ также окажется двухуровневой.

Представляется, что ТЦУ 1-го уровня должен быть построен на основе известных технологий управления КА, предполагающих автономное (без участия НКУ) поддержание работоспособности КА на заданном уровне путём автоматической диагностики состояния и восстановление работоспособности систем КА с помощью БКУ; автономное поддержание заданных параметров орбиты КА и обеспечение сверки и коррекции бортовой шкалы времени (БШВ) путём применение на борту КА НАП КНСГЛОНАСС/GPSи автономного решения в

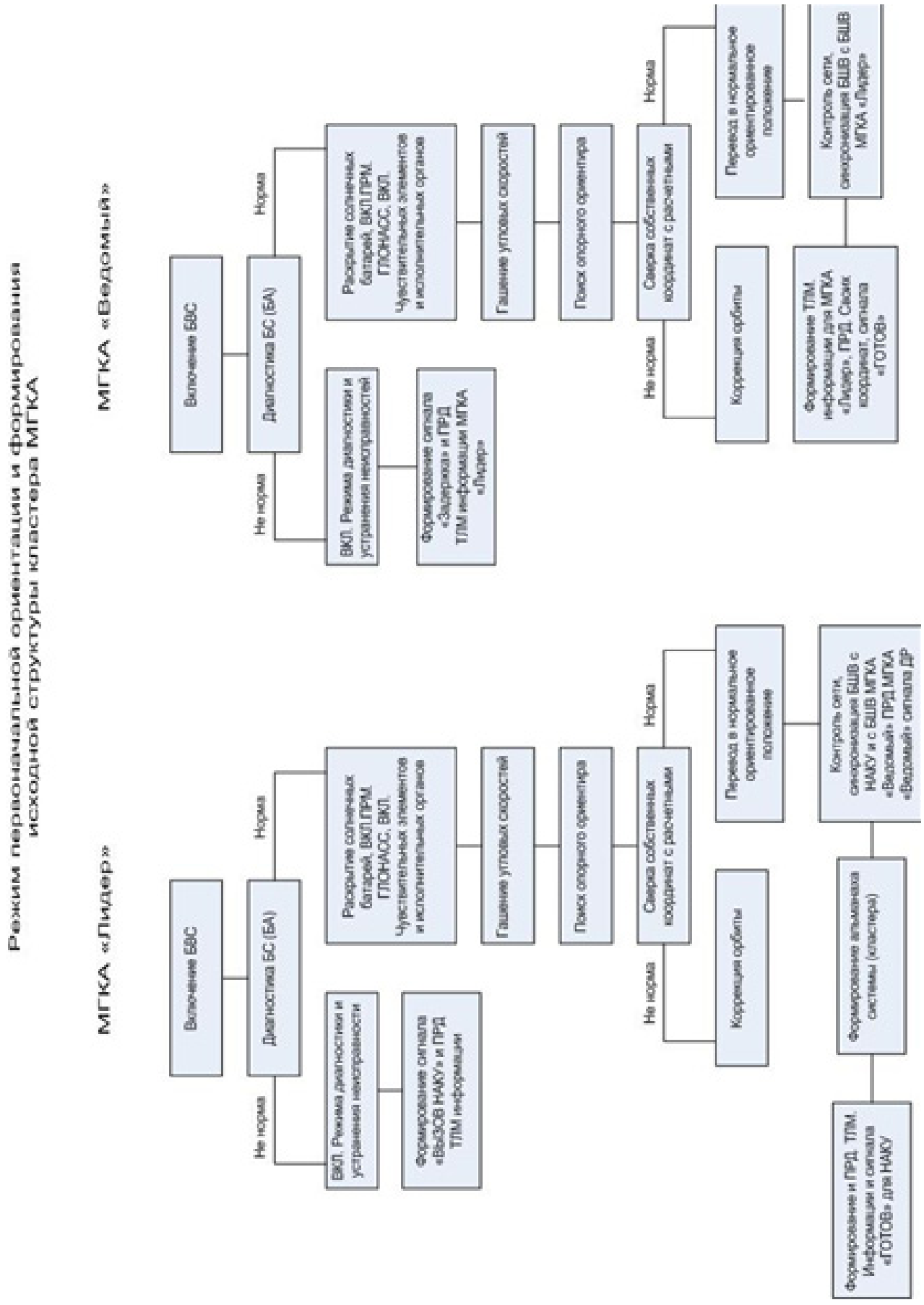


Рис. 2. Режим первоначальной ориентации и формирования исходной структуры кластера МКА

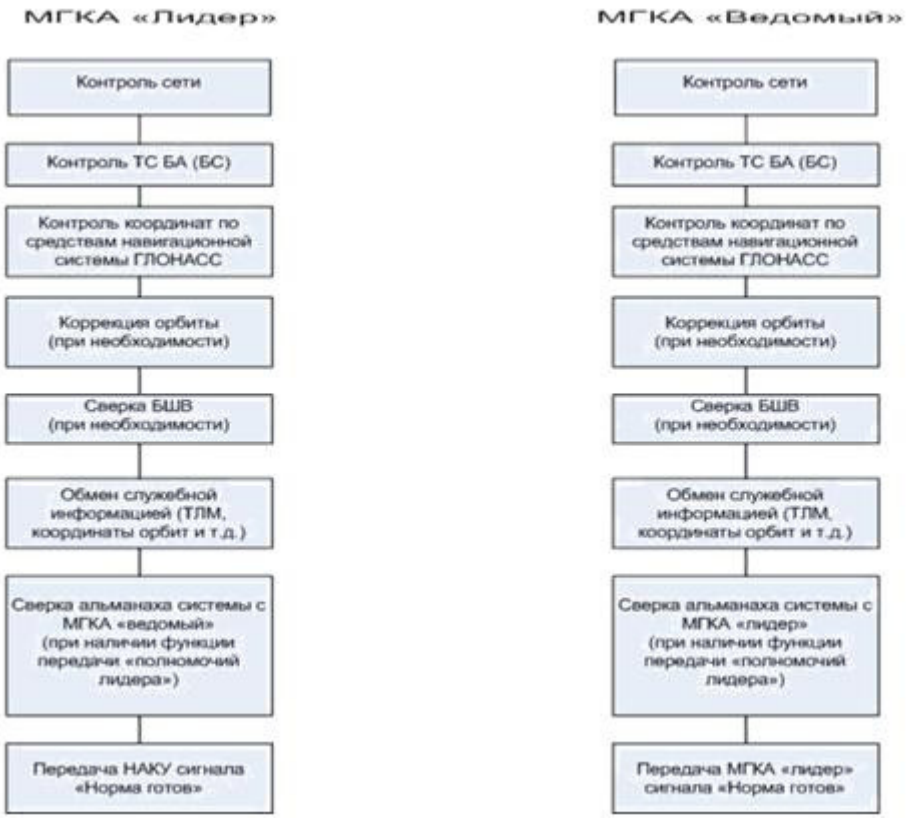


Рис.3. Дежурный режим функционирования кластера МКА.

БКУ задач НБО; обеспечение непрерывности и глобальности управления КА путём использования ретрансляционных режимов обмена информацией НКУ с КА через спутники-ретрансляторы, включенные в контур управления; повышение автономности решения целевых задач КА ДЗЗ путём использования координатного метода управления целевым применением КА ДЗЗ и автономного формирования в БКУ программ работы БС КА вовремя съемки; обеспечение оперативного контроля состояния КА в ЦУПе без привлечения средств НКУ на этапе штатной эксплуатации путём совмещения в одном радиоканале передачи целевой и контрольной информации с КА; повышение автономности функционирования КА путём формирования на КА и передача в НКУ сигнала «Вызов НКУ» при возникновении на борту нештатной ситуации.

Конкретное содержание ТЦУ 2-го уровня будет определяться особенностями кластера МКА как объекта управления, среди которых можно выделить следующие:

необходимость пространственной и временной координации действий МКА в кластере для реализации прикладных эффектов;

наличие в составе кластера дополнительного управляющего звена – МКА – «лидера»;

кластер МКА представляет собой локальную телекоммуникационную систему, оснащенную оконечными устройствами и сетью БЦВМ, изменяющую своё местоположение во времени и пространстве.

Это подразумевает появление новых задач по видам обеспечения (см. табл.1) и их решение.

В частности, возникают задачи поддержания целостности системы: управление конфигурацией; прогнозирование баллистического существования кластера как единого целого; оценка состояния кластера в целом; поддержание групповой шкалы времени кластера. Следует отметить, что современная практика управления многоспутниковыми группировками позволяет предложить и

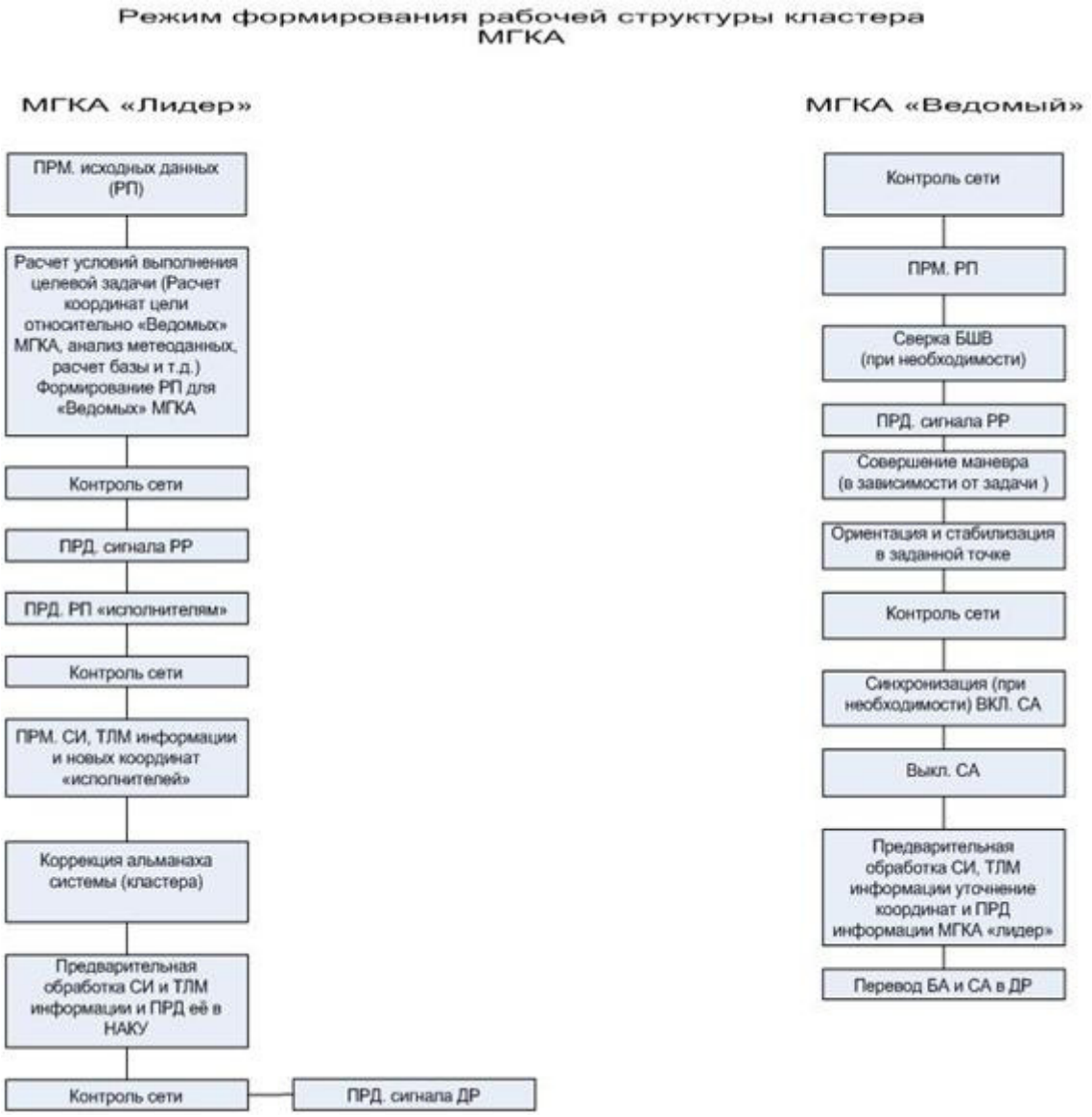


Рис. 4. Режим формирования рабочей структуры кластера МКА

эффективный способ представления системных данных – это формирование т.н. «альманаха системы», примерный состав которого приведен в таблице 2.

При этом, как показано в работе [5], наряду с общесистемными задачами поддержания целостности кластера требуется решение задач обеспечения реализации прикладных эффектов. Например, реализация эффекта стереосъёмки предполагает решение следующих задач: назначение МКА для съёмки, т.е. есть определение рабочей структуры; расчет базы для получения высокого качества изображения; определение требований по точности движения центра масс каждого МКА, ориентации и синхронизации взаимной работы; контроль состояния каждого МКА и линий связи между ними; выполнение съёмки; контроль работы специальной аппаратуры; передачи информации на МКА – «лидер» и её обработки; контроль качества результата.

Таким образом, двухуровневая структура ТЦУ кластера МКА будет включать в себя как традиционные для управления КА задачи КПО, НБО, ИТО и ЧВО, так и новые задачи, конкретное содержание которых требует дальнейшего исследования и определяется техническим обликом

Кластер	Режимы функционирования кластера и содержание их алгоритмов								
	Режим формирования кластера			Дежурный режим			Рабочий режим		
МГКА «Лидер»	Вкл. БВС	ПО	КС	КС	ДБС	ФТЛМ НАКУ	КС	Прм. СИ и ТЛМ	КАС
	АН	КО	КАС	АН	СБШВ	Прм.ИД	ПО СИ и ТЛМ	Прд. СИ и ТЛМ в НАКУ	ДР
	СБШВ	ФС ДР	ФТЛМ НАКУ	РВЗ	ФС РР	Прд.РП «исполни-телям»			
МГКА «Ведомый»	Вкл. БВС	ПО	КС	КС	ДБС	ФТЛМ «Лидер»	КО	ОС	Вкл.СА
	АН	КО	ФТЛМ «Лидер»	АН	СБШВ	Прм. РП	Выкл.СА	ПО СИ	КС
	СБШВ						Прд СИ и ТЛМ «Лидер»	ДР	

Рис.5. Пример процесса функционирования кластера МКА и выполняемых режимов и операций

Таблица 1. Задачи по видам обеспечения для реализации прикладных эффектов кластера МКА

Виды обеспечения			
КПО	НБО	ИТО	ЧВО
Выдача исходных данных для формирования рабочей структуры. Управление конфигурацией системы. Решение задач маршрутизации передачи служебной и специальной информации. Формирование и поддержание альманаха системы.	Расчет и прогнозирование движения ЦМ каждого МКА. Расчет и поддержание баз в установленных пределах. Прогнозирование баллистического существования кластера.	Контроль состояния и функционирования каждого элемента. Контроль состояния линий связи. Оценка состояния кластера в целом. Оценка выполнения целевой задачи.	Синхронизация и поддержание групповой ШВ кластера. Синхронизация БШВ на всех элементах системы.

кластера и составляющих его МКА. Следует отметить, что представление кластера в виде сети ЭВМ, по-видимому, позволит использовать ряд наработок по управлению сетями ЭВМ на основе модели открытых систем.

Целесообразность реализации приведенных подходов обусловлена тем, что кластер МКА представляет собой долгоживущий космический объект, срок существования которого может исчисляться от нескольких суток до нескольких лет. На рис. 6, 7 представлены результаты имитационного моделирования баллистической структуры кластера с целью оценки времени его существования без проведения коррекции орбиты. Условием существования кластера является наличие прямой видимости «лидер- ведомый». Моделирование проведено для начальных высот орбит лидера H=400 и 500 км и высот ведомых с $H = H\text{-}i^{*}\Delta h$, где i- номер

Таблица 2. Примерный состав альманаха кластера МКА

Номер по порядку	Наименование параметра
1	Календарный номер суток внутри периода
2	Литер несущей частоты
3	Условный номер МКА в кластере
4	Условный номер типа МКА в кластере
5	Поправка к среднему значению наклонения орбиты МКА, рад
6	Поправка к среднему значению драконического периода обращения МКА, с
7	Аргумент перигея орбиты МКА, рад
8	Эксцентриситет орбиты МКА
9	Значение сдвига шкалы времени МКА относительно шкалы времени системы, с
10	Скорость изменения драконического периода обращения МКА
11	Прогнозная оценка времени баллистического существования кластера
12	Количество технически исправных МКА в кластере на текущий момент времени, усл. номера
13	Исходные данные расхода ресурса по типам МКА в соответствии с режимами функционирования
14	Таблица маршрутизации сообщений
15	Другие параметры

ведомого, Δh – разность по высоте орбит, равная в первом случае 50м, во втором - 1000 м. Высота ионосферы принималась равной 120 км.

Практическая реализация предложенных выше подходов по решению проблемных вопросов предполагает следующие шаги:

1. Разработку программно-алгоритмического обеспечения для реализации двухуровневого ТЦУ и создание лётного кластера на базе МКА (минимальное число - 3 МКА), на основе опыта управления созданного в АО «РКС» МКА ТНС-0 [8], с последующим испытанием двухуровневой системы управления «Земля « КА-лидер « КА-ведомые» с целью отработки структуры ТЦУ и решаемых задач, а также демонстрации системных эффектов в зависимости от целевой аппаратуры МКА. Такой кластер может быть оперативно создан по известной технологии CubeSat, при этом целесообразно рассмотреть предложенные в работе [9] сетевые технологии управления КА.

2. Разработку отечественной технологии модульного конструирования МКА по аналогии с технологией CubeSat на основе перспективной технологии создания ЭКБ – «системы в корпусе» (т.н. СвК), позволяющей обеспечить миниатюризацию изделия, при одновременном увеличении функциональности и снижении энергопотребления. При этом цикл «разработка-выпуск» значительно сокращается [10].

3. Целесообразность указанных шагов обусловлена также предполагаемым значительным увеличением в перспективе пусковых мощностей конверсионных ракетных комплексов, реализацией которых в настоящее время занимается компания «Космотрас», имеющая опыт кластерного запуска МКА (например, в 2013 г – одновременный запуск 33 МКА). Успешная отработка технологий управления кластером МКА и технологий конструирования позволит перейти к разработке практически реализуемых орбитальных систем кластерного типа.

Заключение.

В настоящей статье намечены общие контуры организации функционирования кластеров МКА, предназначенных, прежде всего, для решения задач ДЗЗ. Предложена модель кластера в виде иерархической структуры и рассмотрены подходы к построению алгоритма его функционирования на основе совокупности специализированных системных и индивидуальных режимов работы

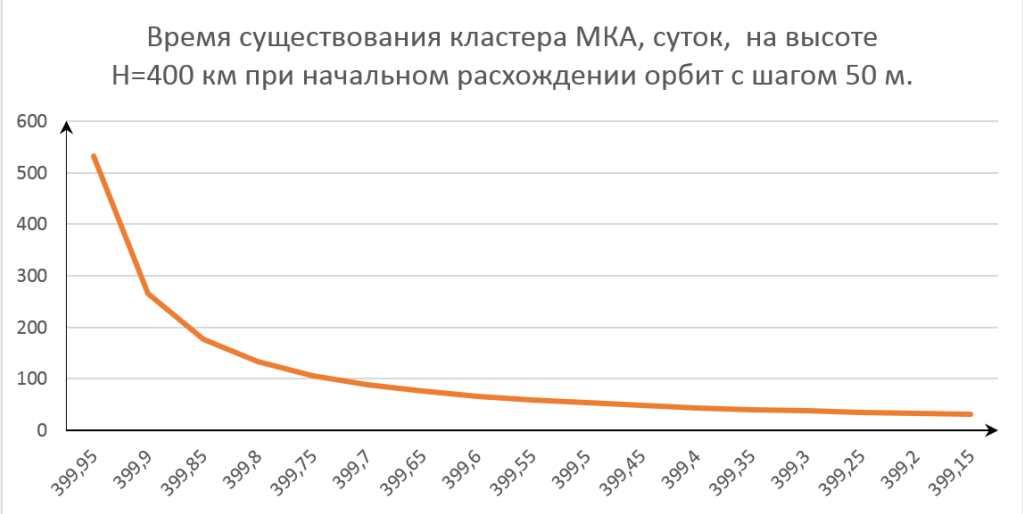


Рис. 6. Время баллистического существования кластера МКА при H=400 км, Δh= 50 м.

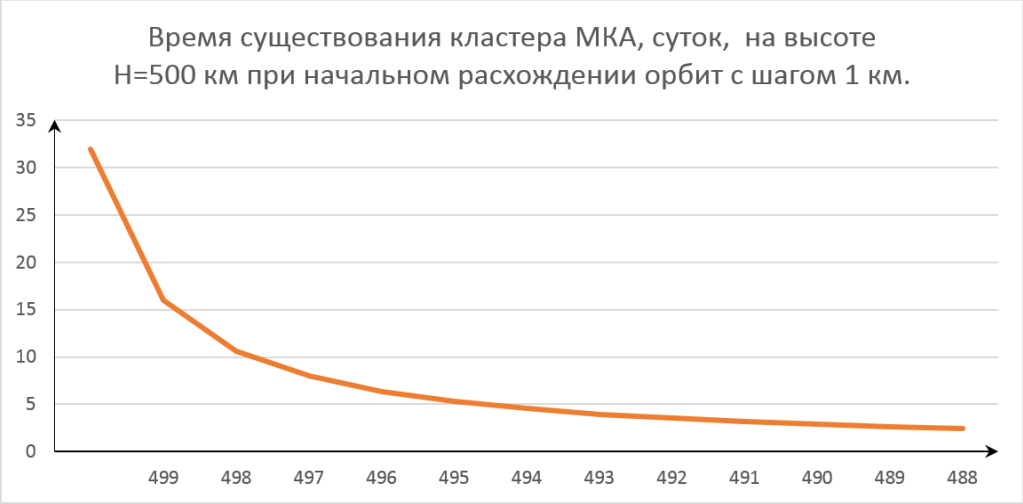


Рис.7. Время баллистического существования кластера МКА при H=500 км, Δh= 1000 м.

его элементов, позволяющего разработать двухуровневую структуру ТЦУ кластера как сложного иерархического объекта управления. Показаны новые задачи по видам обеспечения управления таким новым космическим объектом, как кластер МКА. Приведен примерный состав «альманаха кластера» как способа представления системных данных.

Определены направления дальнейших шагов по практической реализации предложенных подходов. Представляется, что основной задачей отечественных разработчиков МКА должно являться не простое повторение и копирование уже достигнутых в мировой космической отрасли результатов, но формирование опережающего задела по созданию технологий управления групповым объектом - кластером МКА, как новым космическим объектом, позволяющим решать в интересах потребителя либо качественно новые задачи, либо повысить эффективность решения уже известных задач.

Список литературы

1. Малые космические аппараты информационного обеспечения / под ред. В.Ф . Фатеева. М.: Радиотехника, 2010. 320 с.

2. Макриденко Л.А., Минаев И.В., Потюпкин А.Ю. Концептуальные особенности повышения целевой эффективности малых космических

аппаратов дистанционного зондирования Земли // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2014. Т. 141, № 4. С. 17–22.

3. Кудрявцев Г.Г. На орбите малые искусственные спутники Земли «Интерспутника» // Труды Международной академии связи. 2001. № 1 (17). С. 16–20.

4. Кукушкин С.С., Николаев Б.П., Потюпкин А.Ю. Методологические основы создания малогабаритных космических аппаратов и управления многоспутниковыми группировками. М.: Двойные технологии, 2008. № 2 (43). С. 8–15.

5. Кукушкин С.С., Николаев Б.П., Потюпкин А.Ю. Прикладные направления целевого применения кластера малогабаритных космических аппаратов. М.: Двойные технологии, 2008. № 2 (43). С. 16–20.

6. Борисов А. От многоспутниковых систем – к системным спутникам // СПУТНИКС М., 2013. [Электрон. ресурс]: URL: http://www.sputnix.ru/ru/analytika/item/296-ot-mnogosputnikovykh-sistem-k-sistemnym-sputnikam (дата обращения: 17.11.2017).

7. Конструирование автоматических космических аппаратов / Д.И. Козлов, Д.П. Аншахов, В.Ф. Агарков и др.; под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.

8. Селиванов А. С. Разработка и летные испытания первого российского технологического наноспутника ТНС-0 №1. // Ракетно - космическое приборостроение и информационные системы , 2015, Т.2, вып. 2, С. 74–90.

9. Кисляков М.Ю. , Логачев Н.С., Петушков А.М. Системно-технические аспекты развития НАКУ КА НСЭН и измерений до 2025 года. // Ракетно - космическое приборостроение и информационные системы , 2016, Т.3, вып. 1, С. 62–71.

10. Данилин Н.С. Системная микроминиатюризация и малые спутники. М.: ИД «Спектр», 2013. 56 с.

References

1. Malye kosmicheskie apparaty informatsionnogo obespecheniya [Small spacecraft of information support]. Ed. Fateev V.F. Moscow, Radiotekhnika, 2010, 320 p. (in Russian)

2. Makridenko L.A., Minaev I.V., Potyupkin A.Yu. Kontseptual'nye osobennosti povysheniya tselevoy effektivnosti malykh kosmicheskikh apparatov distantsionnogo zondirovaniya Zemli [Conceptual features of the increase in mission effectiveness of small spacecraft of Earth remote sensing]. Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIIEM [Electromechanical matters. VNIIEM studies]. 2014, Vol. 141, No. 4. pp. 17–22. (in Russian)

3. Kudryavtsev G.G. Na orbite malye iskusstvennye sputniki Zemli "Intersputnika" [Small artificial Earth satellites of "Intersputnik" in orbit]. Trudy Mezhdunarodnoy akademii svyazi [Proceedings of International Telecommunication Academy]. 2001, No. 1 (17), pp. 16–20. (in Russian)

4. Kukushkin S.S., Nikolaev B.P., Potyupkin A.Yu. Metodologicheskie osnovy sozdaniya malogabaritnykh kosmicheskikh apparatov i upravleniya mnogosputnikovymi gruppirovkami [Methodological fundamentals of small spacecraft development and control of multisatellite constellations]. Dvoynye tekhnologii [Double technologies]. Moscow, 2008, No. 2 (43), pp. 8–15. (in Russian)

5. Kukushkin S.S., Nikolaev B.P., Potyupkin A.Yu.. Dvoynye tekhnologii [Double technologies]. Moscow, 2008, No. 2 (43), pp. 16–20. (in Russian)

6. Borisov A. Ot mnogosputnikovykh sistem – k sistemnym sputnikam [From multisatellite systems to system satellites]. Available at: http://www.sputnix.ru/ru/analytika/item/296-ot-mnogosputnikovykh-sistem-k-sistemnym-sputnikam (accessed 11 November 2017). (in Russian)

7. Kozlov D.I., Anshakhov D.P., Agarkov V.F. et al. Konstruirovanie avtomaticheskikh kosmicheskikh apparatov [Design engineering of automated spacecraft]. Eds. Kozlov D.I. Moscow, Mashinostroenie, 1996, 447 p. (in Russian)

8. Selivanov A.S. Razrabotka i letnye ispytaniya pervogo rossiyskogo tekhnologicheskogo nanosputnika TNS-0 No. 1 [Development and flight testing of first Russian technological nano-satellite TNC-0 No. 1]. Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy [Rocket-Space Device Engineering and Information Systems]. 2015, Vol. 2, No. 2. pp. 74–90. (in Russian)

9. Kislyakov M.Yu., Logachev N.S., Petushkov A.M. Sistemno-tekhnicheskie aspekty razvitiya NAKU KA NSEN i izmereniy do 2025 goda [System and technical development aspects of the ground-based automated control complex for spacecraft and socioeconomic purposes and measurements until 2025]. Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy [Rocket-Space Device Engineering and Information Systems]. 2016, Vol. 3, No. 1, pp. 62–71. (in Russian)

10. Danilin N.S. Sistemnaya mikrominiatyurizatsiya i malye sputniki [System microminiaturization and small spacecraft]. Moscow, ID "Spektr", 2013, 56 p. (in Russian)

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2017, том 4, выпуск 4, с. 57–63

РАДИОТЕХНИКА И КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ

УДК 629.7.052 DOI 10.17238/issn2409-0239.2017.4.57

Использование режима межспутниковой ретрансляции в гидрометеорологической космической системе нового поколения на основе КА «Метеор-МП»

Ю. Б. Дорофеев, *к. т. н., dorov56@yandex.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
С. В. Матвеев, *к. т. н., Matveev_SV@risde.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Л. Н. Рубан, *Ruban_LN@risde.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Д. А. Тулисов, *Tulisov_DA@risde.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассмотрены возможность и целесообразность использования режима межспутниковой ретрансляции информации от платформ сбора данных в приполярных районах РФ, принимаемой низкоорбитальной гидрометеорологической системой нового поколения на основе КА «Метеор-МП», путем ее передачи на бортовые радиотехнические комплексы геостационарных КА «Электро» с последующей оперативной доставкой на наземные станции Росгидромета.

Представлены оценка и результаты расчета основных параметров зон взаимной радиовидимости КА «Метеор-МП» и КА «Электро», определяющих возможность организации и основные характеристики режима межспутниковой ретрансляции. Определены основные принципы модернизации бортовых радиотехнических комплексов системы сбора и передачи данных, предназначенных для размещения на гидрометеорологических КА нового поколения «Метеор-МП» и обеспечивающих реализацию режима ретрансляции информации от наземных ПСД в приполярных регионах РФ на бортовые радиотехнические комплексы геостационарных КА «Электро».

Ключевые слова: бортовой радиотехнический комплекс, платформа сбора данных, ретрансляция информации, гидрометеорологические данные, зона видимости, станция приема и обработки информации

The Use of Inter-Satellite Retransmission in the New-Generation Hydrometeorological Space System Based on the «Meteor-MP» Spacecraft

Yu. B. Dorofeev, *Cand. Sci. (Engineering), dorov56@yandex.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
S. V. Matveev, *Cand. Sci. (Engineering), Matveev_SV@risde.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
L. N. Ruban, *Ruban_LN@risde.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
D. A. Tulisov *Tulisov_DA@risde.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. This article considers the possibility and practicability of application of the inter-satellite data retransmission from data collection platforms in the circumpolar region of Russia to the low-orbit hydrometeorological system based on the new generation spacecraft «Meteor-MP», by the means of transmitting it to the on-board radio complexes of the geostationary «Electro» spacecraft with its subsequent delivery to ground stations.

Provided is an assessment and the calculation results of the basic parameters of mutual visibility zones of «Meteor-MP» and «Eelectro» spacecraft, determining the possibility of setting up and the basic characteristics of the inter-satellite retransmission mode. Defined are the basic principles of modernization of the onboard radio complexes and data collection and transfer systems, intended for installation on the new generation hydrometeorological spacecraft «Meteor-MP» and ensuring the data retransmission from ground-based data collection platforms in the circumpolar regions of Russia to the on-board radio complexes of the «Electro» geostationary spacecraft.

Keywords: on-board radio complex, data collection platform, data retransmission, hydrometeorological data, zone of visibility, data receiving and processing station

Введение

Осуществляемые в настоящее время развертывание и эксплуатация геостационарных (ГС) космических аппаратов (КА) «Электро» предоставляют возможность оперативной доставки важных гидрометеорологических данных с платформ сбора данных (ПСД).

Однако зоны видимости КА ГС не покрывают приполярные районы Земли, так как при наблюдении поверхности Земли из точки стояния КА «Электро-Л» существует возможность сбора информации от ПСД, находящихся в районах широт менее 70°.

Прием информации от платформ сбора метеоданных, расположенных в районе Крайнего Севера (на широтах выше 70°) и недосягаемых для приемных средств КА «Электро-Л», выполняет гидрометеорологическая космическая система на основе КА «Метеор-М», которая не обеспечивает оперативной передачи информации на текущем витке на наземные станции приема и обработки информации (СПОИ).

В этой связи перед гидрометеорологической системой нового поколения «Метеор-МП» возникает задача сбора гидрометеорологической информации группировкой метеорологических низкоорбитальных ИСЗ «Метеор-МП» из районов Крайнего Севера с последующей ретрансляцией ее через геостационарные ИСЗ на наземные станции приема и обработки информации, что обеспечит задержку ее доставки не более 30 мин. Возможность организации подобного рода ретрансляции информации обусловлена ориентацией зон взаимной радиовидимости КА «Метеор-МП» и КА «Электро-Л» и определяет необходимость доработки бортового радиотехнического комплекса (БРК) системы сбора и передачи данных (ССПД) для обеспечения новых функциональных возможностей.

Оценка зон взаимной видимости космических аппаратов

Для оценки углов зон видимости (рис. 2) метеорологического космического аппарата типа «Метеор-МП», находящегося на приполярной орбите, с позиции нахождения космического аппарата типа «Электро-Л», находящегося на геостационарной орбите, рассмотрим схематическое расположение космических аппаратов, представленное на рис. 1.

На рисунке даны следующие обозначения:

- A — позиция расположения КА «Электро-Л» на геостационарной орбите, высота орбиты 35 786 км от поверхности Земли в плоскости экватора;
- B — положение центра Земли;
- C и D — схематическое расположение на орбите НО КА «Метеор-МП» над полярной областью поверхности Земли соответственно в ближайшей и наиболее удаленной точках при нахождении КА ГС в плоскости орбиты КА НО. Средняя высота орбиты КА НО типа «Метеор-МП» — 832 км;
- C_2 и D_2 — положение плоскости, перпендикулярной проекции осей КА НО к поверхности Земли соответственно в точках C и D.

Оценка минимального времени взаимной видимости КА «Метеор-МП» и КА «Электро-Л»

Минимальное время взаимной видимости КА можно оценить по величине максимального затенения Землей траектории КА «Метеор-МП».

Половина угла затенения траектории соответствует углу $\angle DAD_1$ при нахождении точки стояния КА «Электро-Л» в плоскости орбиты КА «Метеор-МП». Угол $\angle DAD_1$ равен углу $\angle BAB_2$, который может быть вычислен как

$$\angle DAD_1 = \angle BAB_2 = \arcsin(BB_2/AB).$$

Отрезок BB_2 — радиус (средний) Земли, равный 6371 км.

Отрезок AB — радиус геостационарной орбиты, равный сумме радиуса Земли на экваторе (6378 км) и высоты собственно геостационарной орбиты (35 786 км), следовательно,

$$AB = 6378 \text{ км} + 35\,786 \text{ км} = 42\,164 \text{ км},$$

$$\angle DAD_1 = \angle BAB_2 = \arcsin(BB_2/AB) = \arcsin(6371/42\,164) = 8{,}69°.$$

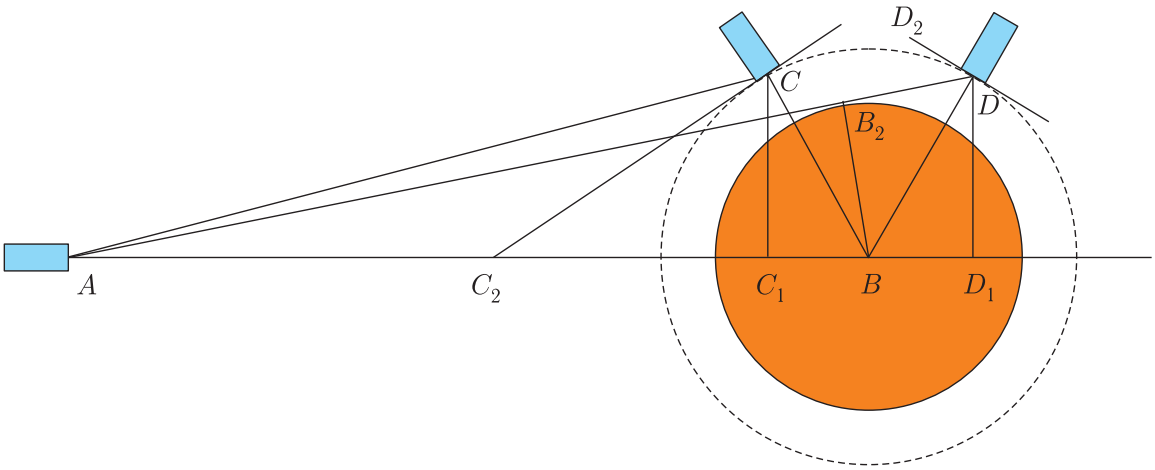


Рис. 1. Схематическое расположение КА для расчета углов видимости

Далее можно определить угол $\angle DBD_1$, соответствующий широте точки D границы видимости траектории КА «Метеор-МП».

$$\angle DBD_1 = 90^\circ - \angle BDD_1,$$
$$\angle BDD_1 = 90^\circ - \angle DAD_1 - \angle BDB_2,$$
$$\angle BDB_2 = \arcsin(BB_2/BD).$$

Следовательно, итоговая формула для расчета широты точки D, соответствующей значению угла $\angle DBD_1$, имеет вид:

$$\begin{aligned}\angle DBD_1 &= 90^\circ - \\ &- (90^\circ - \angle DAD_1 - \arcsin(BB_2/BD)) = \\ &= \angle DAD_1 + \arcsin(BB_2/BD),\end{aligned}$$
$$\begin{aligned}\angle DBD_1 &= 8{,}69^\circ + \arcsin(6371/(6371+832)) = \\ &= 8{,}69^\circ + 62{,}189^\circ = 70{,}88^\circ.\end{aligned}$$

Таким образом, КА «Метеор-МП», находящийся над полярными широтами более 70° северного и южного полушария, всегда попадает в зону видимости КА «Электро-Л».

Исходя из величины значения периода обращения КА «Метеор-МП», равного $T_{\text{МП}} = 101{,}3$ мин, можно определить значение минимального времени взаимной видимости:

$$\begin{aligned}t_{\text{вид}} &= T_{\text{МП}} \times (2 \times (180^\circ - 70^\circ)/360^\circ) = \\ &= 101{,}3 \times 0{,}61 = 61{,}9 \text{ мин}.\end{aligned}$$

Оценка времени пролета над полярной областью

Для оценки времени пролета КА «Метеор-МП» над северной полярной областью ограничимся значениями широт выше 70°, что определяется следующими двумя причинами:

- сбор данных с наземных метеорологических платформ, расположенных на широтах ниже (менее) 70°, может быть осуществлен с помощью КА, расположенного на геостационарной орбите, т. е. непосредственно с КА «Электро-Л»;
- на основании расчетов, приведенных выше, следует, что низкоорбитальный КА «Метеор-МП», находящийся на приполярной орбите, при прохождении широт более 70° находится в непосредственной видимости геостационарного КА «Электро-Л».

Оценка времени $t_{\text{пр}}$ пролета КА «Метеор-МП» над полярной областью с широтами более 70° может быть выполнена путем расчета длительности полета по дуге $\smile CD$ (см. рис. 1) траектории полета КА.

$$\smile CD = 180^\circ - 2 \times 70^\circ = 40^\circ,$$

$$\begin{aligned}T_{\text{пол}} &= T_{\text{МП}} \times (\smile CD/360^\circ) = \\ &= 101{,}3 \times (40^\circ/360^\circ) = 11{,}3 \text{ мин}.\end{aligned}$$

Оценка значений углов взаимной видимости КА над полярной областью

Минимальное и максимальное значения углов наблюдения КА «Метеор-МП» из точки стояния геостационарного КА «Электро-Л» на границах полярной области, ограниченной широтами свыше 70°, определяются соответственно углами $\angle DAD_1$ и $\angle CAC_1$.

Угол $\angle CAC_1$ определяется следующим образом:

$$\angle CAC_1 = \operatorname{arctg}(CC_1/AC_1),$$
$$CC_1 = BC \times \sin(\angle CBC_1),$$

где отрезок BC — радиус орбиты КА «Метеор-МП», который равен: высота орбиты 832 км + + средний радиус Земли 6371 км = 7203 км; угол $\angle CBC_1$ — значение широты границы полярной области, т. е.

$$\angle CBC_1 = 70°,$$
$$AC_1 = AB - BC_1,$$

где AB — это радиус орбиты геостационарного КА «Электро-Л», т. е. $AB = 42\,164$ км,

$$BC_1 = BC \times \cos(\angle CBC_1).$$

Таким образом, итоговая формула для расчетов угла $\angle CAC_1$:

$$\angle CAC_1 = \operatorname{arctg}(CC_1/AC_1) = \operatorname{arctg}\left(\frac{BC \times \sin(\angle CBC_1}{AB - BC_1}\right) = \operatorname{arctg}\left(\frac{BC \times \sin(\angle CBC_1)}{AB - BC \times \cos(\angle CBC_1)}\right).$$

При использовании конкретных численных значений величин получается:

$$\angle CAC_1 = \operatorname{arctg}\left(\frac{7203 \times \sin 70°}{42\,164 - 7203 \times \cos 70°}\right) = \operatorname{arctg}\left(\frac{7203 \times 0{,}9397}{42\,164 - 7203 \times 0{,}342}\right) = \operatorname{arctg}(6768{,}66/(42\,164 - 2463{,}43)) = \operatorname{arctg}(6768{,}66/39\,700{,}57) = \operatorname{arctg}(0{,}17049) = 9{,}67°.$$

Минимальный угол $\angle DAD_1$ определяется по аналогичной формуле с небольшими изменениями:

$$\angle DAD_1 = \operatorname{arctg}(DD_1/AD_1) = \operatorname{arctg}\left(\frac{BD \times \sin(\angle DBD_1)}{AB + BD_1}\right) = \operatorname{arctg}\left(\frac{BD \times \sin(\angle DBD_1)}{AB + BD \times \cos(\angle DBD_1)}\right).$$

Подставляя конкретные значения, получаем:

$$\angle DAD_1 = \operatorname{arctg}\left(\frac{7203 \times \sin 70°}{42\,164 + 7203 \times \cos 70°}\right) = \operatorname{arctg}\left(\frac{7203 \times 0{,}9397}{42\,164 + 7203 \times 0{,}342}\right) = \operatorname{arctg}(6768{,}66/(42\,164 + 2463{,}43)) = \operatorname{arctg}(6768{,}66/44\,627{,}43) = \operatorname{arctg}(0{,}15166) = 8{,}62°.$$

Максимальное значение угла видимости КА «Метеор-МП» из точки стояния КА «Электро-Л» будет в момент пролета КА над полюсом (примерно). Данное значение определяется как arctg отношения радиуса орбиты КА «Метеор-МП» и радиуса орбиты КА «Электро-Л»:

$$\text{Макс. угол.} = \operatorname{arctg}(7203/42\,164) = 9{,}69°.$$

Таким образом, угол видимости КА «Метеор-МП» при пролете практически всех полярных областей из точки стояния КА «Электро-Л» находится в диапазоне от 8,6° до 9,7°.

Оценка относительной ориентации космических аппаратов

Рассмотрим взаимное расположение осей космических аппаратов при движении КА «Метеор-МП» по траектории в зоне взаимной видимости. За ноль отсчета примем совпадение направлений осей космических аппаратов при нахождении точки стояния КА «Электро-Л» в плоскости орбиты КА «Метеор-МП» и при максимальном сближении КА. Обозначим угол как $\boldsymbol{\Omega}$ КА.

Исходя из схемы, представленной на рис. 1, взаимное расположение осей КА при пролете

над полярной областью будет изменяться от значения угла $\angle ABC$ до значения угла $\angle ABD$. Таким образом,

$\boldsymbol{\Omega}\,\text{КА}_{\text{пол.}} =$ от до 70° до 110° (в течение 11 мин).

Значение углов $\boldsymbol{\Omega}$ КА при пролете в пределах всей зоны взаимной видимости КА будет изменяться от значения, равного углу $\angle ABD$, до нуля и соответственно от нуля до значения минус $\angle ABD$ в южном полушарии:

$\boldsymbol{\Omega}\,\text{КА} =$ от $+110^\circ$ до -110° (в течение 60 мин).

При наблюдении поверхности Земли из точки стояния КА «Электро-Л» возможность сбора информации от ПСД имеется только для широт менее 70°.

Таким образом, проведенные оценки показывают, что для повышения оперативности сбора информации от ПСД в приполярных регионах может быть использован режим ретрансляции сигнала через КА «Метеор-МП».

Зоны видимости космических аппаратов КА «Электро-Л» и КА «Метеор-МП» представлены на рис. 2.

Зона видимости КА «Метеор-МП» составляет не менее 4000 км в диаметре, что практически полностью перекрывает полярные шапки Земли и позволяет ретранслировать сигналы от ПСД, недоступных для КА «Электро-Л» (в перспективе «Электро-М»).

При использовании режима ретрансляции сигналов от ПСД в приполярных районах оперативность приема информации наземными станциями может изменяться от нескольких минут до получаса (максимум) при наличии двух КА в группировке, так как ретрансляция сигналов возможна на любом витке пролета КА «Метеор-МП» над полярными областями (наклонение орбиты КА «Метеор-МП» составляет 98°).

Модернизация БРК ССПД

Решение такой задачи, как ретрансляция между КА НО и КА ГС, определяет необходимость создания нового поколения бортовых радиокомплексов БРК ССПД, позволяющих наряду с существующим каналом сбора информации от ПСД (Земля) – НО ИСЗ – СПОИ (Земля) обеспечить с помощью дополнительного канала межспутниковой радиолинии оперативную передачу информации с ПСД в приполярных регионах по линии ПСД (Земля) – НО ИСЗ – ГС ИСЗ – СПОИ (Земля).

При этом аппаратное построение модернизированного БРК ССПД-МП должно обеспечить выполнение следующих функций:

- прием, обработку, хранение и передачу в транспортный информационный кадр, формируемый в бортовой информационной системе (БИС-МП КА «Метеор-МП»), данных от наземных платформ сбора данных для дальнейшей передачи их в главные метеорологические центры;
- ретрансляцию данных от наземных платформ сбора данных, расположенных в полярных зонах Земли, через геостационарные КА типа «Электро-Л» на наземные СПОИ.

Реализация функции ретрансляции сигнала от наземной ПСД на ГС КА возможна двумя путями:

- прямой ретрансляцией сигнала через КА «Метеор-МП» с переносом частоты с 402 МГц на 465 МГц;
- передачей сигнала от наземной ПСД с промежуточной регенерацией его на НО КА.

Результаты предварительной проработки и анализа возможности для реализации функции ретрансляции за счет вводимого в состав БРК ССПД канала межспутниковой радиолинии позволили определить целесообразность дооснащения существующей аппаратуры дополнительно буферным ЗУ небольшого объема 0,3 Мбит и передатчиком 465 МГц мощностью не менее 5 Вт, а также использования избыточного кодирования информации для повышения достоверности. При этом информацию от БРК ССПД на ГС ИСЗ можно передавать со скоростью от 1,2 кбит/с до 2,4 кбит/с. Мощность передатчика на канал и скорость передачи информации выбираются в зависимости от реальной помеховой обстановки.

Таким образом, потребуется доработка БРК ССПД в части изменения как его состава, так и аппаратуры, в него входящей, для реализации новых

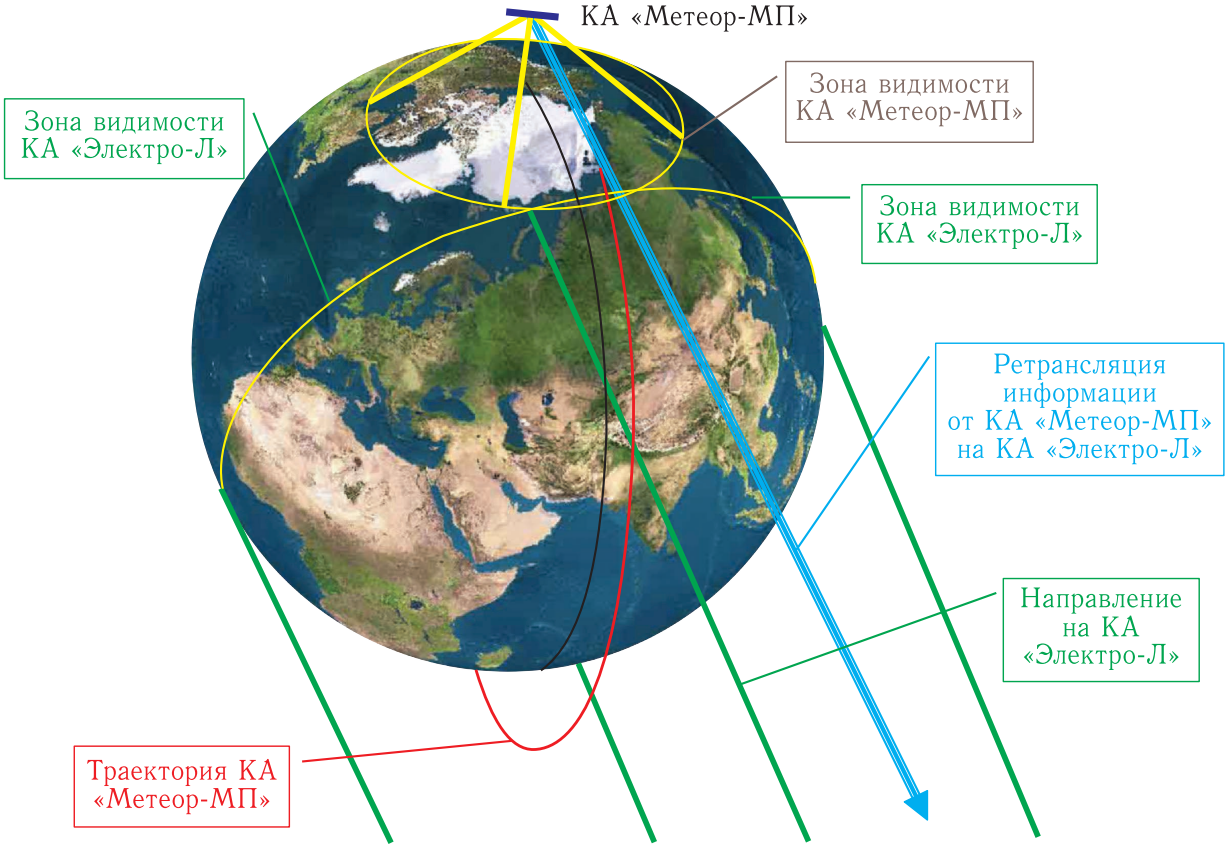


Рис. 2. Зоны видимости КА «Электро-Л» и КА «Метеор-МП»

функциональных возможностей и увеличения срока активного существования (САС), а именно:

- включение в состав БРК ССПД-МП приборов, обеспечивающих кодирование, формирование и передачу сигнала на частоте 465 МГц для последующей ретрансляции;
- введение сверточного кодирования информации и модуляции информации на борту для помехоустойчивой ретрансляции информации;
- установка передающей АФС 465 МГц, обеспечивающей передачу информации от КА «Метеор-МП» на ГС ИСЗ;
- доработка УЗФК в части введения в него дополнительного буферного ЗУ для хранения, формирования и последующей передачи информации, полученной от ПСД из приполярных районов России.

Модернизированный подобным образом вариант БРК ССПД при размещении на гидрометеорологических КА нового поколения «Метеор-МП» обеспечит реализацию режима ретрансляции информации от наземных ПСД на бортовой комплекс КА «Электро».

Заключение

Ориентация зон взаимной радиовидимости КА ГС «Электро-Л» и КА НО «Метеор-МП» позволяет использовать режим межспутниковой ретрансляции для повышения оперативности доставки информации от платформ сбора данных в низкоорбитальной гидрометеорологической системе нового поколения.

В соответствии с Федеральной космической программой РФ запуск первого КА «Метеор-МП» (№ 1) запланирован на 2024 г. В этой связи, поскольку результаты предварительной проработки показали возможность и основные принципы создания бортового комплекса, обеспечивающего

выполнение функций ретрансляции с заданными параметрами, целесообразно осуществить проектирование БРК ССПД-МП с применением методов, которые были разработаны в АО «Российские космические системы» для КА «Метеор-М» с применением технических решений, используемых для диапазона частот (0,4–0,5 ГГц). При разработке канала ретрансляции сигналов от платформ сбора данных целесообразно применить опыт создания бортового радиокомплекса систем КОСПАС/Курс.

Реализация предлагаемым способом канала ретрансляции в БРК ССПД для КА «Метеор-МП» позволит охватить недоступные для ретранслятора ГС КА районы, при этом задержка передачи потребителю гидрометеорологической информации составит не более 30 мин.

Список литературы

1. *Селиванов А.С.*, *Рогальский В.И.*, *Дедов Н.В.* Космическая система сбора природноресурсных данных с наземных платформ и определения их местоположения «Курс» // Современные технологии автоматизации, 1997, №3. «СТА-ПРЕСС». С. 36–41.
2. *Рогальский В.И.* Аналитический обзор «Российские космические системы местоопределения подвижных средств и передачи цифровых данных». М.: РНИИ КП, 2000.
3. *Горностаев Ю.М.* Перспективные спутниковые системы связи. М., 2000. 129 с.

References

1. Selivanov A.S., Rogal'skiy V.I., Dedov N.V. Kosmicheskaya sistema sbora prirodnoresursnykh dannykh s nazemnykh platform i opredeleniya ikh mestonakhozhdeniya "Kurs" [The Course spaceborne system of collection of data on natural resources from ground-based platforms and determination of their location]. *Sovremennye tekhnologii avtomatizatsii* [Modern automatization technologies]. STA-PRESS, No. 3, 1997, pp. 36–41.
2. Rogal'skiy V.I. *Rossiyskie kosmicheskiye sistemy mestoopredeleniya podvizhnykh sredstv i peredachi tsifrovykh dannykh* [Russian space systems of location of the mobile facilities and digital data transmission], analytical review. Moscow, RNII KP, 2000.
3. Gornostayev Yu.M. *Perspektivnye sputnikovye sistemy svyazi* [Advanced satellite communication systems]. Moscow, 2000, 129 p.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2017, том 4, выпуск 4, с. 64–82

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

УДК 67.02:67.05:004.9:004 DOI 10.17238/issn2409-0239.2017.4.64

Шестой технологический уклад в космическом приборостроении

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

Аннотация. В статье анализируется текущее состояние и прогноз разработки технологий космического приборостроения — шестого технологического уклада (ШТУ). Показано, что на протяжении последнего десятилетия ярко выявилась тенденция изменения архитектуры космических аппаратов и систем на их основе от модульно-функционального построения к созданию «систем на печатной плате», а в перспективе и «спутника на чипе» с широким использованием «систем на кристалле» и «систем в корпусе». Подобные архитектуры активно применяются в так называемых распределенных и федеративных космических системах.

Представлен обзор достигнутых уровней технологической готовности производимых серийно составных частей малоразмерных космических аппаратов: конструктивных элементов, систем ориентации и стабилизации, терморегулирования, систем электропитания, бортовых компьютеров, памяти, а также основные проблемные вопросы разработки перспективных изделий, имеющих низкие уровни технологической готовности.

Отдельно рассмотрены достижения по микроминиатюризации полезных нагрузок, показано, что для космических систем навигации, связи и дистанционного зондирования Земли использование архитектур распределенных систем позволяет существенно сократить сроки разработки и развертывания систем, а также уменьшить их стоимость при сохранении требуемого уровня качества.

Полученные результаты могут быть положены в основу разрабатываемой стратегии развития перспективных космических систем и комплексов.

Ключевые слова: шестой технологический уклад, система на кристалле, система в корпусе, спутник на чипе, распределенные космические системы, федеративные космические системы, уровни технологической готовности, малоразмерные космические аппараты

Sixth Technological Way in Space Device Engineering

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

Abstract. The paper analyzes the current state and the forecast of the space device technologies development, for the sixth technological way. It has been shown that during the last decade the spacecraft architecture and systems based on it have a tendency to change from separate modules with specific functions to "Systems on a Printed Circuit" and in the near future to "Satellite on a microchip" widely using "Systems-on-a-chip" and "Systems in Package" technologies. Such architectures are actively used in the so called distributed and federated space systems.

The paper presents the survey of the achieved technology readiness levels (TRL) for small satellite elements (COTS): construction, AODS, thermal control, power supply systems, onboard computers, and memory elements. The main problem items of the promising product development with low TRLs are considered as well.

Separately the paper discusses the main achievements on smallsat payloads microminiaturization. Using the architectures of the distributed systems can drastically decrease the development and deployment schedule of the navigation, communications and Earth remote sensing systems, as well as reduce their cost keeping the required quality level.

The results of this work could be used for the creation of a perspective strategy of future space systems.

Keywords: sixth technological way, System-on-a-chip, System in Package, satellite on a microchip, distributed space systems, federated space systems, technology readiness levels, small spacecraft

Введение

В работе [1] представлены смены основных технологических укладов развития мировой экономики начиная с 1770 г. При этом под технологическими укладами понимаются длительные (50 лет и более) экономические циклы, для которых характерен определенный уровень развития производительных сил. История показала, что каждый подобный цикл завершался экономическим кризисом и последующим переходом производительных сил на следующий уровень развития. Отмечается, что период 2010–2018 гг. характеризует собой зарождение (эмбриональную фазу) шестого по счету технологического уклада, ядро которого составят нано-, био-, инфо- и когнитивные технологии, обеспечивающие от 30 до 70 % прироста в различных отраслях российской экономики (рис. 1).

При этом базовыми отраслями для внедрения технологий ШТУ прогнозируются телекоммуникации, образование, химико-металлургический комплекс, ракетно-космический комплекс, а также растениеводство и здравоохранение, где ожидается ежегодный рост выручки до 10 %.

Отмечается также, что «промышленное производство будет базироваться на открытиях в биотехнологиях, генной инженерии, нанотехнологиях, в области новых материалов, информационно-коммуникационных, когнитивных, мембранных, квантовых технологиях, нанофотонике и молекулярной фотонике, микромеханике, робототехнике, технологиях виртуальной реальности, термоядерной энергетике, наноматериалах и наноструктурированных покрытиях и т. д.» [2].

В космическом приборостроении переход на технологии ШТУ можно условно соотнести с созданием авиационной техники, когда внедрение инновационных технологических переделов предыдущих укладов приводило к созданию самолетов нового поколения. Например, до недавнего времени космические аппараты (КА) разрабатывались с использованием функционально-модульного принципа, когда каждая служебная подсистема и полезная нагрузка представляли собой отдельные модули, интегрируемые для обеспечения заданных требований применения. Для удобства классификации будем называть такие КА спутниками четвертого поколения, использующими технологии пятого уклада (микроэлектроника и компьютерная техника).

Появление малоразмерных космических аппаратов позволило перейти к технологии «спутник–прибор» [3], когда служебные системы и полезные нагрузки стало возможным реализовывать в виде отдельных печатных плат, интегрируемых в рамках единого конструктива. Такие КА соответствуют следующему поколению спутников, но все еще используют технологии пятого уклада.

Развитием данного подхода представляется реализация концепций «спутник на чипе» и «спутник на печатной плате» в негерметичном исполнении с широким внедрением технологий «система на кристалле» и «система в корпусе» [4–6], а это уже технологии ШТУ. Данные разработки могут стать основой следующего поколения КА и систем на их основе. Указанное обстоятельство не означает, что «спутник–прибор» или большие космические аппараты исчезнут при появлении микроминиатюрных КА (МКА). Какое-то достаточно длительное время они могут существовать параллельно. Более того, возникающие при этом новые возможности существенно расширят функциональные возможности существующих сегодня космических комплексов и систем.

Внешний вид спутника на печатной плате — нанозонда «Спрайт» представлен на рис. 2 [7], а системные требования к спутнику на чипе — в табл. 1 [8].

В нанозонде «Спрайт» используются современные дешевые интегральные микросхемы с малым энергопотреблением, обеспечивающие основные технические характеристики спутниковой платформы для интегральных микросенсоров. Применяются солнечные батареи производства Spectrolab TASC, микроконтроллер, а также радиосистема на чипе компании Texas Instruments CC430 (SoC), 3-осевой магнетометр компании Honeywell HMC5883L, 3-осевой микрогироскоп на МЭМС InvenSense ITG-3200, а также необходимые пассивные компоненты, размещенные на печатной плате размером $3{,}5 \times 3{,}5$ см^2 массой 5 г.

Микросхема CC430 SoC является «сердцем» нанозонда и обеспечивает все вычислительные и коммуникационные возможности.

Авиа-, судо-, автомобиле-, приборо-, станкостроение; солнечная энергетика, электроника, электротехника, атомная промышленность, ядерная энергетика

Телекоммуникации, образование, химико-металлургический комплекс, ракетно-космический комплекс, растениеводство, здравоохранение

Прирост: до 10 % в год
несущие отрасли

Рис. 1. Структура нового (VI) технологического уклада и темпы роста его составляющих

Таблица 1. Системные требования к SPACECHIP

Система	Требования	Результат
Верхний уровень	SpaceChip должен использовать коммерческую технологию КМОП, пригодную для интеграции цифровых, аналоговых и РЧ-компонентов. SpaceChip должен соответствовать всем целям миссии и поддерживать концепцию эксплуатации	Austriamicrosystems SiGe-BiCMOS 0,35 мкм
Полезная нагрузка	ПН должна обнаруживать интересные явления космической погоды. Для демострации необходимо рассмотреть простейшую ПН	Простая КМОП-камера
Орбита	SpaceChip должен функционировать на заданной орбите миссии	Высота 500 км Малое наклонение
Конфигурация и конструктив	Должна быть реализована конфигурация монолитного «спутника на чипе». Размер не должен превышать типичных значений шага сетки КМОП-процесса. Масса должна быть менее 10 г. Конструкция должна иметь встроенный интерфейс с РН	Требуются допуски 20 × 20 мм максимум 10 г упаковка
СЭП	Должно быть использовано преобразование солнечной энергии в электрическую с помощью встроенных солнечных батарей. Необходимо изучить возможность использования аккумуляторов	Бюджет потребления 1 мВт
Обработка и хранение данных	Должен быть использован экономичный микроконтроллер. Необходимо изучить технологии энергонезависимой памяти. Конструктив должен выдерживать условия космической радиации	Улучшенный асинхронный микроконтроллер
Связь	Неоходимо использовать нелицензируемый диапазон 2,4 ГГц	Мощность – 1 Вт, дальность — 1 км. Требуется внешняя антенна
Ориентация и стабилизация	Должно быть применено определение ориентации. Необходимо исследовать возможности определения характеристик орбиты	Пассивная СОС. Определение орбиты невыполнимо
Двигатель	Двигатель не требуется, но возможности необходимо изучить	Монолитного решения нет
Температура	Должно быть использовано пассивное терморегулирование	Термостабильная подложка

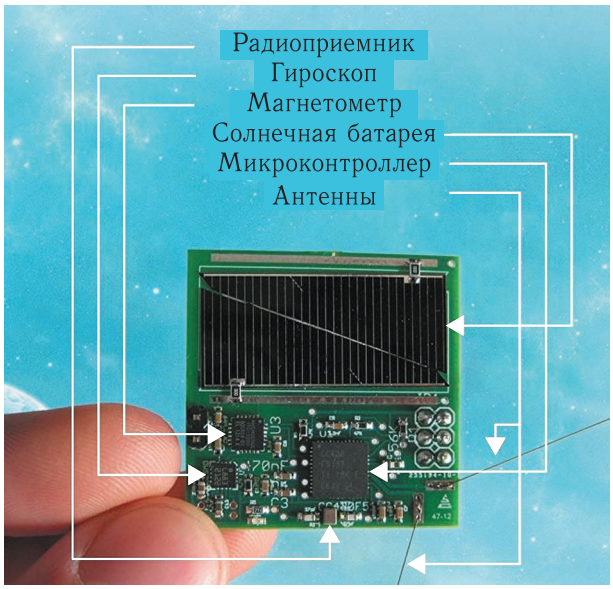


Рис. 2. Нанозонд «Спрайт»

Антенны нанозонда представляют собой полуволновой V-диполь, выбранный из-за однородного по пространству коэффициента усиления, простоты настройки, а также 50-омного волнового сопротивления, что устраняет необходимость использования дополнительных цепей развязки. Антенна выполнена из нитинола, никель-титанового сплава, обычно используемого в конструкциях с памятью формы, который даже при экстремальных механических воздействиях возвращает свою первоначальную форму.

Остальные компоненты нанозонда выбирались из соображения получения максимальной функциональности при минимальных размерах и имеющихся энергетических возможностях. Солнечная ячейка производит до 60 мА тока при напряжении 2,2 В с непосредственным подключением к электронике без дополнительных преобразований энергии и ее хранения. Соответственно «Спрайт» может функционировать только при освещении солнечным светом и совершенно не работоспособен на ночной стороне орбиты.

Использование новых технологий создания перспективных космических средств позволяет рассмотреть сетевые архитектуры организации космических систем на их основе: кластеров и созвездий малоразмерных космических аппаратов в составе распределенных или федеративных космических систем [9–11]. Так, концепция System F6 подразумевает использование вместо одного большого моноспутника набора нескольких малых космических аппаратов, существующих независимо и объединенных системой информационного обмена. При этом каждый МКА может обеспечивать только одну функцию по аналогии с модулями служебных подсистем большого КА. Указанный подход позволяет многократно повысить устойчивость системы к возникновению отказов (возможно перенесение функции на соседний аппарат), а также к возможности полного выхода одного из МКА из строя путем довыведения необходимого отдельного МКА.

Революционность концепции федеративной спутниковой системы (ФСС) состоит в том, что возможности каждого конкретного КА в группировке могут быть распределены с соседями на определенной основе — взаимодействие между ними осуществляется только в те моменты времени, когда это имеет конкретный смысл [12].

Кроме очевидного повышения эффективности работы собственно космических систем, это позволяет также наращивать спутниковые возможности путем подключения веб-сенсоров, обеспечивающих не только интеграцию спутниковых данных с данными сопутствующих контактных измерений, но и создание комплексных систем мониторинга, усваивающих на моделях все доступные данные о состоянии объектов наблюдения и среды их обитания на суше, на море и в атмосфере Земли. Использование подобных технологий позволяет также создавать самоорганизующиеся сетевые архитектуры будущего через объединение КА в сеть plug-and-play, что поддерживает бесшовное взаимодействие с существующими энергетическими и коммуникационными сетями наряду с предоставлением услуг конкретным потребителям.

Цель данной статьи — оценка возможностей использования технологий ШТУ в космическом приборостроении, включая оценки уровней технологической готовности (TRL) существующих и разрабатываемых МКА, а также определение основных направлений микроминиатюризации используемых электронных компонентов.

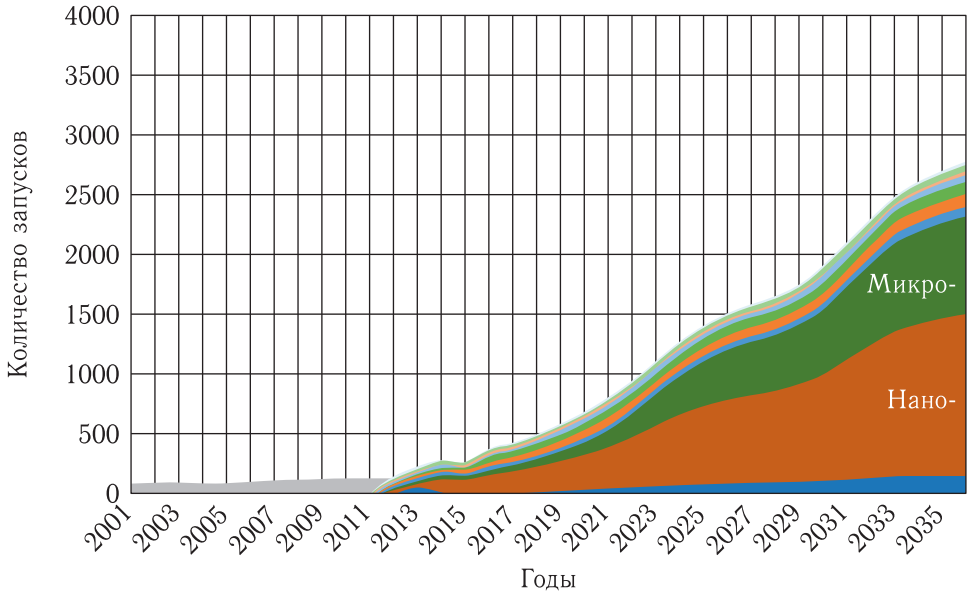


Рис. 3. Прогноз количества запусков микро/наноспутников

Прорывные перспективные технологии космического приборостроения

На рис. 3 представлен прогноз запусков разнообразных полезных нагрузок [13], использующих платформы МКА микро- и нанокласса, из которого отчетливо видно, что к 2035 г. количество запущенных аппаратов возрастет практически на порядок. Как было показано выше, следующее поколение МКА позволит обеспечить создание спутников на чипе. Однако совершенно очевидно, что переход к подобным технологиям займет некоторое время и возможен только при постепенном эволюционном переходе от технологий «система на печатной плате» и модульно-функционального принципа к использованию технологий «система в корпусе» и «система на кристалле».

Исследования различных авторов, например [14], идентифицировали десяток критических технологий, потенциально обеспечивающих десятикратное уменьшение веса и стоимости космических аппаратов и ракет-носителей с улучшенными на порядок характеристиками при условии соответствующих инвестиций в разработку и демонстрацию возможностей. Предлагаемые технологии могут быть положены в основу формулирования большого количества концепций как уже предложенных, так и будущих миссий и функций, имеющих революционный потенциал применения. Сосредоточимся в большей части не на отдельных небольших улучшениях, обеспечиваемых внедрением новых решений, а на так называемых прорывных инновациях, для которых возникающие новые свойства столь значительны или стоимость настолько мала, или обеспечивается и то и другое, что проявляется принципиально новое качество приложений.

Определим теперь перспективные возможности внедрения технологий ШТУ в космические приложения. Даже если в конечном счете могут быть реализованы только некоторые из них, это позволит значительно улучшить наши представления о будущем космических услуг для конкретных потребителей.

Выборочный и далеко не полный перечень первоочередных технологий, предполагаемых для реализации в перспективных концепциях космических систем, включает [15]:

- фотовольтаические биосенсоры, совмещенные с микроэлектронными элементами;
- микроэлектромеханические системы (МЭМС);
- многоспутниковые группировки распределенных космических систем;

- легкие большие апертуры приемопередающей аппаратуры разнообразных космических систем;
- широкополосные космические системы связи;
- системы генерации и передачи электроэнергии;
- системы хранения энергии;
- надувные конструкции;
- легкие конструкции и материалы;
- модернизированные микродвигатели;
- создание нанотоплива.

Все перечисленные технологии, безусловно, попадают под технологии ШТУ и должны активно продвигаться на рынки космического приборостроения. Следует отметить, что только перечисленными технологиями потенциальное применение технологий ШТУ не ограничивается.

Какие же технологии предстоит развивать в первую очередь? Прежде всего это микроэлектроника, поскольку, не обладая необходимыми средствами микроминиатюризации, невозможно создавать системы на кристалле, обеспечивая малое энергопотребление, а также модернизируя уже существующие аппаратные реализации.

Для оснащения спутников требуемыми полезными нагрузками, обеспечивающими решение различных целевых задач, необходимы съемочные камеры с улучшенными характеристиками, усовершенствованные микропроцессоры, а также реконфигурируемые компьютеры и возможности их дистанционного программирования.

Огромный потенциал заложен в технологиях микроэлектромеханических систем (МЭМС), на основе которых возможно создавать сверхмалые сенсоры, компоненты для оптической связи, а также источники питания.

Поддержание в работоспособном состоянии распределенных систем (кластеров) МКА может быть обеспечено только за счет современных методов создания кластерных группировок, прецизионного определения взаимного положения МКА в кластере и обеспечения необходимых регулирующих воздействий для их удержания. Требуется также разработка методологии проектирования распределенных систем, включая алгоритмы управления кластерами и создание аппаратно-программных средств искусственного интеллекта.

В работе [16] представлены первые результаты применения метода автономного адаптивного управления группой робототехнических устройств на примере модели кластера наноспутников. Предложенный подход представляет собой использование биологически инспирированного метода в концептуальной модели нейроинформационной системы. С технической точки зрения система автономного адаптивного управления (ААУ) представляет собой самообучающуюся систему распознавания–управления, обеспечивающую выполнение двух главных функций: исследование и аккумулирование знаний, а также оптимальное управление заданным объектом. В систему включены следующие подсистемы: формирования и распознавания изображений, базы знаний, принятия решений, эмоционального моделирования и некоторые вспомогательные модули. Система ААУ обеспечивает самообучение и управление в рамках единого процесса, основанного на базе эмпирических знаний и не использующего математические модели объекта управления.

В качестве примера использована модель кластера наноспутников, применяемых для мониторинга состояния ионосферы Земли. В космической миссии кластера группа наноспутников должна обеспечивать удержание взаимного расположения спутников по отношению друг к другу, поэтому индивидуальные ААУ системы самообучаются на выполнение поддержания локального порядка в кластере. В итоге система ААУ обеспечивает более дешевый способ высококачественного управления по сравнению с другими существующими методами.

Одним из перспективнейших направлений, обеспечивающих новое качество космических энергетических систем, является создание биологической солнечной батареи, способной, во-первых, к самовоспроизводству в естественных условиях и, во-вторых, к работе и (ограниченному) воспроизводству в специфических условиях космоса.

В настоящее время уровень развития синтетической биологии в мире не позволяет создать функциональный организм или клеточную культуру, которая способна вырабатывать электричество. В то же время наличие примеров таких организмов

среди растений и животных свидетельствует о том, что дальнейшие исследования позволят выделить интересующие нас кодирующие свойства участка генома и получить возможность создания искусственной формы жизни с необходимыми характеристиками.

Сегодняшнее состояние решения задачи основано на современных возможностях синтетической биологии, заключающихся в создании органической батареи, электрогенерирующим элементом которой является мембранный светочувствительный белок бактериородопсин, нанесенный на диоксид-титановую подложку.

Важным этапом в создании нового поколения солнечных батарей стало открытие экситонных солнечных батарей с использованием сенсибилизированных красителем солнечных элементов [17]. При такой реализации конструкции органический или органометаллический светочувствительный краситель фиксируется на наноструктурированной подложке из широкозонных полупроводниковых оксидов металлов и используется в качестве фотосенсибилизатора для захвата солнечной энергии и генерации экситонов — водородоподобных квазичастиц, представляющих собой электроны, находящиеся в возбужденном состоянии. В свою очередь, принцип действия биосенсибилизированных солнечных батарей основан на относительно менее изученном механизме — выбросе электронов под действием фотонов в активизированных светочувствительных белках.

Бактериородопсин является светочувствительным мембранным белком, служащим генератором протонов. В естественном виде он присутствует в архебактериях *Halobacterium salinarum*. Природный бактериородопсин и его модифицированные аналоги в комбинации с широкозонным полупроводником TiO_2 обеспечивает возможность обеспечить эффективного преобразования энергии света в электрический ток в солнечной батарее. Результаты проведенного в NASA компьютерного моделирования пространственной структуры молекул показали, что бактериородопсин в связанном состоянии с атомами молекул TiO_2 способен обеспечивать необходимый устойчивый перенос электронных потоков.

В основу конструкции биосенсибилизированной экситонной солнечной батареи легли бактериородопсинсодержащие пленки, зафиксированные на нанокристалической подложке TiO_2-электрода. В ходе поисковых исследований была построена характеристика зависимости плотности фототока от напряжения биосенсибилизированной солнечной батареи с использованием природного бактериородопсина и его модифицированного аналога. Результаты предварительных исследований показали, что модифицированный бактериородопсин имеет лучшие фотоэлектрические свойства: плотность фототока короткого замыкания составила 0,09 мА/см^2, напряжение холостого хода достигло значения 0,35 В при уровне освещенности 40,0 мВт/см^2.

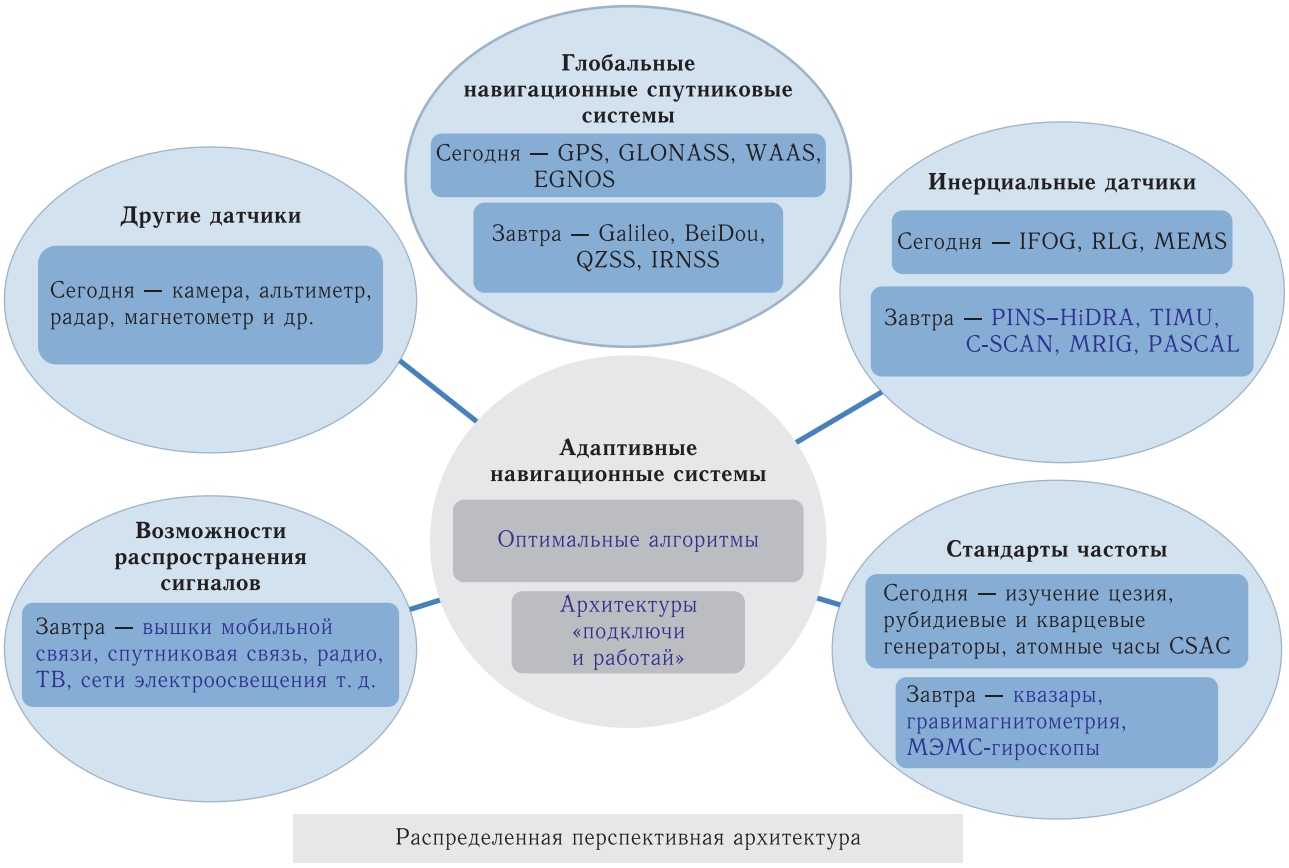
Фотонные технологии шестого технологического уклада

В работе [18] нами проведен анализ возможных применений технологий фотоники в интересах космического приборостроения, поскольку фотоника вообще, а также оптоэлектроника, нанофотоника и радиофотоника в частности позволяют получить рекордные характеристики перспективной аппаратуры, предназначенной для установки на космические аппараты различного целевого назначения.

Приведем далее более подробное рассмотрение некоторых технологий, используемых для улучшения навигационно-временного обеспечения ряда прикладных задач. На рис. 4 представлены адаптивные навигационные сенсоры и системы [19], использующие широкий спектр сенсоров, глобальных навигационных спутниковых систем, инерциальных датчиков и бортовых стандартов частоты.

Следует отметить, что перспективные разработки для целей навигации включают комплексное использование всех существующих спутниковых навигационных систем: Galileo, BeiDou, QZSS и IRNSS.

В части инерциальных датчиков в разработке находятся PINSP–HiDRA [20] — прецизионные инерциальные навигационные системы, использующие атомные сенсоры с высоким динамическим диапазоном; TIMU [21] — одночиповый модуль измерений времени и ускорений; C-SCAN [22] — комбинированный атомный навигатор на микросхеме; MRIG [23] — интегрированный микрораз-



IFOG — Interferometric Fiber Optic Gyro, RLG — Ring Laser Gyro, MRIG — Microscale Rate Integrating Gyroscope, PASCAL — The Primary and Secondary Calibration on Active Layer, TIMU — The single-chip Timing and Inertial Measurement Unit, C-SCAN — The Chip-Scale Combinatorial Atomic Navigator, PINSP–HiDRA — Precision Inertial Navigation Systems effort of the High Dynamic Range Atom Sensors, CSAC — Chip Scale Atomic Clock

Рис. 4. Адаптивные навигационные сенсоры и системы

мерный гироскоп; PASCAL — методология первичной и вторичной калибровки на активном уровне. Все перечисленные датчики имеют TRL от 3 до 5.

В программе MRIG разрабатывается серийно производимый трехосевой микроминиатюрный вибрационный гироскоп для непосредственных измерений углов вращения, а не угловой скорости вращения. MRIG функционирует, возбуждая упругую волну в трехмерной структуре, которая свободно прецессирует в пространстве, независимо от ориентации прибора. Подобный режим функционирования с интегрированием скорости расширяет динамический диапазон вибрационного гироскопа, а также устраняет погрешность накопления за счет интегрирования информации об угловой скорости. Для реализации данной технологии были успешно разработаны методы серийного производства миниатюрных трехмерных симметричных полусфер, изготавливаемых из стекла, полутороидальных структур, а также других пространственно-распределенных сферических оболочек с осью симметрии, обеспечивающей непосредственную ориентацию в пространстве.

Программа обеспечения первичной и вторичной калибровок на активном уровне (PASCAL) предназначена для решения вопросов калибровки долговременного ухода инерциальных датчиков на МЭМС путем обеспечения контактной самокалибровки либо физически, либо электронным способом. Калибровки внутри микросхемы позволяют провести периодические коррекции внутренних ошибок с целью уменьшения дрейфа и температурной чувствительности датчика, одновременно улучшая его характеристики и устраняя необходимость

получения периодических внешних калибровочных данных. Цель программы состоит в демонстрации возможности самокалибровки смещения гироскопа и его масштабирующих коэффициентов с относительной стабильностью порядка 1 импульса в минуту (1 ppm) за месячный измерительный цикл.

Одночиповый модуль временных и инерциальных измерений (TIMU) предназначен для решения проблем, связанных с интеграцией инерциальных датчиков на МЭМС. Целью программы TIMU является разработка инерциального измерительного модуля тактического уровня, включающего одновременное изготовление 3 гироскопов, 3 акселерометров и резонатора с конкурентными параметрами цены, размеров, веса и энергопотребления. Конечная цель программы состоит в демонстрации одночипового модуля, обеспечивающего накопленную погрешность положения менее 1 морской мили в час при объеме прибора менее 10 $мм^3$ и энергопотреблении менее 200 мВт.

Программа разработки однокристального комбинированного атомного навигатора (C-SCAN) направлена на создание миниатюрных инерциальных датчиков на основе технологий применения резонанса атомных переходов. Традиционные атомные датчики демонстрируют феноменальные характеристики по точности и долговременной стабильности, но имеют ограничения в применениях из-за высокой стоимости, больших размеров, веса и энергопотребления, необходимости внешних источников электропитания и комфортных условий эксплуатации. C-SCAN — это проведение микроминиатюризации физических устройств и других необходимых технологий до размера компактного портативного комплекта.

В рамках указанной программы проведено исследование двух различных подходов: ядерный магнитный резонанс (NMR) и атомная интерферометрия (AI). AI-датчики гораздо сложнее, чем датчики на ядерном магнитном резонансе, но позволяют одновременно регистрировать как вращения, так и ускорения.

Программа C-SCAN позволила успешно продемонстрировать работоспособность микрогироскопов NMR, а также датчиков AI в контролируемых условиях. Однако из-за высокой сложности датчики AI используют лабораторные лазеры, оптические системы, а также вакуумные насосы. Для преодоления указанных ограничений в рамках программы Micro-PNT параллельно разрабатываются технологии создания необходимых компонентов микросистем на холодных атомах (CAMS), применяющие МЭМС и элементы фотоники и пригодные для использования в условиях, соответствующих требованиям МО США.

В работе [18] мы уже отмечали, что для применения в качестве бортовых стандартов частоты наиболее перспективны три направления: использование излучения квазаров, технологии гравимагнитометрии и МЭМС-гироскопия.

Напомним, что идея использования высокостабильной повторяемости наблюдаемого импульсного пульсарного излучения на практически неограниченной пространственно-временной протяженности путем трансформации его в эталонную (пульсарную) шкалу времени возникла практически сразу после открытия пульсаров в 1967 г. Относительная нестабильность собственного вращения ряда пульсаров составляет величину 10^{-14} и выше на временном интервале в несколько лет. Подробный обзор технологии и обширная библиография приведены в упомянутой работе, поэтому в данной статье мы не будем на ней останавливаться подробно.

С теоретическими основами применения измерений параметров градиента магнитного поля Земли в задачах навигации летательных аппаратов можно ознакомиться, например, в работе [24]. Данный метод за счет очень высокой чувствительности к напряженности магнитного поля Земли позволяет обеспечить навигацию подводных объектов, а в сочетании с гравиметрическими измерениями — получать прецизионную информацию о форме геоида Земли.

Агентство DARPA начиная с 2010 г. запустило программу, направленную на создание промышленных технологий производства устройств микроэлектроники, названную «микротехнологии для позиционирования, навигации и измерения времени (Micro-PNT)» [25].

Сравнительные характеристики достигнутого уровня в волоконных гироскопах и акселерометрах, гироскопах и акселерометрах на МЭМС и атомных микрогироскопах и микроакселерометрах приведены в табл. 2. Очевидно, что характеристики,

Таблица 2. Сравнительные характеристики микрогироскопов и микроакселерометров

Параметры	Единицы	SOA	SOA MEMS	Micro-PNT
Размер	мм^3	$1{,}6 \times 10^7$	$6{,}5 \times 10^4$	8
Вес	г	$4{,}5 \times 10^3$	2×10^2	$\sim$2
Мощность	Вт	25	5	$\sim$1
Гироскопы: Рабочий диапазон	град/с (Гц)	1,000 (3)	3,600 (10)	15,000 (40)
Нестабильность смещения	град /ч	0,02	4	0,01 (0,001)
Угловой случайный уход (шум) ARW	град/$\sqrt{\text{ч}}$	0,01	0,12	0,001 (0,0001)
Относительная точность	ppm, 3σ	1	400	1
Акселерометры: Рабочий диапазон	g	25	70	1,000
Нестабильность смещения	mg	0,1	4	0,1 (0,001)
Неточность выравнивания	μ-radians, 3σ	200	1,000	100
Уход времени на краткосрочном интервале	нс/мин	0,001	100	1
Уход времени на долгосрочном интервале	нс/мес	10	N/A	32

потенциально достижимые в атомных микрогироскопах, существенно (иногда на несколько порядков величины) превосходят существующие достижения.

Ожидается, что применение изделий фотоники в бортовой аппаратуре космических аппаратов позволит снизить:

– вес сигнальных кабельных линий в 20 раз,

– потребление электрической мощности — на 30–50 %,

– стоимость изготовления — на 20–50 %.

При этом скорость обработки информации возрастет в 20–200 раз, а срок активного существования космической техники увеличится в 1,5–2 раза.

Современное технологическое состояние и перспективы развития служебных систем МКА

Для рассмотрения уровней готовности технологий служебных систем и целевой аппаратуры МКА оценим состояние работ по основным служебным системам с двух позиций: текущее состояние и ближайшая перспектива по данным публикаций [26, 27].

Платформы КА

Текущее состояние. В настоящее время МКА стали весьма привлекательными вследствие низкой стоимости разработки и укороченных сроков создания. Безусловно, существует очевидный компромисс между размером КА и его функциональностью, но успехи в развитии микроэлектроники позволяют его успешно преодолеть.

Windform Materials. Технология CRP основана на технологии SLS (избирательное лазерное спекание) для материала на основе углеродонаполненного полиамида, который называется Windform XT 2.0. Миссия Montana State PrintSat — это КА для демонстрации технологии эффективности аддитивного производства с использованием материала Windform XT. КА оснащен несколькими датчиками для изучения качеств материала во время миссии. Аппарат был задействован во время миссии ORS-4/ELaNa-7 и был запущен на борту Super Strypi LV [28].

Перспектива. Дальнейший тренд к миниатюризации и более высоким уровням интеграции, особенно заметным для пико- и фемтоспутников. Весьма многообещающими представляются распределенные архитектуры космических миссий.

Современные исследования сфокусированы на снижении стоимости и уменьшении сроков создания и интеграции КА. Это обеспечивается несколькими принципами, в частности более частым применением COTS, а также — электронных компонентов индустриального уровня качества, для которых уже сегодня достигнуты высокая миниатюризация и интеграция. Технология сборки по принципу конструктора (plug–and–play) из унифицированных модулей позволяет значительно ускорить сборку КА в любой необходимой потребителю конфигурации. Применение быстрого прототипирования методами 3D-печати конструктивных элементов, компонентов и даже достаточно сложных подсистем представляет существенно более гибкие возможности ускорения производственных процессов.

Электропитание

Текущее состояние. Современные МКА используют улучшенные технологии генерации и хранения электроэнергии с 29% КПД для солнечных элементов на тройном переходе, легких по весу (85 мг/см^2), а также литиево-ионные аккумуляторные батареи с высокой удельной мощностью (в среднем 200 Вт · ч/кг). Ускоренное внедрение плоских полимерных литиевых батарей для космической индустрии уникально само по себе из-за повышенного риска их использования разработчиками миссии, а также более строгих требований по массе и объему. Системы управления распределением электроэнергии сегодня надежны и устойчивы к условиям космического пространства даже в случае единичных поставок. Все системы КА могут получать реальные преимущества за счет усовершенствования технологий и миниатюризации компонентов на рынке промышленной электроники. Характеристики и статус TRL-элементов батарей питания приведены в табл. 3.

Перспектива. В настоящее время в рамках разработки новых концепций размещения солнечных батарей рассматриваются гибкие солнечные ячейки. Еще одна технология преобразования света в электрическую энергию использует органическую электронику или полимеры и молекулы, поглощающие свет и создающие заряды.

Наиболее перспективная технология для использования в КА стандарта CubeSat — малогабаритная радиоизотопная энергетическая система представлена в табл. 3. Отметим, что инновационные технологии таких тепловых генераторов пока имеют уровни технологической готовности TRL2, то есть еще не вышли из стадии фундаментальных исследований.

Двигатели

Текущее состояние. Двигатели для МКА быстро развиваются, хотя в настоящее время представляют пока несовершенный технологический домен. Наиболее распространены двигатели на холодных газах с удельным импульсом порядка $I_{sp} = 70$ с, твердотельные двигатели с I_{sp} порядка 270 с и импульсные плазменные двигатели с I_{sp} порядка 830 с. В скором времени ожидается появление на рынке экологических монотопливных систем с I_{sp} порядка 300 с. На системном уровне Массачусетский технологический институт (MIT) разработал масштабируемую ионную электрораспылительную систему (S-iEPS), представленную на рис. 5, на котором показаны восемь микродвигателей, испускающих струю по одной оси. Данный модуль в состоянии создать тягу 74 мкН и обеспечить удельный импульс более 1160 с с расходом мощности менее 1,5 Вт. Модуль имеет вес около 95 г и объем 0,2 U в терминологии стандарта CubeSat. Уже достигнутый уровень — TRL6.

Перспектива. В ближайшие 5 лет прогнозируется развитие как химических, так и электрических двигателей. Также в разработке находятся гидро-

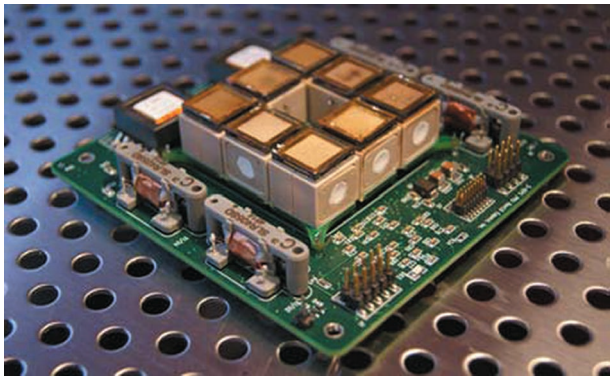
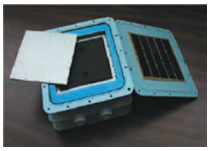
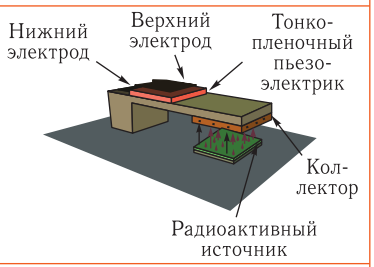


Рис. 5. Перспективный ионный электрораспылительный микродвигатель

Таблица 3. Технологии малогабаритных радиоизотопных энергетических систем

Технология	Описание	Разработчик	Статус TRL	Внешний вид
Термо-электрический преобразователь энергии	Тепловая энергия радиактивного изотопа преобразуется посредством термопары в разность потенциалов	Центр Гленна, NASA (США)	6 Летал на больших спутниках и применялся на марсианском ровере	
Бета-вольтаическое преобразование энергии	Бета-частицы, испускаемые радиактивным изотопом, поглощаются в полупроводниковом диоде с образованием электронно-дырочных пар	Центр Гленна, NASA (США)	5 Некосмические применения	
Альфа-вольтаическое преобразование энергии	Альфа-частицы, испускаемые радиактивным изотопом, поглощаются в полупроводниковом диоде с образованием электронно-дырочных пар	Центр Гленна, NASA (США)	2 Анализ и лабораторные испытания	
Термофото-вольтаическое преобразование энергии	Инфракрасное излучение, возникшее от радиактивного изотопа, поглощается инфракрасной фото-вольтаической ячейкой	Университет Торонто (Канада)	2 Анализ и лабораторные испытания	
Пьезо-электрическое преобразование энергии	Миниатюрная консольная балка бомбардируется радиактивным излучением от радиактивного изотопного источника, а энергия вибраций преобразуется в электрическую посредством пьезоэлектриков	Университет Торонто (Канада)	2 Анализ и лабораторные испытания	
Малогабаритная радиоизотопная энергетическая система	Энергия радиактивного изотопа преобразуется в термодинамическом цикле Стирлинга	Центр Гленна, NASA (США)	2 Анализ и лабораторные испытания	

литические технологии, использующие расщепление воды на водород и кислород, используемые совместно с интегральными первичными реактивными двигателями малой тяги и системами ориентации и стабилизации.

Системы ориентации и стабилизации

Текущее состояние. Современные средства ориентации и стабилизации для МКА используют технологии миниатюризации без существенного ухудшения характеристик. Миниатюризация обеспечена для ряда усовершенствованных технологий, таких как новые фотокамеры, материалы и цепи оснастки. Суммарная точность удержания ориентации типичных мини- и микроспутников для дистанционного зондирования Земли сегодня находится на уровне порядка 0,1°. Более высокая точность может быть достигнута путем включения основного целевого прибора полезной нагрузки

миссии в цепь обратной связи системы ориентации и стабилизации. Точность ориентации нано- и пикоспутников, включая кубсаты, на порядок хуже и достигает величины порядка 2°, но очень быстро улучшается, благодаря миниатюризации компонентов подсистемы ADCS. Ограничивающий фактор для ориентации кубсата — система управления положением КА; сегодня эта точность достигает уровня 1,8°. Постепенное снижение стоимости разработки программного обеспечения для ADCS будет способствовать снижению цены и быстрому получению выгоды от использования МКА.

Перспектива. Точность ориентации кубсатов может достигнуть величин ниже 1° за счет миниатюризации звездных датчиков.

Системы терморегулирования

Текущее состояние. Пассивные системы терморегулирования для МКА используют теплоизоляцию в виде многослойной изоляции и бета-ткани или тепловое покрытие из белой и черной полиуретановой краски и пленки.

Перенос тепла гарантированно обеспечивается тепловыми трубками (плоскими или петлевыми тепловыми трубками), задвижками, включающими омыватели, уплотнители и прокладки. Пассивное терморегулирование является дешевым и низкорисковым и представляется надежным базовым способом для МКА.

Системы активного терморегулирования имеют более жесткие проектные требования (в терминах массы и энергии), что существенно усложняет их применение в МКА. Инженеры стараются обеспечить температурно-чувствительные приборы, например батареи и камеры, электрическими нагревателями и холодильниками, обеспечивающими поддержание заданных эксплуатационных температур. До тех пор, пока не удастся миниатюризировать существующие активные тепловые методы, представляется маловероятным эффективное применение указанных технологий на МКА.

Перспектива. Существует тренд миниатюризации активных систем терморегулирования, устанавливаемых на больших КА, применением MEMS и других наноприборов.

Устройства связи

Текущее состояние. Современные стратегии передачи спутниковой информации используют VHF, UHF, микроволновый, а также видимый/инфракрасный диапазоны спектра электромагнитных волн. Выбор частотного спектра зависит от ряда факторов, включающих ожидаемый объем передаваемых данных, имеющийся запас электроэнергии, лимит массы и разрешение на использование соответствующей частоты. По указанным причинам в настоящее время продолжается разработка технологий для всех перечисленных частот. Современные технологии обозначают уверенный тренд в направлении увеличения несущей частоты сигналов, а также повышения скоростей передачи данных. Также следует отметить требования к повышению несущей частоты, а также мощности излучения передатчиков при снижении их массы. При использовании технологий передачи информации, приемлемых для МКА на низких околоземных орбитах, трансмиттеры UHF/VHF позволяют получить максимальную скорость передачи данных порядка 38 Кбит/с, S-диапазона — 10 Мбит/с, X-диапазона — около 500 Мбит/с и для K/Ku/Ka-диапазонов — около 1,2 Гбит/с. Инфракрасная система связи миссии NASA Ames' LADEE продемонстрировала скорость передачи данных порядка 2,88 Гбит/с. Выполнен также ряд разработок по установке антенн с высоким коэффициентом усиления, позволяющим увеличить объемы передаваемых данных.

Сегодня уже доступны развертываемые высокоэффективные антенны для кубсатов с максимальным коэффициентом усиления около 15–20 dBi. Также была продемонстрирована возможность передачи данных на КА через группировку низкоорбитальной связи Иридиум.

Перспектива. Область сегодняшнего повышенного интереса сосредоточена вокруг возможности лазерной связи для кубсатов. Также исследуются возможности двухсторонней связи с использованием спутниковых систем связи Иридиум и Глобалстар.

Анализ, проведенный в данном разделе, показывает, что технологии служебных систем наноспутников стандарта CubeSat совершенствуются

Таблица 4. Полезные нагрузки целевых систем ДЗЗ и мониторинга на базе МКА

Название	Краткое описание
Линейная сканирующая система (OLS)	Простая трехканальная сканирующая камера, обеспечивающая получение изображений в видимом БИК и тепловом ИК-диапазонах (10–13,4 мкм)
Одноканальный радиометр изображений (VIIRS)	Измеритель интегрального излучения видимого и ИК-диапазонов
Усовершенствованный микроволновый зондировщик (ATMS)	Зондирующий 22-канальный радиометр с поперечным сканированием, комбинирующий в едином устройстве возможности датчиков предыдущего поколения AMSU-A1, AMSU-A2, AMSU-B со значительным снижением массы, объема и потребляемой мощности
Специальная микроволновая камера/зондировщик (SSMIS)	Конический сканирующий радиометр на 21 частоте от 54 до 183 ГГц, обеспечивающий измерения температуры и влажности
Специальный микроволновый датчик влажности (SSMT-2)	Зондирующий радиометр с поперечным сканированием на 5 частотах от 91 до 183 ГГц для измерений влажности при всех видах ЧС
Специальный микроволновый датчик температуры (SMM/T)	Зондирующий 7-канальный радиометр с поперечным сканированием в диапазоне от 50 до 59 ГГц, обеспечивающий определение температуры атмосферы
Сканирующий инфракрасный зондировщик (CrIS)	Фурье-спектрометр, использующий 1305 спектральных каналов в 3 диапазонах длин волн: 9,14–15,38 нм, 5,71–8,26 нм и 3,92–4,64 нм для измерений профилей температуры и водяного пара в атмосфере

в очень быстром темпе. При этом использование COTS-технологий обеспечивает сохранение низкой стоимости разработки и создания наноспутников по сравнению с традиционно применяемыми большими КА. При этом возникают следующие технологические проблемы:

1. Перспективные миссии, формируемые на основе МКА, становятся более сложными за счет применения новых архитектур — группировки «Рой» и «Созвездие», а также более совершенных полезных нагрузок и вывода на орбиты, отличных от низких околоземных.

2. Существующие технологические возможности позволяют использовать МКА в качестве технологических демонстраторов. В среднесрочной перспективе можно предполагать развитие полноценных космических систем различного целевого назначения с использованием МКА.

3. Для КА весом легче 100 кг необходима разработка технологии рулевых двигателей для ADCS, особенно при переходе на миссии дальнего космоса на базе МКА.

4. Поскольку наноспутники приближаются в размерах к 6U, это приводит к генерированию количества тепла большего, чем возможно пассивно рассеять существующими технологиями, что ведет к необходимости разработки новых активных и пассивных систем терморегулирования в форм-факторе кубсата.

5. Необходима разработка технологии связи с МКА в дальнем космосе.

Современное технологическое состояние и перспективы развития целевых полезных нагрузок МКА

Современные технологические возможности создания полезных нагрузок целевых систем ДЗЗ и мониторинга на базе МКА показаны в табл. 4, которая содержит перечень основных видов полезных нагрузок, используемых для измерения характеристик атмосферы, океана и литосферы [29]. Безусловно, представленный набор не является исчерпывающим. Так, для измерения электрофизических параметров ионосферы могут потребоваться многоканальные когерентные зондировщики ионосферы в диапазоне 150–2000 МГц. Возможный вариант подобного зондировщика представлен в работе [30]. В работах [31, 32] приведены требования к приемникам сигналов спутниковых навигационных систем GPS и ГЛОНАСС в режиме затменного зондирования атмосферы, позволяющим восстанавливать вертикальные профили температуры и влажности.

Использование для реализации предложенных подходов наноспутников представляет собой, может быть, единственную возможность существенно продвинуть вперед решение проблем сокращения сроков разработки перспективных средств мониторинга различных природных явлений при одновременном снижении затрат.

В работах [33–35] приведены концептуальные предложения по созданию систем связи и ДЗЗ на базе наноспутников с характеристиками, соизмеримыми с теми, которые сегодня реализованы на больших аппаратах. Так, концепция USAS-MDC/ARSTRAT — армейская программа демонстрации технологий наноспутников тактической связи — предполагала запуск восьми КА SMDC-ONE с форм-фактором 3U весом 4 кг. Основная полезная нагрузка представляет собой бортовой УКВ-приемопередатчик, обеспечивающий пакетную передачу данных от удаленных абонентов в наземный центр. Первый запуск одного из них был осуществлен в 2009 г. Срок создания — 1 год. Стоимость — менее 1 млн долл. за один спутник. 5 декабря 2013 г. в США были запущены еще 4 КА.

Развитие программы — создание наноспутников SNaP (SMDC Nanosatellite Program), представляющих собой трехосевой стабилизированный маневрирующий 3U кубсат весом 5 кг по цене 500 тыс. долл. Скорость передачи данных по сравнению со спутниками первого поколения увеличена в 5 раз. Первый спутник планировался к запуску в августе 2015 г., но реально был запущен в декабре 2013 г. Три дополнительных КА SNaP-3 (SNaP-3 ALICE, SNaP-3 EDDIE, SNaP-3 JIMI) запущены с базы Ванденберг в октябре 2015 г.

Весьма многообещающими представляются разработки компаний IntelliTech Microsystems, Inc. и Microcosm, представленные наноспутниками ДЗЗ Kestrel Eye и Nano Eye. Вес созданного прототипа КА Kestrel Eye — 18 кг. Размеры КА — 35,6 × 35,6 × 80 см. В концепции предполагалось, что группировка из 40 наноспутников по 8 КА в 5 орбитальных плоскостях обеспечивает круглосуточное получение видеоинформации об обстановке на наблюдаемой области. Группировка может запускаться непосредственно в зоне повышенного мониторингового интереса и обеспечивает получение jpeg-изображений с пространственным разрешением 1,5 м по площади кадра 5,8 × 3,8 км^2 с частотой 2 кадра/с. Прием сигналов со спутника осуществляется в реальном времени на портативную станцию приема.

Заявленная стоимость КА — 1,3 млн долл. Все элементы спутника, включая полезную нагрузку — съемочную камеру высокого пространственного разрешения — коммерчески доступны и прошли наземные испытания, в том числе объектив с входной апертурой 25 см. Первый запуск KE-1 — 2012 г., развитие — блок KE-2 (45 кг), запуск — 2015 г. на РН Falcon-9.

В работе [36] представлен 3U-кубсат весом 5,5 кг — наноспутник для микроволнового атмосферного зондирования с полезной нагрузкой из микроволнового сканирующего пассивного спектрометра на частоте 118,75 ГГц, соответствующей полосе поглощения кислорода. Главная задача первой миссии MicroMAS-1 заключается в наблюдении конвективных грозовых облаков, тропических циклонов и ураганов с приэкваториальных орбит высотой около 400 км. Первый запуск состоялся 13 июля 2014 г. с борта МКС.

Отдельно следует отметить разработку компанией GATR мобильной портативной наземной приемной станции [37], имеющей оригинальную антенную систему, основанную на использовании надувной сферы в качестве несущего конструктива. Она обладает следующими основными характеристиками: диаметр антенны — 2,4 м, частотный диапазон — S-Band, скорость передачи данных — 100 Мб/с, транспортировка — в 2 ящиках, для сопровождения низкоорбитальных КА использована поворотная платформа.

Выводы

В результате выполненного исследования можно сформулировать следующие выводы:

1. Только обладание технологиями шестого уклада может обеспечить в ближайшее десятилетие лидерство в космическом приборостроении, особенно в таких направлениях, как оптоэлектроника, фотоника, биосенсорика, микромеханика и микроэлектроника, приводя в конечном счете к созданию «спутника на чипе».

2. Использование технологий создания новых фоточувствительных элементов, лазерных линий связи, квантовых вычислений, биоорганических фотовольтаических преобразователей и микроэлектромеханических систем позволят создать спутники нового поколения с кардинально улучшенными параметрами по стоимости, размерам, весу и энергопотреблению.

3. Ожидается, что применение изделий фотоники в бортовой аппаратуре космических аппаратов позволит снизить:

– вес сигнальных кабельных линий в 20 раз,

– потребление электрической мощности — на 30–50 %,

– стоимость изготовления — на 20–50 %.

При этом скорость обработки информации возрастет в 20–200 раз, а срок активного существования космической техники увеличится в 1,5–2 раза.

4. Применение при создании целевой аппаратуры технологических подходов проектирования «систем на кристалле» и «систем на печатной плате» обеспечит внедрение перспективных архитектур распределенных и федеративных космических систем.

5. Анализ уровней технологической готовности ряда перспективных разработок служебной и целевой аппаратуры, предназначенной для размещения на спутниках нового поколения, показывает, что многие из них находятся в задельной стадии с TRL, не превышающими 3.

6. Для координации освоения технологий шестого уклада представляется целесообразным создание корпоративного центра исследований и разработок, где будут сосредоточены работы по формированию научно-технического задела и доведения новых технологий до требуемых уровней технологической готовности (не ниже 6). Центр должен на принципах создания научных консорциумов привлекать организации РАН и высшей школы, а также институты инновационного развития Российской Федерации (ФПИ, Сколково, Роснано).

7. Коммерциализация результатов внедрения технологий шестого уклада в космической отрасли поможет, наконец, выбраться из заколдованного круга: «Мы не можем найти финансирования для разработки новых технологий, так как отсутствует обширный рынок, в то же время приложения, развивающие рынок, не внедряются из-за отсутствия необходимых технологий».

Список литературы

1. *Глазьев С.Ю.* Выход из хаоса // Военно-промышленный курьер. 12–18 ноября 2014, № 42(560). С. 2.
2. *Конина Н.Ю.* Шестой технологический уклад и менеджмент современных компаний // Вопросы экономики и права, 2014, № 3. С. 43–46.
3. *Романов А.А., Романов А.А., Урличич Ю.М., Буравин А.Е.* Концептуальные подходы к созданию перспективных космических систем // Механика, управление и информатика. М.: Изд–во Ин-та космич. исслед. РАН, 2011. С. 92–104.
4. *Barnhart D.J., Vladimirova T., Sweeting M.* Satellite-on-a-Chip feasibility for distributed space missions // Proceedings of CANEUS 2006, August 27–September 1, 2006, Toulouse, France.
5. *Barnhart D.J., Vladimirova T., Baker A.M., Sweeting M.N.* A low-cost femtosatellite to enable distributed space missions // Acta Astronautica, June–July 2009, vol. 64, Iss. 11. P. 1123–1143.
6. *Perez T. et al.* A survey of current femtosatellite designs, technologies, and mission concepts // JoSS, 2016, vol. 5, № 3. P. 467–482.
7. *Manchester Z., Peck M., Filo A.* KickSat: a crowd-funded mission to demonstrate the world's smallest spacecraft // 27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, August 2013.
8. *Barnhart D.J., Vladimirova T., Sweeting M.N.* System-on-a-chip design of self-powered wireless sensor nodes for hostile environments // IEEEAC paper #1362. Final version. Last updated 8 December, 2006.
9. *Brown O.C.* System F6: program overview // Presentation at NASA Colloquium, February 2007.
10. *Barnhart D.J.* Very small satellite design for space sensor networks // PhD Theses at Surrey University, July 2008.
11. *Golkar A.* Developing space infrastructure: the future of aerospace technology is now // Russia Beyond the Headlines, 14 November, 2014.
12. *Golkar A.* Federated satellite systems: a case study on sustainability enhancement of space exploration systems architectures // 64th International Astronautical Congress, Beijing, China, IAC-13-D3.4, 2013.

13. SpaceWorks 2017. Nano and micro satellite market observations.

14. *Bekey I.* Advanced space system concepts and technologies: 2010–2030+ // American institute of aeronautics and astronautics, Inc. The Aerospace Press, El Segundo, California, 2003, 292 p.

15. *Braun R.D.* Investment in the future: overview of NASA's space technology, NASA chief technology office presentation, 5 May 2010.

16. *Жданов А.А.*, *Романов А.А.*, *Романов А.А.*, *Семенов С.С.* Применение метода автономного адаптивного управления для группы робототехнических устройств на примере модели кластера наноспутников // Мехатроника, автоматизация, управление, 2016, т. 17, № 1. С. 11–18.

17. *Thavasi V.*, *Lazarova T.*, *Filipek S.*, *Kolinski M.*, *Querol E.*, *Kumar A.*, *Ramakrishna S.*, *Padrys E.*, *and Renugopalakrishnan V.* Study on the feasibility of bacteriorhodopsin as bio-photosensitizer in excitonic solar cell: a first report // Journal of Nanoscience and Nanotechnology, 2008, vol. 8, 1–9. P. 1–9.

18. *Пономарев А.К.*, *Романов А.А.*, *Тюлин А.Е.* Фотонные технологии в космическом приборостроении // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, т. 3, вып. 2. С. 3–22.

19. *Lutwak R.* Micro-technology for positioning, navigation, and timing towards PNT everywhere and always // Space-based positioning navigation & timing national advisory board fourteenth meeting, Washington, DC, December 10, 2014.

20. *Suriano M.A.* Robust technology to augment or replace the US reliance on the global positioning system // A Research Report Submitted to the Faculty In Partial Fulfillment of the Graduation Requirements, 16 February 2011.

21. *McCaney K.* Tiny chip provides precise GPS navigation without the GPS // GCN, 19 April, 2013.

22. *Shkel A.* The chip-scale combinatorial atomic navigator // GPS World, 14 August 2013. P. 8–10.

23. *Liu H. and Quan H.* Research of ring MEMS rate integrating gyroscopes // World academy of science, engineering and technology international journal of electrical, computer, energetic, electronic and communication engineering, 2013, vol. 7, № 4. P. 360–364.

24. *Каршаков Е.В.* Применение измерений параметров градиента магнитного поля Земли в задаче навигации летательного аппарата // Управление большими системами: Сб. трудов ИПУ РАН им. В. А. Трапезникова, 2011, вып. 35. С. 265–282.

25. *Shkel A.* Microtechnology for positioning, navigation, and timing (Micro-PNT), Washington, DC; May 3, 2012.

26. NASA/TP-2014–216648/REV1, Small Spacecraft Technology State of the Art, July 2014.

27. NASA/TP-2015–216648/REV1, Small Spacecraft Technology State of the Art, December 2015.

28. *Dr. David Klumpar K.M.* (2015) PrintSat Spacecraft. http://ssel.montana.edu/printsat.html

29. *Taylor Ch.*, *Sarzi-Amade N.*, *Young S.* Reinventing disaster reconnaissance through space assets, AIAA Reinventing Space Conference 2013, AIAA–RS-2013–6001, October 14–17, 2013, Los Angeles, CA.

30. *Romanov A.A.*, *Romanov A.A.*, *Makarov Y.N.* Russian technologies of monitoring and remote sensing using nanosatellites. Manuscript of IAC'2013 IAC–13–B4.4.9, Beijing, October 2013.

31. *Selivanov A.*, *Romanov A.*, *Vishnyakov V.*, *Vinogradov A.*, *Selin V.*, *Pavelyev A.*, *Yakovlev O.*, *Matyugov S.* Space system "Radiomet" for GLONASS/GPS navigation signal radio occultation monitoring of lower atmosphere based on super small satellites // Small satellite missions for earth observation — new developments and trends, 1st Edition. Springer Berlin Reidelberg, 2010.

32. *Романов А.А.*, *Селиванов А.С.*, *Тюлин А.Е.* Перспективы разработки малоразмерных космических аппаратов различного целевого назначения АО «Российские космические системы» // Известия вузов: Приборостроение, 2016, т. 59, № 6. С. 415–422.

33. *Finley Ch.J.*, *Moretti G.*, *Bhopale A.* The 7-day solution: how ors will answer the rapid call-up challenge // 7-th IAA small satellite symposium, April 2007, Berlin, IAA-B7-1002.

34. *London J.R. III*, *Ray M.E.*, *Weeks D.J.*, *Marley A.B.* The first US army satellite in fifty years: SMDC-ONE first flight results // 25th annual conference on small satellites, London, 2011, SSC11-III-5.

35. *Wertz J.R.*, *Van Allen R.E.*, *Barcley T.* Nano eye-military relevant surveillance for less than $5 million total recurring mission cost // 8th responsive space conference, March 8–11, 2010, Los Angeles, CA.

36. *Blackwell W. et al.* Nanosatellites for earth environmental monitoring: the microMAS project // IGARSS 2012, Munich, Germany.

37. *Gierow P.A., Clayton W.R., Dr. Romanofsky R., Dr. Lambert K.M.* GATR ground antenna transmit and receive // Space foundation, 2013.

References

1. Glaz'ev S. Yu. Vykhod iz khaosa [Way out from the chaos]. *Voenno-promyshlennyy kur'er* [Military and industrial courier]. 2014, No. 42(560), November 12–18, 2 p.

2. Konina N. Yu. Shestoy tekhnologicheskiy uklad i menedzhment sovremennykh kompaniy [The sixth technological structure and management of modern companies]. *Voprosy ekonomiki i prava* [Economic and Law Issues]. 2014, No. 3, pp. 43–46. (in Russian)

3. Romanov A. A., Romanov A. A., Urlichich Yu. M., Buravin A. E. Kontseptual'nye podkhody k sozdaniyu perspektivnykh kosmicheskikh sistem [The concept approach to perspective space systems development]. *Mekhanika, upravlenie i informatika* [Mechanics, control and informatics]. Moscow, Izd-vo In-ta kosmich. issled. RAN, 2011, pp. 92–104. (in Russian)

4. Barnhart D. J., Vladimirova T., Sweeting M. N. Satellite-on-a-chip feasibility for distributed space missions. *Proceedings of CANEUS 2006*. August 27–September 1, 2006, Toulouse, France.

5. Barnhart D. J., Vladimirova T., Baker A. M., Sweeting M. N. A low-cost femtosatellite to enable distributed space missions. *Acta Astronautica*. Vol. 64, No. 11, June–July 2009, pp. 1123–1143.

6. Perez T. et al. A survey of current femtosatellite designs, technologies, and mission concepts. *JoSS*. 2016, Vol. 5, No. 3, pp. 467–482.

7. Manchester Z., Peck M., Filo A. KickSat: a crowd-funded mission to demonstrate the world's smallest spacecraft. *27th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*. August 2013.

8. Barnhart D. J., Vladimirova T., Sweeting M. N. System-on-a-chip design of self-powered wireless sensor nodes for hostile environments. *IEEEAC paper #1362*. Final version, Last updated December 8, 2006.

9. Brown O. C. System F6: program overview. *Presentation at NASA Colloquium*. February 6, 2007.

10. Barnhart D. J. Very small satellite design for space sensor networks. *PhD Theses at Surrey University*. July 2008.

11. Golkar A. Developing space infrastructure: the future of aerospace technology is now. *Russia Beyond the Headlines*. November 14, 2014.

12. Golkar A. Federated satellite systems: a case study on sustainability enhancement of space exploration systems architectures. *64th International Astronautical Congress*. Beijing, China, IAC-13-D3.4, 2013.

13. *SpaceWorks 2017. Nano and Micro Satellite Market Observations.*

14. Bekey I. Advanced space system concepts and technologies: 2010–2030+. *The Aerospace Press.* American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., El Segundo, California, 2003, 292 p.

15. Braun R. D. Investment in the future: overview of NASA's space technology. *NASA Chief Technology Office Presentation*. May 5, 2010.

16. Zhdanov A. A., Romanov A. A., Romanov A. A., Semenov S. S. Primenenie metoda avtonomnogo adaptivnogo upravleniya dlya gruppy robototekhnicheskikh ustroystv na primere modeli klastera nanosputnikov [Method of autonomous adaptive control application for group of robots on example of nano-satellite cluster model]. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie* [Mechatronics, aumatization and control]. 2016, Vol. 17, No. 1, pp. 11–18. (in Russian)

17. Thavasi V., Lazarova T., Filipek S., Kolinski M., Querol E., Kumar A., Ramakrishna S., Padrys E., Renugopalakrishnan V. Study on the feasibility of bacteriorhodopsin as bio-photosensitizer in excitonic solar cell: A first report. *Journal of Nanoscience and Nanotechnology*. 2008, Vol. 8, pp. 1–9.

18. Ponomarev A. K., Romanov A. A., Tyulin A. E. Fotonnye tekhnologii v kosmicheskom pribo–rostroenii [Photonic technologies in space device engineering]. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy* [Rocket-Space Device Engineering and Information Systems]. 2016, Vol. 3, No. 2, pp. 3–22. (in Russian)

19. Lutwak R. Micro-technology for positioning, navigation, and timing towards PNT everywhere and always. *Space-Based Positioning Navigation & Timing National Advisory Board Fourteenth Meeting*. Washington, DC, December 10, 2014.

20. Suriano M. A. Robust technology to augment or replace the US Reliance on the Global Positioning System. *A research report submitted to the Faculty*

in Partial Fulfillment of the Graduation Requirements. February 16, 2011.

21. McCaney K. Tiny chip provides precise GPS navigation without the GPS. *GCN*. April 19, 2013.
22. Shkel A. The chip-scale combinatorial atomic navigator. *GPS World*. August 14, 2013, pp. 8–10.
23. Liu H., Quan H. Research of ring MEMS rate integrating gyroscopes. *World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Electrical, Computer, Energetic, Electronic and Communication Engineering*. 2013, Vol. 7, No. 4, pp. 360–364.
24. Karshakov E. V. Primenenie izmereniy parametrov gradienta magnitnogo polya Zemli v zadache navigatsii letatel'nogo apparata [Applying measurements of Earth's magnetic field gradient for aerial vehicle navigation problem]. *Upravlenie bol'shimi sistemami: Sbornik trudov IPU RAN im. V. A. Trapeznikova* [Large-Scale Systems Control: Collected papers of V. A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences]. 2011, Vol. 35, pp. 265–282. (in Russian)
25. Shkel A. *Microtechnology for Positioning, Navigation, and Timing (micro-PNT)*. Washington, DC, May 3, 2012.
26. *Small Spacecraft Technology State of the Art*. NASA/TP-2014-216648/REV1, July 2014.
27. *Small Spacecraft Technology State of the Art*. NASA/TP-2015-216648/REV1, December 2015.
28. Dr. David Klumpar K. M. *PrintSat Spacecraft*. 2015. Available at: http://ssel.montana.edu/printsat.html
29. Taylor Ch., Sarzi-Amade N., Young Sh. Reinventing disaster reconnaissance through space assets. *AIAA Reinventing Space Conference 2013*. AIAA–RS–2013–6001, October 14–17, 2013, Los Angeles, CA.
30. Romanov A. A., Romanov A. A., Makarov Y. N. Russian technologies of monitoring and remote sensing using nanosatellites. *Manuscript of IAC'2013 IAC-13-B4.4.9*. Beijing, October 2013.
31. Selivanov A., Romanov A., Vishnyakov V., Vinogradov A., Selin V., Pavelyev A., Yakovlev O., Matyugov S. Space system "Radiomet" for GLONASS/GPS navigation signal radio occultation monitoring of lower atmosphere based on super small satellites. *Small Satellite Missions for Earth Observation — New Developments and Trends*. 1st Edition. Springer Berlin Reidelberg, 2010.
32. Romanov A. A., Selivanov A. S., Tyulin A. E. Perspektivy razrabotki malorazmernykh kosmicheskikh apparatov razlichnogo tselevogo naznacheniya AO "Rossiyskie kosmicheskie sistemy" [Perspectives of small size spacecraft development for various purposes at JSC Russian Space Systems]. *Izvestiya vyssh. ucheb. zavedeniy: Priborostroenie* [Journal of Instrument Engineering]. 2016, Vol. 59, No. 6. pp. 415–422. (in Russian)
33. Finley Ch. J., Moretti G., Bhopale A. The 7-day solution: How ors will answer the rapid call-up challenge. *7-th IAA Small Satellite Symposium*. April 2007, Berlin, IAA-B7-1002.
34. London J. R. III, Ray M. E., Weeks D. J., Marley A. B. The first US army satellite in fifty years: SMDC-ONE first flight results. *25th Annual Conference on Small Satellites*. London, 2011, SSC11-III-5.
35. Wertz J. R., Van Allen R. E., Barcley T. Nano Eye — military relevant surveillance for less than $5 million total recurring mission cost. *8th Responsive Space Conference*. 2010, March 8–11, Los Angeles, CA.
36. Blackwell W. et al. *Nanosatellites for Earth environmental monitoring: The MicroMAS project*. IGARSS 2012, Munich, Germany.
37. Gierow P. A., Clayton W. R., Dr. Romanofsky R., Dr. Lambert K. M. GATR ground antenna transmit and receive. *Space Foundation*. 2013.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2017, том 4, выпуск 4, с. 83–88

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

УДК 629.7.052 DOI 10.17238/issn2409-0239.2017.4.83

Метод аналитического расчета вероятности символьной и битовой ошибок сигнала с амплитудно-фазовой манипуляцией в нелинейном канале

А. П. Струков, *workbox69@gmail.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассмотрен известный метод аналитического расчета верхнего предела вероятности символьной и битовой ошибок сигнала с амплитудно-фазовой манипуляцией (АФМ) в канале с аддитивным белым гауссовским шумом (АБГШ). Показано влияние нелинейных амплитудных и амплитудно-фазовых (AM/AM и AM/PM) искажений по модели Салеха, возникающих в усилителе мощности, на созвездие АФМ. Разработана компьютерная модель оценки вероятности символьной и битовой ошибок соответствующей системы. Предложен метод аналитического расчета вероятности символьной и битовой ошибок сигнала с АФМ с учетом амплитудных и амплитудно-фазовых искажений в канале с АБГШ. Проведено сравнение результатов аналитического расчета с результатами компьютерного моделирования. Использование предложенного метода требует значительно меньших трудозатрат, полученные результаты с высокой точностью совпадают с результатами компьютерного моделирования.

Ключевые слова: спутниковая связь, модуляция, АФМ, аналитический расчет, усилитель мощности, нелинейные искажения, вероятность битовой ошибки, АБГШ

A Method of Analytical Calculation of SER and BER for APSK Modulation in the Nonlinear Channel with AWGN

A. P. Strukov, *workbox69@gmail.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The paper studies a well-known method of analytical calculation of the upper probability limit of SER and BER for amplitude phase-shift keying (APSK) modulation in the nonlinear channel with additive white Gaussian noise (AWGN). The paper covers an influence of nonlinear amplitude and amplitude-phase (AM/AM and AM/PM) distortions using the Saleh model, appearing in the power amplifier, on the APSK constellation. Thus, a computer model of assessment of SER and BER of the system has been developed. The method of analytical calculation of SER and BER for APSK modulation considering amplitude and amplitude-phase distortions in the nonlinear channel with AWGN has been suggested. A comparison of the results of analytical calculation with the results of a computer simulation has been made. The obtained results of the calculations require significantly less working hours and accurately coincide with the results of computer simulation.

Keywords: satellite communication, modulation, APSK, analytical calculation, power amplifier, nonlinear distortions, BER, AWGN

Введение

Амплитудно-фазовая манипуляция (АФМ) — это спектрально эффективная схема модуляции высокого порядка с устойчивостью к нелинейным искажениям усилителя, разработанная для передачи информации в спутниковом канале радиосвязи и используемая в цифровом стандарте спутникового телевидения второго поколения (DVB-S2) [1].

Общий предел эффективности схемы модуляции АФМ в канале с белым гауссовским шумом (АБГШ) был представлен в [2]. Этот предел определяется как верхняя граница для вероятности символьной ошибки модуляции АФМ. В [3] были проанализированы вероятности ошибок для видов модуляций 16- и 32-АФМ и получены соответствующие аналитические выражения. Вывод выражений был основан на симметрии созвездия и учете только определенных векторов ошибок переходных вероятностей между символами в одном квадранте созвездия.

В статье описывается аналитический метод вычисления вероятности ошибки приема АФМ-сигнала в канале с АБГШ, основанный на использовании диаграммы Вороного, с учетом влияния нелинейных искажений усилителя мощности и использованием модели Салеха [4].

Вероятность ошибки приема АФМ-сигнала в канале с АБГШ

Вероятность символьной ошибки для схемы модуляции M-го порядка определяется следующим выражением [2]:

$$P(E) = \frac{1}{M}\sum_{i=1}^{M} P(E|s_i) \leqslant \leqslant \frac{1}{M}\sum_{i=1}^{M}\sum_{j=1,j\neq i}^{M} P(s_i \to s_j), \quad (1)$$

где E обозначает ошибочное событие, $P(s_i \to s_j)$ — переходную вероятность, когда переданный символ s_i ошибочно определен как s_j. M определяет порядок созвездия. Переходная вероятность может быть вычислена с использованием функции от Евклидова расстояния d_{ij} и односторонней спектральной плотности мощности шума N_0 как

$$P(s_i > s_j) = Q(d_{ij}/\sqrt{2N_0}).$$

Однако в выражение (1) включено вычисление всех событий с ошибочным определением и число событий в свою очередь увеличивается с увеличением порядка модуляции. Более того, в вычислении будет учитываться большое число пересечений для области принятия решений, что приведет к росту различия с реальной вероятностью символьной ошибки.

Метод, предложенный в [3], учитывает симметрию созвездия для упрощения выражения (1) и использует в расчете только определенные связи переходных вероятностей, чтобы избежать расхождений с реальной вероятностью ошибки при приеме сигнала. Построение диаграммы Вороного для созвездия определяет границы принятия решения и показывает, какие связи между соседними символами необходимо учитывать при расчете вероятности ошибки рис. 1 (на примере символа S_1).

Вероятность символьной ошибки записывается следующим образом [3]:

$$P(E) = \frac{1}{4}\Big(P(E|s_1)+P(E|s_2)+P(E|s_3)+P(E|s_4)\Big).$$

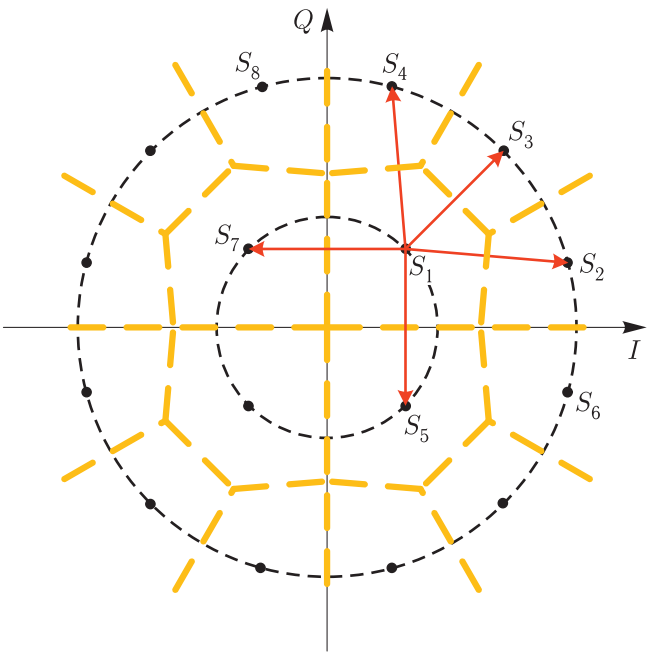


Рис. 1. Диаграмма Вороного для созвездия 16АФМ

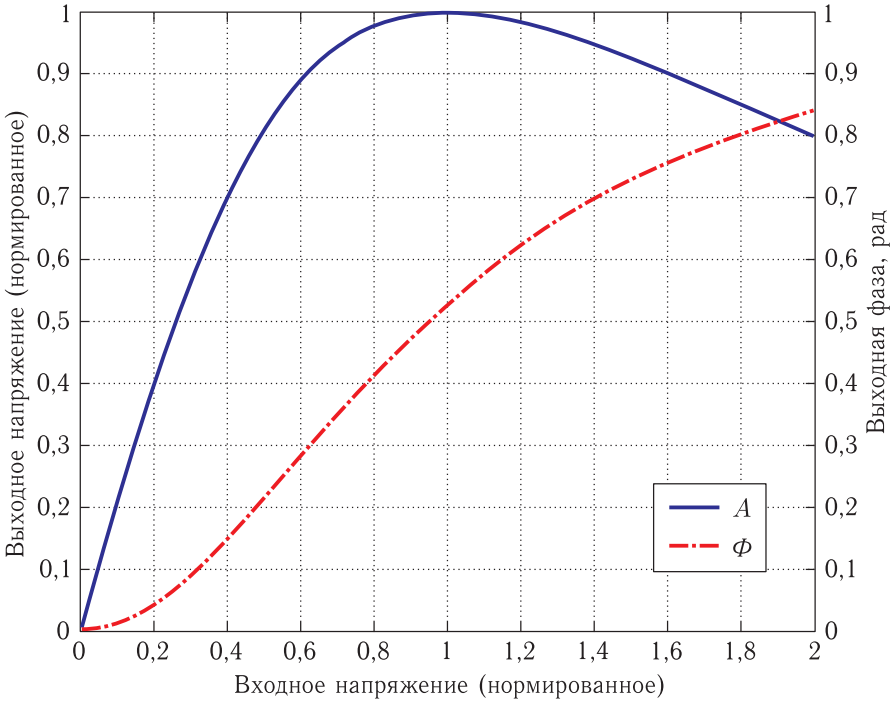


Рис. 2. Вид нелинейных искажений AM/AM и AM/PM на выходе усилителя мощности в зависимости от уровня входного сигнала

События ошибок описываются при помощи соответствующих сумм переходных вероятностей (см. рис. 1):

$$P(E|s_1) = P(s_1 \to s_2) + P(s_1 \to s_3) + P(s_1 \to s_4) + \\ + P(s_1 \to s_5) + P(s_1 \to s_7);$$
$$P(E|s_2) = P(s_2 \to s_1) + P(s_2 \to s_6) + P(s_2 \to s_3);$$
$$P(E|s_3) = P(s_3 \to s_2) + P(s_3 \to s_1) + P(s_3 \to s_4);$$
$$P(E|s_4) = P(s_4 \to s_1) + P(s_4 \to s_3) + P(s_4 \to s_8).$$

Выражение для вероятности битовой ошибки может быть получено умножением каждой из переходных вероятностей на $\frac{h_{ij}}{\log_2 M}$, где h_{ij} — хэммингово расстояние между символами s_i и s_j.

Влияние нелинейных искажений

Для определения искажений AM/AM и AM/PM в усилителе мощности можно воспользоваться моделью Салеха [4]. Входной сигнал $x_i(t) = r_i \cos(2\pi f_c t + \varphi_i)$ проходит через усилитель, и выходной сигнал записывается как

$$s_i(t) = A(r_i) \cos\big(2\pi f_c t + \varphi_i + \Phi(r_i)\big),$$

где r_i и φ_i — модулированные амплитуда и фаза соответственно. $A(r_i)$ и $\Phi(r_i)$ представляют AM/AM- и AM/PM-искажения и описываются следующими зависимостями (см. рис. 2):

$$A(r_i) = 2r_i/(1 + r_i^2),$$
$$\Phi(r_i) = 2\pi r_i^2/\{6(1 + r_i^2)\}.$$

Режим работы усилителя мощности с рабочей точкой в точке насыщения соответствует нормированному входному напряжению, равному 1. На рис. 3 показаны точки созвездия 16АФМ в линейном режиме без искажений и при смещении символов созвездия под действием нелинейности, рабочая точка выбрана в 8 дБ от точки насыщения. Отношения радиусов точек созвездия АФМ после прохождения через модель нелинейности нормируются таким образом, чтобы средняя энергия символа устанавливалась равной единице:

$$\gamma n_1 = Rn_2/Rn_1,$$
$$En_s = (1 + 3\gamma n_1^2)Rn_1^2/4 = \alpha_n Rn_1^2 = 1. \qquad (2)$$

Смещение точек созвездия приводит к увеличению вероятности ошибки в приемнике. Если предположить, что приемнику точно известны координаты

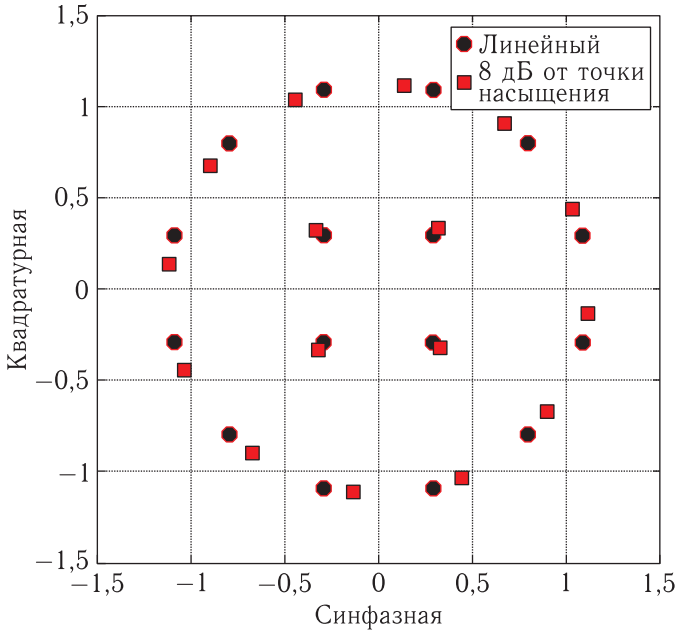


Рис. 3. Влияние искажений в усилителе мощности на созвездие 16АФМ

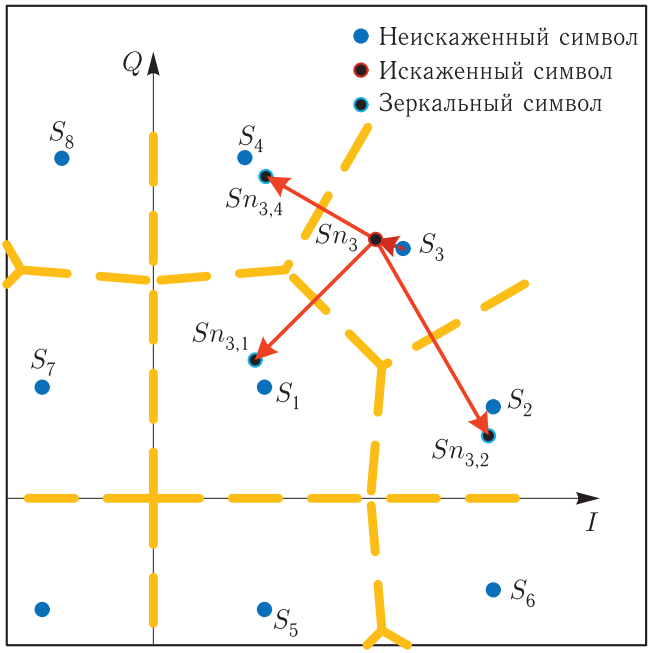


Рис. 4. Нахождение зеркальных точек

искаженных точек и их координаты заложены в алгоритм принятия решений, то для вычисления вероятности ошибки можно воспользоваться аналитическими выражениями из [3]. Однако если в алгоритме принятия решений не заложена информация об искажении созвездия, этот расчет приведет к ошибочным результатам.

В том случае, когда алгоритму принятия решений неизвестен характер искажений, принятие решений о каком-либо символе определяется попаданием его в одну из областей диаграммы Вороного для неискаженного созвездия.

Вероятность ошибки приема АФМ-сигнала в канале с АБГШ с учетом влияния нелинейных искажений усилителя мощности

В предлагаемом методе расчета для учета влияния искажений при вычислении вероятности ошибки необходимо «восстановить» неискаженную диаграмму Вороного для каждой точки созвездия рис. 4.

Точки на внутреннем радиусе при прохождении через усилитель мощности приобретают меньший фазовый и амплитудный сдвиг, чем точки на внешнем радиусе, но для каждой точки соответственно для внутреннего и внешнего радиусов этот сдвиг идентичен. Вследствие этого для расчета вероятности ошибки достаточно провести усреднение только по точкам из первого квадранта, с учетом их связей. От искаженной точки в ячейке неискаженной диаграммы Вороного опускаются перпендикуляры к граням ячейки и зеркально продолжаются в прилегающие ячейки, чтобы получить зеркальные точки ($Sn_3 \to Sn_{3,1}$, $Sn_3 \to Sn_{3,2}$, $Sn_3 \to Sn_{3,4}$).

Вероятность символьной ошибки искаженного созвездия описывается следующим выражением:

$$P_n(E) = \frac{1}{4}\big(P_n(E|Sn_1) + P_n(E|Sn_2) + P_n(E|Sn_3) + P_n(E|Sn_4)\big),$$

где:

$$P_n(E|Sn_1) = P_n(Sn_1 \to Sn_{1,2}) + P_n(Sn_1 \to Sn_{1,3}) + P_n(Sn_1 \to Sn_{1,4}) + P_n(Sn_1 \to Sn_{1,5}) + P_n(Sn_1 \to Sn_{1,7});$$

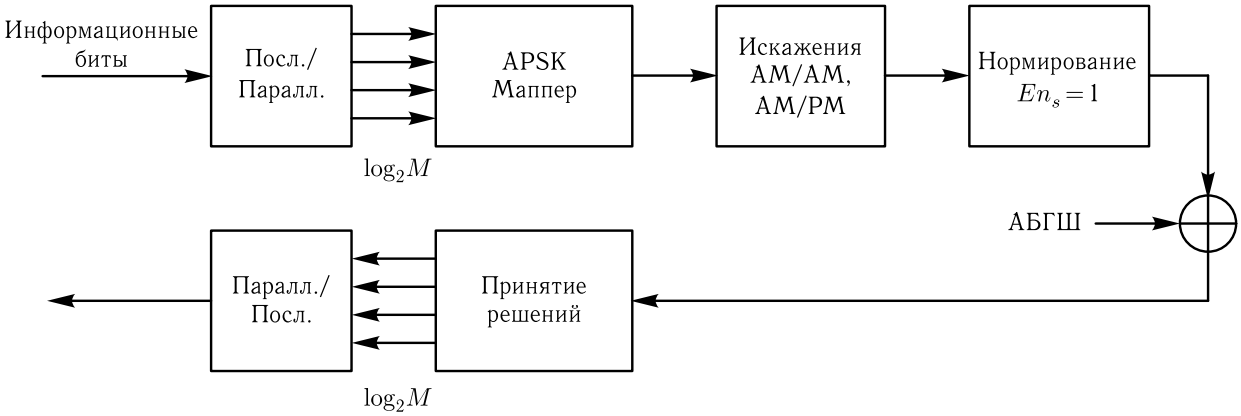


Рис. 5. Модель системы

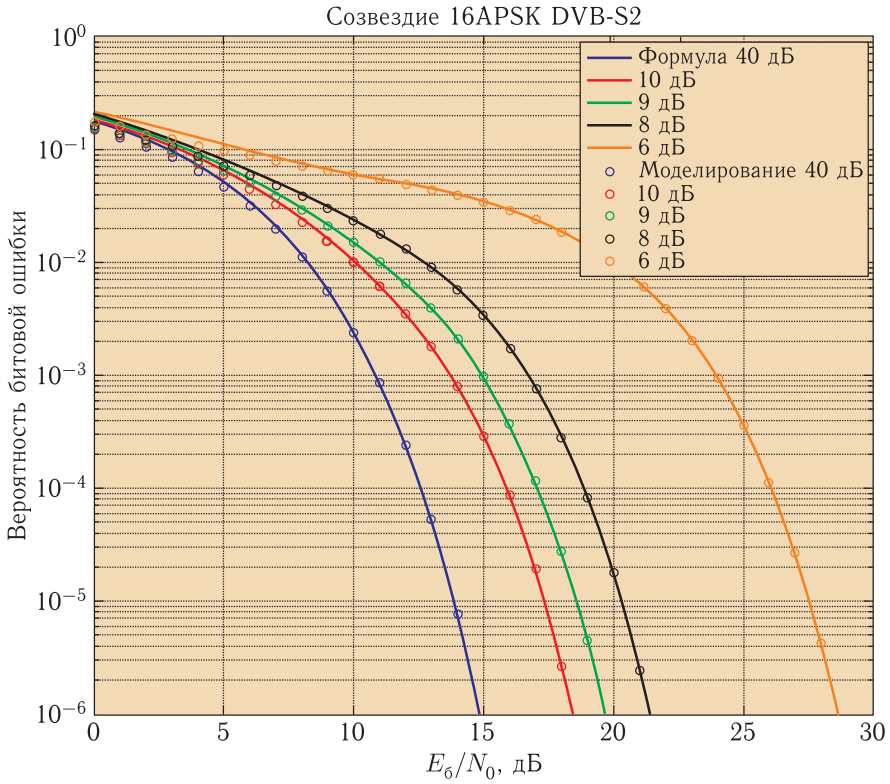


Рис. 6. Вероятности битовой ошибки в зависимости от отношения сигнал/шум созвездия 16АФМ при различных отступах от точки насыщения усилителя

$$P_n(E|Sn_2) = P_n(Sn_2 \to Sn_{2,1}) + \\ + P_n(Sn_2 \to Sn_{2,6}) + P_n(Sn_2 \to Sn_{2,3});$$

$$P_n(E|Sn_3) = P_n(Sn_3 \to Sn_{3,2}) + \\ + P_n(Sn_3 \to Sn_{3,1}) + P_n(Sn_3 \to Sn_{3,4});$$

$$P_n(E|Sn_4) = P_n(Sn_4 \to Sn_{4,1}) + \\ + P_n(Sn_4 \to Sn_{4,3}) + P_n(Sn_4 \to Sn_{4,8}).$$

Переходная вероятность с учетом (2) определяется следующим образом:

$$P_n(Sn_i \to Sn_{i,j}) = Q\left(dn_{ij}/\sqrt{2N_0}\right) = \\ = Q\left(\sqrt{\frac{E_s}{N_0}\frac{dn_{ij}^2}{2\alpha_n R n_1^2}}\right) = Q\left(\sqrt{\frac{E_s}{N_0}\frac{dn_{ij}^2}{2}}\right),$$

где dn_{ij} — евклидово расстояние от искаженного символа к зеркальному.

Моделирование

Для проверки точности вычисления вероятности ошибки с помощью предложенного аналитического метода было выполнено компьютерное моделирование идентичной системы, приведенной на рис. 5.

На рис. 6 показаны зависимости вероятности битовой ошибки от отношения сигнал/шум в линейном режиме и с учетом нелинейных искажений при приближении рабочей точки усилителя мощности к точке насыщения. Зависимости получены при помощи аналитического расчета и при помощи имитационного моделирования

Как видно из графиков, аналитический расчет по формулам с применением предложенного метода дает близкие результаты по сравнению с имитационным моделированием. Следует отметить, что метод работает для искаженных точек, находящихся в пределах ячейки диаграммы Вороного неискаженного созвездия.

Заключение

В статье предложен простой метод аналитического вычисления вероятности символьной и битовой ошибок созвездия АФМ в канале с АБГШ с учетом влияния искажений усилителя мощности с использованием неискаженной диаграммы Вороного и зеркальных точек. Представленный метод уменьшает трудозатраты при проведении вычислений и при этом достигает очень близких результатов с результатами моделирования.

Список литературы

1. Digital Video Broadcasting (DVB); Second generation framing structure, channel coding and modulation systems for Broadcasting, Interactive Services, News Gathering and other broadband satellite applications (DVB-S2). DVB Document A83 July 2012.

2. *Ziemer R. E.*, *Peterson R. W.* Introduction to digital communications. New York, Prentice Hall, 2001, 2nd edition. 905 p.

3. *Sung W.*, *Kang S.*, *Kim P.*, *Chang D.-I.*, *Shin J.* Performance analysis of APSK modulation for DVB-S2 transmission over nonlinear channels // International Journal of Satellite Communications and Networking, 2009, v. 27, № 6. P. 295–311.

4. *Saleh A. A. M.* Frequency independent and frequency dependent nonlinear models of TWT amplifiers // IEEE Trans. Communications, 1981, v. COM-29, № 11. P. 1715–1720.

References

1. Digital Video Broadcasting (DVB); Second generation framing structure, channel coding and modulation systems for Broadcasting, Interactive Services, News Gathering and other broadband satellite applications (DVB-S2). DVB Document A83 July 2012.

2. Ziemer R. E., Peterson R. W. *Introduction to digital communications*. New York, Prentice Hall, 2001, 2nd edition, 905 p.

3. Sung W., Kang S., Kim P., Chang D.-I., Shin J. Performance analysis of APSK modulation for DVB-S2 transmission over nonlinear channels. *International Journal of Satellite Communications and Networking*. 2009, vol. 27, No. 6, pp. 295–311.

4. Saleh A. A. M. Frequency independent and frequency dependent nonlinear models of TWT amplifiers. IEEE Trans. Communications. 1981, vol. COM-29, No. 11, pp. 1715–1720.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2017, том 4, выпуск 4, с. 89–93

ТВЕРДОТЕЛЬНАЯ ЭЛЕКТРОНИКА, РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ КОМПОНЕНТЫ, МИКРО- И НАНОЭЛЕКТРОНИКА, ПРИБОРЫ НА КВАНТОВЫХ ЭФФЕКТАХ

УДК 621.3.049.77 DOI 10.17238/issn2409-0239.2017.4.89

Импортозамещение или импортонезависимость. Поиск альтернатив при создании радиоэлектронной аппаратуры

К. В. Егоров, *д. т. н., konstantin.egorov1950@yandex.ru*
АО «Научно-исследовательский институт точных приборов», Москва, Российская Федерация
С. П. Тяжкун, *к. т. н., mosnic@rambler.ru*
АНО «Научно-исследовательский центр ракетных и космических технологий Российской академии космонавтики им. К. Э. Циолковского», Москва, Российская Федерация
В. Д. Ходжаев, *к. т. н., khodjaev.valery@niitp.ru*
АО «Научно-исследовательский институт точных приборов», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В статье предлагается альтернативный путь решения некоторых проблем импортонезависимости в области радиоэлектронной аппаратуры в космической отрасли. Предлагаемое решение основано на системном подходе при рассмотрении номенклатуры электронной компонентной базы не как самостоятельных компонентов, а как элементов системы верхнего уровня. Показана экономическая и техническая бесперспективность копирования или функционального воспроизведения даже локального подмножества зарубежной электронной компонентной базы. Для радиоэлектронной аппаратуры авиационного и космического назначения не требуется рекордных технологических параметров электронной компонентной базы. Однако необходима унификация и стабильность технологических процессов для обеспечения высокой надежности изделий. Также требуется преемственность и унификация в части интерфейсов проводных линий связи, датчиков, датчико-преобразующей аппаратуры и алгоритмической базы. При этом влияние массы, габаритов, потребляемой мощности и надежности названных устройств на параметры бортовых систем непрерывно возрастает. Учет этих особенностей позволяет обоснованно предположить успех не в буквальном импортозамещении, а в обеспечении импортонезависимости, которая достигается на изделиях, имеющих максимальное влияние на параметры систем верхнего уровня.

Ключевые слова: импортонезависимость, системный подход, электронная компонентная база

Import Substitution or Import Independence. Searching for the Alternatives when Creating Radio Electronic Equipment

K. V. Egorov, *Dr. Sci. (Engineering), konstantin.egorov1950@yandex.ru*
Joint-Stock Company "Research Institute of Precision Instruments", Moscow, Russian Federation
S. P. Tyazhkun, *Cand. Sci. (Engineering), mosnic@rambler.ru*
Research Center of Rocket and Space Technologies of Russian Academy of Cosmonautics named after K. E. Tsiolkovsky, Moscow, Russian Federation
V. D. Khodzhaev, *Cand. Sci. (Engineering), khodjaev.valery@niitp.ru*
Joint-Stock Company "Research Institute of Precision Instruments", Moscow, Russian Federation

Abstract. The paper offers an alternative way for solving some issues of import independence in the field of radio electronic equipment in the space industry. The offered solution is based on the system approach when considering the range of the electronic component base (ECB) not as independent components, but the elements of a higher level system. Moreover, the article shows that coping or functional reproducing even the local subset of foreign ECB is economically and technically unpromising. The radio electronic equipment for aerospace purposes does not need outstanding technological parameters of ECB. Although, unification and stability of technological processes are required to provide a high reliability of the products. In addition, succession and unification of the interfaces of wire lines, sensors, sensor-converting equipment, and algorithmic base is needed. Under such conditions, the influence of weight, dimensions, power consumption, and reliability of the above-mentioned devices on the parameters of the onboard system is constantly growing. Consideration of these design features makes it possible to have a well-grounded confidence in the success not in literal import substitution, but in providing import independence, which is achieved using the items with the maximum influence on the parameters of the upper level systems.

Keywords: import independence, system approach, electronic component base

События последних лет и особенно 2014 г. позволяют сделать вывод: для космической отрасли и иных стратегических отраслей страны проблема импортонезависимости является не экономической, не научно-технической, а политической. Интересы взаимовыгодного бизнеса игнорируются зарубежными поставщиками при колебаниях политического курса. Политически обусловленным нередко становится сотрудничество не только в военной сфере, но и в области высоких технологий, космоса, микроэлектроники, информационных технологий.

Такая политическая обусловленность противоречиво сочетается с тенденцией глобализации, причем даже США, как абсолютный технологический лидер в области электронной компонентной базы (ЭКБ), уже не могут создавать и производить все компоненты и лучше всех. Например, лидером изготовления светоизлучающих структур является Тайвань [1], лидером микроэлектромеханических систем (МЭМС) и приборов — европейская (государственно-частная итальянско-французская) фирма STMicroelectronic [2].

Объективное состояние технологической базы и конкурентоспособность отечественной ЭКБ и радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) не позволяет в настоящее время говорить о прямом импортозамещении в среднесрочной перспективе. Поэтому специалисты справедливо утверждают [1, с. 154], что импортозамещение ЭКБ в буквальном понимании (разработка и производство прямых или функциональных отечественных аналогов импортируемой ЭКБ) невозможно и неприемлемо. Более того, попытки угнаться за мировыми лидерами ЭКБ путем копирования уже существующих микросхем гарантируют только отсутствие конкурентоспособности и техническое отставание предприятий космической отрасли. Действительно, скопировать (или воспроизвести функционально) в течение 3–5 лет придется ЭКБ в лучшем случае 3–5-летней давности [3, с. 157]. Таким образом, при идеальной организации, правильном выборе замещаемого продукта, больших финансовых затратах и успешном решении технологических, конструктивных и схемотехнических задач минимальный срок отставания составит 10 лет, причем при заведомо неконкурентоспособной продукции. Следовательно, копирование возможно только в исключительных случаях, когда отсутствие конкретной ЭКБ будет иметь катастрофические последствия, и только при сравнении альтернативных подходов к решению задачи.

Создание функционального аналога конкретного типа ЭКБ (но не копии) на собственных оригинальных решениях возможно, хотя и не всегда. В этом случае конкурентоспособность функциональных аналогов достижима, но маловероятна.

Организационными альтернативами прямому импортозамещению (копирование ЭКБ, или создание функционального аналога ЭКБ) предлагаются [3, с. 160]: создание «системы активного взаимодействия» разработчиков оборудования (РЭА) и дизайн-центров проектирования СБИС; принцип ориентации на аппаратуру; создание технологических платформ под конкретные системы и комплексы. Эти предложения являются правильными и полезными, но условиями импортозамещения, а не самими решениями.

Альтернативный путь решения некоторых проблем импортонезависимости предлагается на основе системного подхода, то есть рассмотрения номенклатуры ЭКБ не как самостоятельных единиц, а как частей системы верхнего уровня. Этот путь не только не противоречит названным организационным альтернативам, но и синергетически сочетается с ними.

Почему импортонезависимость возможна при отставании в технологических нормах, информационных системах, недостатке финансовых ресурсов?

Во-первых, значительная часть РЭА специального назначения вовсе не требует рекордных параметров [1, с. 156]. Гораздо важнее надежность и качество РЭА, которые зависят не только от степени интеграции микросхем, но и от «унификации и стабильности технологических процессов» [4]. Во-вторых, РЭА космического и особенно авиационного применения традиционно строится на основе унификации сигналов, которая является предпосылкой унификации и преемственности разных поколений информационных систем [5, с. 9]. Преемственность и унификация информационных систем, особенно в части интерфейсов проводных линий связи, датчиков и датчико-преобразующей аппаратуры, дает эффект обратной связи и в свою очередь предполагает преемственность

ЭКБ интерфейсных средств и датчико-преобразующей аппаратуры.

Более того, для особо ответственных (особенно космических) применений выигрыш в массе, габаритах, мощности потребления РЭА на основе предельно высоких технологических норм может давать и обратный эффект снижения надежности, например за счет более низкой стойкости к ионизирующим излучениям. Поскольку интерфейсные схемы и датчико-преобразующая аппаратура обслуживают работу систем, определяющих существование и функционирование летательных и космических аппаратов, а также жизнеобеспечение экипажей и пассажиров, то от них требуется высокая надежность, стойкость к нештатным режимам работы, длительный гарантийный срок функционирования без обслуживания или длительный срок активного и автономного существования.

В-третьих, для особо ответственных применений унифицируется не только интерфейсная и датчико-преобразующая аппаратуры, но и алгоритмический базис. Эта унификация обусловлена как принципами организации сложных систем — иерархичности, наращиваемости, преемственности [5, с. 11–12], так и объективными внешними условиями функционирования. Действительно, задачи ориентации космического аппарата или управления летательным аппаратом не претерпели никаких принципиальных изменений за десятки лет.

В-четвертых, влияние массы, габаритов, потребляемой мощности и надежности датчиков, датчико-преобразующей аппаратуры и интерфейсов на параметры бортовых систем и комплексов непрерывно возрастает. Информационно-вычислительные ресурсы современной ЭКБ на единицу габаритов, массы, мощности увеличились за последние 25 лет на несколько порядков. Однако габариты, масса линий связи, разъемов, датчиков, потребляемая мощность и помехоустойчивость приемопередающих интерфейсных устройств, точность и чувствительность датчиков принципиально не изменились. Микроминиатюризация, например, приемопередатчиков происходила совсем не теми темпами: некоторые параметры за 25 лет улучшены максимум в 2–3 раза, а некоторые остались теми же [5, с. 77–96]. Относительный вклад интерфейсных устройств и датчико-преобразующей аппаратуры в общую массу, габариты и потребляемую мощность бортовых систем и комплексов вырос в десятки раз и во многих случаях стал превышать вклад вычислительного ресурса этих систем и комплексов.

Такое положение дел открывает возможность обеспечить конкурентоспособность и импортонезависимость РЭА авиационного и космического назначения на основе системного подхода без доступа к предельно высоким технологическим нормам. Тогда требования к ЭКБ задаются и оцениваются техническим обликом на уровнях «12-унифицированные электронные модули», «6-радиоэлектронный комплекс», «5-радиоэлектронная система» (уровень разукрупнения радиоэлектронных средств по ГОСТ Р 52003-2003), но не на уровне параметров ЭКБ!

Рассмотрим вопрос импортонезависимости применительно к интерфейсным средствам по стандарту ARINC-429 и ГОСТ 18977–79. Например, ОАО НПО «Физика» выпускает интерфейсные микросхемы (Ф003, Ф004А, Ф006, Ф006.1), аналогичные отечественным разработкам 30-летней давности [5, с. 87–91]. ОАО «Ангстрем» выпускает с 2009 г. полностью твердотельные интерфейсные микросхемы (1485ХК1У, 1485ХК2Т, 1485ХК3У, 1485ХК4Т) — аналоги микросхем HOLT Integrated circuits Inc. (США). Микросхемы серии 1485 радикально меньше по габаритам и существенно дешевле микросхем ОАО НПО «Физика». Но множество разработчиков аппаратуры по ARINC-429 предпочитают покупать более дорогие и старые изделия ОАО НПО «Физика» именно потому, что в конечной аппаратуре они не проигрывают ни в массе и в габаритах, ни в надежности. Получается, что РЭА систем, комплексов и даже модулей не получает видимых преимуществ от увеличения степени интеграции ЭКБ и новых технологических норм. Более того, результатом перехода к этим нормам становится снижение стойкости к перегрузкам и к некоторым воздействующим факторам космического пространства.

Рассмотрим вопрос импортонезависимости применительно к датчико-преобразующей аппаратуре. В настоящее время отечественная датчико-преобразующая аппаратура, как правило, выполнена на основе интегральных микросхем и дискретных элементов преимущественно зарубежного

производства и, вероятно, в то время и в тех условиях, когда она создавалась, это было единственно возможным решением. Это ЭКБ от Analog Devices, Dallas Semiconductor, SiliconLabs, Aimtec и от других, а также ЭКБ предприятий бывших союзных республик. Поскольку изделия космического применения, как правило, единичны или мелкосерийны, изделия авиационной техники тоже не массового применения, то экономически нецелесообразно повторять создание и выпуск аналогов уже устаревшей импортной ЭКБ. Вместо копирования и замещения широкой номенклатуры импортной ЭКБ рациональнее создать небольшой набор высококачественных унифицированных схемотехнических и конструктивно-технологических решений (СКТР). Такие СКТР должны создаваться с ориентировкой на уже существующую российскую технологическую базу и сертифицированное производство, например, с использованием полузаказных аналоговых микросхем, многокристальных модулей с групповыми соединениями на основе гибких полиамидных носителей и технологии внутреннего монтажа.

Выводы

Предлагаемый альтернативный подход позволяет ожидать следующие результаты и преимущества:

1. Проблема страховых запасов ЭКБ будет решена или не будет обостряться даже при ухудшении возможностей импорта или возникновении проблем в дальнейшем развитии новых технологий в РФ.

2. Унифицированные СКТР, проверенные на прототипах и небольших сериях датчиков, позволят быстро, с предсказуемым качеством и параметрами модифицировать датчико-преобразующую аппаратуру.

3. Появится дешевый путь создания и модернизации датчиков, включая перспективные, интеллектуальные по ГОСТ Р 8.673-2009 [5], в том числе с ICP питанием, не имеющих отечественных аналогов, под перспективные измерительные системы [5] и новые типы первичных преобразователей.

4. Датчико-преобразующая аппаратура российского производства и разработки, построенная с использованием устойчивых СКТР, может применяться не только в специальном, но и в обычном индустриальном исполнении. Это создаст условия для повышения конкурентоспособности датчиков и измерительных комплексов и систем, в том числе за счет отказа от единичных и мелкосерийных изделий. Сам факт наличия унифицированных конкурентных технических решений будет положительно влиять на ценовую политику как поставщиков импортной ЭКБ, так и производителей РЭА.

5. Разработка оригинальных отечественных СКТР для датчико-преобразующей аппаратуры объективно будет способствовать формированию высококвалифицированных коллективов и устойчивых долговременных связей между предприятиями, которые создают ЭКБ, выпускают РЭА, производят комплексы и системы. Интеграция всех участников жизненного цикла и фокусирование усилий на проектном подходе к обеспечению надежности и качества полностью соответствует стандартам качества в авиационной промышленности (AS9000) и системам качества производителей телекоммуникационного оборудования (TL9000).

6. Разработка унифицированных СКТР способствует внедрению передовых систем обеспечения качества и сочетается как с процессным пониманием и обеспечением качества, так и с методами системной инженерии жизненного цикла [7, 8]. Усилия разработчиков будут направлены не на достижение предельных, но частных параметров, а на системный комплекс параметров, обеспечивающих пригодность целого класса датчиков для широкого круга задач и применений.

7. Возможность создания унифицированных и устойчивых СКТР вполне реальна на основе отечественных базовых матричных кристаллов и базовых аналоговых кристаллов (БМК). Доступные отечественные цифровые и цифро-аналоговые БМК могут служить базой для создания комплекта микросхем для датчиков нескольких типов.

Список литературы

1. *Носов Ю.*, *Сметанов А.* Крепить импортонезависимость страны! // Электроника, 2014, № 8. С. 154–155.
2. *Белов Л.* МЭМС-компоненты и узлы радиочастотной аппаратуры // Электроника, 2008, № 2. С. 20–29.

3. *Евсеев В.*, *Наливкин И.* Импортозамещение ЭКБ и развитие радиоэлектроники. Обсуждение проблемы // Электроника, 2014, № 8. С. 156–160.

4. Пресс-релиз ОРКК «Российские космические системы работают над качеством». http://www.spacecorp.ru/press/releases/item8557.php?sphrase_id=17912, дата обращения: 27.02.2015.

5. *Ацюковский В.А.*, *Бобров В.Г.*, *Невдяева А.Л.*, *Сойников Г.Ф.*, *Шмелев В.И.* Основы организации систем цифровых связей в сложных информационно-измерительных комплексах. М.: Энергоатомиздат, 2001. 96 с.

6. ГОСТ Р 8.673-2009 ГСИ. Датчики интеллектуальные и системы измерительные интеллектуальные. Основные термины и определения. М., 2010. 12 с.

7. *Деминг Э.* Выход из кризиса: Новая парадигма управления людьми, процессами и системами. Пер. с англ. М.: Альпина Бизнес Букс, 2007. 370 с.

8. Джуран: два века качества (интервью с д-ром Дж. Джураном) / Пер. с англ. // Европейское качество, 1999, т. 6, № 2. С. 57.

9. ГОСТ Р ИСО/МЭК 15288-2005 Информационная технология. Системная инженерия. Процессы жизненного цикла систем. М., 2006. 57 с.

References

1. Nosov Yu., Smetanov A. Krepit' importonezavisimost' strany! [Strengthen country import independence!]. *Elektronika* [Electronics]. 2014, No. 8, pp. 154–155. (in Russian)

2. Belov L. MEMS-komponenty i uzly radiochastotnoy apparatury [MEMS RF components and blocks]. *Elektronika* [Electronics]. 2008, No. 2, pp. 20–29. (in Russian)

3. Evseev V., Nalivkin I. Importozameshchenie EKB i razvitie radioelektroniki Obsuzhdenie problemy [Electronic components base import substitution and electronics development. Problems consideration]. *Elektronika* [Electronics]. 2014, No. 8, pp. 156–160. (in Russian)

4. *Press-reliz ORKK "Rossiyskie kosmicheskie sistemy rabotayut nad kachestvom"*. 27.02.2015 [Press release of ORKK: Joint Stock Company "Russian Space Systems" is improving the quality. 27.02.2015]. (in Russian). Available at: http://www.spacecorp.ru/press/releases/item8557.php?sphrase_id=17912

5. Atsyukovskiy V.A., Bobrov V.G., Nevdyaeva A.L., Soynikov G.F., Shmelev V.I. *Osnovy organizatsii sistem tsifrovykh svyazey v slozhnykh informatsionno-izmeritel'nykh kompleksakh* [Fundamentals of configuration of the system of digital communications in sophisticated information and measurement complexes]. Moscow, Energoatomizdat, 2001, 96 p. (in Russian)

6. *GOST R 8.673-2009 GSI. Datchiki intellektual'nye i sistemy izmeritel'nye intellektual'nye. Osnovnye terminy i opredeleniya* [GOST8.673-2009 GSI. State system for ensuring the uniformity of measurements. Intelligent sensors and intelligent measuring systems. Basic terms and definitions]. (in Russian)

7. Deming E. *Vykhod iz krizisa*: *Novaya paradigma upravleniya lyud'mi*, *protsessami i sistemami* [Out of the crisis]. Moscow, Al'pina Biznes Buks, 2007, 370 p. (Translated from English)

8. Dzhuran: dva veka kachestva (interv'yu s d-rom Dzh. Dzhuranom) [Juran J.M.: two centuries of quality (an interview with Dr. Juran J.M.]. *Evropeyskoe kachestvo* [European quality]. 1999, Vol. 6, No. 2, 57 p. (Translated from English)

9. *GOST R ISO/MEK 15288-2005. Informatsionnaya tekhnologiya. Sistemnaya inzheneriya. Protsessy zhiznennogo tsikla sistem* [GOST R ISO/MEK 15288-2005. Information technology. System engineering. System life cycle processes]. (in Russian)

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2017, том 4, выпуск 4, с. 94–97

К 60-ЛЕТНЕМУ ЮБИЛЕЮ ЗАПУСКА ПЕРВОГО ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

УДК 629.783 DOI 10.17238/issn2409-0239.2017.4.94

Первые искусственные спутники Земли — советские космические аппараты ИСЗ-1, ИСЗ-2

К 60-летнему юбилею запуска

А. С. Селиванов, *д. т. н., selivanov@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
В. К. Старцев, *к. т. н.*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Запуск 4 октября 1957 г. первого советского искусственного спутника Земли — ИСЗ-1 ознаменовал начало космической эры человечества. Запуск стал возможным после того, как в СССР была создана самая большая на то время ракета Р-7, позволившая вывести на орбиту вокруг Земли космический аппарат и придать ему первую космическую скорость.

ИСЗ-1 имел массу 83,6 кг. Он был сравнительно простым по конструкции, но не примитивным устройством. ИСЗ-1 отвечал всем требованиям космического приборостроения в части механических и энергетических характеристик, прошел все виды наземной отработки, включая самолетные испытания.

Через месяц после запуска ИСЗ-1, 4 ноября 1957 г., был запущен второй советский спутник, ИСЗ-2, с первым живым существом, выведенным на орбиту Земли, — собакой Лайкой. Тем самым был сделан первый шаг в направлении пилотируемых космических полетов.

Ключевые слова: ИСЗ-1, ИСЗ-2, первые спутники Земли, космическая эра, собака Лайка на орбите спутника Земли

The First Artificial Satellites of the Earth, Soviet Spacecraft Sputnik 1, Sputnik 2

To the 60th Anniversary of the Launch

A. S. Selivanov, *Dr. Sci. (Engineering), selivanov@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
V. K. Startsev, *Cand. Sci. (Engineering)*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The launch of the first Soviet artificial satellite of the Earth, Sputnik 1, on October 4, 1957 marked the beginning of the space era of humanity. The launch was made possible after the R-7 rocket, which was the largest at that time, was created in the USSR, which made it possible to put a spacecraft into the orbit around the Earth and give it the first space velocity.

Sputnik 1 had a mass of 83,6 kg. Sputnik 1 was relatively simple in design, but not a primitive device. It met all the requirements of space instrumentation in terms of mechanical and energy characteristics passed all types of ground work, including aircraft tests.

A month after the launch of the satellite, on November 4, 1957, the second Soviet satellite, Sputnik 2, was launched, with the first living creature, dog Laika, put into orbit. This was the first step in the direction of manned spaceflight.

Keywords: Sputnik 1, Sputnik 2, the first satellites of the Earth, the space age, dog Laika in the orbit of the Earth's satellite

Знаменательная дата в истории человечества — запуск первого советского искуственного спутника Земли (ИСЗ-1) стала возможна после того, как в Советском Союзе была завершена разработка самой мощной на тот период межконтенентальной ракеты Р-7 [1]. Эта ракета обеспечила вывод первого космического аппарата на орбиту спутника Земли.

Разработка ракеты была выполнена под руководством легендарного Совета главных конструкторов во главе с выдающимся инженером и ученым — Сергеем Павловичем Королевым, главным конструктором ОКБ-1.

В состав Совета главных конструкторов входили шесть человек, двумя из которых были представители организации НИИ-885, ставшей впоследствии АО «Российские космические системы» [2].

Этими «отцами-основателями» были Михаил Сергеевич Рязанский, специалист в области радиотехнических методов управления ракетами, первый директор и одновременно главный конструктор АО «Российские космические системы» и Николай Алексеевич Пилюгин — крупнейший специалист в области систем автономного управления ракетами, в то время главный инженер организации.

Разработка ИСЗ-1 не была техническим «экспромтом» и планировалась С. П. Королевым заранее с целью его запуска в период Международного геофизического года. ИСЗ-1 был функционально законченным, но достаточно простым изделием и назывался первоначально «ПС-1» — простейший спутник. Он отвечал всем требованиям ракетно-космической техники в части механических и энергетических характеристик, прошел все виды наземной отработки, включая самолетные испытания. Одновременно с ИСЗ-1 разрабатывался более сложный космический аппарат — ИСЗ-2, запущенный примерно через 1 месяц после ИСЗ-1.

ИСЗ-1 весил 83,6 кг и представлял собой герметичный сферический контейнер диаметром 580 мм, заполненный «сухим» азотом. На одной полуоболочке спутника были установлены антенны, состоящие из двух штырей каждая. Длина штырей одной антенны — 2,4 м, а другой — 3,9 м (рис. 1).

Внутри спутника размещались разработанная в НИИ-885 радиостанция Д-200 (так она тогда называлась) в составе двух радиопередатчиков и коммутирующего устройства [3, 4].

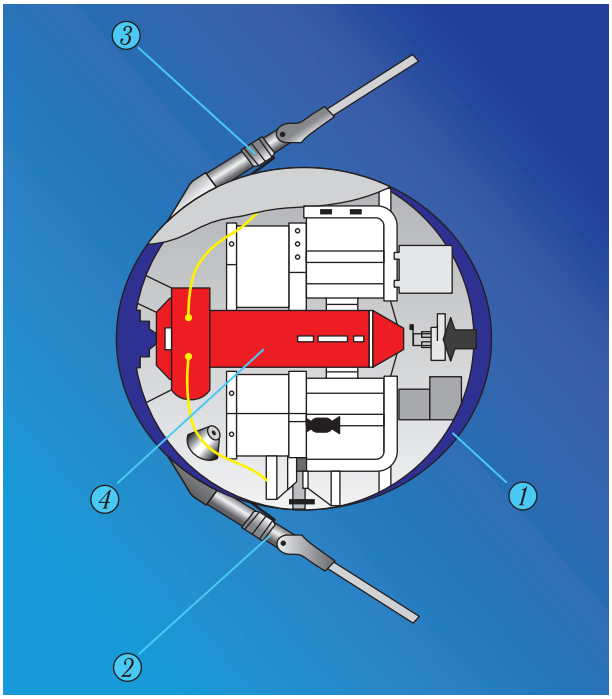


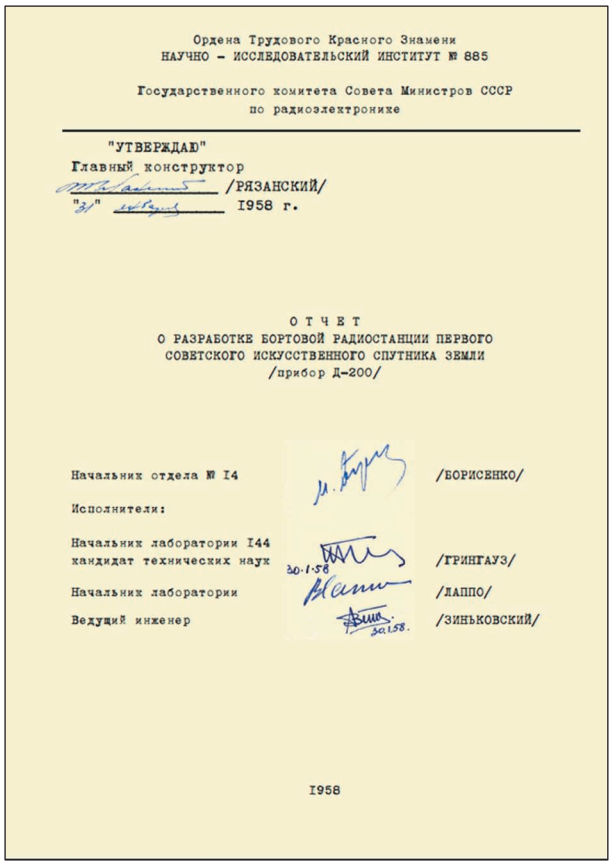
Рис. 1. Разрез конструкции первого спутника: *1* — оболочка, *2*, *3* — антенны (укорочены), *4* — передатчики

Согласно сохранившимся архивным материалам, предварительная проработка радиостанции велась в НИИ-885 в течение 1956 г. Окончательные требования к ней были определены в январе 1957 г. в совместном протоколе НИИ-885 и ОКБ-1, который в дальнейшем заменил техническое задание и был положен в основу разработки аппаратуры (рис. 2).

В протоколе были зафиксированы предложенные в НИИ-885 номиналы частот передатчиков и излучаемая ими мощность.

При разработке схемы и конструкции радиостанции Д-200 рассматривались несколько вариантов. Наиболее компактный и экономичный вариант массой около 4 кг был разработан и передан в производство в марте–апреле 1957 г. Приемосдаточные испытания Д-200 включали, в частности, облеты радиопеленгационных станций в различных регионах Советского Союза на самолетах Ил-14 и Ту-16.

Радиопередатчики работали попеременно на частотах радиолюбительских диапазонов: 20 и 40 МГц. Выходная мощность каждого — 1 Вт.



Ордена Трудового Красного Знамени
НАУЧНО – ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ № 885

Государственного комитета Совета Министров СССР
по радиоэлектронике

"УТВЕРЖДАЮ"
Главный конструктор
_____ /РЯЗАНСКИЙ/
"31" _____ 1958 г.

О Т Ч Е Т
О РАЗРАБОТКЕ БОРТОВОЙ РАДИОСТАНЦИИ ПЕРВОГО
СОВЕТСКОГО ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ
/прибор Д-200/

Начальник отдела № 14 /БОРИСЕНКО/

Исполнители:

Начальник лаборатории 144
кандидат технических наук 30.1.58 /ГРИНГАУЗ/

Начальник лаборатории /ЛАППО/

Ведущий инженер 30/58. /ЗИНЬКОВСКИЙ/

1958

Рис. 2. Титульный лист отчета о разработке радиостанции Д-200 для первого спутника

Сигналы, излучаемые передатчиками, имели вид телеграфных посылок длительностью 0,2–0,3 с. Один из передатчиков работал во время пауз другого. Изменение частоты посылок и пауз между ними характеризовало температуру и давление внутри спутника.

При приеме телеграфные сигналы на слух создавали всем известные первые позывные ИСЗ-1 «бип-бип», которые принимались радиолюбителями во всем мире.

Первый ИСЗ позволил оценить плотность верхней атмосферы по изменению высоты орбиты и получить данные о распространении радиосигналов в ионосфере, отработать технологию выведения спутников на орбиту и решить много других технических и организационных задач.

Для слежения за сигналами первых ИСЗ на территории страны были созданы наземные пункты наблюдения. На основе этих пунктов в дальнейшем, при решающем вкладе НИИ-885, был образован наземный командно-измерительный комплекс для управления всеми запущенными в нашей стране космическими аппаратами.

Триумф первого спутника несколько затмил второе значимое достижение советской космической техники: запуск второго спутника, ИСЗ-2, с собакой Лайкой на борту, который состоялся 4 ноября 1957 г. Это был, несомненно, следующий значимый шаг в направлении подготовки пилотируемого космического полета, который осуществился через несколько лет.

ИСЗ-2 имел значительно большую массу — 508,3 кг и нес на борту специальную телеметрическую систему. Радиоаппаратура содержала аналогичную установленной на ИСЗ-1 радиостанцию Д-200. Длительность работы радиостанции Д-200 на ИСЗ-1 составляла 21 день, а всего первый спутник летал 92 дня, совершив 1440 оборотов вокруг Земли. ИСЗ-2 находился на орбите 162 дня. В отличие от ИСЗ-1, запас электропитания передатчиков Д-200 на ИСЗ-2 был рассчитан только на 5 суток.

Первый американский ИСЗ был запущен только 1 февраля 1958 г. и имел массу 21,5 кг (8,3 кг — спутник и 13,2 кг — пустая 4-я ступень).

За участие в разработке ракеты Р-7 и запуске первых ИСЗ многие сотрудники АО «Российские космические системы» были отмечены высокими правительственными наградами [1].

Список литературы

1. *Старцев В. К.* О создании первой в мире стратегической ракеты дальнего действия Р-7 и ее системы управления // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, т. 3, вып. 1. С. 92–97.
2. История создания и развития АО «Российские космические системы» (70 лет) / Под ред. А. Е. Тюлина. Екатеринбург: ООО «ФОРТ ДИАЛОГ-Исеть», 2015. 150 с.
3. Отчет о разработке бортовой радиостанции первого советского искусственного спутника Земли (прибор Д-200): Репринтное изд. Труды ОАО «Российские космические системы». М.: ИД «Медиа Паблишер», 2012. 122 с.
4. *Степанов Б. Г.* (RU3AX). Передатчик первого ИСЗ // Радио, № 4, 2013. С. 55–56.

References

1. Startsev V. K. O sozdanii pervoy v mire strategicheskoy rakety dal'nego deystviya R-7 i ee sistemy upravleniya [On Creating the World's First Strategic Long-Range Missile R-7 and Its Control System] // *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy* [Rocket Space Device Engineering and Information Systems], 2016, vol. 3, No. 1. P. 92–97. (in Russian)

2. *Istoriya sozdaniya i razvitiya AO «Rossiyskie kosmicheskie sistemy»* (*70 let*) [History of creation and development of JSC "Russian Space Systems" (70 years)]. Ed. by Tyulin A. E. Fort-Dialog-Iset', 2015. (in Russian)

3. Otchet o razrabotke bortovoy radiostantsii pervogo sovetskogo iskusstvennogo sputnika Zemli (pribor D-200) [Report on the development of an on-board radio station of the first Soviet artificial Earth satellite (device D-200)]. *Trudy OAO "Rossiyskie Kosmicheskie Sistemy"* [Proceedings of JSC "Russian Space Systems"]. Moscow, ID Media Pablisher, 2012. (in Russian)

4. Stepanov B. G. Peredatchik pervogo ISZ [Transmitter of the first EAS] // *Radio*, 2013, No. 4. P. 55–56. (in Russian)

Список статей, опубликованных в журнале «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы» в 2017 г.

Том 4, Вып. 1, 2017

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Сигма-точечный алгоритм фильтра Калмана в задаче автономной навигации космического аппарата
Филимонов В. А., Тисленко В. И., Лебедев В. Ю., Кравец А. П. с. 3

Выбор протоколов передачи ассистирующей информации по каналам сотовой связи для системы А-ГЛОНАСС
Трусов С. В., Барабошкин О. И., Бобровский С. А. с. 8

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Алгоритмы апостериорной фильтрации короткоэкспозиционного изображения ДЗЗ, пространственно инвариантного к атмосферным искажениям
Свиридов К. Н. с. 15

Радиотехника и космическая связь

Методы проектирования и аппаратной реализации цифровых фильтров для высокоскоростной радиолинии в системах ДЗЗ
Ершов А. Н., Березкин В. В., Петров С. В., Петров А. В., Почивалин Д. А. с. 25

Анализ параметров функции отклика при оптимальной весовой обработке ЛЧМ импульсного сигнала
Медведев С. Б., Шапошников В. И., Чекмазова О. А. с. 32

Построение облучателей многодиапазонных зеркальных антенн систем спутниковой связи
Габриэльян Д. Д., Демченко В. И., Коровкин А. Е., Раздоркин Д. Я., Гвоздяков Ю. А., Полтавец Ю. И. с. 40

Перспективы применения терагерцевых частот в космических системах
Ермолаев Д. М., Таланов А. А., Романюк В. А. с. 46

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

Построение прототипа экспертно-диагностической системы анализа траекторной измерительной информации КА
Ларин В. К. с. 53

Улучшение достоверности наиболее полным использованием возможностей разнесенного приема данных
Воронцов В. Л. с. 61

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

Аддитивные эффекты в СБИС космического применения при воздействии серии импульсов напряжения и закон Аррениуса
Скоробогатов П. К., Епифанцев К. А., Дятлов Н. С. с. 71

Разработка канала измерения угловой скорости на основе цифрового волоконно-оптического гироскопа
Пестунов А. Н., Ковалева Е. В. с. 78

Многоугловой видеополяриметр оптического диапазона среднего пространственного разрешения
Селиванов В. А., Гектин Ю. М., Рябков С. А. с. 84

Исторические очерки

Начало истории отечественной ракетно-космической отрасли
Батурин Ю. М. с. 89

Том 4, Вып. 2, 2017

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Методика определения целостности высокоточных навигационных определений
Куршин В. В., Молоканов А. В. с. 3

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Особенности тематической обработки гиперспектральной информации с КА «Ресурс-П» в задачах мониторинга и распознавания объектов природной среды
Стрыков А. И. с. 11

О предельном инструментальном разрешении космического аппарата «Ресурс-П» (№ 1, 2, 3)
Свиридов К. Н. с. 20

Радиотехника и космическая связь

Оценка спектральной эффективности и помехоустойчивости когерентного приема незамирающего QBL–MSK-сигнала
Поддубный В. Н., Грибанов В. В, Ложкин К. Ю., Соболев Д. Б., Петренко А. Н., Полтавец Ю. И. с. 29

Вероятностная модель спутникового радиоканала связи при малых углах места
Звонарев В. В., Карабельников И. А., Парамонов И. Ю., Попов А. С. с. 38

Синтез устойчивого разностно-равносигнального метода автосопровождения космического аппарата цифровой антенной решеткой
Ватутин С. И. с. 43

Радиопередающее устройство с частотной модуляцией и временным разделением каналов для высокоинформативных телеметрических систем
Грибков Н. В., Бобылев А. В., Юрков Ю. А., Жуковский С. Ю., Грибков В. Н. с. 61

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

Смена парадигмы разработки инновационной продукции: от разрозненных НИОКР к цифровым проектам полного жизненного цикла
Романов А. А. с. 68

Алгоритмы устранения избыточности информации, передаваемой от бортовых телеметрических систем на Землю
Орешко В. В. с. 85

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

Особенности создания чувствительных элементов кремниевых и кварцевых маятниковых акселерометров
Ветрова Е. В., Смирнов И. П., Козлов Д. В., Запетляев В. М. с. 95

Том 4, Вып. 3, 2017

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Основные положения концепции развития российского сегмента международной системы поиска и спасания КОСПАС–САРСАТ
Романов А. А., Кузенков А. Н., Тюлин А. Е., Куропятников А. Д., Борисов К. В., Кем О. В., Заичко В. А. с. 5

Статус программы КОСПАС–САРСАТ и ее будущее развитие
Студенов В. В. с. 16

Оценка зоны обслуживания станции приема и обработки информации среднеорбитального сегмента КОСПАС–САРСАТ
Антонов Д. В. с. 24

Возможность и эффективность дополнения среднеорбитального сегмента системы КОСПАС–САРСАТ геостационарным сегментом этой системы
Антонов Д. В., Архангельский В. А., Семин В.И., Федосеев А. В. с. 35

Экспериментальная оценка точности определения координат медленно подвижных радиобуев в среднеорбитальном сегменте КОСПАС–САРСАТ
Антонов Д. В. с. 40

Радиотехника и космическая связь

Встраиваемая антенна для аварийных радиомаяков второго поколения системы КОСПАС–САРСАТ
Бойко С. Н., Исаев А. В., Косоруков Д. С., Яскин Ю. С. с. 46

Анализ принципов построения комплексов приема, обработки и ретрансляции информации международной системы КОСПАС–САРСАТ и перспективы их развития
Романов А. А., Кондрашов А. С., Белов Д. А., Букин С. А. с. 58

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

Использование подходов «непрерывного инжиниринга» при адаптации приемных комплексов РК-СМ-МКА для размещения на борту КА «Метеор-М» № 2-1 и № 2-2
Романов А. А., Романов А. А., Булгаков Н. Н., Ершов А. Н., Колобаев А. С. с. 69

Пути повышения точности независимого от ГНСС определения координат аварийных радиобуев в среднеорбитальном сегменте КОСПАС–САРСАТ
Архангельский В. А., Селезнев В. В. с. 77

Текущее состояние и основные характеристики геостационарных спутников-ретрансляторов системы КОСПАС–САРСАТ на базе космических аппаратов «Луч-5А» и «Луч-5В»
Архангельский В. А., Дедов Н. В., Литвин А. И., Останний А. И., Семин В. И., Федосеев А. В., Новиков М. Ю., Портнягин В. А., Роскин С. М., Тестоедов Н. А. с. 87

Том 4, Вып. 4, 2017

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Сравнительный анализ глобальных дополнений системы ГЛОНАСС
Ватутин С. И., Бирюков А. А., Курков И. К. с. 3

Устранение смещений взвешенных разностей псевдодальностей, полученных двухчастотным приемником СРНС GPS + ГЛОНАСС
Вовасов В. Е., Чунин Д. Н. с. 15

Результаты моделирования глобальной зоны покрытия среднеорбитального сегмента системы КОСПАС–САРСАТ
Антонов Д. В., Романов А. А. с. 24

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Получение оптических изображений низкоорбитальных космических объектов при спутниковом мониторинге на скрещивающихся курсах
Лагуткин В. Н., Лукьянов А. П. с. 35

Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов
Потюпкин А. Ю., Данилин Н. С., Селиванов А. С. с. 45

Радиотехника и космическая связь

Использование режима межспутниковой ретрансляции в гидрометеорологической космической системе нового поколения на основе КА «Метеор-МП»
Дорофеев Ю. Б., Матвеев С. В., Рубан Л. Н., Тулисов Д. А. с. 57

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

Шестой технологический уклад в космическом приборостроении
Романов А. А., Тюлин А. Е. с. 64

Метод аналитического расчета вероятности символьной и битовой ошибок сигнала с амплитудно-фазовой манипуляцией в нелинейном канале
Струков А. П. с. 83

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

Импортозамещение или импортонезависимость. Поиск альтернатив при создании радиоэлектронной аппаратуры
Егоров К. В., Тяжкун С. П., Ходжаев В. Д с. 89

К 60-летнему юбилею запуска первого искусственного спутника Земли

Первые искусственные спутники Земли — советские космические аппараты ИСЗ-1, ИСЗ-2
Селиванов А. С., Старцев В. К. с. 94