



РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Научно-технический журнал

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ
ПРИБОРОСТРОЕНИЕ
И ИНФОРМАЦИОННЫЕ
СИСТЕМЫ**

Том 3. Выпуск 4. 2016



Научно-технический журнал

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 3. Выпуск 4. 2016

ROCKET-SPACE DEVICE ENGINEERING AND INFORMATION SYSTEMS

Учредитель:

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

Редакционный совет

Председатель: генеральный директор АО «Российские космические системы» Тюлин А.Е., к.т.н.
Заместители председателя: Ежов С.А., д.т.н., проф.; Романов А.А., д.т.н., проф.; Нестеров Е.А.

Члены редакционного совета:

Артемяев В.Ю.; Блинов А.В., к.т.н., доцент; Бугаев А.С., академик РАН, д.ф.-м.н., проф.;
Жантаев Ж.Ш., академик КНАЕН, д.ф.-м.н.; Жинкин В.В., д.т.н., проф.; Носенко Ю.И., д.т.н., проф.;
Перминов А.Н., д.т.н., проф.; Райнер Сандау, д.т.н., адъюнкт-профессор; Селин В.А., к.т.н.;
Ступак Г.Г., д.т.н., проф.; Сыров А.С., д.т.н., проф.; Чеботарев А.С., д.т.н., проф.;
Чернявский Г.М., чл.-корр. РАН, д.т.н., проф.; Четыркин А.Н.; Шишанов А.В., к.т.н.

Редакционная коллегия

Главный редактор: заместитель генерального директора по науке
АО «Российские космические системы» Романов А. А., д.т.н., проф.
Заместитель главного редактора: Федотов С.А., к.т.н., с.н.с.

Члены редколлегии:

Алексеев О.А., д.т.н., проф.; Альбин В.Г., д.т.н., с.н.с.; Ахмедов Д.Ш., д.т.н.,
чл.-корр. НИА РК; Бетанов В.В., д.т.н., проф.; Ватулин В.М., д.т.н., проф.;
Данилин Н.С., д.т.н., проф.; Жодзишский А.И., д.т.н.; Логачев Н.С., д.в.н.; Мороз А.П., д.т.н.;
Поваляев А.А., д.т.н.; Победоносцев В.А., д.т.н.; Римская О.Н., к.э.н., доцент; Романов А.А., д.т.н.;
Свиридов К.Н., д.т.н., проф.; Селиванов А.С., д.т.н., проф.; Стрельников С.В., д.т.н.;
Сычев А.П., к.т.н.; Тузиков А.В., д.ф.-м.н., проф., чл.-корр. НАН РБ; Язерян Г.Г., к.т.н. (отв. секретарь).

Журнал выходит 4 раза в год.
Является рецензируемым изданием.
Журнал включен в РИНЦ.
Подписной индекс 94086
в Объединенном каталоге «Пресса России».

© АО «Российские космические системы»
© ФИЗМАТЛИТ



Москва
ФИЗМАТЛИТ®
2016

Содержание

Том 3, Вып. 4, 2016

К 55-летию со дня рождения А. Е. Тюлина	3
От главного редактора	4

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Перспективы использования в России глобальных навигационных спутниковых систем гражданскими потребителями <i>Жодзишский А. И., Березенцев М. М., Нестеров О. В.</i>	5
Оценка радионавигационных параметров сигналов ГНСС в режиме когерентного адаптивного приема с использованием алгоритма сигма-точечного фильтра Калмана <i>Шаврин В. В., Тисленко В. И., Филимонов В. А., Лебедев В. Ю.</i>	16

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Малые спутники для космических исследований <i>Петрукович А. А., Никифоров О. В.</i>	22
Специальные алгоритмы радиометрической коррекции изображений ДЗЗ в ИК-диапазоне <i>Андреев Р. В., Гектин Ю. М., Зайцев А. А., Смелянский М. Б.</i>	32

Радиотехника и космическая связь

Проблемы аппаратурного обеспечения измерений характеристик больших антенн по сигналам внеземных радиоисточников <i>Калинин А. В., Калинин В. А., Егоров М. Н., Акулов А. Ю., Ширшов М. В., Рогов А. Е.</i>	41
---	----

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

Формирование научно-технического задела для разработки перспективных технологий космического приборостроения <i>Романов А. А.</i>	48
Концепция построения базовой технологической модели разработки баллистической структуры автоматических КА <i>Бетанов В. В., Ларин В. К.</i>	65
Методические аспекты интеграции информационных ресурсов космических средств мониторинга и прогнозирования чрезвычайных ситуаций <i>Алексеев О. А., Цадиковский Е. И.</i>	74
Моделирование мехатронно управляемой динамической платформы с лазерной системой наведения для задач ориентирования и встреч космических аппаратов <i>Ивойлов Е. В., Слободян С. М., Цупин А. А., Деева В. С.</i>	80

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

Разработка SPICE-моделей комплементарных биполярных транзисторов с учетом дозового воздействия <i>Гулин Ю. Ю., Рябев А. Н., Горчишко М. Е.</i>	89
---	----

Contents

Vol. 3, Iss. 4, 2016

A. E. Tyulin Celebrates His 55th Birthday	3
From Editor-in-Chief	4

Space Navigation Systems and Devices. Radiolocation and Radio Navigation

Current Issues of GNSS Civilian Usage in Russia <i>Zhodzishskiy A. I., Berezentsev M. M., Nesterov O. V.</i>	5
Evaluation of the Radio Navigational Parameters of GNSS Signals in Coherent Adaptive Reception Mode Using the Kalman Sigma-Point Filter Algorithm <i>Shavrin V. V., Tislenko V. I., Filimonov V. A., Lebedev V. Yu.</i>	16

Aerospace Methods for Earth Remote Sensing

Small Satellites for Scientific Research <i>Petrukovich A. A., Nikiforov O. V.</i>	22
Special Algorithms for Radiometric Correction of ERS Images in Infrared Range <i>Andreev R. V., Gektin Yu. M., Zaytsev A. A., Smelyanskiy M. B.</i>	32

Radio Engineering and Space Communication

Challenges of Hardware Development for Measurement of Large Antenna Characteristics by the Extraterrestrial Radio Sources <i>Kalinin A. V., Kalinin V. A., Egorov M. N., Akulov A. Yu., Shirshov M. V., Rogov A. E.</i>	41
--	----

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

Development of a Science and Technology Basis for Creation of Advanced Space Engineering Technologies <i>Romanov A. A.</i>	48
Concept of Development of Basic Engineering Model for Ballistic Structure of Unmanned Spacecraft <i>Betanov V. V., Larin V. K.</i>	65
Methodological Aspects of Information Resources Integration in Space-Based Facilities for Emergency Monitoring and Forecasting <i>Alekseev O. A., Tsadikovskiy E. I.</i>	74
Simulation of the Mechatronic Dynamic Platform Equipped with Laser Navigation System to Operate the Spacecrafts <i>Ivoylov E. V., Slobodyan S. M., Tsupin A. A., Deeva V. S.</i>	80

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

Development of SPICE-models of the Complementary Bipolar Transistors with Account for Dose Effect <i>Gulin Yu. Yu., Ryabev A. N., Gorchichko M. E.</i>	89
---	----

Андрею Евгеньевичу Тюлину – 55 лет

26 сентября 2016 года председателю редакционного совета журнала «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы» Андрею Евгеньевичу Тюлину, генеральному директору АО «Российские космические системы», исполнилось 55 лет.

А. Е. Тюлин до 2009 г. служил в рядах Вооруженных Сил СССР и Российской Федерации, генерал-лейтенант. До назначения в АО «Российские космические системы» Андрей Евгеньевич занимал руководящие должности на предприятиях авиационного приборостроения в государственной корпорации «Ростехнологии». Знания, опыт и навыки работы в Вооруженных Силах РФ в сочетании с широким кругозором, нацеленностью на передовой мировой уровень оказались весьма востребованными в космической отрасли при организации научно-исследовательской и проектно-конструкторской деятельности нашего приборостроительного холдинга. Под его руководством сегодня отлаживается корпоративная дисциплина, успешно реализуются инновационные технологии системной разработки космической техники, а также решается актуальная задача унификации космических систем и приборов.



А. Е. Тюлин уделяет особое внимание вопросам подготовки молодых научных кадров, обеспечению преемственности традиций и передачи бесценного опыта старшего поколения ученых, разработчиков и инженеров, пришедшим им на смену молодым работникам. Являясь председателем редакционного совета журнала, он оказывает всестороннюю поддержку ученым и специалистам в достижении признания разработок корпорации, содействует обмену научной информацией и знаниями между специалистами не только ракетно-космической отрасли, но и ведущих научных центров страны.

Поздравляем Андрея Евгеньевича с 55-летием и желаем ему здоровья, счастья, долгих лет жизни и осуществления творческих планов на благо нашей Родины!

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

От главного редактора

Уважаемые коллеги!

В соответствии с решением VIII Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий», которая состоялась в начале июня 2016 г., в этот номер мы включили наиболее важные и интересные статьи, основанные на выступлениях, прозвучавших на Пленарном заседании конференции.

В статье А. И. Жодзишского и др. анализируются основные тенденции в развитии современной высокоточной отечественной навигационной аппаратуры.

Статья А. А. Петруковича и О. В. Никифорова обобщает мировой опыт запуска научных спутников для исследований плазмы магнитосферы и ионосферы с акцентом на применение малых спутников. Анализируются общие проблемы развития данного направления, представлены перспективные задачи для микро- и наноспутников на различных орбитах, даются подходы к оценке их эффективности.

В статье А. А. Романова представлен анализ основных подходов к созданию научно-технического и технологического заделов в организациях космического приборостроения. Показано, что затраты на НИОКР соответствуют приблизительно 5–15 % средств, потраченных на разработку основных программ.

Кроме того, в 4-й номер журнала включены статьи, основанные на выступлениях, прозвучавших на секционных заседаниях VIII ВНТК и получивших наиболее высокие оценки.

В статье В. В. Шаврина, В. И. Тисленко и др., которая выполнена в Томском государственном университете систем управления и радиоэлектроники, предложен новый алгоритм построения многоконтурной системы слежения за радионавигационными параметрами сигналов навигационных спутников в приемнике космического потребителя СРНС. Показано преимущество нового алгоритма перед традиционной схемой построения системы слежения.

Статья Р. В. Андреева, Ю. М. Гектина и др. представляет основные алгоритмы обработки изображений, формируемых современной российской аппаратурой дистанционного зондирования Земли МСУ-ГС в инфракрасном диапазоне спектра, которая установлена на геостационарном космическом аппарате «Электро-Л» № 2. Разработанные авторами алгоритмы позволяют проводить коррекцию сигнала и компенсировать влияние большого числа факторов: от особенностей работы электрических трактов до изменения корпусной температуры прибора.

Весьма актуальной является статья Ю. Ю. Гулина и др., в которой анализируются результаты разработки SPICE-моделей комплементарных биполярных транзисторов с учетом воздействия дозовых радиационных эффектов. Результаты работы имеют практическое приложение для проектирования интегральных схем на основе базового структурного кристалла для исследования работоспособности ИС после радиационного облучения.

Редакционная коллегия журнала предполагает публикацию наиболее значимых статей по итогам VIII ВНТК в последующих номерах журнала.

Главный редактор журнала А. А. Романов

УДК 621.396

Перспективы использования в России глобальных навигационных спутниковых систем гражданскими потребителями

А. И. Жодзишский¹, М. М. Березенцев, О. В. Нестеров

¹д. т. н.

АО «Российские космические системы»

e-mail: ntcsmou@rniikp.ru, oleg.nesterov@mail.ru, m.spacecorp@gmail.com

Аннотация. Статья посвящена анализу использования гражданскими потребителями глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС). Особое внимание уделено высокоточному позиционированию с использованием функциональных дополнений ГНСС и фазовых измерений. Приводятся обобщенные требования крупных российских компаний к высокоточной навигационной аппаратуре потребителя (НАП) ГНСС. Проведено сравнение навигационных приемников, способных выдавать «сырые» фазовые измерения. Отмечены основные тенденции в развитии современной НАП. Предложен концептуальный подход к разработке высокоточной отечественной НАП.

Ключевые слова: глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС), навигационный приемник, «сырые» фазовые измерения

Current Issues of GNSS Civilian Usage in Russia

A. I. Zhodzishskiy¹, M. M. Berezentsev, O. V. Nesterov

¹doctor of engineering science

Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: ntcsmou@rniikp.ru, oleg.nesterov@mail.ru, m.spacecorp@gmail.com

Abstract. The analysis of using global navigation satellite systems (GNSS) for civilian purposes is described in this article. High-precision positioning using augmentation systems for GNSS and raw phase measurement are specially noted. The general requirements of large Russian companies to the high-precision consumer navigation equipment (CNE) are given. Moreover, comparison of the navigation receivers providing raw phase measurements is carried out. The current tendencies in development of the modern CNE are considered. The conceptual approach to the development of the Russian high-precision navigation equipment is proposed.

Keywords: global navigation satellite system (GNSS), navigation receiver, raw phase measurement

Глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) используются сегодня во всем мире гражданскими потребителями для решения самых различных задач: определение местоположения, скорости движения и пространственной ориентации объектов, синхронизации территориально разнесенных объектов и обеспечение их работы в системе единого времени и т. д. В табл. 1 приведены основные области применения ГНСС гражданскими потребителями при решении задач определения местоположения и указана реализованная в настоящее время точность (по уровню вероятности $0,68\% - \sigma$). Определение местоположения с сантиметровой и миллиметровой погрешностями ниже будем называть высокоточными.

Самым массовым является использование ГНСС индивидуальными пользователями: сотовые телефоны, бытовые навигаторы и т. п. Очень широко применяются ГНСС для навигации и контроля различных транспортных средств (самолетов, кораблей, автотранспорта, железнодорожной техники и т. п.) как в пути следования, так и во время маневров (при заходе на посадку, прохождении фарватеров, движении локомотивов на разъездах и т. д.). Все большее распространение находят ГНСС для управления беспилотными летательными аппаратами (ЛА), в «точном земледелии», управлении транспортом и специальной техникой и при выполнении других задач [1–3]. Для этого требуется местоопределение в реальном времени.

Определение относительных координат объектов с сантиметровой погрешностью может быть получено в навигационной аппаратуре потребителя (НАП) только при использовании фазовых измерений и наличии дополнительной (измерительной или корректирующей) информации от референционных станций или от спутниковых систем функциональных дополнений (SBAS). В России такой системой является система дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ), передающая корректирующую информацию через Интернет либо через спутник «Луч».

Прием НАП корректирующей информации через спутник является предпочтительным с точки зрения эксплуатации, поскольку обеспечивает автономную работу НАП — требуется связь только со спутниками в L-диапазоне частот, в то время

как в других случаях должен быть дополнительный наземный канал связи.

Решение геодезических задач, как правило, производится в режиме постобработки с погрешностью не более 1 см. Самая высокая точность определения координат в реальном времени (миллиметры) требуется для мониторинга смещений инженерных сооружений.

В АО «Российские космические системы» в кооперации с филиалом ОАО «ОРКК»–«НИИ КП» создана система высокоточного мониторинга смещений инженерных сооружений (ВМСИС), использующая сигналы ГНСС [3]. Система ВМСИС предназначена для контроля смещений и колебаний конструкций мостов, башен, высотных и большепролетных зданий и сооружений, трубопроводов и т. п. В настоящее время она эксплуатируется на железнодорожном мосту через реку Обь в г. Новосибирске и ряде других объектов.

Система ВМСИС позволяет:

- определять в реальном времени пространственные смещения контролируемых точек по трем взаимно перпендикулярным осям с миллиметровой погрешностью;
- определять текущие спектры колебаний контролируемых точек в диапазоне частот 0,1–10 Гц по сигналам ГНСС;
- автоматически формировать сигналы «Внимание» и «Тревога» при превышении контролируемыми параметрами заранее выставленных пороговых значений;
- в режиме постобработки на любом заданном интервале времени (почасовом, суточном, сезонном, годовом и т. п.) оценивать изменения пространственных координат контролируемых точек.

Система ВМСИС состоит из:

- комплекта модулей измерительных (МИ) по числу контролируемых и опорных точек, принимающих сигналы со всех видимых спутников ГНСС;
- автоматизированного рабочего места (АРМ) на базе промышленного компьютера с предустановленным СПО;
- информационно-телекоммуникационной аппаратуры передачи данных от МИ к АРМ (могут

Таблица 1. Основные области применения ГНСС гражданскими потребителями

Область применения	Режим навигации	Измеряемые параметры	Реализованная точность, σ , м		Привлекаемые доп. средства
			в плане	по высоте	
Навигация индивидуальных потребителей (мобильные телефоны, бытовые навигаторы и т. п.)	Реальное время, абсолютные координаты	Кодовые	2–3	3–4,5	Нет
Мониторинг транспортных средств (ТС) в пути (самолеты, корабли, автомобили)	Реальное время, абсолютные координаты	Кодовые	2–5	3–7	Нет
Навигация и контроль ТС при маневрах (движение локомотивов на разъездах, прохождение фарватера и т. п.), управление беспилотными ЛА	Реальное время, относительные координаты	Кодовые	0,3	0,5	Рефер. станции/ SBAS
Управление ТС (работа в карьерах, точное земледелие и т. п.)	Реальное время, относительные координаты	Кодовые и фазовые	0,01–0,03	0,05	Рефер. станции
Геодезическое обеспечение (межевание территорий, строительные работы и т. п.)	Постобработка, относительные координаты	Кодовые и фазовые	0,01	0,02	Рефер. станции
Мониторинг смещений инженерных сооружений, подвижек земной поверхности и т. п.	Реальное время, постобработка, относительные координаты	Кодовые и фазовые	0,002*	0,003*	Рефер. станции

* На коротких (не более 3 км) базовых линиях

использоваться ВОЛС, Wi-Fi, УКВ и другие каналы).

Достоинством системы ВМСИС является интегральная оценка устойчивости конструкции сооружения по наблюдаемым смещениям контролируемых точек и изменению резонансных частот. Кроме того, система позволяет исследовать зависимость смещений от внешних воздействий: скорости ветра, снежной нагрузки на крышу и т. д. Система ВМСИС легко комплексируется с акселерометрами, инклинометрами, тензометрами и другими датчиками, существенно улучшая эффективность системы мониторинга инженерных конструкций (СМИК), обязательность применения которой на уникальных и технически сложных объектах определена документами [4, 5].

Активно внедряют спутниковые навигационные технологии ОАО «РЖД», ПАО «Транснефть». Функциональные требования к НАП со стороны ОАО «РЖД» приведены в табл. 2. Наиболее актуальным здесь является местоопределение в реаль-

ном времени железнодорожного средства с точностью до пути его нахождения ($2\sigma \leq 1$ м). Это возможно сделать с использованием корректирующей информации СДКМ или (с более высокой точностью) с помощью сети референцных станций.

АО «РКС» выступило с инициативой создания в России навигационной сети высокоточного спутникового позиционирования (НСВП). НСВП — это интегрированная сеть референцных станций различных производителей, владельцев и операторов. Таких станций на территории России имеется более 1 200.

Концепция создания НСВП предусматривает:

- объединение имеющихся сетей и отдельных референцных станций в единую сеть;
- увеличение зоны покрытия НСВП путем оптимизации размещения существующих станций и строительства новых;
- создание нормативно-правовой базы, регулирующей приобретение, установку, регистрацию

Таблица 2. Функциональные требования к НАП ЖД

№ п/п	Назначение НАП ЖД	Оперативность обновления данных	Источники навигационной информации	Погрешности определения (при доверительной вероятности 0,95)			Точность привязки измерений к шкале УТС, с	Примечание
				Координаты		Скорость, м/с		
				в плане, м	по высоте, м			
1	Контроль местоположения состава	Реальное время, 1 с	ГЛОНАСС/GPS, ГЛОНАСС	15	20	0,1	1	На перегонах $V \leq 600$ км/ч
2	Управление движением составов	Реальное время, 0,05 с	ГЛОНАСС/GPS, ГЛОНАСС, рефер. станции, СДКМ	15	20	0,1	10 ⁻⁶	При маневрах $V \leq 30$ км/ч
3	Навигационное обеспечение эксплуатирующего персонала	Реальное время, 1 с	ГЛОНАСС/GPS, ГЛОНАСС, рефер. станции, СДКМ	15	20	-	1	На перегонах $V \leq 600$ км/ч
4	Мониторинг и диагностика пути	Реальное время, 1 с, постобработка	ГЛОНАСС/GPS, ГЛОНАСС, рефер. станции, СДКМ	3	5	-	1	При маневрах $V \leq 30$ км/ч
5	Мониторинг и диа- гностика объектов инфраструктуры	Реальное время, 0,05 с, постобработка	ГЛОНАСС/GPS, ГЛОНАСС, локальные рефер. станции	15	20	0,2	10 ⁻³	Абсолютные координаты
				3	5	0,2	10 ⁻³	Диф. режим
				0,5	1	0,2	10 ⁻³	Автономный режим
				0,01	0,02	-	10 ⁻³	Кодовый диф. режим
								Фазовый диф. режим
								Фазовый диф. режим

станций, доступ к корректирующей информации;

- создание компании оператора, отвечающего за надежность и качество предоставляемых услуг высокоточного позиционирования.

В табл. 3 сведены справочные данные основных навигационных спутниковых группировок различных стран.

В 1995 г. на средневысотных круговых орбитах были сформированы штатные группировки из 24 спутников российской системы ГЛОНАСС и американской GPS. Проектирование этих систем проводилось в США и СССР практически одновременно и в интересах главным образом военных потребителей для навигации морских и воздушных объектов. Погрешности определения координат составляли десятки метров [1].

Для повышения помехозащищенности (увеличения используемого диапазона частот) в ГЛОНАСС было применено частотное разделение сигналов, излучаемых разными спутниками. Для определения орбиты навигационных спутников использовались (как более точные) запросные методы измерения дальности и скорости. Выбор баллистического построения орбитальной группировки производился с учетом приоритетного обслуживания территорий, представляющих наибольший интерес для обороны страны. Для GPS наклонение орбиты было выбрано 55° , а для России, как более северной страны, почти на 10° больше — $64,8^\circ$.

В конце 1990-х–начале 2000 гг. в результате возникших политических и экономических проблем в нашей стране произошла существенная деградация системы ГЛОНАСС.

Начался массовый уход высококвалифицированных специалистов с государственных предприятий-разработчиков в бизнес или в иностранные фирмы, в том числе образованные на территории России. Открытие широкого доступа к электронной компонентной базе (ЭКБ) зарубежного производства обнажило неконкурентоспособность ЭКБ собственного производства. Это, в свою очередь, еще больше способствовало отставанию нашей страны в области технологий микроэлектроники. Вся НАП гражданского назначения производилась иностранными компаниями. Орбитальная группировка ГЛОНАСС сократилась к 2002 г. до 7 спутников.

Возросло отставание от GPS в части эфемеридного и частотно-временного обеспечения.

Понимая значимость навигационных спутниковых систем и технологий, Правительством Российской Федерации в 2001 г. была утверждена Федеральная целевая программа (ФЦП) «ГЛОНАСС» на 2001–2011 гг. [6]. Целью ФЦП было дальнейшее развитие и эффективное использование ГЛОНАСС в интересах социально-экономического развития страны, обеспечения национальной безопасности, сохранения Россией лидирующих позиций в области спутниковой навигации за счет гарантированного предоставления навигационных сигналов отечественным и зарубежным потребителям. Количество спутников в орбитальной группировке было доведено до требуемого значения, точность навигации за счет космического сегмента составила единицы метров, на ряде предприятий было налажено производство НАП ГЛОНАСС/GPS, работающей по кодовым измерениям. Однако из-за существенного снижения интеллектуального потенциала в космической отрасли, низкого качества отечественной ЭКБ и ряда других объективных и субъективных причин не удалось создать конкурентоспособную высокоточную отечественную НАП, использующую фазовые измерения; разработанная в России СДКМ на базе геостационарных спутников «Луч», копирующая аналогичные западные решения, до сих пор не сдана в штатную эксплуатацию. Следует отметить, что выбор для передачи корректирующей информации спутников «Луч» явно неудачен. Россия — северная страна и геостационарные спутники «Луч» (16° з. д. и 95° в. д.) видны, например, из Москвы под малыми углами места (несколько больше 10°). Это допустимо для самолетов. Однако из-за затенений рельефом местности, постройками уверенный прием сигналов с этих спутников подвижными наземными потребителями (железнодорожными, автомобильными) оказывается затруднительным. В результате СДКМ до сих пор работает в тестовом режиме и нет ни одного штатного потребителя этой системы.

В настоящее время в нашей стране проводятся работы по использованию в СДКМ высокоорбитальных спутников (типа QZSS). Это позволит устранить имеющиеся недостатки существующей СДКМ и значительно повысит ее эффективность.

Таблица 3. Основные навигационные спутниковые группировки

ГЛОНАСС, Россия	GPS, США	Galileo, Евросоюз	BeiDou, Китай	QZSS, Япония	SBAS
1995 г. — штатная группировка	1995 г. — штатная группировка	2005 г. — запуск первого спутника	2000 г. — запуск первого спутника	2010 г. — запуск первого спутника	Геостационарные спутники, точки стояния
Характеристики орбит					
Средневысотная круговая орбита 24 спутника 3 плоскости Наклонение 64,8° Высота 19 100 км Период 11 ч 15 м	Средневысотная круговая орбита 30 спутников 3 плоскости Наклонение 56° Высота 29 222 км Период 14 ч 4 м	Средневысотная круговая орбита 27 спутников 3 плоскости Наклонение 55° Высота 27 500 км Период 13 ч Геостационарная орбита 5 спутников Точки стояния: 158,75° в. д., 180° в. д., 210,5° в. д., 240° в. д., 260° в. д.	Квазизенитная орбита 3 спутника Наклонение 43° Высота в апогее 42 164 км Высота в перигее 36 000 км Средняя долгота пересечения экватора 135° Период 24 ч Геостационарная орбита 1 спутник	Геостационарная орбита EGNOS Евросоюз Inmarsat AOR-E — 15,5° з. д. Inmarsat IOR-E — 25° в. д. ESA-Artemis — 21,5° в. д. WAAS США Inmarsat 4F3 — 98° з. д. Galaxy15 — 133° з. д. Telesat ANIK FIR — 107,3° з. д. GAGAN Индия GSAT-8 — 55° в. д. GSAT-10 — 83° в. д. GSAT-15 — 93,5° в. д. СДКМ Россия «Луч 5А» — 167° в. д. «Луч 5Б» — 16° з. д. «Луч 5В» — 95° в. д.	
Несущие частоты радиосигналов, МГц					
L1 = 1602,5625 1615,5 L2 = 1246,4375 1256,5	L1 = 1575,42 L2 = 1227,60 L5 = 1176,45	E1 = 1575,42 E5 = 1191,795 E5A = 1176,45 E5B = 1207,14 E6 = 1278,75	B1 = 1559,052–1591,788 B2 = 1166,22–1217,37 B3 = 1250,618–1280,423	L1 – C/A = 1575,42 L1C = 1575,42 L2C = 1227,6 L5 = 1176,45 LEX = 1278,75	L1 = 1575,42 L5 = 1176,45

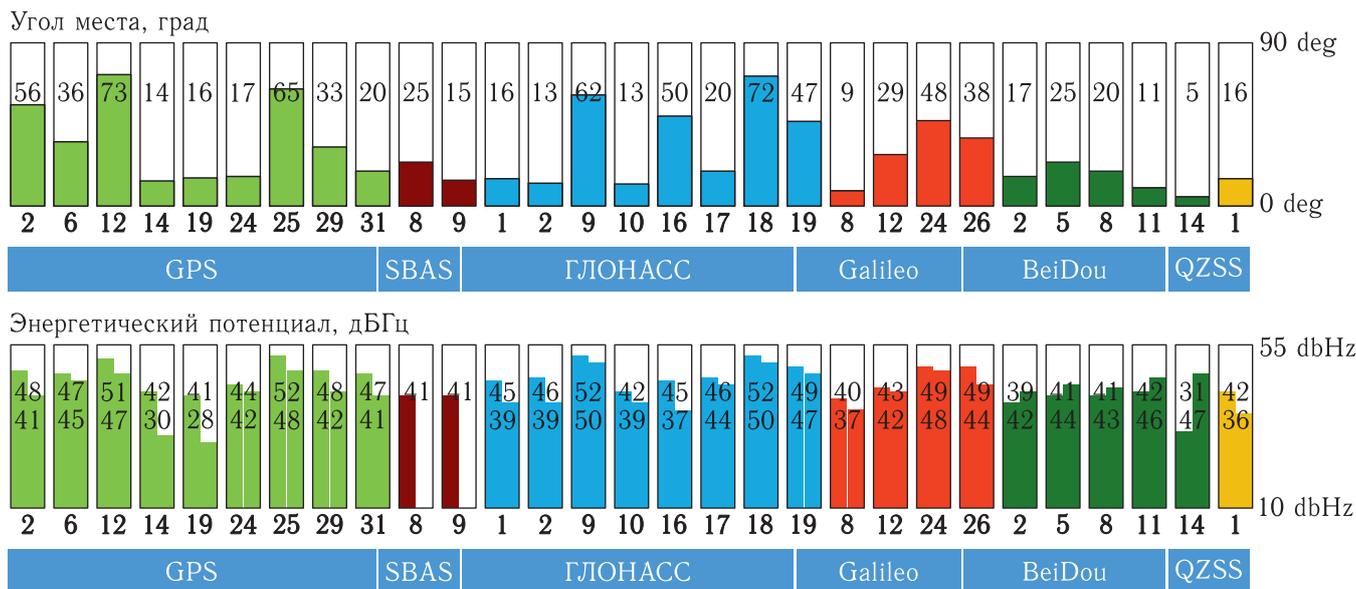


Рис. 1. Навигационные спутники, видимые из г. Москвы (18.05.2016, UTC 13:00)

На рис. 1 в качестве иллюстрации приведены углы места (в град) и энергетические потенциалы (в дБГц) принятых сигналов от различных навигационных спутников. Запись сделана в г. Москве 18.05.2016 в 13:00 UTC. На горизонтальной оси в верхней и нижней частях рисунка указаны системные номера навигационных спутников и наименования спутниковых группировок. В нижней части рисунка в столбцах даны значения энергетических потенциалов принимаемых навигационных сигналов для диапазонов L1 (верхнее значение) и L2 (нижнее значение).

НАП ведущих мировых производителей (NovAtel, Trimble, Topcon, Javad и др.) обеспечивают одновременный прием всех этих сигналов.

В АО «РКС» были выполнены экспериментальные оценки улучшения точности местоопределения за счет использования корректирующей информации СДКМ, передаваемой через спутники «Луч». В табл. 4 приведены погрешности местоопределения в плоскости (по уровню 0,95% — 2σ), полученные в Москве приемником Trimble M8-TWO при работе в диапазоне L1, и выигрыш от СДКМ (отношение погрешностей местоопределения без СДКМ и с учетом данных СДКМ).

Из таблицы видно, что точность местоопределения в режиме «только ГЛОНАСС» в 2,8 раза хуже, чем в режиме «только GPS». Использо-

Таблица 4. Выигрыш в точности местоопределения от использования СДКМ

Режим работы приемника		Погрешность 2σ , м (0,95%)	Выигрыш от СДКМ
Только ГЛОНАСС	без СДКМ	5,4	3,2
	с СДКМ	1,7	
Только GPS	без СДКМ	1,9	2,4
	с СДКМ	0,8	
ГЛОНАСС + GPS	без СДКМ	1,8	2,2
	с СДКМ	0,8	

вание корректирующей информации СДКМ дает выигрыш в точности для ГЛОНАСС в 3,2 раза, а для GPS — в 2,4 раза. Отметим, что проведенные эксперименты с использованием корректирующей информации, передаваемой через спутник Egnos 8, показали снижение точности местоопределения по сигналам GPS (выигрыш ~ 0,7). Это объясняется работой за пределами штатной зоны обслуживания. (Корректирующая информация для спутников ГЛОНАСС через EGNOS не передается.)

Введение санкций и ограничение доступа к современной ЭКБ и перспективным западным технологиям привели к осознанию необходимости

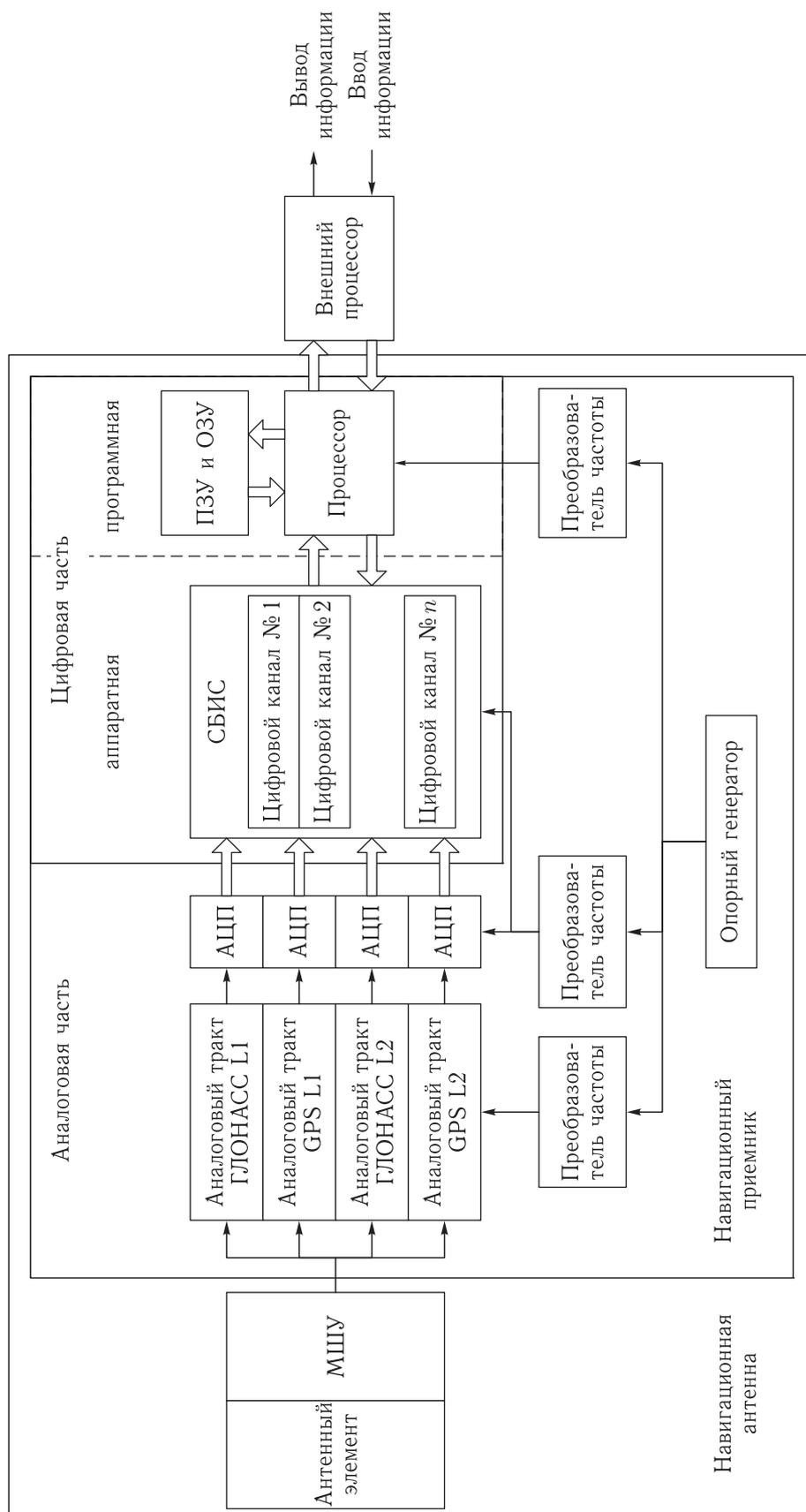


Рис. 2. Типовая блок-схема НАП

обеспечения импортонезависимости в космической отрасли. Стратегически значимые российские компании нефтегазовой и транспортной отраслей при внедрении в свою деятельность технологий ГНСС стали выдвигать следующие требования:

1. Используемая НАП должна иметь возможность функционировать в режиме «только ГЛОНАСС». Учитывая растущее сотрудничество с Китаем и другими не входящими в НАТО странами, целесообразно дополнить это требование: «НАП должна обеспечивать решение целевой задачи при отсутствии сигналов GPS и Galileo».

2. Все программное обеспечение должно быть российской разработки.

3. Доля импортного оборудования должна быть минимальной (например, по требованию ПАО «Транснефть» — не более 30%).

Остановимся на высокоточной НАП и навигационных приемниках. Типовая блок-схема НАП ГНСС ГЛОНАСС и GPS приведена на рис. 2 [7]. Ее основными элементами являются:

- навигационная антенна,
- навигационный приемник,
- процессор.

В высокоточной НАП используется многодиапазонная активная (содержащая МШУ) антенна.

Навигационный приемник включает аналоговую и цифровую части. В первой из них производится усиление, преобразование частоты и фильтрация по диапазонам частот принимаемых сигналов. Аналоговая часть заканчивается аналого-цифровыми преобразователями (АЦП). Дальнейшая обработка производится в цифровой части — в специализированной большой интегральной схеме (СБИС) или в программируемой логической интегральной схеме (ПЛИС). Каждому спутниковому сигналу соответствует свой цифровой канал, в котором производится формирование измерений псевдодальности по измерениям фазы принимаемой псевдослучайной последовательности (кодовые измерения), определение полной фазы псевдодоплеровского смещения частоты несущих колебаний спутниковых сигналов (фазовые измерения) относительно некоторого начального значения и выделение информационных символов.

В АО «РКС» были проведены тестовые испытания некоторых навигационных приемников (ОЕМ-плат) гражданского назначения как зарубежной, так и отечественной разработки. Результаты приведены в табл. 5. Выбранные приемники объединяет способность выдавать «сырые» фазовые измерения, по которым возможно высокоточное определение относительных координат объектов. Использование приемников для высокоточного определения в реальном времени абсолютных координат (режим PPP — Precise Point Positioning) выходит за рамки настоящей статьи. Условно тестируемые приемники можно разбить на две группы:

1 группа — мультисистемные многоканальные двухдиапазонные приемники;

2 группа — альтернативные приемники, разработанные на территории СНГ.

Приемники NovAtel и Trimble среди тестируемых являются наилучшими и при сравнении могут рассматриваться как эталонные. Приемник ComNav — китайская копия приемника NovAtel (его стоимость на российском рынке в несколько раз меньше), но в настоящее время существенно уступает последнему по надежности и стабильности работы в условиях сложной помеховой обстановки. Все приемники 2 группы имеют меньшее количество каналов, уступают эталонным по качеству измерений и нуждаются в доработках. В основном это связано с конструктивными и алгоритмическими особенностями, которые ограничивают их применение в задачах высокоточной спутниковой навигации.

В настоящее время прослеживаются следующие тенденции развития НАП:

1. Специализация аппаратуры потребителя в зависимости от назначения и условий эксплуатации.

2. Универсализация навигационных приемников (ОЕМ-плат) в части многосистемности и многодиапазонности и, как следствие, создание приемников с большим числом каналов, способных одновременно функционировать практически со всеми орбитальными группировками ГНСС.

3. Обеспечение устойчивой работы в сложных условиях:

- при слабом входном сигнале;
- в условиях сложной электромагнитной обстановки (при действии разного рода помех);

Таблица 5. Сравнительные параметры тестируемых навигационных приемников для высокоточного определения координат

	1 группа			2 группа			
	NovAtel OEM617	Trimble MB-TWO	ComNav K501/501G	НТЛаб «Глонаша 2В-РТК»	КБ «Навис» NV08С-РТК	КБ «ГеоСтар навигация» ГеоС-3R	Приемник МАИ
Количество каналов	120	240	120	64	32	32	80
Принимаемые сигналы	GPS L1/L2 ГЛОНАСС L1/L2 Galileo E1/E5b BeiDou B1/B2 SBAS QZSS	GPS L1/L2 ГЛОНАСС L1/L2 Galileo E1/E5b BeiDou B1/B2 SBAS QZSS	GPS L1/L2 ГЛОНАСС L1/L2 BeiDou B1/B2 SBAS	GPS L1 ГЛОНАСС L1/L2	GPS L1 ГЛОНАСС L1 Galileo E1 SBAS	GPS L1 ГЛОНАСС L1 Galileo E1 SBAS	GPS L1/L2C/L2P ГЛОНАСС L1/L2 Galileo E1/E5b BeiDou B1/B2 SBAS
Максимальный темп выдачи «сырых» измерений, Гц	50	50	20	20	10	10	20
Встроенный RTK	+	+	+	+	+	-	-
Работа с СДКМ	+	+	-	-	-	+	+
Прием сигнала							
Использование в решении	-	+	-	-	-	+	+
Устойчивая работа при помехах	Хорошая	Хорошая	Плохая в L1 ГЛОНАСС, удовлетворит. в L2	Удовлетворит.	Удовлетворит.	Удовлетворит.	Удовлетворит.
Применимость в аппаратуре высокоточной навигации	Без ограничений	Без ограничений	С ограничениями	-	С ограничениями (только на коротких базовых линиях)	С ограничениями (только на коротких базовых линиях)	-
Интерфейсы	3 LVTTTL (UART) 1 USB 2 CAN	3 LVTTTL (UART) 1 USB 2 CAN 1 Ethernet	3 LVTTTL (UART)	2 LVTTTL (UART) 1 USB	2 LVTTTL (UART) 1 USB	2 LVTTTL (UART)	2 LVTTTL (UART)
Размеры (Д×Ш×В), мм	46 × 71 × 11	46 × 71 × 11	46 × 71 × 13	46 × 71 × 10	46 × 71 × 8	ОЕМ-платы нет	45 × 75 × 8
Энергопотребление, Вт	< 1,2	< 1,2	< 1,0	< 1,5	< 0,5	< 0,3	< 4,0 (2,5*)
Серийное производство	+	+	+	-	+	+	-

* Для работы в режиме только GPS + ГЛОНАСС L1/L2

- в условиях сильной многолучевости;
- при наличии затенений;
- при быстрой динамике объектов.

4. Интеграция НАП ГНСС с другими системами и/или включение в состав НАП дополнительных датчиков (акселерометров, гироскопов и т. п.).

5. Уменьшение потребления и улучшение эксплуатационных параметров.

Для нашей страны актуальными являются следующие задачи:

- расширение области применения ГЛОНАСС;
- обеспечение импортонезависимости в части высокоточной НАП.

При решении указанных задач не следует сразу стремиться воспроизводить на отечественной элементной базе мультисистемные с большим числом каналов навигационные приемники ведущих зарубежных производителей. Это нереально. Возможно достичь поставленные цели в ближайшее время, если объединить усилия разработчиков, имеющих существенные достижения в части:

- создания многочастотных активных антенн с отсечкой многолучевости [8];
- создания навигационного приемника с ограниченным числом каналов, обеспечивающего с высоким темпом выдачи (не менее 20 Гц) качественные «сырые» измерения при решении целевых задач потребителя на внешнем процессоре [7, 9];
- разработки собственных алгоритмов обработки «сырых» фазовых измерений [10].

Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принцип построения и функционирования. Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд. 3-е. М., 2005.
2. Аппаратура высокоточного позиционирования по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем: приемники-потребители навигационной информации. Под ред. М. И. Жодзишского. М.: МАИ-Принт, 2010.
3. Жодзишский А. И., Нестеров О. В. Высокоточное определение в реальном времени относительного положения объектов по сигналам ГНСС. Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. Вып. 1. С. 27–33.
4. Постановление Правительства Российской Федерации от 26 декабря 2014 г. № 1521 «Об утверждении перечня национальных стандартов и свода правил...».
5. ГОСТ 31937-2011 «Здания и сооружения. Правила обследования и мониторинга технического состояния».
6. ФЦП «Глобальная навигационная система» ГЛОНАСС 2001–2011, утверждена Постановлением Правительства Российской Федерации 20 августа 2001 г. № 587.
7. Вейцель В. А., Вейцель А. В. Радиоприемники спутниковых систем определения координат. М.: Вузовская книга, 2013.
8. Бойко С. М., Исаев А. В., Косякин С. В., Яскин Ю. С. Навигационные модули аппаратуры потребителей ГНСС // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2016. Вып. 3. С. 4–11.
9. Патент RU 2 551 805 H04B 1/00. Фридман А. Е. 2012131922.08. Способ многопараметрического слежения за навигационными сигналами и приемник спутниковой навигации с многопараметрическим устройством слежения за слабыми сигналами в условиях сверхвысокой динамики объектов.
10. Заявка на патент 2016135147 от 30.08.16. Способ определения взаимного положения объектов по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем АО «РКС».

УДК 629.052.3

Оценка радионавигационных параметров сигналов ГНСС в режиме когерентного адаптивного приема с использованием алгоритма сигма-точечного фильтра Калмана

В. В. Шаврин¹, В. И. Тисленко², В. А. Филимонов³, В. Ю. Лебедев⁴

^{1,3}аспирант, ²д. т. н., проф., ⁴к. т. н.

Томский университет систем управления и радиоэлектроники

e-mail: Svv281088@gmail.com, wolar1491@yandex.ru

Аннотация. Рассмотрен алгоритм построения многоконтурной системы слежения за радионавигационными параметрами сигналов навигационных спутников в приемнике космического потребителя СРНС. Рассмотренная схема слежения не содержит дискриминаторов по радионавигационным параметрам. Оценки временной задержки, доплеровского сдвига и фазы формируются при совместной обработке квадратурных сигналов трех корреляторов в адаптивном фильтре, состоящем из нескольких парциальных каналов, настроенных на различные значения начальной фазы входного сигнала. Квазиоптимальные совместные оценки параметров реализуются с использованием сигма-точечного алгоритма фильтра Калмана. Исследованы среднеквадратичные погрешности оценок и вероятность срыва слежения при различных отношениях энергетического отношения сигнал/шум.

Ключевые слова: оценка параметров, временная задержка, фаза, частота, фильтр Калмана, коррелятор, адаптивный фильтр

Evaluation of the Radio Navigational Parameters of GNSS Signals in Coherent Adaptive Reception Mode Using the Kalman Sigma-Point Filter Algorithm

V. V. Shavrin¹, V. I. Tislenko², V. A. Filimonov³, V. Yu. Lebedev⁴

^{1,3}post-graduate student, ²doctor of engineering science, professor, ⁴candidate of engineering science

Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics

e-mail: Svv281088@gmail.com, wolar1491@yandex.ru

Abstract. An algorithm for constructing a multi-loop tracking system for radio navigation parameters of navigation satellite signals in the GNSS receivers of spacecraft is considered. The examined tracking scheme contains no discriminators for radio navigation parameters. The estimated delay, Doppler shift and phase are formed through the joint processing of quadrature signals of three correlators in the adaptive filter, consisting of several partial channels tuned to different values of the initial phase of the input signal. Quasi-optimal joint estimation of the parameters is performed using the Kalman sigma-point filter algorithm. The RMS error estimates and the probability of tracking failure for different signal-to-noise ratios are studied.

Keywords: parameter estimation, time delay, phase, frequency, Kalman filter, correlator, adaptive filter

Введение

В последнее время решению задачи навигации космических аппаратов (КА) по сигналам спутниковых радионавигационных систем (СРНС) уделяется большое внимание. Отличие данной задачи от задачи определения координат потребителя на Земле являются более «тяжелые» условия функционирования систем автономной навигации. Уровни сигналов могут опускаться до 20–25 дБ/Гц; диапазон доплеровских частот ± 60 кГц; скорости изменения доплеровских частот $\dot{f}_D \approx -110-40$ Гц/с.

Наиболее распространена структура СС, состоящая из дискриминаторов и следящего фильтра [1–4]. При этом выполняют раздельный синтез оптимальных дискриминаторов и оптимальных фильтров слежения [1, 2]. Синтез дискриминатора выполняется в предположении постоянства параметров.

Дискриминатор реализует максимально правдоподобные оценки. Синтез фильтра в контуре слежения выполняется в предположении гауссовости апостериорной плотности вероятностей оцениваемых параметров для сигналов на выходе дискриминаторов и его представлении в виде линейного статистического эквивалента.

В работе предложен альтернативный подход к построению контура слежения, он не требует применения дискриминаторов. При этом на вход следящего фильтра поступают гауссовские дискретные процессы с выходов корреляторов и в СС реализуется режим когерентного адаптивного накопления на интервале периода дальномерного кода (1 мс). Следящая многоконтурная система содержит несколько парциальных каналов, в каждом из которых реализуется квазиоптимальный сигматочечный алгоритм нелинейного фильтра Калмана на основе УТ-преобразования (UKF) [12].

Существует ряд работ, в которых авторы также используют алгоритм UKF для синтеза СС в задачах оценки параметров сигнала [5–9]. Однако в этих работах рассматривают задачу нелинейной фильтрации в системе фазовой автоподстройки (ФАП) [5, 6] либо в качестве наблюдений принимают отсчеты с корреляторов, образованные при некогерентном накоплении на интервале до 20 мс [7, 8].

Постановка задачи

Синтез следящей системы на основе марковской теории нелинейной фильтрации [10] предполагает задание математических моделей для вектора состояния (ВС) $\mathbf{x}(t)$ и вектора наблюдений $\mathbf{z}(t)$. Уравнения, определяющие эти модели, имеют следующий общий вид [1, 2]:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{f}(\mathbf{x}(t)) + \mathbf{n}(t); \\ \mathbf{z}(t) = \mathbf{h}(\mathbf{x}(t)) + \mathbf{v}(t), \end{cases} \quad (1)$$

где $\mathbf{f}(\cdot)$ и $\mathbf{h}(\cdot)$ — вектор-функции своих аргументов; $\mathbf{n}(t)$ — вектор белых гауссовых шумов состояния; $\mathbf{v}(t)$ — вектор белых гауссовых шумов наблюдений.

Рассмотрим задачу совместной оценки радионавигационных параметров в когерентном режиме. В этом случае определим модель ВС системы в виде системы линейных дифференциальных уравнений

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) \equiv \dot{\tau}(t) = -\frac{f_D(t)}{f_0}; \\ \dot{x}_2(t) \equiv \dot{\varphi}(t) = 2\pi f_D(t); \\ \dot{x}_3(t) \equiv \dot{f}_D(t) = v(t); \\ \dot{x}_4(t) \equiv \dot{v}(t) = n(t), \end{cases} \quad (2)$$

где $v(t)$ — скорость изменения частоты Доплера; $n(t)$ — белый гауссовский шум состояния по ускорению для частоты Доплера со спектральной плотностью мощности Sn ; f_0 — несущая частота. Уравнения (2) имеют случайные гауссовские начальные условия с заданным вектором средних значений и матрицей ковариаций \mathbf{P}_0 .

В [1, 2] предложены различные варианты дискриминаторов, каждый из которых может применяться в зависимости от задачи. Для когерентного режима слежения, например, используют дискриминаторы, мгновенное значение сигнала на выходе которых определено [1, 2] соотношениями

$$\begin{aligned} u_{\tau,k} &= (I_{P,k} (I_{E,k} - I_{L,k}) + Q_{P,k} (Q_{E,k} - Q_{L,k})), \\ u_{\omega,k} &= (I_{P,k} Q_{P,k-1} - I_{P,k-1} Q_{P,k})/T, \\ u_{\varphi,k} &= -\arctan(Q_{P,k}/I_{P,k}), \end{aligned} \quad (3)$$

где $I_{P,E,L}(\varepsilon_\tau, \varepsilon_\omega, \varepsilon_\varphi)$ и $Q_{P,E,L}(\varepsilon_\tau, \varepsilon_\omega, \varepsilon_\varphi)$ — синфазные и квадратурные точные (P), ранние (E)

и поздние (L) квадратуры на выходе корреляторов; $\varepsilon_\tau, \varepsilon_\omega, \varepsilon_\varphi$ — соответственно рассогласования между задержкой, частотой и фазой входного сигнала и сигнала опорного генератора. Здесь $\varepsilon_\tau = x_{1,k} - \widehat{x}_{1,k/k-1}$, $\varepsilon_\varphi = x_{2,k} - \widehat{x}_{2,k/k-1}$ и $\varepsilon_\omega = x_{3,k} - \widehat{x}_{3,k/k-1}$.

Средние значения сигналов на выходах дискриминаторов (3), их вариации и параметры линейных эквивалентов приведены в [1, 2]. Это позволяет применить алгоритмы линейной фильтрации для синтеза фильтров сглаживания. Известно, что методология синтеза СС с использованием дискриминаторов имеет ряд ограничений, которые не обеспечивают в общем случае оптимальность оценок навигационных параметров сигналов. В частности, это обусловлено следующими факторами:

- негауссовость сигналов на выходе нелинейных дискриминаторов не позволяет строго использовать линейный оптимальный фильтр сглаживания;
- замена нелинейного дискриминатора его линейным статистическим эквивалентом упрощает синтез линейных цепей сглаживания, однако не учитывает реальные свойства процессов на выходе;
- ограничения, введенные при синтезе оптимальной следящей системы, нарушаются тем сильнее, чем меньше отношение сигнал/шум.

Перечисленные выше ограничения снимаются в случае решения задачи синтеза следящей системы в целом. При этом в качестве наблюдений для следящего фильтра следует использовать непосредственно выходные квадратурные сигналы корреляторов.

Синфазные $I_{P,E,L}$ и квадратурные $Q_{P,E,L}$ компоненты определяют взаимную ковариационную функцию по параметрам рассогласования $\varepsilon_\tau, \varepsilon_\omega, \varepsilon_\varphi$ входного сигнала и реплик, формируемых в приемнике. Эти компоненты являются совместно гауссовскими случайными дискретными процессами. Средние значения \bar{I}, \bar{Q} , дисперсии $D[I_P], D[Q_P]$ и необходимые ковариационные моменты квадратур приведены, например, в [1, 2]. Максимальный уровень для \bar{I}, \bar{Q} определяют параметры: q_{C/N_0} [Дб/Гц] — отношение мощности полезного сигнала к спектральной плотности белого шума

на входе приемника и T — время когерентного накопления.

Задача синтеза оптимальной СС в предложенном варианте относится к классу нелинейных задач с гауссовскими векторами состояний и наблюдений. Для ее решения возможно использовать известные квазиоптимальные алгоритмы теории нелинейной марковской (байесовской) фильтрации [10].

Метод решения задачи

Поставленная задача синтеза СС определена линейными дифференциальными уравнениями модели состояний (2) и нелинейными наблюдениями в виде шести уравнений для $I_{P,E,L}$ и $Q_{P,E,L}$. Как правило, для ее решения используют квазиоптимальный алгоритм расширенного фильтра Калмана (Extended Kalman Filter — EKF).

Более корректно решение нелинейных задач фильтрации выполняется при использовании сигма-точечного алгоритма фильтра Калмана [11] (Sigma-Point Kalman Filter — SPKF), предложенного, по существу, ранее в [12] на основе UT-преобразования (Unscented Transformation) и названного первоначально UKF (Unscented Kalman Filter). Высокое (в общем случае) в сравнении с EKF качество оценок обеспечивается тем, что здесь традиционная (на основе ряда Тейлора) аппроксимация нелинейностей отсутствует. Показано [11], что при этом апостериорная гауссовская плотность вероятностей может воспроизводиться с точностью до четвертого момента.

Отметим, что обеспечение устойчивости (сходимости) оценок фазы возможно при надлежащей точности оценок по частоте Доплера. При этом особое значение имеют погрешности оценки начальной фазы и частоты в переходном режиме работы фильтра. Достижение требуемой точности оценок частоты связано с усложнением алгоритма работы блока поиска (увеличение количества каналов). В данной работе предложен адаптивный вариант построения следящей системы с сохранением режима когерентной обработки. Фильтр содержит несколько парциальных каналов, отличающихся начальными значениями оценок фазы. В каждом канале рекурсивно на основе текущего

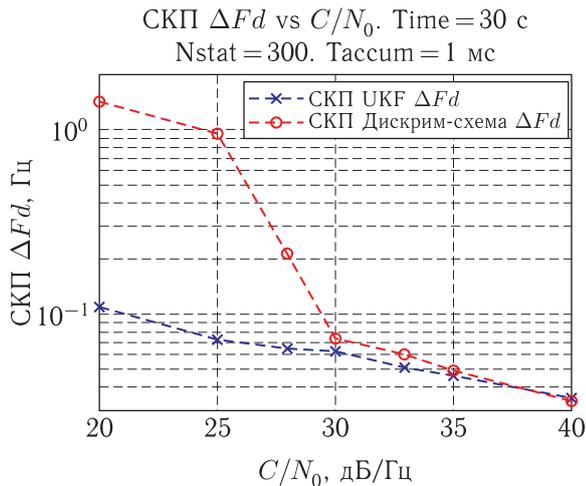


Рис. 1. СКП оценок частотного сдвига

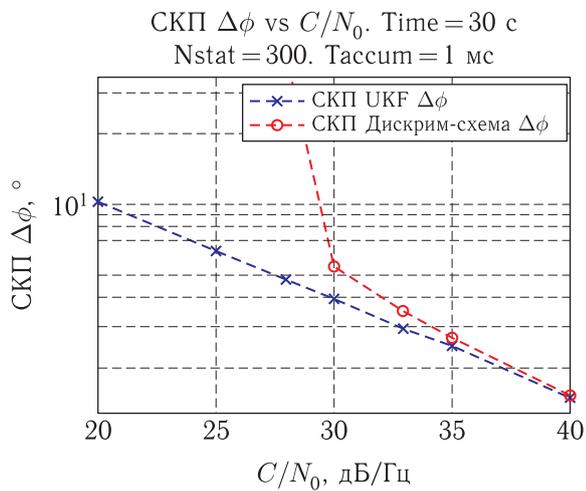


Рис. 2. СКП оценок фазы сигнала

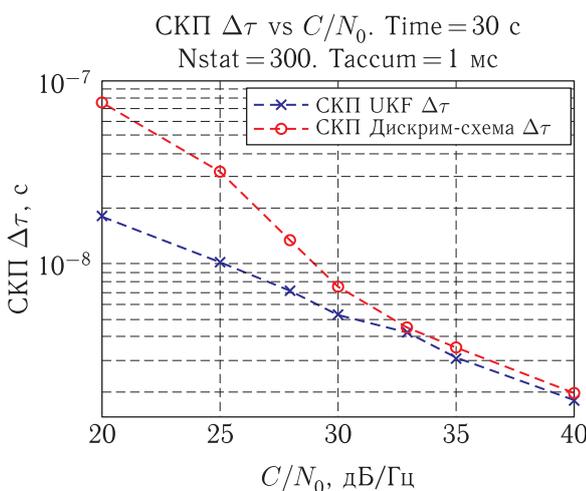


Рис. 3. СКП оценок временной задержки

значения невязки вычисляется весовой коэффициент, равный апостериорной вероятности введенного в фильтр значения фазы.

Начальные значения оценок $\hat{\tau}(0)$ и $\hat{f}_D(0)$ для инициализации фильтра поступают из блока поиска и дополнительного поиска сигналов ГНСС. Ковариационная матрица этих оценок \mathbf{P}_0 также определяется параметрами блока поиска.

Результаты моделирования

Исследования среднеквадратической погрешности (СКП) оценок в следящей системе и вероятности срыва слежения выполнялись путем вероятностного моделирования алгоритма. На рис. 1–3 представлены сравнительные зависимости СКП оценок $\hat{\tau}$, \hat{f}_D и $\hat{\phi}$ от q_{C/N_0} в системе с дискриминаторами и в предложенном варианте алгоритма обработки при одном парциальном канале (схема без адаптации).

Динамика изменения радионавигационных параметров (2) характерна для бортового приемника КА на низкой орбите (высокая динамика). При этом время когерентного накопления составляет 1 мс. Энергетика входного сигнала считается известной неизменной величиной. С целью исследования параметр q_{C/N_0} менялся в диапазоне от 20 до 40 дБ/Гц (энергетика, характерная для геостационарных и высокоэллиптических орбит). Предполагается, что навигационное сообщение декодировано.

Исходные данные для работы дискриминаторной СС и СС без дискриминаторов с применением SPKF: $\sigma_{\hat{x}_1(0)} = 0,2T_{\text{chip}}$; $\sigma_{\hat{x}_3(0)} = 10$ Гц; $\sigma_{\hat{x}_2(0)} = \pi/2$; $\sigma_{\hat{x}_4(0)} = 30$ Гц/с, где $T_{\text{chip}} = 1,9569$ мкс — длительность чипа ПСП ГЛОНАСС; $S_n = 0,5$ Гц²/с³; $\hat{\tau}(0)$ и $\hat{f}_D(0)$ моделировалось как случайные величины, получаемые из блока поиска, равномерно распределенные на интервалах $\Delta\tau = \pm 0,5 T_{\text{chip}}$ по задержке и $\Delta F = \pm 10$ Гц по частоте. Начальная оценка по фазе $\hat{x}_2(0) = 0$ рад, $\hat{x}_4(0) = 0$ Интервал моделирования по времени равен 30 с. Число реализаций для вычисления статистики оценок — 300. Параметр q_{C/N_0} полагали известным и неизменным на интервале обработки.

На рис. 1–3 показаны зависимости СКП оценок частотного сдвига, фазы и временной задержки навигационного сигнала от параметра q_{C/N_0} для двух вариантов алгоритма обработки.

В таблице (2 и 3 строки) для указанных выше вариантов обработки приведены значения вероятности срыва слежения при разных значениях параметра q_{C/N_0} . Событие срыв слежения фиксировалось по факту превышения модуля невязки заданной величины.

Т а б л и ц а. Оценки вероятности срыва слежения

Параметр q_{C/N_0} , дБ/Гц	20	25	28	30	33	35	40
Дискриминаторная схема	1	0,98	0,87	0,51	0,08	0	0
СПКФ ($\Delta F = \pm 10$ Гц)	0,3	0,1	0,06	0,06	0,06	0,05	0,05
2ПК СПКФ ($\Delta F = \pm 10$ Гц)	0,11	0,01	–	–	–	–	–

На рис. 4, 5 представлена одна реализация для оценки частоты Доплера и весовых коэффициентов в следящей системе с двумя парциальными каналами при $q_{C/N_0} = 28$ дБ/Гц. Видно, что сумма весовых коэффициентов равна единице и в одном из фильтров величина коэффициента сходится к максимальному значению. При этом оценка частоты Доплера также устойчива.

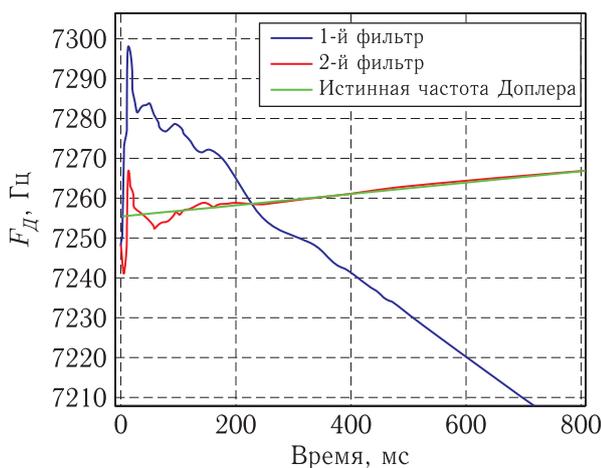


Рис. 4. Адаптивная фильтрация. Оценка частоты Доплера

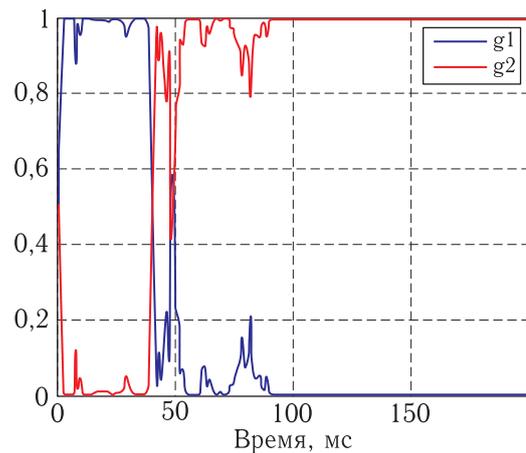


Рис. 5. Значения весовых коэффициентов для 2 параллельных фильтров

Последняя строка в таблице показывает, что вероятность устойчивой работы адаптивной следящей системы с двумя парциальными каналами значительно превышает соответствующие значения как для системы с дискриминаторами, так и без них при одном парциальном канале.

Заключение

В работе предложена структура следящей системы для формирования оценок радионавигационных параметров в приемнике СРНС в условиях приема на КА. Алгоритм обеспечивает квазиоптимальный когерентный режим обработки с адаптацией к начальной фазе сигнала. Показано преимущество алгоритма перед традиционной схемой построения системы, содержащей дискриминатор и фильтр. В установившемся режиме для величины $q_{C/N_0} = 25$ дБ/Гц СКП оценок псевдозадержки и псевдочастоты в предложенном варианте лучше соответственно в 3 раза и более чем в 10 раз. Однако при этом вероятность срыва слежения в системе с дискриминаторами составляет 0,98, в то время как в предложенном варианте обработки 0,1 (без адаптации) и 0,01 с адаптацией к начальной фазе входного сигнала. Расчеты показывают, что работоспособность алгоритма сохраняется при погрешности начальных оценок по частоте до 100 Гц и использовании четырех парциальных каналов.

Работа выполнена в рамках проекта ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технического комплекса России на 2014–2020 годы», соглашение № 14.574.21.0101 (уникальный идентификатор RFMEFI57414X0101).

Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / А.И.Перов, В.Н.Харисов, Р.В.Бакитько, Е.Н.Болденков. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
2. Kaplan E., Hegarty C. Understanding GPS: principles and applications. 2nd ed., 2006. 723 p.
3. Psiaki M.L., Jung H. Extended Kalman Filter Methods for Tracking Weak GPS Signals. Pottland: ION GPS, USA, 2002. P. 2539–2553.
4. Petovello M.G., O'Driscoll C., Lachapelle G. Carrier Phase Tracking of Weak Signals Using Different Receiver Architectures. Department of Geomatics Engineering, Alberta: The University of Calgary, Canada, 2008. 11 p.
5. Ефименко В.С., Ворончихин Д.Н. Сравнение алгоритмов нелинейной фильтрации радиосигналов в приемниках ГНСС // Радиотехника, 2013, № 7. С. 126–131.
6. Unscented Kalman Filter with Open-Loop Compensation for High Dynamic GNSS Carrier Tracking / W. Wang, X. Chen, H. Shuai, W. Meng, Y. Zhang // Proc. of SPIE, 2010, vol. 7651. 7 p.
7. Psiaki M., Chiang K. GNSS Signal Tracking Using a Bank of Correlators. ION GNSS. 2010. 10 p.
8. Zhu X., Shen F., Chen J., Yang Y., Yang D., Chen X. Combined Tracking Strategy Based on Unscented Kalman Filter for Global Positioning System L2C CM/CL signal // Defence Science Journal, 2015, vol. 65, № 5. P. 395–402.
9. Filimonov V., Shavrin V., Tislenko V., Kravets A., Lebedev V., Shkolniy V. Coordinate and Time-Frequency Support of a Spacecraft Flight by Means of Autonomic Navigation Using Sigma-Point Kalman Filter Algorithm // Journal of Siberian Federal University. Mathematics & Physics, 2015, vol. 8, № 4. P. 385–393.
10. Тихонов В.И., Харисов В.Н. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. Учеб. пособие для вузов. М.: Радио и связь, 1991. 608 с.
11. Merwe R. Sigma-Point Kalman Filters for Probabilistic Inference in Dynamic State-Space Models. PhD Thesis. 2004. 397 p.
12. Julier S.J., Uhlman J.K. A New Extension of the Kalman Filter to Nonlinear Systems. Proc. of AeroSense: The 11th Intern. Symp. On Aerospace/Defence Sensing, Simulation and Controls, Orlando FL, USA, 1997.

УДК 629.785

Малые спутники для космических исследований

А. А. Петрукович¹, О. В. Никифоров

¹член-корр. РАН, д. ф-м. н.

ФГБУН Институт космических исследований РАН

e-mail: a.petrukovich@cosmos.ru, gelokin2201@gmail.com

Аннотация. Рассмотрен мировой опыт запуска научных спутников для исследований плазмы магнитосферы и ионосферы с акцентом на применение малых спутников. Для исследований магнитосферы применяются в основном спутники массой 100–1000 кг. На низкой околоземной орбите (удобной для ионосферных исследований) в последние годы доминируют микро- и наноспутники. В статье представлены перспективные задачи для микро- и наноспутников на различных орбитах, подходы к оценке их эффективности. Обсуждены общие проблемы развития данного направления и возможности их решения в современных условиях как в целом, так и для российского космоса.

Ключевые слова: магнитосфера, ионосфера, солнечный ветер, микроспутник, наноспутник, кубсат

Small Satellites for Scientific Research

A. A. Petrukovich¹, O. V. Nikiforov

¹Corresponding Member of the Russian Academy of Sciences, doctor of physics and mathematics
Space Research Institute of the Russian Academy of Science

e-mail: a.petrukovich@cosmos.ru, gelokin2201@gmail.com

Abstract. This article reports on the international experience of scientific satellite launches for magnetosphere and ionosphere plasma research with an emphasis on the use of small satellites. For magnetospheric studies, satellites weighting 100–1000 kg are mainly used. In low Earth orbit (convenient for ionospheric studies) micro- and nanosatellites have dominated in the recent years. The paper formulates scientific objectives for the future micro- and nanosatellites in various orbits, as well as approaches to the assessment of their effectiveness. The paper discusses the common problems of this development field and their possible solutions, both as a whole and for the Russian space program in particular.

Keywords: magnetosphere, ionosphere, solar wind, microsatellite, nanosatellite, CubeSat

Введение

В последние годы активно обсуждается тенденция снижения массы автоматических космических аппаратов, выражающаяся, в том числе, в применении малых форматов КА: мини- (менее 500 кг), микро- (менее 100 кг) и наноспутников (менее 10 кг) (см., например, [1]). С одной стороны, действительно, прогресс в миниатюризации позволяет значительно снизить массу отдельных составных частей и, как следствие, массу всего КА. Однако, с другой стороны, растут и требования к функциональности полезной нагрузки (например, по количеству и пропускной способности каналов связи), имеются также чисто физические ограничения (например, чувствительность антенн и телескопов зависит от их размера). Таким образом, проблематику снижения массы целесообразно рассматривать независимо в различных целевых сегментах автоматических КА. Средняя масса, например, геостационарных КА в реальности имеет тенденцию к увеличению [2].

В случае своего применения малые спутники не заменяют собой большие, они, скорее, заполняют свободные ниши в спектре прикладных и фундаментальных задач, недоступные «обычным» КА по техническим или финансовым причинам. Немаловажным фактором является относительная быстрота реализации малых проектов, позволяющая оперативно реагировать на изменения научных приоритетов. В результате число выводимых в космос объектов увеличивается, а круг участников космической деятельности расширяется за счет научных и образовательных организаций, малых компаний, которые самостоятельно изготавливают или финансируют микро- и наноспутники.

В данной статье остановимся на рассмотрении возможностей применения спутников малого формата для исследований магнитосферы и ионосферы Земли, солнечно-земных связей. Такие космические аппараты выводятся либо на низкие околоземные (высотой 500–1000 км, для исследований ионосферы), либо на высокоапогейные орбиты (для изучения магнитосферы и солнечного ветра). На спутниках устанавливается комплекс научной аппаратуры из 5–15 достаточно малогабаритных (обычно до 10 кг) приборов, измеряющих электро-

магнитные колебания в диапазоне частот от постоянных полей до мегагерц и потоки электронов и ионов плазмы. Эти спутники достаточно многочисленны (с 1975 г. запущено более 50 единиц), а требования, предъявляемые к их техническим параметрам со стороны целевой аппаратуры, достаточно стабильны.

На рис. 1 представлены массы таких КА в зависимости от года запуска для ионосферных (на низкой орбите) и магнитосферных (на высокоапогейной орбите) исследований. Масса высокоапогейных спутников на протяжении последних 30–40 лет достаточно стабильна, в диапазоне от более 100 до 1000 кг. Тенденцию к уменьшению массы проявляет только статистика для ионосферных спутников, в основном в связи с появлением спутников микрокласса после 1990 г. (наноспутники «кубсаты» сюда не включены). Интересно, что линейная регрессия массы ионосферного спутника в зависимости от года предсказывает достижение нулевой массы около 2013–2015 гг. По совпадению именно в это время был зарегистрирован взрывной рост количества запусков кубсатов (то есть спутников почти нулевой массы в классической шкале).

Формат кубсатов был предложен в 2000 г. как стандарт относительно дешевых любительских спутников, собранных из кубиков с гранью 10 см

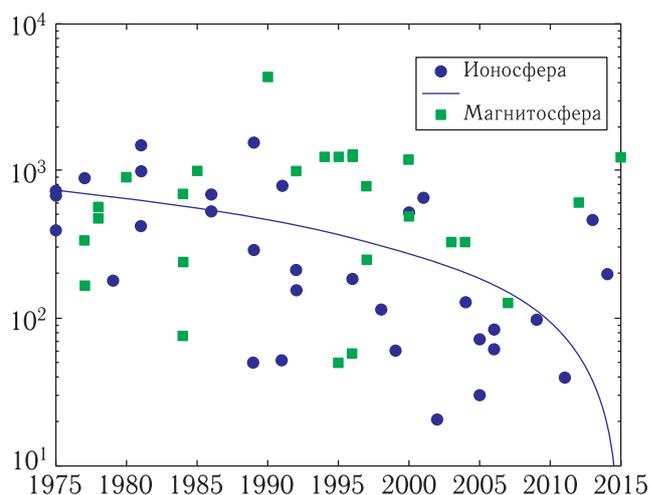


Рис. 1. Статистика масс спутников для магнитосферных и ионосферных исследований в зависимости от даты запуска. Вертикальная ось показывает массы в кг, в логарифмическом масштабе. Синяя кривая показывает линейную регрессию по массе для ионосферных спутников

и весом порядка 1 кг (1U) [4]. Были также установлены ориентиры по времени разработки спутников (не более 1–3 лет) и стоимостная планка — не более 50 000 долл. США за стандартный спутник 1U. Кубсаты наиболее активно начали развиваться после 2010 г., когда стало ясно, что в «литровом» объеме можно разместить и служебные системы, и целевую аппаратуру с достаточно серьезными характеристиками, а на рынке появилось множество предложений стандартных бортовых систем.

Вопрос о применении кубсатов важен и в связи с тем, что этот формат имеет многие признаки прорывной технологии. Микроспутники, несмотря на снижение массы, остались в целом достаточно сложными объектами и единичной продукцией, аналогично своим более крупным собратьям. Взрывной рост количества спутников и числа участников космической деятельности начался именно при переходе к наноформату. Сейчас количество запусков кубсатов в год достигает сотни, в том числе уже начат запуск коммерческих группировок кубсатов (например, спутники Dove компании Planet Labs).

Примером заинтересованности космических агентств являются и соответствующие программы NASA и других государственных структур США [5]. NASA ведет программы технологической поддержки и обеспечивает бесплатные запуски. Научные центры NASA имеют собственные планы создания кубсатов. Национальный научный фонд NSF в рамках специальной программы поддержал уже около 15 проектов кубсатов с четкими научными задачами. В результате после 2015 г. года кубсаты начинают преобладать в ионосферных исследованиях по количеству запусков.

Рассмотрим далее вопросы влияния массы КА на выбор целевых задач в области магнитосферных и ионосферных исследований, а также подходы к оценке эффективности проектов с акцентом на микро- и наноспутники, обсудим их возможную роль в российской космической программе. Для рассмотрения научных задач микро- и наноКА в декабре 2014 г. в ИКИ РАН была проведена специальная научная сессия Секции солнечно-земных связей Совета РАН по космосу [3], часть выводов которой представлена и в данном материале.

Высокоапогейные спутники

Задачи исследований магнитосферы Земли и солнечного ветра устойчиво привлекают внимание различных стран в течение всей космической эры. Это связано как с важностью этой зоны как части системы солнечно-земных связей [6], так и с удобной возможностью изучения фундаментальных механизмов самоорганизации бесстолкновительной плазмы, характерной для широкого круга астрономических объектов, но недоступной в земной лаборатории. За последние 30–40 лет в России, США, Европе, Китае и Японии были запущены несколько десятков таких спутников (проекты ISEE, AMPTE, «Прогноз», «Интербол», Geotail, Wind, Polar, Cluster, Double Star, THEMIS, MMS), имевших на борту от нескольких десятков до нескольких сотен килограммов научной аппаратуры. Такие проекты являются комплексными по задачам, обеспечивая получение приоритетной научной информации на всех участках орбиты, во всех (или почти во всех) посещаемых зонах магнитосферы и солнечного ветра.

Приведем несколько примеров (рис. 2). Пять спутников THEMIS (масса одного КА — 128 кг) были запущены в 2007 г. [7]. Эти спутники были реализованы на уже имевшейся у американских коллег малой платформе SMEX и имели на борту достаточно простой набор из пяти стандартных приборов. Новизна научных результатов проекта достигалась в данном случае проведением одновременных измерений на уникальной комбинации пяти орбит. Четыре спутника MMS (масса одного КА — более 1200 кг) были запущены в 2015 г. [8]. Новизна этого проекта, в отличие от предыдущего, заключалась именно в качестве приборов. Спутник на порядок большей массы вместил в себя почти в десять раз больше различных детекторов (по сравнению со спутником THEMIS), позволив радикально, почти в сто раз, улучшить чувствительность и временное разрешение проводимых наблюдений.

Таким образом, масса высокоапогейного спутника для плазменных исследований определяется прежде всего требуемой степенью детализации и широтой набора проводимых измерений. Миниспутники использовались достаточно часто, но дальнейшее уменьшение массы возможно

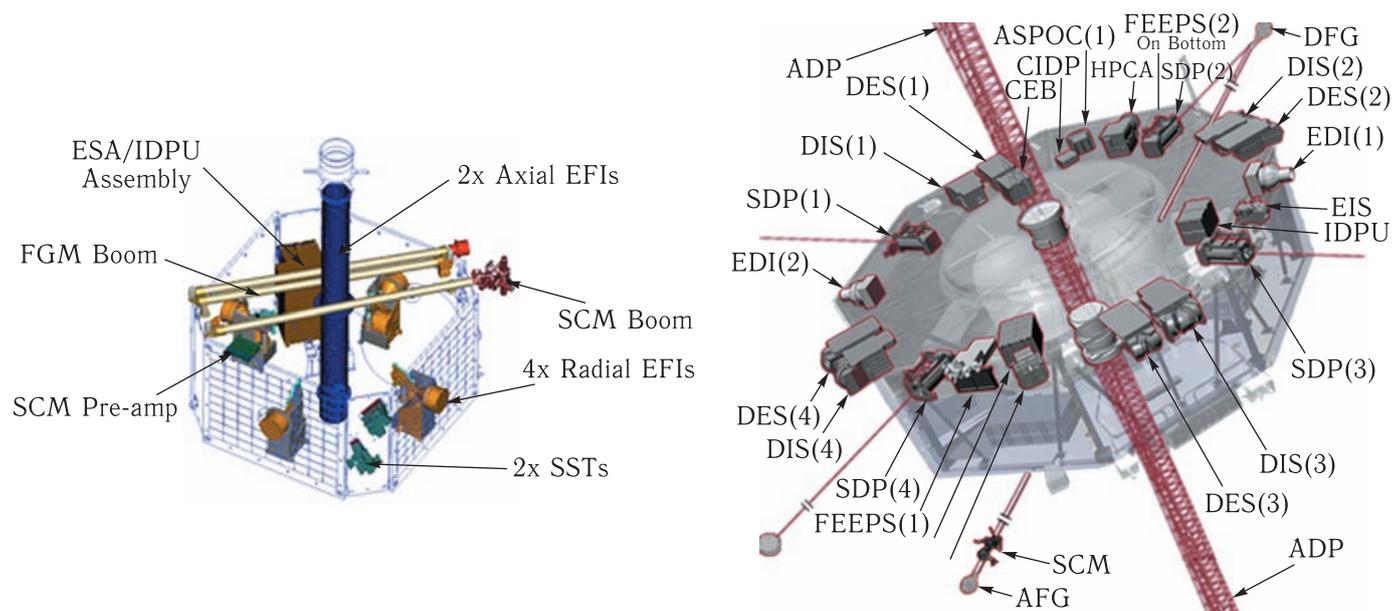


Рис. 2. Схема приборного состава космических аппаратов THEMIS (слева) и MMS (справа). Иллюстрации с сайта NASA. Стрелками показаны установленные приборы и приведены их обозначения

только при решении каких-то более узких конкретных задач. Как показывает опыт, на спутниках класса менее 50–100 кг современный комплексный эксперимент по исследованию плазмы с измерением более или менее полного набора параметров плазмы реализовать уже практически невозможно как в силу лимита массы для научной аппаратуры, так и в связи с рядом ограничений технического характера, например из-за недостатка пропускной способности радиоканала с Землей.

Микроспутники с научной аппаратурой для исследований плазмы запускались на высокоапогейные орбиты в роли субспутников, то есть небольших спутников, находящихся на некотором отдалении от основного, более крупного КА («Магион-4» в проекте «Интербол [9], AMPTE-UKS в проекте AMPTE [10]) (рис. 3). На них были установлены достаточно простые датчики электрического и магнитного полей, датчики ионов и электронов, они управлялись независимо от основного спутника и поддерживали расстояние до него порядка сотен и тысяч километров. Субспутник в данной схеме выполняет роль «летающего прибора» по измерению только необходимой части параметров в дополнительной точке пространства, что обеспечивает получение информации о пространственных структурах,

невозможное при использовании только одного спутника.

В этой связи использование микро- или наноспутника именно в роли субспутника, сопровождающего основной космический аппарат, представляется наиболее перспективным и в будущих проектах [11]. При такой схеме решается значительная часть технических трудностей применения такого КА на высокоапогейной орбите: он может быть выведен на орбиту вместе с основным спутником, при этом основной спутник может использоваться для передачи информации как ретранслятор. С учетом развития технологий миниатюризации вероятно можно уменьшить массу субспутника до величины 20–30 кг. Более того, после запуска четверок и пятерок космических аппаратов (Cluster, THEMIS, MMS) в ближайшие десятилетия появятся проекты, предусматривающие одновременное развертывание 12–36 спутников. Применение микро- и наноспутников в таких системах становится неизбежным, имея в виду ограничения как технического, так и финансового характера.

Опыт использования кубсатов для плазменных исследований на высокоапогейных орбитах в настоящее время практически отсутствует. Однако ясно, что количество детекторов, которые можно разместить на такой платформе, крайне ограничено.

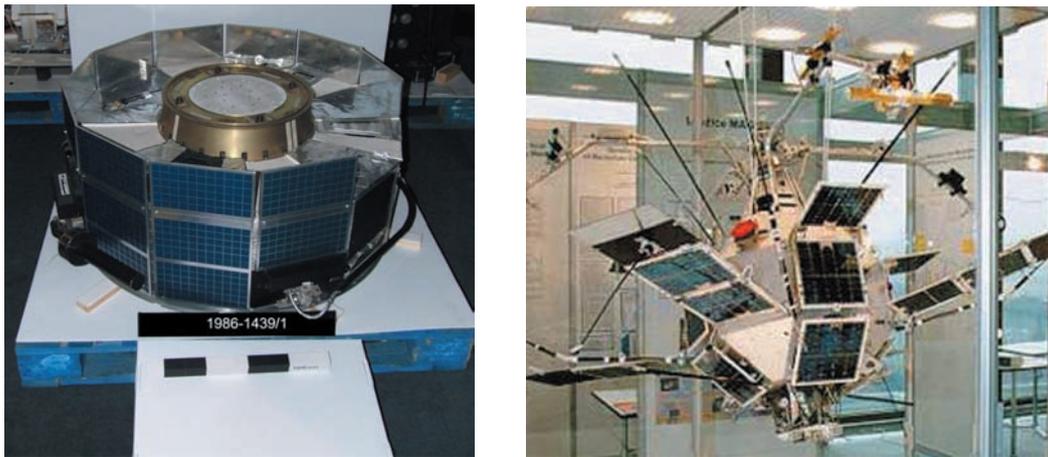


Рис. 3. Субспутники AMPTE-UKS (слева) и «Магион-4» (справа)

Возможно, они будут применяться как субспутники на очень малых расстояниях порядка единиц километров от основного КА [11], что позволит сократить число необходимых приборов до одного-двух, измеряющих наиболее изменяющиеся параметры.

Еще одна возможная задача для микроспутника — это мониторинг солнечного ветра в интересах прогноза геомагнитной активности с орбиты в передней солнечно-земной точке либрации (примерно 1,5 млн км от Земли) [12]. В настоящее время в точке либрации находятся космические аппараты США, но их масса приближается к 1000 кг. В то же время минимальный набор приборов для мониторинга солнечного ветра весит 5–20 кг, а его энергопотребление составляет 10–20 Вт. Количество топлива при использовании в ходе вывода в точку либрации гравитационного маневра у Луны также невелико (требуемое ΔV — около 100 м/с). Таким образом, адекватная масса спутника для такой задачи не более 100 кг, а его попутный запуск может быть выполнен в рамках лунной программы. Реализация такого проекта могла бы стать не только важным элементом обеспечения независимости России в части данных о гелиогеофизической обстановке, но и существенным шагом в развитии космических технологий.

Ионосферные спутники

Исследования ионосферы доминировали в научной тематике в первые десятилетия космической эры, что было связано с относительной доступно-

стью низкой орбиты. Затем интерес основных космических агентств сместился к магнитосфере, что привело к преобладанию в ионосферной тематике относительно более доступных спутников массой порядка 100 кг и менее, разрабатываемых «малыми» участниками космической деятельности (Швеция, Франция, Тайвань и т. п.). В последние годы, однако, исследования ионосферы переживают ренессанс, связанный, в том числе, с новыми прикладными задачами: обеспечением качества спутниковой навигации, освоением полярных регионов с практически непредсказуемыми свойствами ионосферы и пр.

Спутники для исследований ионосферы, работающие на низких околоземных орбитах, как правило, имеют меньшую массу по сравнению с высокоапогейными. Это связано с несколькими факторами: уменьшением массы отдельных детекторов, так как плазма ионосферы более плотная и холодная; ненужностью существенных коррекций орбиты; доступностью попутных запусков. Статистика последних лет показывает (рис. 1), что микроспутники (массой менее 100 кг) доминируют по числу запусков, хотя для отдельных задач запускаются и более тяжелые КА (например, три КА SWARM с массой более 400 кг в 2013 г. [13]). Микроспутники, например, использовались для исследования полярных сияний (Index, Япония [14]), транзиентов в атмосфере, связанных с электрическими разрядами («Чибис-М», Россия [15]), томографии по сигналам системы GPS (Formosat-3, Тайвань [16]) и пр. (рис. 4).

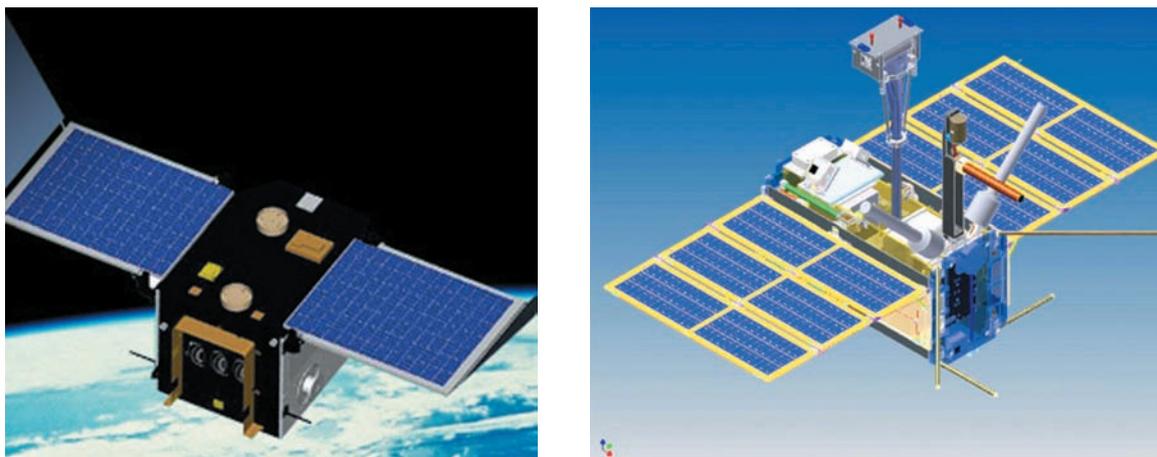


Рис. 4. Микроспутники Reimei (слева) и «Чибис-М» (справа)

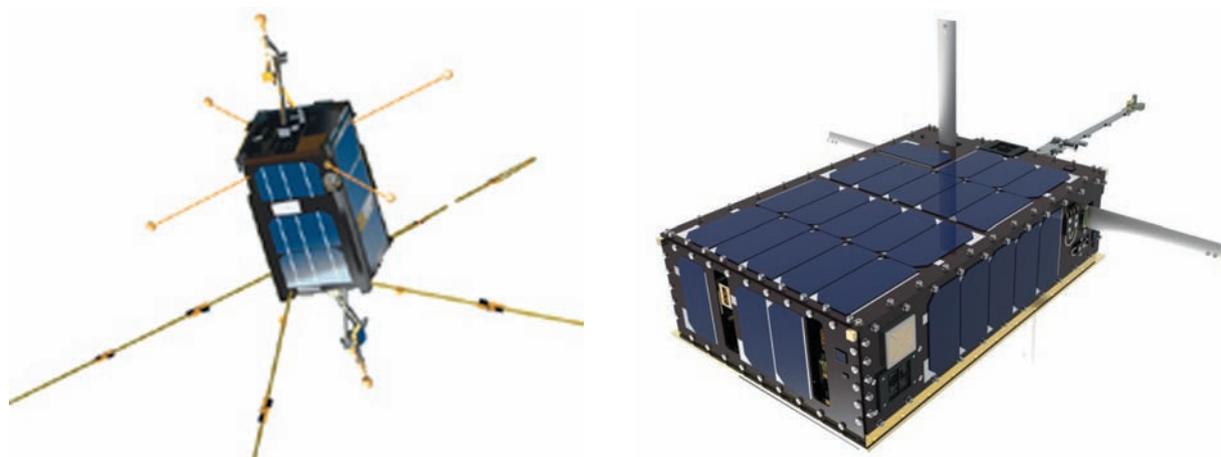


Рис. 5. Наноспутники-кубсаты DICE, формат 1,5U, запуск 2011 г. (слева) и Dellinger, формат 6U, в разработке (справа). Иллюстрации с сайта NASA

Ионосферные исследования стали одними из основных научных задач, декларируемых для кубсатов, так как эти спутники запускаются именно на низкие орбиты. В ионосферных исследованиях достаточно много нишевых научных задач, требующих установки только 1–2 приборов на спутник и, таким образом, вполне доступных для кубсатов. Из нескольких сотен уже запущенных кубсатов такие задачи были четко сформулированы примерно для 10–15 КА, как правило, подготовленных в рамках грантов NASA и NSF. Таким образом, по данной тематике количество запущенных за несколько последних лет кубсатов

примерно равно количеству запусков традиционных КА за 15–20 лет.

Можно отметить некоторые наиболее интересные проекты. Целью КА RAX-2 [17] (2011 г.) размером 3U стало изучение ионосферной турбулентности посредством приема рассеянного сигнала наземных УВЧ-радаров. Одной ракетой с RAX-2 были запущены и КА DICE [18] (рис. 5) для прямых измерений вариаций плотности плазмы в ионосфере. Два спутника размером 1,5U несли одиночные зонды Ленгмюра для измерения плотности плазмы и электрическую антенну для измерения постоянного и переменного электрических полей.

В рамках международного проекта CINEMA [19] на кубсат размером 3U были помещены магнитометр и комбинированный датчик сверхтепловых электронов, ионов и нейтральных частиц. Одним из самых успешных можно считать кубсат CSSWE (2013) [20], на нем был установлен спектрометр релятивистских электронов для исследования радиационных поясов. Два КА FIREBIRD-II (2015 г.) [21] предназначены для наблюдения вспышек высыпаний электронов из радиационных поясов с высоким временным разрешением. Наконец, КА EchoCube (2015 г.) ориентирован на исследования химического состава ионосферы с помощью масс-спектрометра ионов и нейтралов. Еще около 10 КА готовятся к запуску в ближайшие несколько лет.

Можно выделить несколько характерных типов ионосферных задач, которые решались в упомянутых выше проектах кубсатов или могут эффективно решаться кубсатами в будущем:

1. Исследования достаточно узких проблем (высыпания радиационных поясов, радиопросвечивание и пр.) с помощью единичных приборов, которые ранее по различным причинам не запускались, или при необходимости проверки новых измерительных технологий.

2. Исследования химического состава и вариабельности ионосферы на высотах 100–300 км, где время существования спутников мало (например, время схода спутника с высоты орбиты МКС 300–400 км составляет 1–3 мес). Запуски дорогих полноразмерных спутников на такие орбиты практически не осуществляются, а низкая стоимость кубсатов позволяет компенсировать малую длительность полета последовательным запуском нескольких спутников. Ключевым моментом такого проекта является обеспечение наиболее полного сброса научных данных в ограниченный период времени, например путем организации сети приемных станций.

3. Исследования пространственных распределений вариаций ионосферы с помощью группировки спутников как на малых масштабах с помощью локальных измерений, так и на больших масштабах с помощью радиопросвечивания различных типов. Для реализации таких проектов необходимо освоить технологии управления движением и обмена информацией внутри группировки.

Подходы к анализу эффективности сверхмалых КА научного назначения

Общепринятым методом оценки результативности научных проектов является экспертный анализ, однако, тем не менее, целесообразно рассматривать, в основном для предварительной оценки, и некоторые формальные количественные показатели.

Например, можно ввести критерий «относительной стоимости» — отношения количества полученной информации в байтах к стоимости проекта. Проекты по изучению околоземной плазмы при всем разнообразии задач в смысле структуры получаемой информации достаточно схожи. Для ориентира: самый информативный научный проект NASA, солнечная обсерватория SDO, передает около одного терабайта данных в день, а ее стоимость близка к миллиарду долларов. Ограничивая оценку тремя годами работы (гарантийным сроком), получаем величину порядка 10^6 байт/долл. Плазменные магнитосферные и ионосферные проекты в силу ряда технических ограничений генерируют обычно меньший поток информации (максимум гигабайты в день). Оценки для высокоапогейных спутников RBSP, THEMIS составляют порядка 10^4 байт/долл. (за три года), для низковысотных DEMETER, «Чибис-М» — $2-5 \cdot 10^4$ байт/долл. Несколько большие показатели для ионосферных проектов связаны с их существенно более низкой стоимостью. Необходимо отметить, что реальное время активного существования «больших» спутников составляет не менее 10 лет, а стоимость их эксплуатации незначительна по сравнению с общей стоимостью, поэтому реально достигаемая величина данного показателя кратно больше указанной выше. Важно отметить, что российский микро-спутник «Чибис-М» по данному показателю вполне конкурентоспособен.

Для оценки кубсатов рассмотрим два варианта. «Базовая» конфигурация дешевого (100 000 долл.) стандартного кубсата с радиоканалом порядка 10 кбит/с, одной приемной станцией и сроком работы около 100 дней соответствует показателю только 700 байт/долл., то есть существенно проигрывает классическим проектам. «Сложный» кубсат

стоимостью порядка одного миллиона долларов, функционирующий один год и оснащенный радиолинией 0,5 Мбит/с, соответствует среднему «отраслевому» уровню в 10^4 байт/долл. Увеличение сроков существования кубсатов не должно приводить к существенному росту показателя, так как эксплуатационные расходы (на аренду оборудования и персонал) сравнимы с номинальной стоимостью проекта. Таким образом, критическим требованием является повышение информационной отдачи кубсатов, например путем привлечения дополнительных приемных станций, так как для низковысотных орбит объем сброса данных определяется, прежде всего, интервалом радиовидимости.

Второй критерий — доступность научных данных и их востребованность, определяемая количеством научных публикаций. Большие зарубежные комплексные проекты в последние 20–30 лет за время своего существования обеспечивают публикацию не менее нескольких тысяч научных статей. Для привлечения внимания исследователей все данные измерений выкладываются в архивы с открытым доступом. Ожидаемое число публикаций от кубсата, решающего какую-то одну актуальную научную задачу, составляет порядка 10 статей. Анализ результатов семи кубсатов, упомянутых в предыдущем разделе, показал, что только данные одного проекта CCSWE были полностью переданы в публичный архив. По состоянию на конец 2015 г. только по четырем была опубликована хотя бы одна научная статья по основной тематике проекта, при этом по двум из них была продемонстрирована только работоспособность научной аппаратуры.

Несмотря на то, что относительные показатели («эффективность») сверхмалых КА в целом соответствуют таковым для больших спутников, их абсолютные показатели («результативность») ожидаемо ниже (примерно в пропорции массы или стоимости). Таким образом, основной объем научных результатов по-прежнему создается крупными проектами и такая ситуация сохранится и в обозримом будущем.

Безусловно, важнейшим критерием является и успешность проектов в техническом смысле, оцениваемая по полноте реализации функциональности КА (управление, радиолиния, электропитание,

раскрывающиеся элементы, функционирование научных приборов). В отличие от многих других запусков кубсатов, практически по всем научным проектам такая техническая информация имеется в открытых источниках. Из семи рассмотренных кубсатов только один (CCSWE) функционировал полностью успешно. В двух проектах успех был достигнут только при втором запуске (RAX, Firebird). В проектах CINEMA, DICE, EchoCube научная аппаратура была включена и протестирована, но неполадки КА не позволили начать выполнение научной программы.

Основными причинами отказов были поломки радиолинии, системы управления, неудачное раскрытие штанг и пр., что связывалось в первую очередь с недостаточной наземной обработкой. В этой связи с учетом использования индустриальной компонентной базы и обычно недостаточным опытом персонала в литературе отмечалась рекомендация проведения наиболее полной наземной экспериментальной отработки, вплоть до принятия решения о дате запуска, только после полного завершения испытаний, а также изготовления двух летных образцов для оперативного повторного запуска после исправления ошибок первого.

Выводы

Проведенный анализ показывает, что масса спутника для плазменных исследований существенно зависит от выбора задач проекта. Наряду с большими «флагманскими» проектами, использующими спутники с массой порядка тонны, значительную роль в данной тематике играют и гораздо более многочисленные мини-спутники (менее 500 кг). Тренд миниатюризации в основном проявляется через быстрый рост запусков микро- (менее 100 кг) и наноспутников (менее 10 кг), особенно на низких околоземных орбитах.

Микро- и наноспутники не заменяют крупные проекты, отличающиеся универсальностью и комплексностью научных задач, а дополняют их группировку, решая отдельные научные проблемы, которые по тем или иным причинам не были рассмотрены ранее. Это подтверждается и анализом количественных показателей: малые спутники, будучи вполне сравнимыми по относительным

показателям эффективности, проигрывают по итоговой результативности. Тем не менее, за счет снижения стоимости и роста доступности микро- и наноспутники лидируют по количеству запусков. Интересно, что уменьшение массы до 100 кг не привело к существенному увеличению числа запусков и такие спутники остались единичной продукцией. Количественный прорыв произошел только при переходе к массам до 10 кг. В том числе кубсаты могут освоить и ранее недоступные ниши — больших группировок спутников и спутников с малым сроком существования.

Эффективность «сверхмалых» форм критически зависит от наличия попутных запусков на нужные орбиты, обеспечения наиболее полного сброса данных и других технических проблем. Малые проекты обладают и меньшей социальной заметностью, что потенциально уменьшает интерес к ним космических агентств.

В будущие 10–15 лет в развитии микро- и наноспутников следует ожидать следующие тенденции:

1. Запуски наноспутников на высокоапогейные и отлетные орбиты. В 2018–2020 гг. кубсаты будут запущены в рамках проектов по исследованию Луны и Марса.

2. Создание кластеров наноспутников.

3. Распространение формата кубсатов на нишу наноспутников за счет создания стандартных платформ 6U–12U с массой 10–15 кг (например, разработка NASA GSFC Dellingr (рис. 5)).

4. Появление пикоспутников (менее 1 кг). В массу 100–1000 г можно уместить один простой датчик и простейшую систему поддержки, если, например, требуется работа в ограниченное время в паре с близким КА. Такие конструкции могут быть субспутниками при суборбитальном полете или измерительными блоками, закрепленными на тросе.

Рассмотрим в заключение проекцию ситуации с развитием малых форматов на российский космос. В настоящее время российская космическая программа в части фундаментальных космических исследований испытывает определенное замедление. В период до 2020 г. количество запусков не превысит двух, причем ситуация усугубляется происходящим сокращением финансирования. В программе доминируют крупные и сложные проек-

ты, задуманные зачастую десятилетия назад. Сложившаяся структура ФКП противоречит мировому опыту, демонстрирующему комбинацию относительно редких больших проектов и разнообразия малых спутников с существенно меньшими сроками подготовки.

В России в последнее десятилетие была разработана платформа МКА (200 кг), но после первых двух запусков программа была закрыта в связи с несоразмерным увеличением стоимости. Однако с учетом вышесказанного сохранение проектов класса МКА-ФКИ (в ее доработанном варианте) в ФКП является критически необходимым. Лимитом бюджета такого проекта (без запуска) могла бы быть сумма 2–3 млрд руб., при условии разумного ослабления требований к электронным компонентам.

Разработка наноспутников в России ведется на инициативной основе учебными и научными организациями («научно-образовательные» КА) и частными компаниями. У российских организаций накоплен достаточный опыт работы с такими КА в части как научных приборов, так и служебных систем. Стоимость таких проектов можно оценить в 50–100 млн руб. в ценах начала 2014 г. Число запусков, однако, было невелико, что связано в первую очередь с их достаточно высокой (для бюджета конкретной организации) стоимостью. Организация более регулярных запусков наноспутников возможна только при финансировании из ФКП.

Опыт создания наноспутников в РФ только появляется (SamSat, МКА-Н). Финансирование таких проектов (до 10 млн руб.) возможно и из отличных от ФКП источников (программ развития, крупных грантов и пр.). Однако необходимо создать условия для быстрой разработки и запуска таких КА, укладывающихся в срок до трех лет, в том числе и соответствующую нормативную базу. С целью повышения отдачи целесообразно координировать выбор научных задач проектов, создание наземной базы разработки и управления.

В целом, несмотря на то, что спутники малого формата, особенно с массой менее 100 кг не являются критически необходимыми для обеспечения независимости России в космической технике, более активная роль государственных органов

в развитии микро- и наноспутников позволила бы существенно увеличить общую эффективность научной космической программы, существенно расширить число участников космической деятельности, поддерживать здоровую конкуренцию.

Список литературы

1. Эффективность применения малых космических аппаратов в социально-экономических и научных целях. Отчет по итогам круглого стола в аналитическом центре Российской Федерации. Информационный бюллетень. Ноябрь 2015. <https://leader-id.ru/upload/file/get/2973/>
2. Space Trends. Global Space Activity Overview 1986–2011, ASD-Eurospace, 2012. <http://www.eurospace.org/Data/Sites/1/pdf/spacetrends/eurospacespacetrends2011.pdf>
3. Исследования солнечно-земных связей на микро-, нано- и пикоспутниках // Материалы научной сессии секции солнечно-земных связей Совета по космосу РАН. Серия «Механика, управление и информатика» ИКИ РАН. Москва, 2015. <http://iki.cosmos.ru/books/2015petrukovich.pdf>
4. CubeSat Coordinator Developers. CubeSat Design Specification. Cal Poly State University, 2015 г. 16.12.2015 г. http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev13_final2.pdf
5. Achieving Science with CubeSats: Thinking Inside the Box. THE NATIONAL ACADEMIES PRESS, prepublication draft ISBN: 978-0-309-44263-3 <http://www.nap.edu/catalog/23503/achieving-science-with-cubesats-thinking-inside-the-box>
6. Петрукович А.А. Солнечно-земные связи и космическая погода. Гл. 8 в кн. Плазменная гелиогеофизика. М.: Наука, 2008.
7. Angelopoulos V. et al. First Results from the THEMIS Mission // Space Science Reviews, 2008, vol. 141, is. 1–4. P. 453–476.
8. Burch J.L., Moore T.E., Torbert R.B., Giles B.L. Magnetospheric Multiscale Overview and Science Objectives // Space Science Reviews, 2016, vol. 199, is. 1–4. P. 5–21.
9. Zelenyi L.M., Triska P. and Petrukovich A.A. INTERBALL — dual probe and dual mission // Adv. Space Res., 1997, vol. 20, № 4/5. P. 549–557.
10. Ward A., Bryant D., Edwards T., Parker D., O’Hea A., Patrick T., Sheather P., Barnsdale K., Cruise A. The AMPTE-UKS Spacecraft // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, 1985, vol. GE-23, is. 3. P. 202–211.
11. Петрукович А.А., Агафонов Ю.Н., Эйсмонт Н.А. Применение микро- и наноспутников для исследований внешней магнитосферы и солнечного ветра, Материалы научной сессии секции солнечно-земных связей Совета по космосу РАН. Исследования солнечно-земных связей на микро-, нано- и пикоспутниках, декабрь 2014 г., Серия «Механика, управление и информатика» ИКИ РАН. Москва, 2015. С. 154–161.
12. Петрукович А.А., Ермолаев Ю.И., Эйсмонт Н.А. Мониторинг солнечного ветра с целью оперативного прогноза гелиогеофизической обстановки. Практические аспекты гелиофизики. Материалы специальной секции «Практические аспекты науки космической погоды» 11-й ежегодной конференции «Физика плазмы в Солнечной системе» 17 февраля 2016 г. Серия «Механика, управление и информатика» ИКИ РАН. Москва, 2016. С. 11–21.
13. Friis-Christensen E., Lühr H., Hulot G. Swarm: A constellation to study the Earth’s magnetic field Earth // Planets and Space, 2006, vol. 58. P. 351–358.
14. Saito, Hirobumi et al. Small satellite REIMEI for auroral observations // Acta Astronautica, 2011, vol. 69, is. 7. P. 499–513.
15. Зеленый Л.М. и др. Академический микроспутник «Чибиc-М» // Космические исследования, 2014, т. 52, № 2. С. 93–105.
16. Anthes R.A. et al. The COSMIC/FORMOSAT-3 Mission: Early Results // Bulletin of the American Meteorological Society, 2008, vol. 89, is. 3. P. 313.
17. Cutler J. W. Hasan Bahcivan Radio Aurora Explorer: A Mission Overview // Journal of Spacecraft and Rockets, 2014, 51(1). P. 39–47.
18. Fish C.S. et al. Design, Development, Implementation, and On-orbit Performance of the Dynamic Ionosphere CubeSat Experiment Mission // Space Science Reviews. 2014. Vol. 181, Is. 1. P. 61–120.
19. Archer M.O., et al. The MAGIC of CINEMA: first in-flight science results from a miniaturized anisotropic magnetoresistive magnetometer // Annales Geophysicae, 2015, vol. 33, is. 6. P. 725–735.
20. Li X., et al. First results from CSSWE CubeSat: Characteristics of relativistic electrons in the near-Earth environment during the October 2012 magnetic storms // Journal of Geophysical Research: Space Physics, 2013, vol. 118, is. 10.
21. Crew A.B. First multipoint in situ observations of electron microbursts: Initial results from the NSF FIREBIRD II mission // Journal of Geophysical Research: Space Physics, 2016, vol. 121, is. 6. P. 5272–5283.

УДК 528.852.4

Специальные алгоритмы радиометрической коррекции изображений ДЗЗ в ИК-диапазоне

Р. В. Андреев, Ю. М. Гектин¹, А. А. Зайцев, М. Б. Смелянский

¹к. т. н., АО «Российские космические системы»

e-mail: petrov_sv@spacecorp.ru

Аннотация. В статье представлены основные алгоритмы обработки изображений, формируемых современной российской аппаратурой дистанционного зондирования Земли МСУ-ГС (установленной на геостационарном космическом аппарате «Электро-Л» №2) в инфракрасном диапазоне спектра. Разработанные алгоритмы позволяют проводить коррекцию сигнала и компенсировать влияние большого числа факторов: от особенностей работы электрических трактов до изменения корпусной температуры прибора. Их применение позволяет уменьшить эквивалентную геометрическим и временным шумам разность температуры 0,1 К. Все алгоритмы реализованы в штатном комплексе обработки данных с МСУ-ГС.

Ключевые слова: геостационарная орбита, дистанционное зондирование Земли, инфракрасный диапазон спектра, обработка изображений, коррекция сигнала

Special Algorithms for Radiometric Correction of ERS Images in Infrared Range

R. V. Andreev, Yu. M. Gektin¹, A. A. Zaytsev, M. B. Smelyanskiy

¹candidate of engineering science, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: petrov_sv@spacecorp.ru

Abstract. Principal algorithms for processing of the images generated by the modern Russian Earth remote sensing (ERS) equipment MSU-GS (mounted on the geostationary spacecraft Elektro-L) in infrared range are presented in the article. The developed algorithms make it possible to perform signal correction, as well as compensate for an influence of a large number of factors: from operation features of electrical channels to alteration of temperature of the instrument case. The implementation of the algorithms reduces the difference in temperature equivalent to geometric and time noises to 0.1 K. It is necessary to mention that all algorithms are implemented in the standard complex for data processing obtained from MSU-GS.

Keywords: geostationary orbit, Earth remote sensing, infrared range of the spectrum, image processing, signal correction

Введение

11 декабря 2015 г. состоялся успешный запуск КА «Электро-Л» №2 с аппаратурой МСУ-ГС на борту. МСУ-ГС — аппаратура дистанционного зондирования Земли, проводящая съемку земной поверхности с геостационарной орбиты в десяти спектральных диапазонах в видимой и инфракрасной областях спектра. Аппаратура, установленная на КА «Электро-Л» №2 (далее — МСУ-ГС №2), представляет собой модифицированный вариант МСУ-ГС, уже находящегося на орбите [1].

При модернизации ИК-модуля аппаратуры были применены новые конструктивно-технические решения. В целях повышения качества получаемой информации используются матричные фотоприемные устройства (МФПУ) большего формата, соответственно изменена оптическая система [2]. Также был пересмотрен принцип функционирования МСУ-ГС №2 и полностью изменен алгоритм работы бортового блока обработки сигналов (БОС). Ниже представлены алгоритмы, позволяющие при наземной обработке проводить различного рода коррекцию изображений, формируемых ИК-каналами МСУ-ГС №2.

Алгоритм коррекции дрейфа постоянной составляющей сигнала

При наземной настройке ИК-модуля аппаратуры МСУ-ГС №2 обнаружилась нестабильность темновой составляющей сигнала фотоприемников, проявляющаяся в виде плавного дрейфа (рис. 1). Величина этого дрейфа зависит от многих факторов (температуры МФПУ, времени, прошедшего с момента включения, и пр.), что значительно усложняет его коррекцию.

Снимок получен во время съемки однородной температурной сцены при наземных испытаниях. Наблюдается дрейф сигнала, плавно затухающий к концу кадра. Каждые два скана данные калибровки по «холодному» обновляются, что возвращает значение сигнала на заданный уровень.

Для решения этой проблемы была использована особенность оптической схемы ИК-каналов аппаратуры МСУ-ГС №2, состоящая в том, что

поле зрения объектива в фокальной плоскости этих каналов несколько меньше размеров МФПУ (рис. 2). Таким образом, в составе МФПУ имеются элементы, не чувствительные к излучению от объекта съемки (далее — «слепые» элементы). Сигнал от таких элементов можно использовать в качестве опорного для коррекции выходного изображения.

Для этого в формате выходного сигнала во время сеанса МСУ-ГС №2 передаются значения отсчетов не только от элементов рабочей области МФПУ, но и от «слепых» элементов. Так как эти значения зависят только от номера фоточувствительного регистра (строки) МФПУ и от времени, то для каждой строки выходного сигнала передаются 8 «поправок», соответствующим 8 строкам МФПУ. Величины поправок вычисляются следующим образом:

$$\delta_{\text{blind}}^{l,t} = \sum_{\text{blind}} \frac{u_{\text{cold}}^{m,l} - u^{m,l,t} + 512}{N_{\text{blind}}},$$

где \sum_{blind} — сумма по всем номерам m элементов строки МФПУ, которые считаются «слепыми», $u_{\text{cold}}^{m,l}$ — значение сигнала от «холодного», $u^{m,l,t}$ — значение текущего сигнала от элемента МФПУ, l — номер строки МФПУ, t — номер строки выходного сигнала (всего 3400 строк в одном скане), N_{blind} — количество «слепых» элементов в выбранной строке МФПУ. Процедура наземной обработки для выделенного пикселя видеoinформации выглядит так:

$$U_{i,t}^{\text{corr I}} = U_{i,t} + \sum_{l=1}^8 \widehat{F}((\delta_{\text{blind}}^{l,t} - 512) \cdot K_{m,l}),$$

где $U_{i,t}^{\text{corr I}}$ — значение скорректированного сигнала, $U_{i,t}$ — значение сигнала на том же элементе исходного изображения, $K_{m,l}$ — коэффициент нормализации, рассчитываемый из передаваемых в телеметрии значений от «горячего» и «холодного» источников излучения, \widehat{F} — оператор процедуры объединения отсчетов [3].

На рис. 3 показан результат обработки изображения, полученного МСУ-ГС №2 в одном из первых сеансов. На исходном изображении максимальная величина дрейфа составляет 4–8 уровней (что соответствует разности температур порядка 0,5–1,0 К на уровне 300 К).

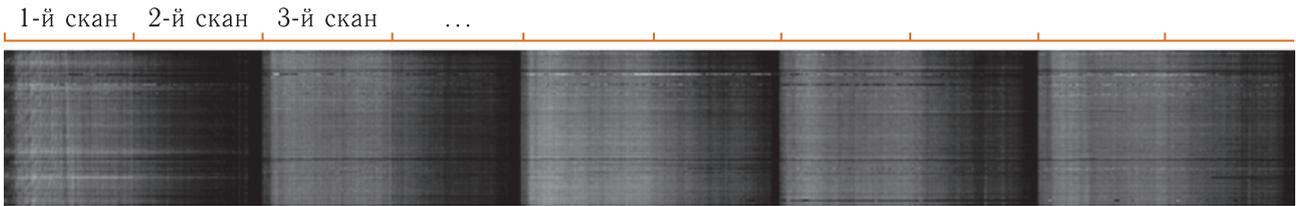


Рис. 1. Фрагмент кадра одного из ИК-каналов аппаратуры МСУ-ГС № 2

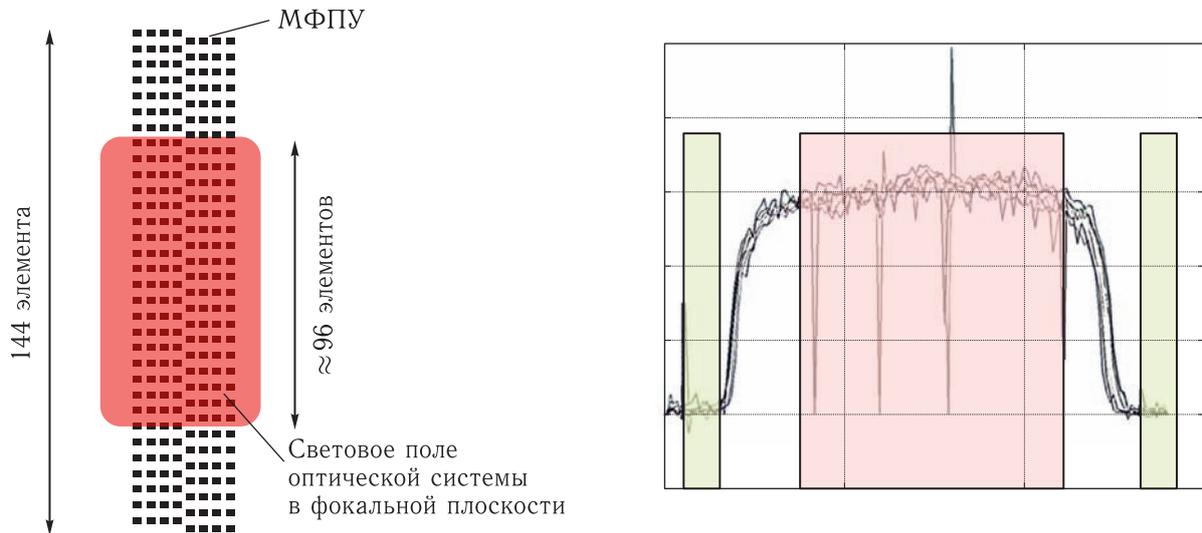


Рис. 2. Положение светового поля оптической системы на МФПУ ИК-канала (слева); разность между значениями сигнала от «горячего» и «холодного» калибровочных источников излучения по элементам МФПУ (справа; красным показана рабочая область, зеленым — элементы, полностью нечувствительные к излучению на входе оптической системы)

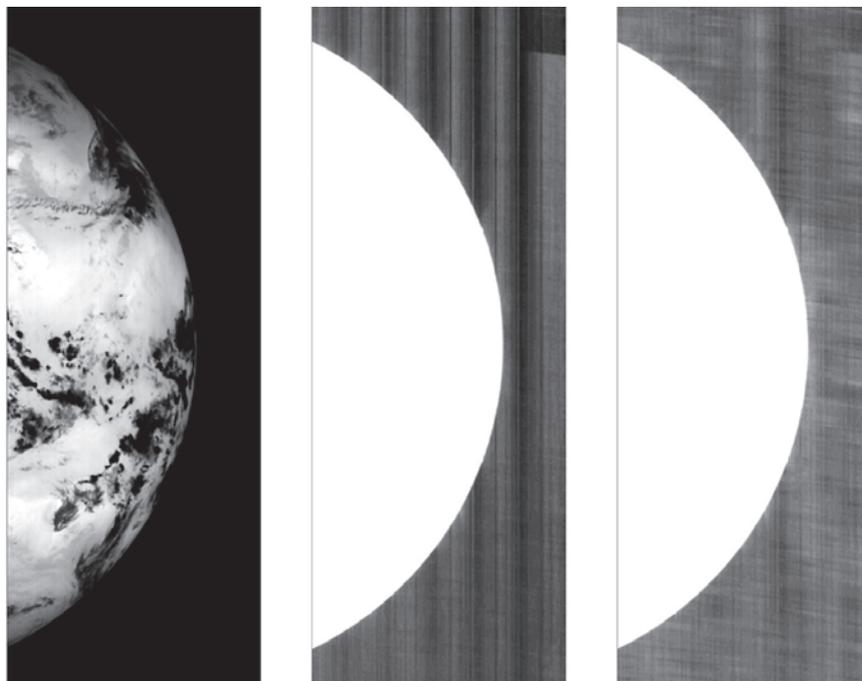


Рис. 3. Результат обработки изображения, полученного МСУ-ГС № 2

Исходное изображение (слева), в центре — оно же, с повышенным контрастом в области низких значений. Видны вертикальные градиентные полосы, вызванные дрейфом сигнала. Изображение, обработанное алгоритмом коррекции по «слепым» элементам, приведено справа. Вертикальные градиентные полосы устранены.

Алгоритм коррекции полос на изображениях ИК-каналов

На изображениях от ИК-каналов прибора МСУ-ГС №2 присутствуют отдельные вертикальные полосы, сильно отличающиеся по своему уровню яркости от основной сцены (рис. 4).



Рис. 4. Фрагмент изображения VI канала

Однако на этих элементах строки присутствует изображение реального сюжета, а шумовые характеристики не аномальны, т.е. эти элементы не являются абсолютно дефектными. Анализ данных телеметрии по работе каждого отдельного элемента МФПУ показал, что полоса возникает в результате погрешности определения коэффициента нормализации для одного отдельного элемента какой-либо из строк МФПУ при съемке «горячего» (рис. 5).

Для элемента №50 из-за цифрового ограничения при съемке «горячего» коэффициент нормализации оказывается завышенным, что, в свою очередь, приводит к появлению яркой полосы на выходном изображении.

В алгоритме работы БОС ИК-каналов предусмотрены различные критерии интеллектуальной отбраковки элементов, но порог по максимальному значению «горячего» предусмотрен не был. Тем не менее искаженный таким образом сигнал можно восстановить.

Каждый пиксель выходного изображения формируется следующим образом:

$$U_i = \sum g^{l,j} \cdot (u^{l,j} - u_{\text{cold}}^{l,j}) \cdot k_{\text{norm}}^{l,j},$$

$$k_{\text{norm}}^{l,j} = A / (u_{\text{hot}}^{l,i} - u_{\text{cold}}^{l,i}),$$

где $u^{l,j}$ — значение сырого сигнала от элемента МФПУ, $u_{\text{hot}}^{l,i}$ — значение сигнала от «горячего», $u_{\text{cold}}^{l,i}$ — значение сигнала от «холодного», $k_{\text{norm}}^{l,j}$ — коэффициент нормализации, $g^{l,j}$ — коэффициент интерполяции, l — номер строки МФПУ, j — номер элемента строки МФПУ, A — масштабный коэффициент (свое значение для каждого канала). Знак суммы обозначает суммирование по тем элементам, которые входят в элемент i изображения ($i = \overline{1 : 183}$ — число элементов в строке выходного сигнала от одного ИК-канала). Далее будем обозначать U_i как U , а также $g^{l,j}$ как g , $u^{l,j}$ как u и т.д., опуская индексы l и j . Тогда

$$U = \sum g \cdot (u - u_x) \cdot k_{\text{norm}} = \sum g \cdot u' \cdot k_{\text{norm}} = \sum g \cdot u'',$$

где u' — ненормализованный сигнал от элемента МФПУ, u'' — нормализованный сигнал.

Пусть для некоторого элемента МФПУ коэффициент нормализации определяется неправильно. Обозначим корректный коэффициент нормализации как k_{norm}^+ , а некорректный — как k_{norm}^- . Тогда пиксель для темной или светлой полосы формируется следующим образом:

$$U^{\text{def}} = \sum (g \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}) =$$

$$= \sum (g^+ \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}^+) + g^- \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}^-,$$

где U^{def} — значение пикселя из темной или светлой полосы, g^+ — коэффициенты интерполяции для элементов с правильными коэффициентами нормализации, а g^- — коэффициент интерполяции для элемента с неправильным коэффициентом нормализации.

$$U^{\text{def}} = \sum (g^+ \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}^+) + g^- \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}^- =$$

$$= \sum (g^+ \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}^+) + \frac{g^- \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}^- \cdot k_{\text{norm}}^+}{k_{\text{norm}}^+} =$$

$$= \sum (g^+ \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}^+) + (g^- \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}^+) \cdot \frac{k_{\text{norm}}^-}{k_{\text{norm}}^+} =$$

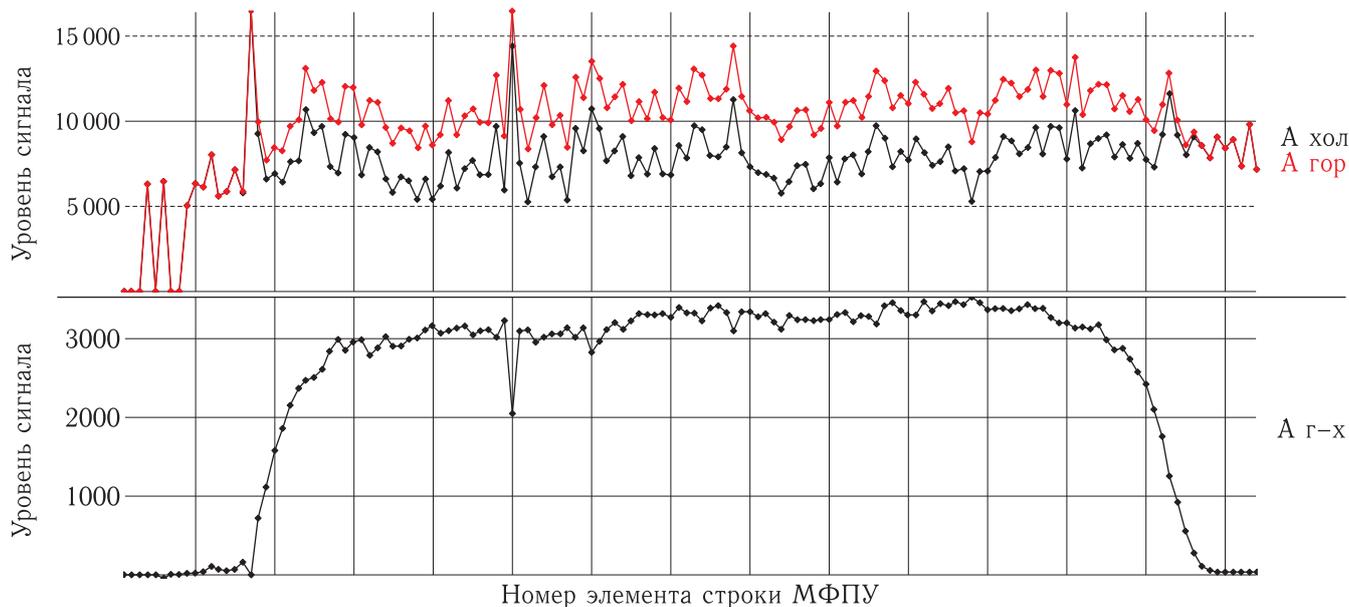


Рис. 5. Профили яркости при съемке «горячего» и «холодного» для 1-й строки МФПУ (сверху), разница в сигнале (снизу)

$$\begin{aligned}
 &= \left(\sum(g^+) + g^- \cdot \frac{k_{\text{norm}}^-}{k_{\text{norm}}^+} \right) \cdot \sum(u' \cdot k_{\text{norm}}^+) = \\
 &= \frac{\left(\sum(g^+) + g^- \cdot \frac{k_{\text{norm}}^-}{k_{\text{norm}}^+} \right)}{\sum g} \times \sum(u' \cdot k_{\text{norm}}^+ \cdot g) = \\
 &= \frac{\left(\sum(g^+) + g^- \cdot \frac{k_{\text{norm}}^-}{k_{\text{norm}}^+} \right)}{\sum g} \cdot U^{\text{corr II}},
 \end{aligned}$$

где $U^{\text{corr II}}$ — скорректированное значение пикселя из темной или светлой полосы. Таким образом,

$$U^{\text{corr II}} = \frac{\sum g}{\sum(g^+) + g^- \cdot \frac{k_{\text{norm}}^-}{k_{\text{norm}}^+}} \cdot U^{\text{def}}$$

и задача коррекции аномальной полосы сводится к нахождению правильного коэффициента нормализации того элемента, для которого этот коэффициент вычисляется с ошибкой.

Исходя из того, что разность «горячего» и «холодного» для различных элементов одной строки МФПУ не сильно отличается от среднего значения, для элемента, значение коэффициента нормализации которого вычислено неправильно, можно было бы взять в качестве k_{norm}^+ среднее между значениями коэффициентов нормализации соседних с ним элементов. Однако коррекция полос

при вычислении k_{norm}^+ подобным образом дает плохие результаты.

Существует возможность более достоверного определения величины k_{norm}^+ . Для этого можно использовать центральный скан изображения, в котором значения сигнала от элементов различных строк МФПУ входят с интерполяционным коэффициентом, равным 0 или 1.

Пусть U_i — пиксель аномальной полосы на изображении, а U_{i-1} — соседний с ним пиксель из корректной строки. Так как нормализованный сигнал от близко расположенных друг к другу элементов фотоприемника совпадает с точностью до шумов (при достаточно однородном сюжете), то

$$\begin{aligned}
 U_{i-1} &= \sum g \cdot u' \cdot k_{\text{norm}} = 4 \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}, \\
 U_i &= \sum(g^+ \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}^+) + g^- \cdot u' \cdot k_{\text{norm}}^- = \\
 &= 3 \cdot u' \cdot k_{\text{norm}} + u' \cdot k_{\text{norm}}^-, \\
 u' \cdot k_{\text{norm}}^+ &= u' \cdot k_{\text{norm}} = \frac{U_{i-1}}{4}, \\
 u' \cdot k_{\text{norm}}^- &= U_i - \frac{3 \cdot U_{i-1}}{4}.
 \end{aligned}$$

Таким образом,

$$\frac{k_{\text{norm}}^-}{k_{\text{norm}}^+} = \frac{U_i - \frac{3 \cdot U_{i-1}}{4}}{\frac{U_{i-1}}{4}} = \frac{4 \cdot U_i - 3 \cdot U_{i-1}}{U_{i-1}}.$$

В качестве значений U_i и U_{i-1} берутся средние значения этих элементов по центральному скану. Таким образом, процедура коррекции изображения выглядит следующим образом:

$$U^{\text{corr II}} = \frac{\sum g}{\sum(g^+) + g^- \cdot \frac{4 \cdot U_i - 3 \cdot U_{i-1}}{U_{i-1}}} \cdot U^{\text{def}}.$$

На рис. 6 показан результат работы алгоритма.

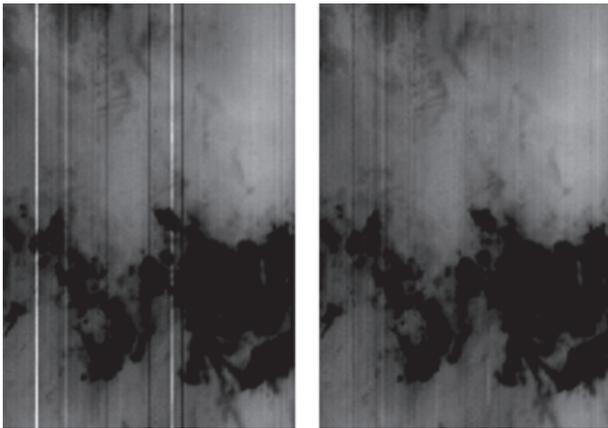


Рис. 6. Результат работы алгоритма коррекции

Большинство полос скорректировано. Полосы, оставшиеся после коррекции, изначально порождены дефектами конкретного МФПУ и не могут быть устранены вышеописанным методом. Слева приведено изображение до, справа — после коррекции.

Алгоритм коррекции неравномерности съемки бортового имитатора абсолютно черного тела

В аппаратуре МСУ-ГС № 2 для получения одного из опорных уровней для нормализации сигнала используется термостабилизированный бортовой имитатор абсолютно черного тела (ИАЧТ). В процессе калибровки он вводится внутрь оптической системы. Размеры ИАЧТ таковы, что он с запасом перекрывает сечение светового пучка из приемного объектива, однако вследствие этого имеет место частичное виньетирование световых пучков из периферийных зон ИАЧТ, что приводит к изменению освещенности элементов МФПУ вдоль строки. При бортовой обработке этот эффект не учитывается,

что приводит к неоднородности сигнала в строке изображения при съемке однородных по температуре сцен (рис. 7).

Коэффициенты коррекции были получены в процессе наземной калибровки МСУ-ГС № 2 следующим образом.

Из файла записи протяженного однородного источника излучения с температурой 340 К в каждом канале был получен усредненный профиль яркости строки P_i ($i = \overline{1, 183}$ — номер элемента в строке изображения), а также среднее значение сигнала M в области, использованной для построения градуировочных характеристик каналов (зависимостей выходного сигнала от радиационной температуры эталонного источника излучения). На рис. 8 показаны эти значения.

Коэффициенты коррекции r_i равны

$$r_i = \frac{M - C}{P_i - C},$$

где C — константа нормализации, соответствующая минимальной яркости. Значение скорректированного сигнала вычисляется следующим образом:

$$U_{i,t}^{\text{corr III}} = (U_{i,t} - C) \cdot r_i + C,$$

где $U_{i,t}$ — значение исходного сигнала, $U_{i,t}^{\text{corr III}}$ — значение скорректированного сигнала, t — номер строки. Результатом коррекции должно быть достижение равномерности сигнала при съемке однородных областей.

На рис. 9 показан результат обработки изображения, полученного МСУ-ГС № 2 в одном из первых сеансов. На исходном изображении типичная величина неоднородности составляет 5–10 уровней (что соответствует разности температур порядка 0,6–1,2 К на уровне 300 К). На скорректированном изображении неоднородность не превышает 1 уровня.

Алгоритм компенсации изменения температуры корпуса прибора

В процессе настройки и калибровки аппаратуры МСУ-ГС № 2 были проведены исследования зависимости выходного сигнала от температуры корпуса прибора [4]. Обработка результатов

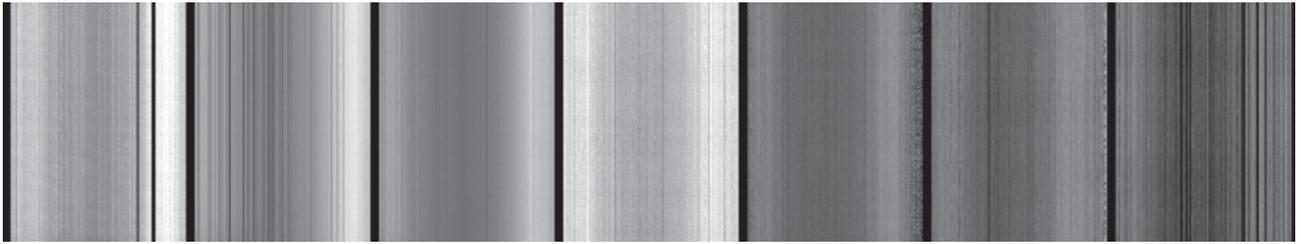


Рис. 7. Фрагмент изображения в каналах IV–X (слева направо). Неоднородность сигнала по строке обусловлена особенностями съемки бортового ИАЧТ

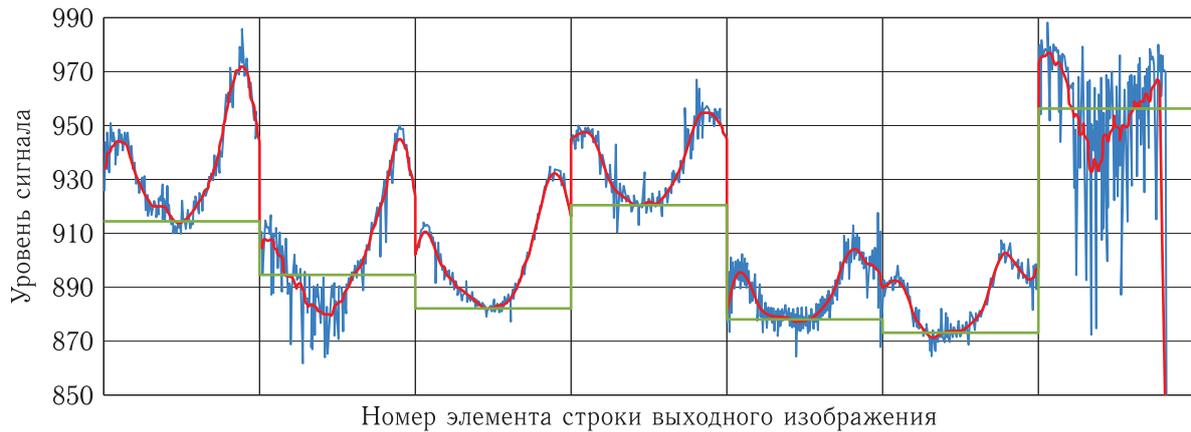


Рис. 8. Профиль сигнала от однородной сцены каналах IV–X (слева направо). Синим цветом показан сигнал в строке, красным — усредненный сигнал P_i , зеленым — опорное значение M

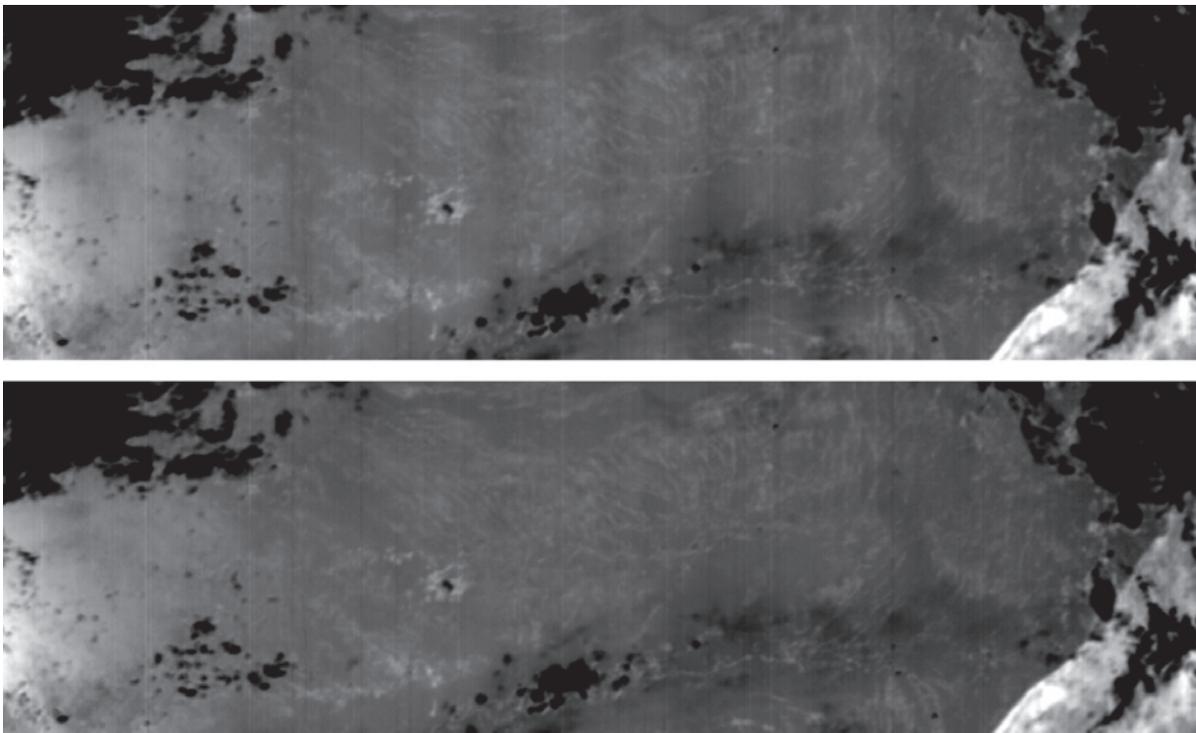


Рис. 9. Изображение до коррекции (вверху) и после коррекции (внизу)

калибровки показала заметное расхождение градуировочных характеристик каналов, полученных при различных значениях температуры. В наибольшей степени расхождение проявляется в IV канале (спектральный диапазон 3,5–4,0 мкм), как это показано на рис. 10.

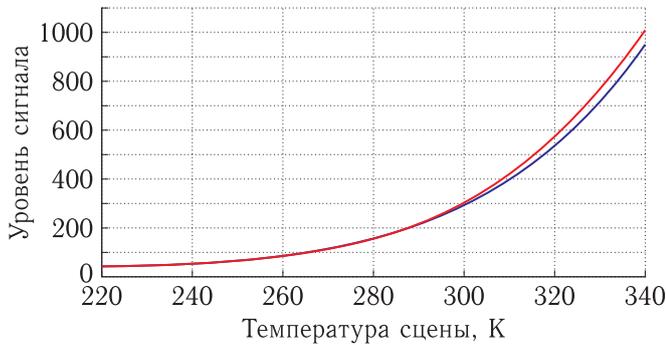


Рис. 10. Градуировочные характеристики, полученные для IV канала в двух сериях измерений при разных температурах корпуса прибора

Было выдвинуто предположение, что причина этих расхождений — изменение разности опорных сигналов от внутриприборного ИАЧТ с температурой 320 К (сигнал u_{hot}) и внешнего низкотемпературного источника излучения — имитатора космоса с температурой 90 К (сигнал u_{cold}). Сигналы u_{hot} и u_{cold} используются при бортовой обработке информационного сигнала по алгоритму двухточечной коррекции:

$$U^{l,i} = \frac{u_{\text{hot}}^{l,j} - u_{\text{cold}}^{l,j}}{u_{\text{hot}}^{l,j} - u_{\text{cold}}^{l,j}} \cdot A + C,$$

где l — номер строки МФПУ, j — номер элемента строки МФПУ, A — масштабный коэффициент, C — константа нормализации, соответствующая нулевому сигналу.

При изменении температуры конструктивных и оптических элементов в передней части оптического тракта (приемного объектива) имеет место изменение фоновой составляющей как информационного сигнала $u^{l,j}$, так и опорного сигнала $u_{\text{cold}}^{l,j}$, что очевидным образом компенсируется при двухточечной коррекции (в числителе выражения).

В то же время в знаменателе выражения приращение фоновой составляющей остается нескомпенсированным, так как ИАЧТ, являющийся

источником опорного сигнала $U_{\text{гор } i}$, расположен за приемным объективом и вводится в оптический тракт во время выполнения бортовой калибровки в начале кадра. Дифференцированием выражения для $U_{\text{норм}}^{l,j}$ приращение скорректированного сигнала находится как

$$\delta U^{l,i} = -(U^{l,i} - C) \cdot \frac{\delta(u_{\text{hot}}^{l,j} - u_{\text{cold}}^{l,j})}{u_{\text{hot}}^{l,j} - u_{\text{cold}}^{l,j}}.$$

Можно показать, что относительное приращение разности опорных сигналов $\frac{\delta(u_{\text{hot}}^{l,j} - u_{\text{cold}}^{l,j})}{u_{\text{hot}}^{l,j} - u_{\text{cold}}^{l,j}}$ не зависит от значения чувствительности конкретного элемента фотоприемника. Тогда поправка к скорректированному сигналу, учитывающая изменение внутриприборного фона, определяется через среднее по ансамблю чувствительных элементов относительное приращение разности $\frac{\delta(U_{\text{гор}} - U_{\text{хол}})}{U_{\text{гор}} - U_{\text{хол}}}$, которое в свою очередь является функцией внутриприборной температуры, как

$$\bar{\varepsilon} = \frac{\delta(u_{\text{hot}}^{l,j} - u_{\text{cold}}^{l,j})}{u_{\text{hot}}^{l,j} - u_{\text{cold}}^{l,j}} = \frac{\delta(u_{\text{hot}} - u_{\text{cold}})}{u_{\text{hot}} - u_{\text{cold}}} = f(T).$$

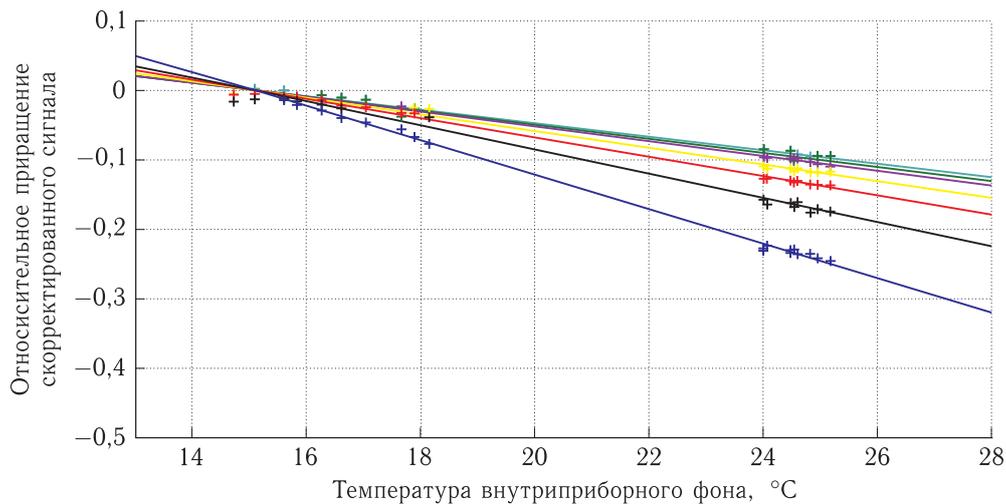
Допустив в первом приближении, что зависимость $f(T)$ имеет линейный вид, получаем:

$$\delta U^{l,i} = -(U^{l,i} - C) \cdot \bar{\varepsilon} = -(U^{l,i} - C) \cdot \alpha \cdot (T - T_0),$$

где T — среднее значение температуры аппаратуры на борту КА при штатном режиме функционирования, $T_0 = 15^\circ\text{C}$ — расчетное значение T . Таким образом, исправленный сигнал $U^{\text{corr IV}}$ определяется из выражения

$$U^{\text{corr IV}} = U - \delta U = U + (U - C) \cdot \alpha \cdot (T - T_0).$$

Значения опорных сигналов $u_{\text{hot}}^{l,j}$, $u_{\text{cold}}^{l,j}$ для каждого из каналов IV–X и показания температурных датчиков содержатся в составе служебной информации каждого кадра МСУ-ГС № 2. Найденные по этим данным значения $\bar{\varepsilon}$ в зависимости от внутриприборной температуры и аппроксимирующие регрессии для прибора показаны на рис. 11. Видно, что сделанное выше предположение о линейности зависимости $f(T)$ справедливо.

Рис. 11. Вид зависимостей $\bar{\varepsilon} = f(T)$

Целесообразность практического использования полученных зависимостей $\bar{\varepsilon} = f(T)$ для нахождения поправок к выходному сигналу была проверена путем коррекции данных, полученных в двух сериях радиометрической калибровки. В настоящий момент алгоритм находится в стадии отработки, поскольку реальная картина распределения и изменения температуры МСУ-ГС №2 на орбите существенно сложнее, чем в лабораторных условиях.

Заключение

Описанные в этой статье алгоритмы были апробированы в процессе наземных и летно-космических испытаний, показали свою эффективность и в настоящий момент включены в штатную программу обработки видеoinформации с МСУ-ГС №2. Их применение способствует достижению аппаратурой МСУ-ГС №2 высоких радиометрических характеристик, соответствующих современным мировым стандартам.

Благодарности

Авторы выражают благодарность коллективу разработчиков программного обеспечения под руководством профессора А. Е. Кузнецова

(НИИ «Фотон») за корректную и своевременную реализацию разработанных алгоритмов и внедрение их в комплекс обработки данных с МСУ-ГС №2.

Список литературы

1. Асмус В. В., Дядюченко В. Н., Загребаев В. А. и др. Развитие космического комплекса гидрометеорологического обеспечения на базе геостационарных спутников серии «Электро-Л» // Вестник ФГУП НПО им. С. А. Лавочкина, 2012, № 1. С. 3–14.
2. Андреев Р. В., Акимов Н. П., Бадаев К. В. и др. Многозональное сканирующее устройство для геостационарного метеоспутника «Электро-Л» // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, вып. 3. С. 33–44.
3. Андреев Р. В., Гектин Ю. М., Зайцев А. А. и др. Практическая реализация методов радиометрической коррекции ИК-изображений, получаемых с использованием многоэлементных фотоприемников // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, вып. 4. С. 9–13.
4. Гектин Ю. М., Зорин С. М., Новикова Н. В. и др. Метрологическое обеспечение радиометрической калибровки сканирующих систем ДЗЗ в видимой и инфракрасной областях спектра // Измерения и испытания в ракетно-космической промышленности. Тез. докл. науч.-техн. конф. (о. Городомля, 07–10 сентября 2015 г.). С. 22–25.

УДК 621.396

Проблемы аппаратного обеспечения измерений характеристик больших антенн по сигналам внеземных радиисточников

А. В. Калинин¹, В. А. Калинин², М. Н. Егоров³, А. Ю. Акулов⁴, М. В. Ширшов⁵, А. Е. Рогов⁶

¹д. т. н., ²к. ф.-м. н., ⁶к. т. н.,

^{1,2,3}Нижегородский государственный университет им Н. И. Лобачевского,

^{4,5,6}АО «Российские космические системы»

e-mail: andrey@kalinin.nnov.ru

Аннотация. Рассматривается современное состояние измерительных средств для экспериментального исследования радиотехнических характеристик больших антенн наземных комплексов управления в сантиметровом диапазоне волн. Приводятся структурные схемы и основные параметры разрабатываемых макетов модуляционных и корреляционных радиометров, а также экспериментальные результаты, полученные с их использованием.

Ключевые слова: зеркальная антенна, радиоизмерения, внеземной радиисточник, модуляционный и корреляционный радиометры

Challenges of Hardware Development for Measurement of Large Antenna Characteristics by the Extraterrestrial Radio Sources

A. V. Kalinin¹, V. A. Kalinin², M. N. Egorov³, A. Yu. Akulov⁴, M. V. Shirshov⁵, A. E. Rogov⁶

¹doctor of engineering science, ²candidate of physics and mathematics, ⁶candidate of engineering science,

^{1,2,3}Lobachevsky State University of Nizhni Novgorod,

^{4,5,6}Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: andrey@kalinin.nnov.ru

Abstract. This article discusses the current state of measuring technologies for the experimental study of radio characteristics of large antennas of ground control complexes in the centimeter wavelength range. The schematic diagrams and basic parameters of the prototypes of switching and correlational radiometers under development are presented, as well as the experimental results obtained with their use.

Keywords: reflector antenna, radio measurements, extraterrestrial radio source, switching and correlation radiometers

Введение

Для измерения параметров больших антенн широко используются радиоастрономические методы [1–3]. При этом мощность сигнала на выходе антенны при наведении ее на естественный радиоисточник, измеряемая как приращение эквивалентной шумовой температуры антенны, не превышает десятков кельвинов.

На рис. 1 показан пример записи сигнала на выходе антенны П2500 в X-диапазоне при наведении ее на «точечный» радиоисточник ДР21. В данном случае приращение антенной температуры составляет порядка 10К, что позволяет уверенно определять коэффициент усиления (КУ) этой антенны.

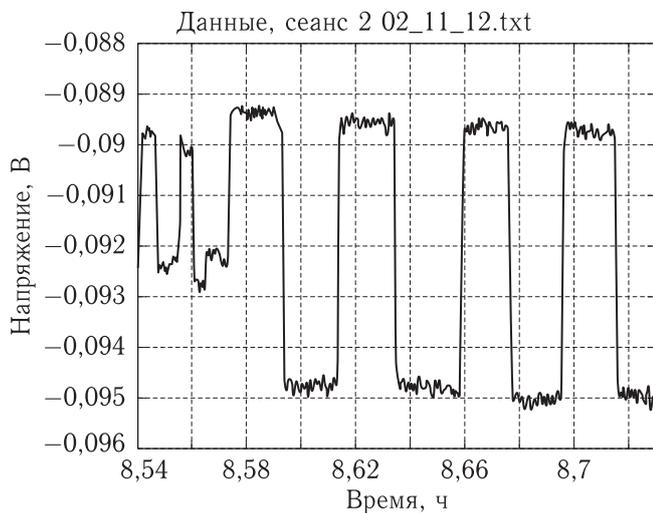


Рис. 1. Запись сигнала на выходе АС П2500 при наведении на радиоисточник ДР21

Однако при измерениях характеристик антенн меньших размеров, особенно на высоких частотах, где интенсивность большинства естественных радиоисточников падает, регистрируемые сигналы значительно уменьшаются.

Так, например, при измерении параметров 25-метровой антенны в Ка-диапазоне мощность сигналов, принимаемых от «точечных» радиоисточников, может не превышать нескольких десятых долей Кельвина. В данной работе анализируются возможности имеющейся аппаратуры для выполнения таких измерений.

Модуляционные радиометры

Модуляционные радиометры предназначены для измерения уровней мощности слабых шумовых и синусоидальных сигналов в радиоастрономических наблюдениях, измерениях характеристик антенн, а также при других видах радиоизмерений. Блок-схема модуляционного радиометра супергетеродинного типа показана на рис. 2.

Принцип действия модуляционного радиометра заключается в следующем. Измеряемый сигнал на входе приемника модулируется с частотой, задаваемой генератором опорного напряжения (порядка нескольких десятков или сотен герц). Модуляция реализуется периодическим подключением к входу прибора измеряемого сигнала и сигнала известной величины (так называемого опорного сигнала). В качестве источника опорного уровня, как правило, используется согласованная нагрузка с шумовой температурой, равной ее физической температуре, т. е. около 300 К.

Высокочастотная часть прибора построена по схеме супергетеродинного приемника и включает в себя смеситель, гетеродин и усилитель промежуточной частоты. Модулированный сигнал, а также собственные шумы прибора после преобразования в смесителе на промежуточную частоту и усиления на этой частоте поступают на квадратичный детектор, на выходе которого содержится как немодулированный шум, так и составляющая с частотой модуляции, пропорциональная мощности измеряемого сигнала. Эту составляющую можно выделить, т. к. спектральная плотность ее на частоте модуляции значительно больше спектральной плотности немодулированного шума прибора, хотя амплитуда ее может быть много меньше уровня шума. Выделение составляющей с частотой модуляции осуществляется путем синхронной фильтрации и синхронного преобразования этой составляющей в постоянное напряжение.

Таким образом, прибор регистрирует разность уровней измеряемого и опорного сигналов и дает возможность определить абсолютную величину измеряемого сигнала. Калибровка прибора осуществляется с помощью генератора шума с известной шумовой температурой.

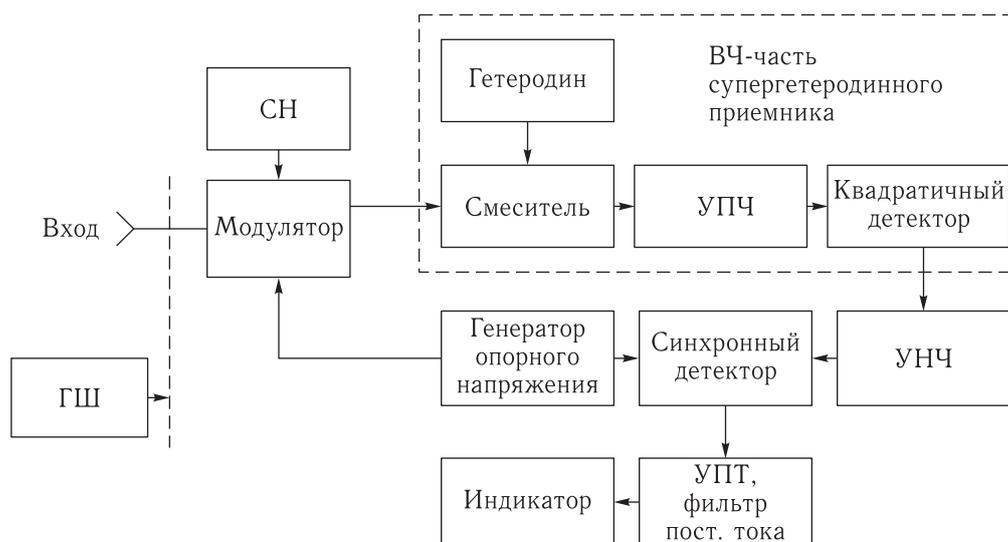


Рис. 2. Схема модуляционного радиометра супергетеродинного типа

Т а б л и ц а. Состав серии радиометров модели ПК7

Название прибора	ПК7-15	ПК7-16	ПК7-17	ПК7-18	ПК7-19	ПК7-20	ПК7-21	ПК7-22
Диапазон частот, ГГц	0,484–0,750	0,624–1,248	1,07–2,14	2,0–4,0	3,86–5,96	5,6–8,15	8,15–12,42	12,05–17,44

В СССР промышленные радиометры для измерения характеристик антенн выпускались в течение ряда лет. Состав последней серии радиометров модели ПК7-** приведен в таблице.

Конструктивно радиометры серии ПК7-** состоят из следующих блоков:

- блок высокой частоты, предназначенный для приема входных сигналов на один из двух идентичных входов, модуляции, фильтрации и преобразования ВЧ-сигнала на промежуточную частоту 30 МГц;
- блок индикации, включающий тракт измеряемого сигнала от оконечных каскадов усиления до цифрового индикаторного табло и разъема для вывода результатов измерений на внешнее регистрирующее устройство;
- блок управления, предназначенный для управления блоком ВЧ.

В состав приборов входят также два калиброванных генератора шума — «горячий» с шумовой температурой порядка 15 000–20 000 К и «холодный» — охлаждаемая жидким азотом

согласованная нагрузка с шумовой температурой порядка 80 К.

ВЧ-блок прибора выполнен выносным, что позволяет устанавливать его вблизи выхода облучателя антенн с целью уменьшения потерь в линиях передач.

Согласно техническому описанию радиометры данной серии обеспечивают измерение шумовой температуры в диапазоне от 30 К до $3 \cdot 10^5$ К. Флуктуационный порог чувствительности при постоянной времени 1 с не превышает 2–4 К в разных диапазонах частот.

Как видно из таблицы, модуляционные радиометры серии ПК7-** могут быть применены для измерения характеристик антенных систем на частотах до 17,44 ГГц. В частности, в последние годы были выполнены серии измерений характеристик АС П2500 в С- и Х-частотных диапазонах. Вместе с тем, учитывая устаревшую элементную базу и длительное складское хранение этих приборов, выпуск которых давно прекращен, весьма актуальным представляется разработка современных аналогов таких радиометров. Структурная схема этих

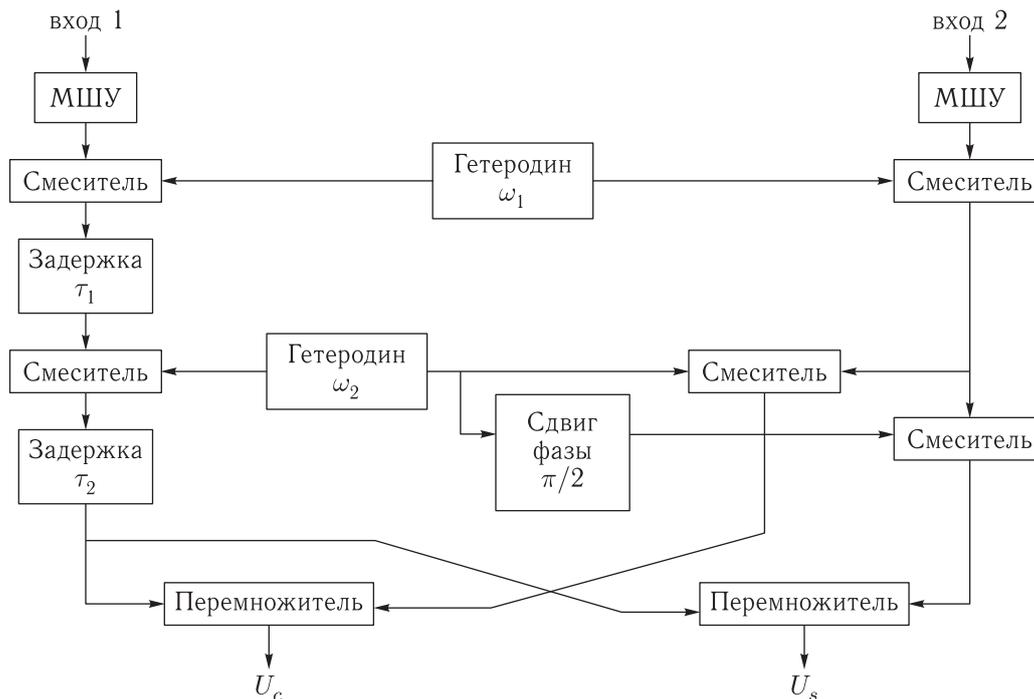


Рис. 3. Схема корреляционного радиометра для антенных измерений

приемников хорошо себя зарекомендовала и не требует изменений. Необходима ее реализация на современной элементной базе, согласование с управляющим компьютером и исполнение НЧ- и, возможно, ПЧ-части в цифровом виде. В настоящее время в ННГУ ведутся работы по созданию макетов цифровых модуляционных радиометров на базе ПЛИС со сменными СВЧ-блоками на С-, X-, Ku- и Ka- частотные диапазоны.

Корреляционные радиометры

Первоначально корреляционные радиометры создавались для использования в радиоастрономических малобазовых интерферометрах. На этой основе в 1990-х гг. в НПО «Кварц» (Нижний Новгород) по заказу НПО «Комета» был разработан промышленный вариант корреляционного радиометра для антенных измерений [4] и выпущено несколько образцов приемника для частотного диапазона 2–4 ГГц. Укрупненная блок-схема корреляционного радиометра данного типа приведена на рис. 3.

Двухканальный приемник с двойным преобразованием частоты имеет два аналоговых пере-

множителя, что позволяет одновременно измерять действительную и мнимую части функции корреляции входных сигналов. Ортогональность выходных сигналов обеспечивается введением фазового сдвига $\pi/2$ в тракт второго гетеродина одного из каналов. Первое преобразование частоты является однополосным, второе — двухполосным. Двойное преобразование частоты применяется для того, чтобы проводить все необходимые операции фазового сдвига на частоте второго гетеродина (порядка нескольких десятков МГц), что технически значительно проще, чем на входных частотах порядка нескольких ГГц. Как известно, после двухполосного преобразования все операции с фазой сигналов влияют только на амплитуду функции корреляции.

С использованием данного типа радиометров может быть реализован т. н. корреляционный способ антенных измерений, схема которого показана на рис. 4 [5]. Данный способ позволяет существенно расширить динамический диапазон измерения ДН антенны, измерять амплитудную и фазовую ДН, а также радиологическим способом восстанавливать распределение поля в апертуре антенны.

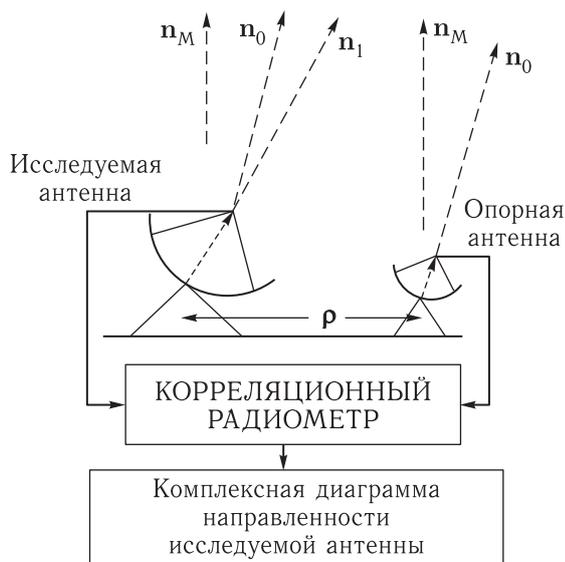


Рис. 4. Схема реализации корреляционного способа антенных измерений

При подключении обоих входов радиометра к выходу исследуемой антенны может быть измерена ДН по мощности, аналогично измерениям с модуляционным радиометром.

Цифровой корреляционный радиометр ННГУ

В ННГУ разработан макет цифрового корреляционного радиометра для антенных измерений [6]. Основу приемника составляет цифровой блок, реализованный на базе ПЛИС Virtex-5. Помимо этого, в состав радиометра входят блоки СВЧ-конверторов, гетеродин, персональный компьютер. Сменные конверторы С-, Х-, Ku- и Ka-диапазонов осуществляют перенос входных сигналов на промежуточную частоту. Сигналы ПЧ через АЦП поступают в ПЛИС, где происходит вычисление комплексной корреляционной функции. Полученное значение передается в ПК, где после преобразования записывается на жесткий диск. Управление работой цифрового блока осуществляется с ПК специально разработанным программным обеспечением. Схема цифровой части корреляционного радиометра представлена на рис. 5. В блоке реализованы основные функции:

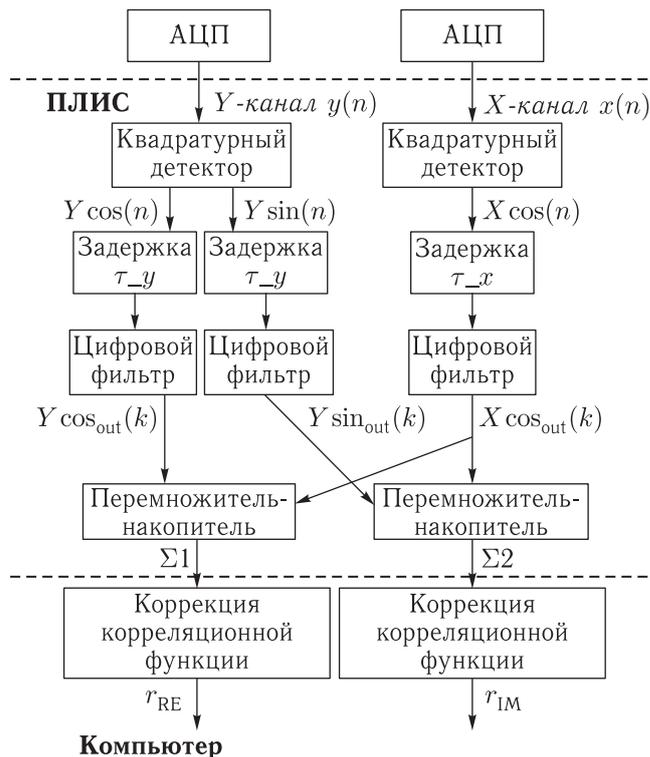


Рис. 5. Схема цифровой части корреляционного радиометра

квадратурное детектирование, цифровая фильтрация, задержки, перемножение и накопление сигналов. На выходе блоков перемножения–накопления получаются суммы $\Sigma 1$ и $\Sigma 2$, соответствующие реальной и мнимой частям корреляционной функции.

На рис. 6 представлена зависимость амплитуды (сплошной линией) и фазы (штриховой линией) корреляционной функции от уровня сигнала, поступающего на вход одного из каналов цифрового блока, при постоянном значении сигнала в другом канале и фиксированных значениях задержек в обоих каналах. Такой режим используется при работе радиометра в составе малобазового интерферометра при корреляционном способе измерений. Как видно из рисунка, линейная зависимость амплитуды корреляционной функции сохраняется при изменении входного сигнала в диапазоне не менее 70 Б, достаточно низкий уровень нелинейных искажений остается до ослаблений порядка -90 дБ. Фазовые отклонения не превышают 4° до уровней около -80 дБ. Данный результат демонстрирует, что приемник позволяет измерять

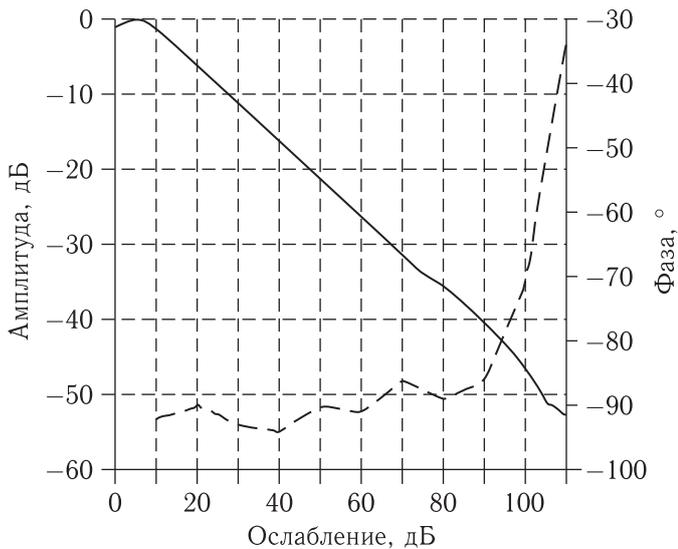


Рис. 6. Зависимость амплитуды и фазы корреляционной функции от уровня сигнала

диаграмму направленности антенны в динамическом диапазоне до 70–80 дБ.

На рис. 7 и 8 представлено центральное угломестное сечение ДН АС П2500 в С-диапазоне, измеренное с использованием разработанного макета корреляционного радиометра по сигналам естественного радиосточника ЗС405 (рис. 7) и геостационарного ИСЗ (рис. 8).

На рис. 9 и 10 показано распределение фазы поля в апертуре АС П2500, восстановленное радиоголографическим способом по сигналам ЗС405 и ИСЗ соответственно.

На рис. 11 и 12 показано сравнение соответствующих распределений амплитуды поля в апертуре.

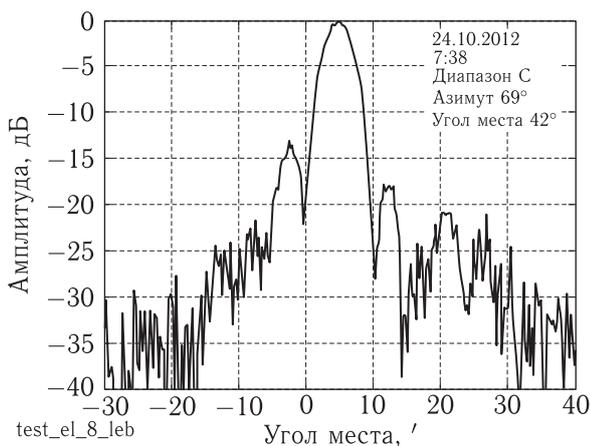


Рис. 7. Сечение ДН АС П2500, измеренное по сигналам естественного радиосточника ЗС405

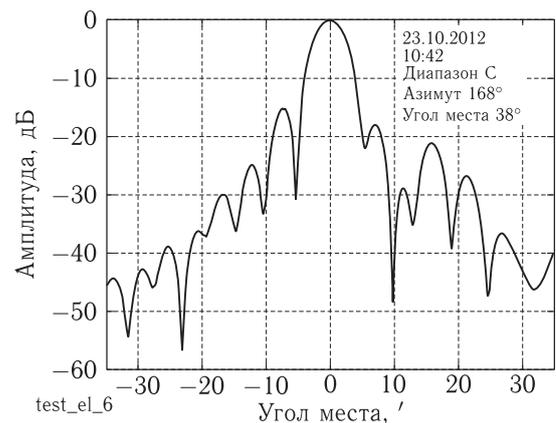


Рис. 8. Сечение ДН АС П2500, измеренное по сигналам геостационарного ИСЗ

Представленные результаты демонстрируют возможности измерений с использованием разработанного макета радиометра как по достаточно мощным узкополосным сигналам ИСЗ, так и по значительно более слабым широкополосным сигналам естественных радиосточников.

Заключение

В работе рассмотрены возможности использования существующих измерительных приемников для определения параметров антенн радиоастрономическими способами в сантиметровом диапазоне. Представлены схемы построения и результаты применения разработанного макета цифрового корреляционного радиометра. В настоящее время в ННГУ продолжаются работы по созданию макетов модуляционных и корреляционных радиометров нескольких частотных диапазонов. Предполагается использование этих приемников для измерений характеристик антенн с зеркалами 25 и 32 м на частотах до 30 ГГц.

Список литературы

1. Кузьмин А. Д., Саломонович А. Е. Радиоастрономические методы измерений параметров антенн. М.: Сов. радио, 1964. 184 с.
2. Цейтлин Н. М. Антенная техника и радиоастрономия. М: Сов. радио, 1976. 350 с.
3. Baars J. W. M. The measurement of large antennas with cosmic radio sources // IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1973, vol. AP-21, n. 4. P. 461–474.

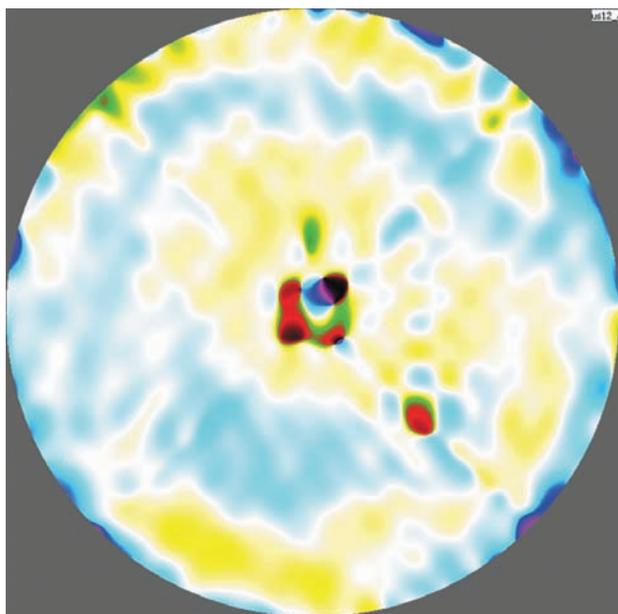


Рис. 9. Распределение фазы поля в апертуре АС П2500, восстановленное по сигналам радиоисточника 3С405

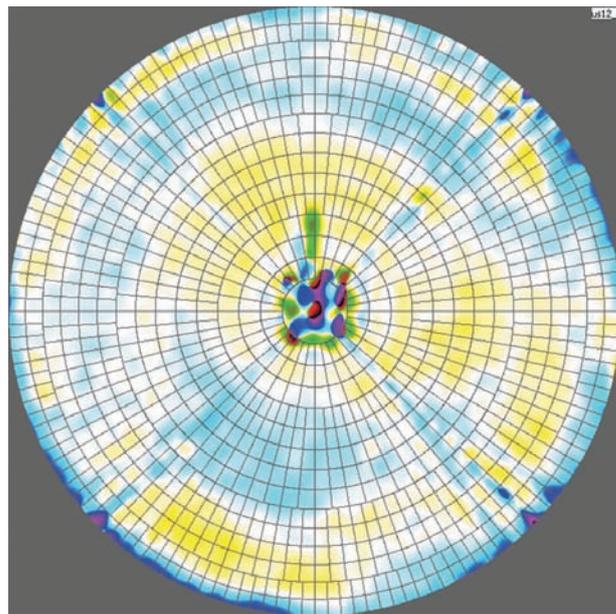


Рис. 10. Распределение фазы поля в апертуре АС П2500, восстановленное по сигналам геостационарного ИСЗ

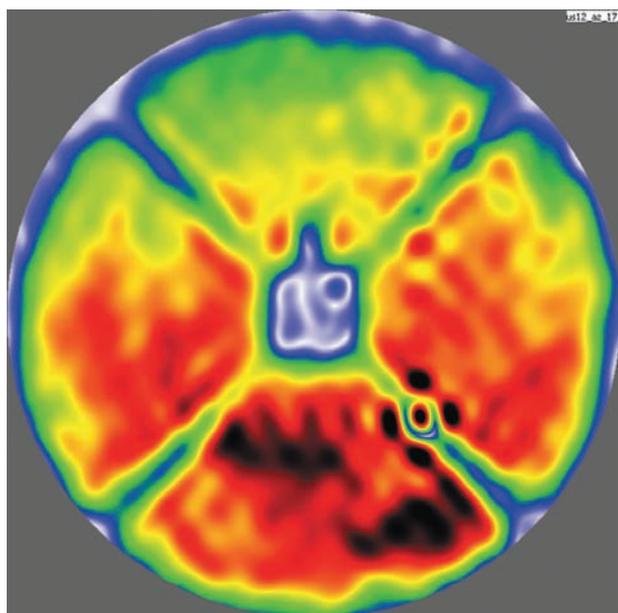


Рис. 11. Распределение амплитуды поля в апертуре АС П2500, восстановленное по сигналам радиоисточника 3С405

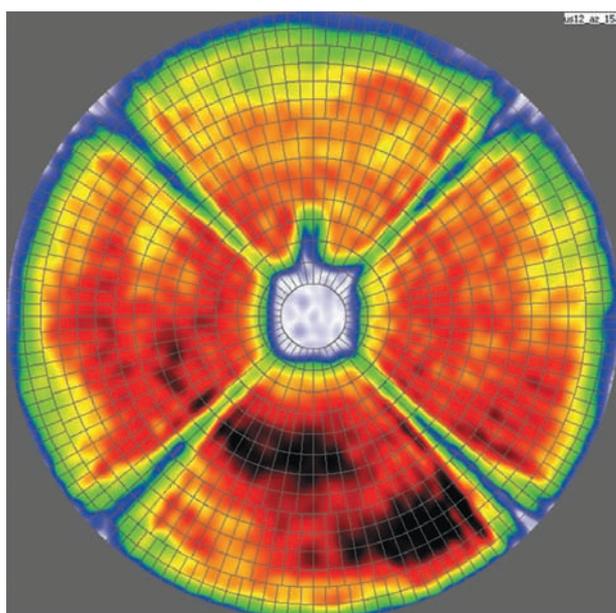


Рис. 12. Распределение амплитуды поля в апертуре АС П2500, восстановленное по сигналам геостационарного ИСЗ

4. Мальцев В.П., Щеглов К.С. Корреляционные радиометры в технике антенных измерений // Антенны, 1997, 2(39). С. 57–62.
5. Калинин А.В., Беагон В.С., Кисляков Г.А., Мальцев В.П. Разработка радиоастрономического корреляционного метода измерения характеристик зер-

кальных антенн // Изв. вузов. Радиофизика, 2002, т. 45, № 4. С. 279–288.

6. Калинин В.А., Беагон В.С., Калинин А.В. Корреляционный радиометр для антенных и интерферометрических измерений // Вестник ННГУ, 2011, № 5(3). С. 88–94.

УДК 355/359

Формирование научно-технического задела для разработки перспективных технологий космического приборостроения

А. А. Романов

д. т. н., профессор

АО «Российские космические системы»

e-mail: romanov@spacecorp.ru

Аннотация. В статье представлен анализ основных подходов при создании научно-технического и технологического заделов в организациях космического приборостроения, показано, что на современном этапе в ведущих корпорациях аэрокосмической индустрии исследования и разработки сосредоточены в крупных корпоративных центрах, реализующих принципы системного инжиниринга. Основными документами планирования инноваций являются технологические дорожные карты по критическим направлениям, на основании которых формируются проекты создания перспективных образцов космической техники, включающие основные этапы жизненного цикла изделий.

Рассмотрен процесс обеспечения готовности технологических инноваций в компании AIRBUS DEFENCE AND SPACE. Отмечается, что затраты на исследования и разработку соответствуют приблизительно 5% общего объема финансирования компании.

Предложена концепция корпоративного центра исследований и разработок в области космического приборостроения.

Обсуждены основные технологические тренды создания перспективных служебных и целевых приборов в интегрированной структуре АО «Российские космические системы». Результаты представлены в сводной таблице критических приборных (системных) технологий.

Ключевые слова: научно-технический задел, космическое приборостроение, системный инжиниринг, критические технологии, технологическая дорожная карта

Development of a Science and Technology Basis for Creation of Advanced Space Engineering Technologies

A. A. Romanov

doctor of engineering science, professor

Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: romanov@spacecorp.ru

Abstract. The article offers an analysis of the main approaches to the building of a scientific, technical and technological base in space device engineering organizations. It is noted that presently in the leading corporations of aerospace, the research and development is mainly conducted in the major corporate centers that implement the principles of systems engineering. The main innovation planning documents are the technological roadmaps for critical areas, on the basis of which the advanced space technology development projects, that include the main stages of the product life cycle, are created.

The availability engineering of the technological innovation in the company AIRBUS DEFENCE AND SPACE is considered. It is noted that the costs of research and development correspond to approximately 5% of the company's total funding.

The concept of the corporate center for research and development in the field of space device engineering is suggested.

The main technological trends in the development of advanced service and target devices in the integrated structure of the Joint Stock Company "Russian Space Systems" are discussed. The results are presented in the summary table of critical device (system) engineering technologies.

Keywords: scientific and technical basis, space device engineering, systems engineering, critical technologies, technology roadmap

Введение

Переход к инновационному пути развития экономики Российской Федерации на основе избранных приоритетов, к которым отнесены «Транспортные и космические системы», утвержден Указом Президента Российской Федерации от 7 июля 2011 г. № 899 [1]. При этом в число критических технологий вошли «Технологии создания ракетно-космической техники нового поколения». Реализация данного указа обеспечивается, в том числе, решением задач Федеральной космической программы до 2025 г. (ФКП-2025), одной из главных целей которой является создание научно-технического задела для перспективных космических комплексов и систем.

Рядом отраслевых руководящих документов за АО «Российские космические системы» закреплена роль головной научно-исследовательской организации ракетно-космической промышленности по разработке и созданию:

- технологий космического приборостроения;
- бортовых радиотехнических комплексов;
- наземных комплексов управления космическими аппаратами,

а также по применению электрорадиоизделий (электронной компонентной базы), используемых в комплексах и изделиях.

В результате выполнения ФКП-2025 будут развернуты работы по созданию опережающего задела по ключевым образцам бортовой целевой аппаратуры и служебных систем для наиболее перспективных космических аппаратов различного целевого назначения [2].

В работе [3] предложено толкование термина «создание научно-технологического задела», используемое для обозначения результатов всей совокупности научных исследований и технологических разработок, которые необходимо провести к моменту перехода к стадии ОКР по созданию образца космической техники. При этом подразумевается, что основу для проведения прикладных исследований и технологических разработок по созданию материалов, электронной компонентной базы, составных частей, модулей, блоков и других элементов, используемых при проведении ОКР, составляют новые

знания о явлениях, эффектах, законах и закономерностях, имеющих прикладное оборонное значение, полученные в ходе проведения фундаментальных, прогнозных и поисковых исследований.

Таким образом, основная идея создания научно-технического задела для разработки сложных технических систем очень проста: гораздо дешевле инвестировать в разработку технологий и исследования, используя методологии анализа миссии или системного проектирования до начала разработки системы, чем потом решать инженерные проблемы, неизбежно возникающие при реализации недостаточно хорошо проработанного проекта. Другими словами, чтобы делать хорошие изделия, сначала нужно понять, что они собой представляют. Заблаговременное и разумное вложение инвестиций в исследование альтернативных вариантов и состояние завершенности конкурирующих технологий улучшает качество управленческих решений при разработке систем, а также точность оценок их стоимости и сроков создания [4].

На разных этапах развития прикладных научных исследований целевая функция создания научно-технического задела формулировалась и реализовывалась неодинаково. Авторы книги [5] выделяют 5 этапов эволюции поколений управления исследованиями и разработками, начиная с 1950-х гг. и заканчивая современным этапом. На самом раннем этапе доминировала линейная модель управления, когда в корпоративных научно-исследовательских лабораториях получали новые знания, которые затем преобразовывались в технологии и новые продукты.

Следующее поколение относится к 1960–1970 гг. Оно характеризуется переходом к удовлетворению требований рынка. При этом возрастающая конкуренция определила главные приоритеты ориентации НИОКР на рынок, что привело к доминированию краткосрочных целей над долгосрочными задачами фундаментальных НИР. Линейная модель управления НИОКР все еще работала, но уже дополнялась элементами маркетинга, особенно на начальной и конечной стадиях работ. Научно-исследовательские лаборатории интегрировались в законченные организационные системы предприятий и становились равноправными структурными подразделениями наравне со всеми другими подраз-

делениями корпораций. Их главной задачей становилось выявление требований заказчика и поиск новых идей, необходимых для их удовлетворения.

Третье поколение управления НИОКР возникло в семидесятые годы прошлого века как ответ на два глобальных нефтяных кризиса, приведших к скачкам инфляции и безработицы. Сложившаяся ситуация подтолкнула к переориентации управления НИОКР, когда компании пересматривали свое стратегическое мышление в направлении более рациональных действий, вследствие чего были вынуждены консолидироваться, трансформируя ценную политику и минимизируя путь от новых знаний к новым технологиям. Данный этап характеризуется внедрением принципов проектного управления в управление НИОКР.

Четвертое поколение управления НИОКР применялось в восьмидесятые и девяностые годы, когда сильные глобальные корпорации укрепляли свою власть. Экономические показатели постоянно улучшались. Такие промышленные гиганты, как «Тойота», «Сони» и «Хонда», усиливали инвестиции в НИОКР, перенося фокус с собственно проектов на всю бизнес-систему.

Пятое поколение управления НИОКР внедряется на современном этапе развития мировой экономики. При этом наблюдается интересное явление, когда глобализация и ускоренное создание новых технологий привели к тому, что компании, конкурировавшие в прошлом, начали совместно инвестировать в перспективные НИОКР, создавая партнерские кластеры. При подобном подходе исследователи становятся одними из акционеров компаний наравне с производителями, дилерами, пользователями и поставщиками, а выполнение корпоративных НИОКР в таких компаниях, как «Майкрософт», «Нетскейп» и «Делл», определяет будущий рынок НИОКР [6, 7].

Следует отметить, что в большинстве случаев управление НИОКР в Российской Федерации все еще находится на уровне перехода от третьего к четвертому поколению, поэтому проблема реформирования этого процесса весьма актуальна и требует тщательной разработки.

В работе [8] показано, что современное мировое состояние разработки технологий характеризуется переходом от пятого в шестому тех-

нологическому укладу, начало которого относят к 2020 г. Основными направлениями разработок шестого технологического уклада станут:

- биотехнологии, основанные на достижениях молекулярной биологии и генной инженерии;
- нанотехнологии;
- системы искусственного интеллекта;
- глобальные информационные сети и интегрированные высокоскоростные транспортные системы.

Дальнейшее развитие получают гибкая автоматизация производства, космические технологии, производство конструкционных материалов с заранее заданными свойствами, атомная промышленность и авиаперевозки.

Очевидно, что поставщиками технологий для мировой экономики станут только те страны, которые уже сегодня начали переход к новому технологическому укладу. Всем остальным уготована участь потребителей разработок лидеров. Соответственно для отечественной наукоемкой индустрии данная проблема становится жизненно важной, поскольку ведущие в технологическом отношении страны будут продолжать политику доминирования и вряд ли пойдут на активное сотрудничество и совместную разработку инноваций с Россией.

Целью настоящей статьи является проведение сравнительного анализа существующих подходов к организации корпоративного управления научно-технической деятельностью, а также технологических дорожных карт в области мирового космического приборостроения и предложение путей организации подобных работ в АО «Российские космические системы».

Метод технологического дорожного картирования

Методология дорожного картирования в настоящее время широко используется различными организациями и предприятиями, разрабатывающими наукоемкую инновационную продукцию [9] для координации и управления исследованиями и разработками, а также обеспечения соответствия вложенных инвестиций целям и стратегии развития компаний.

Технологическое картирование первоначально было предложено компанией «Моторола» в 1970-е гг. для улучшения координации разработки технологий и инновационной продукции за счет обеспечения структурированного визуального представления стратегии компании. Руководитель компании «Моторола» в то время Боб Гэлвин предложил следующее определение: «Дорожная карта представляет собой развернутое отображение взгляда в будущее выбранного направления инноваций, выражающее обобщенные знания и представления о драйверах, наиболее влияющих на стратегическое развитие компании».

В Российской Федерации используются следующие определения дорожного картирования [10].

Дорожное картирование — систематический подход, позволяющий выявить критические потребности в технологиях для того, чтобы удовлетворить спрос на них. Картирование включает, как правило, анализ рыночных или отраслевых тенденций, текущих и будущих технологических возможностей и выявление взаимосвязей между тенденциями, необходимыми продуктами, технологиями и текущими возможностями.

Дорожная карта — это стратегический план, описывающий действия, которые должна выполнить организация, чтобы достичь указанных результатов и целей. Карта четко очерчивает связи между задачами и приоритетами для действий в ближайшей, среднесрочной и долгосрочной перспективах. Эффективная дорожная карта также включает систему показателей и контрольные точки, позволяющие регулярно отслеживать продвижение к достижению конечных целей.

Технология — совокупность научно-технических знаний, процессов, материалов и оборудования, которые могут быть использованы при разработке, производстве или эксплуатации образцов РКТ.

Отметим, что в целом понимание технологий в нормативных документах различных космических ведомств мира очень похоже. Документ NASA OMB No.A-11 «Выполнение исследований и разработки» дает следующее определение термина «технология»: решение, возникающее за счет применения инженерных знаний при создании прибора, процесса или подсистемы и обеспечивающее получение заданных характеристик [11]. При этом

подразумевается, что понятие технология включает в себя прикладные исследования: систематизированное изучение, улучшающее знания или понимание, необходимые для определения средств, используемых для удовлетворения заданных потребностей. Также в данное понятие входит и разработка, которая направлена на производство материалов, приборов, а также систем или методов, включая проектирование, совершенствование и улучшение прототипов, а также новых процессов, удовлетворяющих заданным требованиям.

В настоящее время используются разнообразные формы дорожных карт, хотя все они обычно фокусируются на многоуровневых схемах, привязанных к единой временной шкале, связывающей разработку необходимых технологий с рыночными тенденциями и драйверами.

Наиболее полное представление о шаблоне технологической дорожной карты можно получить на примере рис. 1. Подобный тип дорожной карты выражает видение как со стороны «требования», так и со стороны «поставлено», балансируя между рыночными побудительными мотивами и технологическими «прорывами».

Ключевые вопросы, на которые отвечает такая дорожная карта:

1. Куда мы идем?
2. Где мы сейчас?
3. Как мы сможем достичь поставленных целей?

Верхняя часть дорожной карты (голубой цвет) отражает рыночные тренды и запросы бизнеса, отвечая на вопрос: зачем все это нужно? Средняя часть (желтый цвет) отражает виды производимой продукции, услуги или разрабатываемые системы, поясняя, что мы создаем. И, наконец, нижняя часть (зеленый цвет) представляет разрабатываемые технологии, выполняемые исследования и потребные для этого ресурсы, объясняя, каким образом мы достигаем поставленных целей. Таким образом, можно сказать, что верхняя часть «подтягивает» среднюю, в то время как нижняя часть ее «подталкивает».

Другими словами, верхняя часть дорожной карты отражает коммерческие и стратегические перспективы компании, средняя часть — состояние и перспективы проектирования, разработки и производства, а нижняя — необходимые перспективные исследования и требуемые технологии.

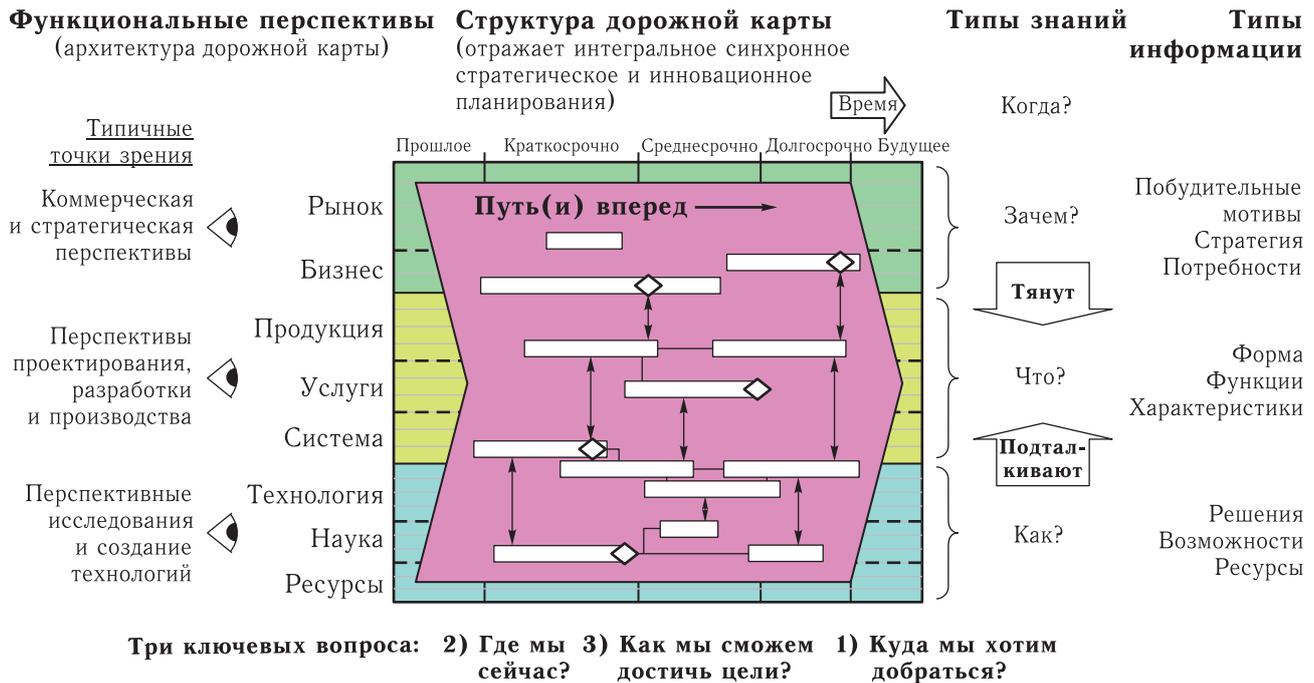


Рис. 1. Многоуровневая дорожная карта

Следовательно, «дорожная карта» — это не только сетевой график реализации проекта создания инновационной продукции.

Почему данный подход оказался таким востребованным? Ответ на данный вопрос достаточно прост. Никого не интересуют результаты НИР сами по себе. Еще хуже, когда разработка конструкторской документации в ходе выполнения ОКР осуществляется без выполнения предварительной прикладной НИР. Зато всех интересует конечный продукт заданного качества, оптимальный по цене и доступный в разумные сроки.

Именно поэтому на первый план и выходит создание новых технологий разработки и производства инновационной продукции, обладая которой производитель может обеспечить конкурентоспособность и технологическую независимость выпускаемых изделий. Реализация указанной цели достигается применением стандарта «Уровни технологической готовности» (TRL), приводящим в соответствие стадии жизненного цикла изделий и технологическую зрелость разработки [12]. Традиционно уровни TRL1–TRL3 соответствуют инновациям ранней стадии и достигаются в результате проведения научно-исследователь-

ских работ в вузах и институтах академий наук, TRL4–TRL5 обеспечиваются разработками критических технологий в технологических компаниях, и после демонстрации комплексных возможностей на этапе квалификации системы TRL6 начинается коммерциализация инноваций, соответствующих TRL7–TRL9, которая проводится заинтересованными бизнес-структурами.

Сравнительный анализ технологических дорожных карт мировой аэрокосмической индустрии

В табл. 1 приведены типовые варианты программ развития технологий NASA, поддержанных в рамках финансирования различными фондами, где иллюстрируются основные характеристики этих программ по длительности, стоимости и достигаемым уровням технологической готовности.

Видно, что по мере повышения достигаемого уровня TRL количество проектов уменьшается, общий срок реализации инноваций от момента валидации концепции до квалификации системы

Таблица 1. Типовые варианты программ разработки технологий NASA

Элемент программы технологии	Инновация ранней стадии	Революционная технология	Демонстрации комплексных возможностей
Стадия разработки	Валидация концепции (TLR 1-2)	Техническая демонстрация (TLR 3-4/5)	Квалификация системы (TLR 6)
Количество проектов	100+	10-20	3-8
Типовая стоимость проекта	\$50 000-\$800 000	\$45 000 000 (2 г.) \$75 000 000 (3 г.)	\$150 000 000 из STR
Длительность проекта	6 мес-2 г.	2 г. с продлением на 1 г.	< 3 лет
Программы	Гранты на исследование космических технологий	Разработка революционной технологии малого спутника	Демонстрации технологий Миссии малых спутников Эдисона Полетные возможности
	NIAC 2		
	Фонд центра инноваций		
	SBIR/STTR		
	Вызовы столетия		
Отбор исполнителей	Завершен	> 70% завершен	> 70% завершен
Типовые исполнители	Академия, NASA промышленность	NASA, академия национальные лаборатории, промышленность	Промышленность, NASA
Финансирование/ партнерские механизмы	Гранты, контракты, кооперативные соглашения, конкурентные конкурсы	Гранты, контракты, кооперативные соглашения, соглашения о космической деятельности	Контракты, соглашения о космической деятельности
Софинансирование	Желательно	Предпочтительно	Требуется минимум 25%
Партнеры	Академия Федеральные: NASA, DARPA, Минобороны, Минэнерго, NOAA, NSF, и другие Промышленность: авиакосмическая, неавиакосмическая Международные партнеры		

не превышает 5 лет. При этом схема финансирования проектов предусматривает наличие софинансирования разработки начиная с самых ранних стадий.

Летом 2015 г. NASA выпустило 15 технологических дорожных карт, рассматривающих широкий набор необходимых технологий, предложенных к разработке в ближайшие 20 лет (2015-2035) [13]. Дорожные карты прежде всего сфокусированы на проведении прикладных научных исследований и разработок. Конечный документ включает полный набор дорожных карт (рис. 2) и содержит вводную часть, описывающую ключевые взаимопроникающие технологии, а также 15 технологических областей космической деятельности, для каждой

из которых разработана своя дорожная карта. Во введении выделены несколько технологий, включенных более чем в одну технологическую область. Ожидается, что разработка представленных технологий обеспечит прорыв в обеспечении разнообразных космических миссий NASA. В дополнение разработка в NASA всех этих технологий приведет к многочисленным приложениям для населения, улучшающим состояние здравоохранения, перевозки, безопасность жизнедеятельности и производство товаров народного потребления.

Наиболее близкой к технологиям космического приборостроения является дорожная карта TA8 «Научное оборудование, обсерватории и датчиковые системы», содержащая ключевые компоненты



Рис. 2. Технологические дорожные карты NASA

космических приборов целевого наблюдения, включая оптические элементы, зеркала, фокальную плоскость с детекторами и электроникой обработки, криогенные охлаждающие элементы и др. Полная дорожная карта до 2030 г. по направлению TA8 приведена на рис. 3. На временной оси отложены все точки принятия важных решений и ключевые события: проведение независимых экспертиз, одобрение выбранных решений, завершение этапов разработки технологий, моменты достижения уровня TRL6, а также ожидаемые технологические прорывы.

Аналогично дорожным картам NASA разработаны дорожные карты ESA, JAXA и Китая [14–16]. Следует отметить, что финансирование технологических разработок в ESA осуществляется как в рамках обязательных программ, включающих научную программу создания основных технологий (СТР) и программу фундаментальных технологических исследований (TRP), так и с использованием дополнительных программ, куда входят:

1. Основная программа поддержки технологий (GSTP).
2. Рамочная программа ДЗЗ (EOEP).
3. Прикладные телекоммуникационные исследования (ARTES 3–5).
4. Европейская программа развития ГНСС (EGEP).
5. Программа создания перспективных средств выведения (FLPP).
6. Пилотируемая программа (THERP).
7. Программа автоматических спутников (ETP).

Полностью механизм финансирования технологических разработок в ESA с привязкой к уровням технологической готовности представлен на рис. 4.

Отличительная особенность технологических дорожных карт Японии состоит в том, что в них реализуются сразу несколько различных стратегий.

СТРАТЕГИЯ 1. Продвижение применения малых спутников в качестве подкрепляющей меры увеличения частоты наблюдений

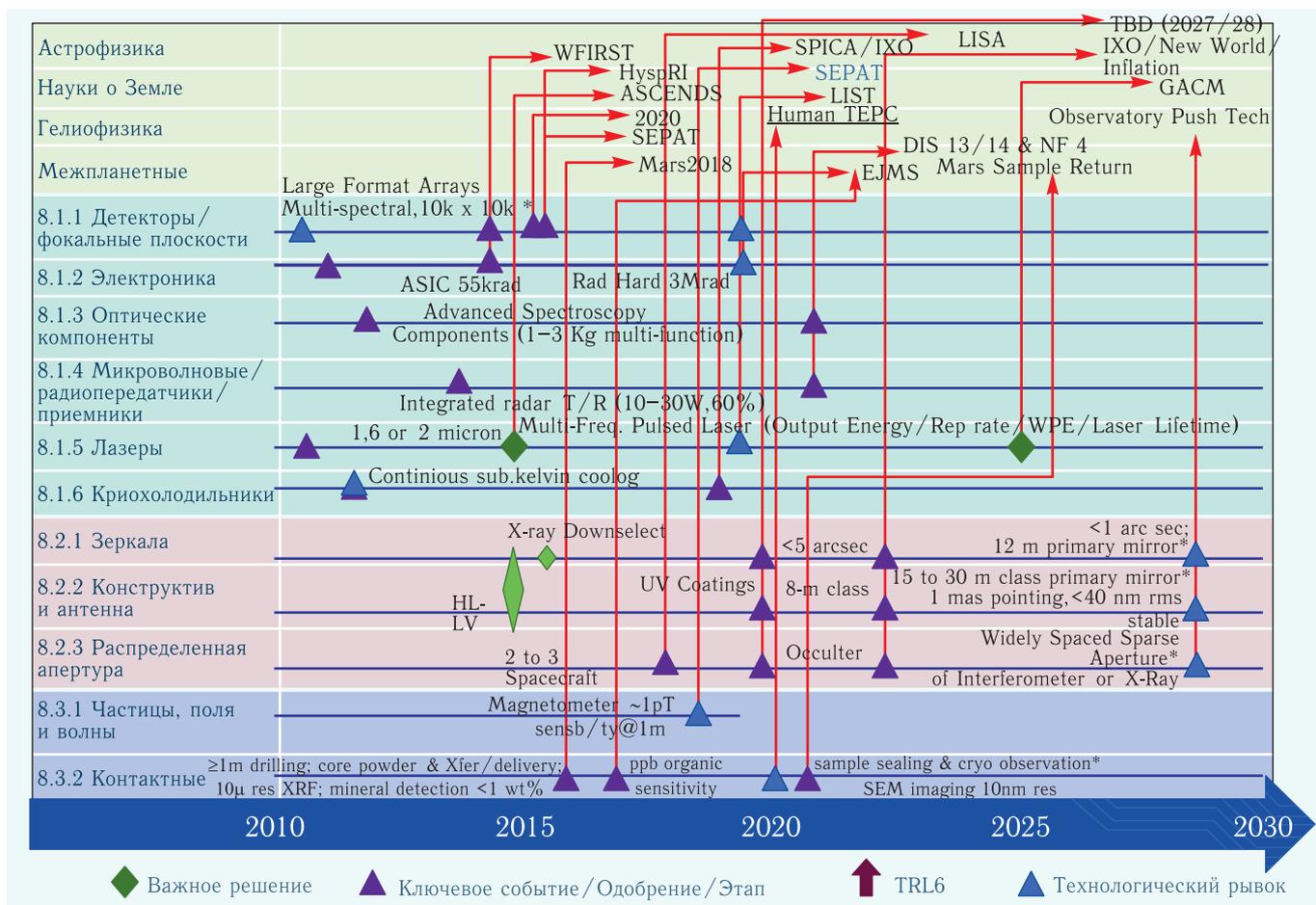


Рис. 3. Технологическая дорожная карта NASA TA8

и дополнения функций к общей космической системе Японии, главная часть которой создана на КА средних размеров.

Реализация заданной стратегии достигается применением базовой составляющей орбитальной группировки на основе среднеразмерных спутников, включающей спутники массой около 2 т, применяемые для наблюдений суши/океана в глобальном и региональном (Азия) масштабе с установкой высокопроизводительных сенсоров, имеющих широкую полосу захвата и высокое пространственное разрешение.

Малые спутники рассматриваются как дополнение и могут применяться в миссиях, требования которых будут удовлетворены простой малогабаритной аппаратурой.

В настоящее время изучаются следующие применения:

1. Космическая АИС (автоматическая идентификационная система) для наблюдения судов в океане.

2. Миссия PCA (радиолокатор с синтезированной апертурой) с небольшой антенной, работающей только на прием.

3. Миссия для изучения газового состава атмосферного воздуха.

В перспективных приложениях рассматриваются следующие варианты платформ малых космических аппаратов:

- серии малых КА JAXA, например малый демонстрационный спутник и малый научный спутник;
- малые спутники, производимые национальными университетами и компаниями, а также
- японский модуль на МКС.

СТРАТЕГИЯ 2. Сделать малые КА первопроходцами на пути уменьшения размеров

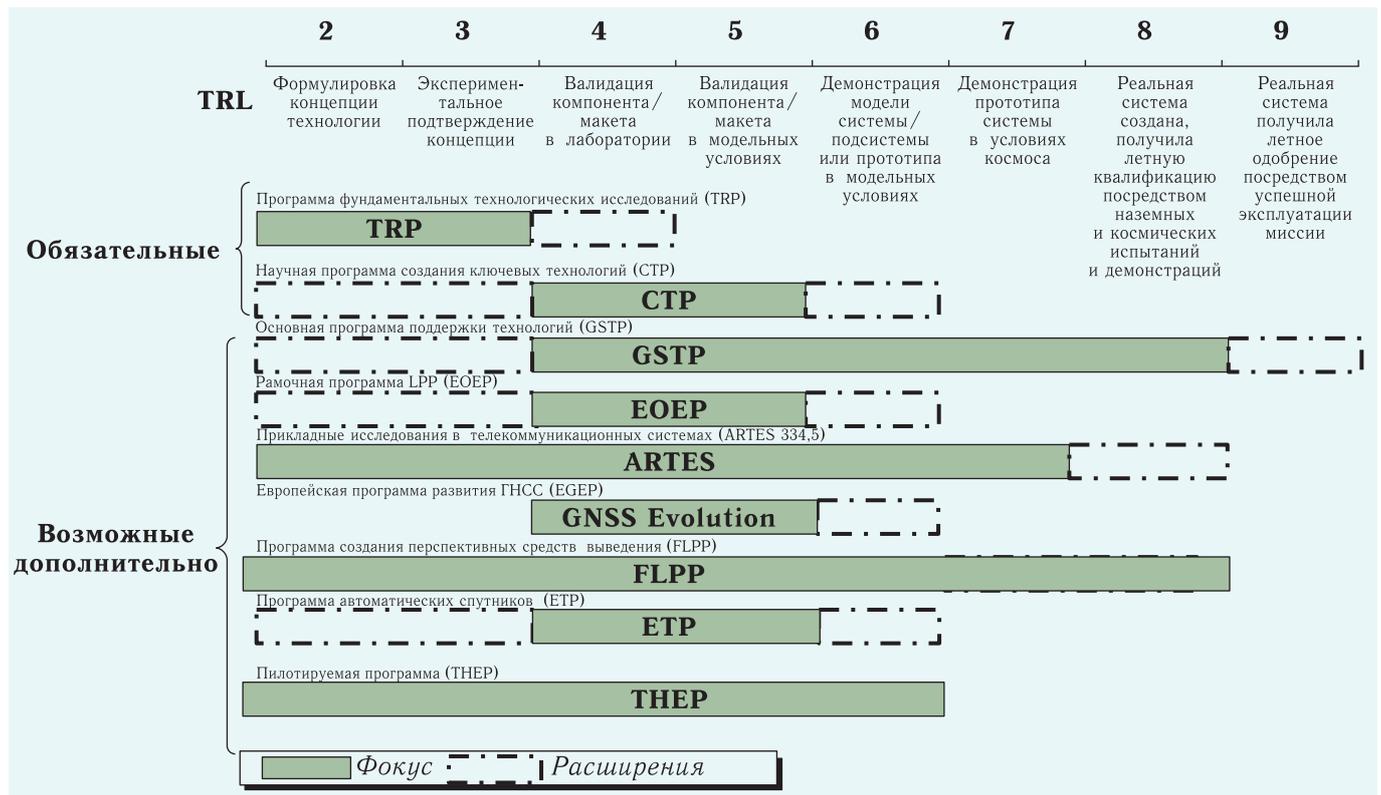


Рис. 4. Механизм финансирования разработки технологий в ЕКА

и веса спутниковых компонентов, применимых на больших КА, что приведет к повышению технологической конкурентности Японии.

Достижение целей данной стратегии обеспечивается путем выполнения НИОКР по уменьшению размеров и веса спутниковых компонентов. Это дает:

1. Повышение существующего отношения массы полезной нагрузки к общей массе спутниковой системы:

- на 10% для 5 кг ПН @ 50 кг общей массы КА,
- на 20% для 100 кг ПН @ 500 кг общей массы КА.

2. Значительное улучшение весового коэффициента будет достигнуто за счет уменьшения компонентов спутниковой платформы и ПН без ухудшения параметров компонентов.

3. Целевое уменьшение веса приведет к тому, что будут гарантированы:

- характеристики, аналогичные существующим,
- 40% уменьшения веса ПН,

- 20% уменьшения веса компонентов платформы,
- результирующее общее уменьшение веса спутника от 20% до 40%.

4. Полученные результаты НИОКР будут внедрены на спутниках большей размерности.

Подводя промежуточный итог рассмотрения программ разработки технологий в мировой аэрокосмической индустрии, можно констатировать, что метод дорожного картирования широко применяется всеми ведущими космическими агентствами для планирования, разработки и внедрения инноваций.

Подходы к организации корпоративной научно-технической деятельности

В настоящее время практически все крупные мировые коммерческие компании имеют свои собственные центры исследований и разработок, обеспечивающие их поступательное развитие, инкорпорированные в структуру корпораций, а сами



Рис. 5. Процесс создания инноваций в компании Airbus Defence and Space

корпорации представляют собой мощные научно-производственные объединения. При этом везде реализуется наиболее принятая модель полного инновационного цикла — непрерывного процесса получения «добавочной стоимости» продукции (генерация знаний — трансформация знаний в опытные разработки — коммерциализация технологий). Финансирование новых разработок в таких компаниях осуществляется за счет собственных инновационных фондов, а также путем привлечения средств госбюджета.

Рассмотрим теперь организацию работ в корпоративном центре исследований и разработок компании Airbus Defence and Space [17].

Инвестиции в инновации в данной компании разделены на две категории:

1. Исследования и технологии (R&T).
2. Исследования и разработки (R&D).

Из категории R&T финансируется изучение технологий на самых ранних стадиях готовности, в то время как категория R&D использует выявленные технологии для создания новых изделий и услуг. При этом 80% работ в категории R&T направлено на решение проблем соблюдения экологических требований.

Ежегодно группа тратит более 3 млрд евро на R&D. В 2014 г. 3,39 млрд евро было потрачено на R&D из собственных средств (2013 г. — 3,16 млрд). Затраты на R&D соответствуют приблизительно 5% средств, потраченных на разработку двух основных программ: A350 XWB и A320neo.

Схема процесса создания инноваций представлена на рис. 5. Отметим, что отбор идей, подлежащих проведению исследований, осуществляется по модели снизу вверх, когда тематика предлагается нижестоящими коллективами.

Центр перспективных технологий корпорации Lockheed Martin представляет собой наиболее совершенный пример, полностью интегрирующий прикладные научные исследования и разработки аэрокосмической промышленности США (рис. 6). Центр включает 235 лабораторий, географически распределенных в Силиконовой долине в Калифорнии и Денвере [18], 42 из которых сосредоточены на разработке аппаратуры. В центре работают более 700 инженеров, большинство из которых имеют ученые степени по широкому спектру технических дисциплин.

Начиная с 1950 г. центр сосредоточился на обслуживании заказчиков корпорации Lockheed

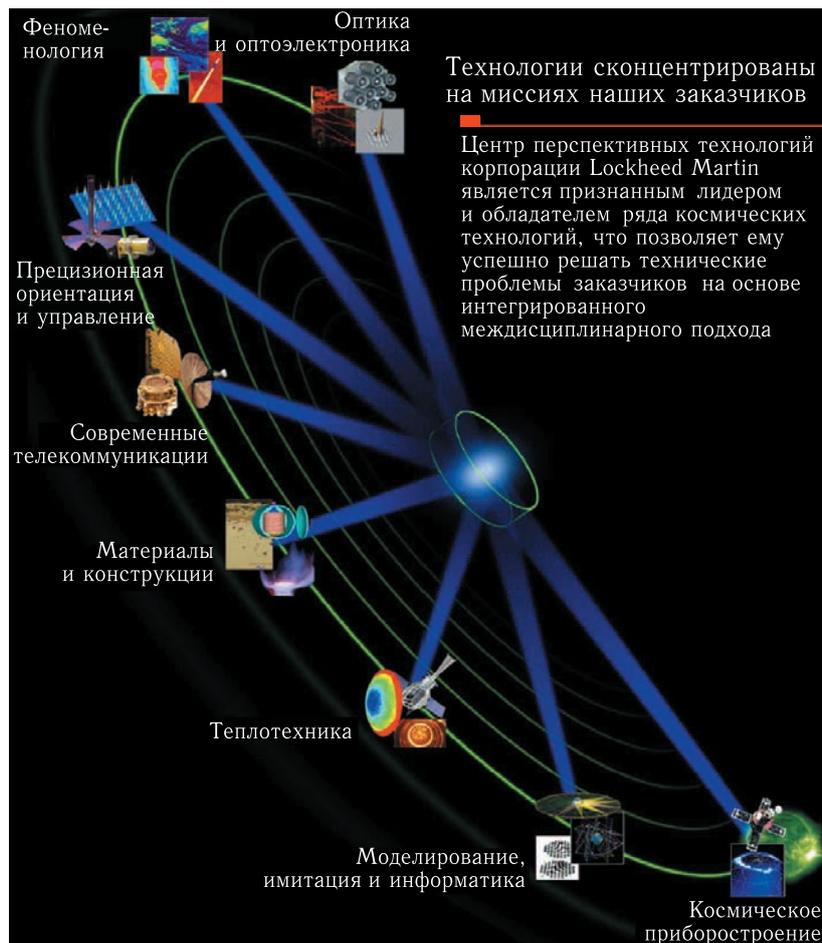


Рис. 6. Тематика центра перспективных технологий корпорации Lockheed Martin

Martin, обеспечивая внедрение технологических прорывов при реализации практических бизнес-решений на основе интегрированного междисциплинарного подхода.

Далее проведем анализ возможных подходов к организации корпоративной научно-технической деятельности АО «РКС» на примере реализации инновационного цикла, упомянутого выше.

Блок «Генерация знаний»

На этапе генерации знаний выполняются научно-исследовательские работы, направленные на выявление перспективных направлений развития, а также формируется прогноз появления новых технологий, обеспечивающих получение новой коммерческой продукции. Как правило, крупные кор-

порации только частично сами выполняют подобные исследования, в основном осуществляется поиск уже полученных новых знаний путем анализа результатов исследований, финансируемых государственными институтами развития.

В Российской Федерации таковыми являются результаты исследований институтов РАН, вузов и различных отраслевых НИИ, полученные при выполнении ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России» [19], а также поддержанных различными государственными фондами и институтами развития (РФФИ, фонд Сколково, Роснано, ФПИ и т. д.).

В Российском фонде фундаментальных исследований (РФФИ) практикуется такая форма организации поисковых ориентированных фундаментальных исследований, как совместные конкурсы

на выполнение НИР в интересах различных отраслей народного хозяйства и крупных корпораций (Роскосмос, Росатом, РЖД), когда тематика исследований задается потенциальным потребителем результатов с обеспечением долевого финансирования работ (50 % на 50 %) [20].

Учитывая потенциальную значимость привлечения к корпоративным исследованиям потенциала РАН и вузов, имеет смысл проработать принципиальную возможность организации такого подхода и в интересах АО «РКС». В данном подходе заслуживает внимания опыт создания в МФТИ корпоративного бизнес-факультета компании IBS, обеспечивший наполнение корпоративного центра R&D компании «головастиками», реализующими генерацию знаний собственными силами и при координации бизнес-сообщества.

Несмотря на кажущуюся простоту и очевидность подхода, указанная деятельность весьма ресурсоемка, т.к. требует привлечения высокопрофессиональных экспертов, деятельность которых должна оплачиваться соответствующим образом. В случае создания собственного Экспертного совета (25 членов и 5 человек аппарата) годовая потребность только на фонд оплаты труда может составить около 100 млн. руб.

Результатами деятельности данного блока являются:

- методология средне- и долгосрочного прогнозирования развития корпоративной научно-технической сферы космического приборостроения с учетом анализа российского и мирового уровней развития;

- выявление потребностей в новых знаниях и технологиях реальных высокотехнологичных секторов корпоративной экономики, стратегических задач и интересов развития корпорации, приоритетов научно-технического развития АО «РКС» на среднесрочную перспективу;

- формирование и корректировка с помощью разработанного методического инструментария средне- и долгосрочного прогноза развития научно-технических направлений деятельности АО «РКС»;

- оценка соответствия уровня технологической готовности для последующей коммерциализации разработки, а также результатов соответствия реализуемых проблемно-ориентированных поисковых

исследований прогнозу развития научно-технической сферы;

- отбор идей для разработки потенциально коммерциализируемых технологий в области космического приборостроения;

- подготовка экспертных заключений на реализуемые проблемно-ориентированные поисковые исследования с оценкой соответствия их уровня и результатов российскому и мировому.

При оценке результативности деятельности в блоке генерации знаний являются индикаторами и учитываются:

- доля завершенных проектов научно-исследовательских работ по утвержденной программе научно-технической деятельности АО «РКС», перешедших в стадию опытно-конструкторских работ с целью разработки конкурентоспособных технологий для последующей коммерциализации;

- число публикаций в ведущих научных журналах, содержащих результаты интеллектуальной деятельности, полученные в рамках выполнения проектов проблемно-ориентированных поисковых исследований;

- число патентов (в том числе международных) на результаты интеллектуальной деятельности, полученные в рамках выполнения проектов проблемно-ориентированных поисковых исследований и используемых в технологиях, разрабатываемых для коммерциализации;

- число диссертаций на соискание ученых степеней, защищенных в рамках выполнения проектов проблемно-ориентированных поисковых исследований.

Блок «Разработка технологий»

Для трансформации знаний, полученных в блоке генерации, в корпоративных центрах наиболее часто применяется проектный подход с использованием междисциплинарных команд создания интегрированных продуктов (15–25 человек). При этом в основу разработки прикладных технологий положены принципы прикладного системного инжиниринга [21], использующие применение методов системного анализа и системного проектирования конечной коммерциализируемой продукции. Реализуется основной принцип командной работы

в проекте: «одна разработка — один проект». По завершении разработки проект распускается или переходит в другие проекты. Очень часто итогом работы проектов является создание и выделение в самостоятельные юридические лица высокотехнологичных малых предприятий с самостоятельным направлением деятельности по принципу spin-off (spin-out).

Результатом деятельности указанного блока является создание опытных образцов предполагаемой к коммерциализации продукции, подтверждающих возможности перспективного использования (proof of concept) с достижением уровня технологической готовности разработки, достаточного для перехода к серийному производству и коммерциализации, включая выпуск полного комплекта документации. Подтверждением указанного уровня является успешная реализация одного или нескольких пилотных проектов на объектах потенциально-го заказчика.

При реализации блока «Разработка технологий» научно-технической деятельности корпоративного центра проводится оценка соответствия уровня и результатов научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ мировому уровню, а также реализация эффективной корпоративной политики в области учета, контроля и распоряжения результатами научно-технической деятельности, полученными как за счет собственных средств АО «РКС», так и за счет средств государственного бюджета.

Индикаторами выполнения предлагаемого подхода являются:

- достигнутый уровень технологической готовности разработанных технологий;
- аналитические материалы по оценке конкурентоспособности корпоративного сектора исследований и разработок;
- уточнение приоритетных направлений развития науки, технологий и техники в АО «РКС»;
- оценка результативности и эффективности деятельности корпоративного центра исследований и разработок;
- методология учета, правовой охраны и защиты прав на результаты научно-технической деятельности и предложения по ее совершенствованию;
- подготовка экспертных заключений на реализуемые научно-исследовательские и опытно-кон-

структорские работы с оценкой соответствия их уровня и результатов мировому уровню.

Блок «Коммерциализация технологий»

Данный блок работ обеспечивает реализацию инновационных проектов корпоративного значения, представляющих собой комплекс взаимоувязанных по ресурсам, исполнителям и срокам мероприятий, которые направлены на достижение необходимого уровня экономической эффективности — получение значимого экономического эффекта, имеющего значение для экономики АО «РКС» в целом, а также на решение наиболее актуальных задач в социальной сфере, в первую очередь задач, связанных с повышением качества жизни населения.

Основные особенности таких проектов заключаются в следующем: проекты призваны обеспечить конкурентоспособность продукции российских производителей, а также способствовать усилению их позиций как на внутреннем, так и на внешнем рынках.

В рамках каждого проекта предусматривается реализация цикла работ от создания перспективного инновационного продукта, имеющего значительный потенциал для коммерциализации, до освоения промышленного производства новой и усовершенствованной высокотехнологичной продукции и начала ее успешной реализации на рынке. Отобранные проекты предусматривают концентрацию финансовых ресурсов в отношении ограниченного числа приоритетных проектов.

Общий объем финансирования проекта может составлять 1–2 млрд рублей. Продолжительность реализации проекта — не более 4 лет.

В соответствии с условиями заключенного контракта исполнители проекта обязаны обеспечить пятикратное превышение объемов продаж созданной новой и усовершенствованной высокотехнологичной продукции относительно затраченных на проект средств. Таким образом, будет осуществлена полноценная коммерциализация научно-технических результатов и обеспечен рост производства новой и усовершенствованной высокотехнологичной продукции.

Индикаторами выполнения мероприятий данного блока являются:

- число внедренных в практику передовых технологий;
- число патентов (в том числе международных) на результаты интеллектуальной деятельности, полученные в рамках выполнения проектов;
- число публикаций, содержащих результаты интеллектуальной деятельности, полученные в рамках выполнения проектов;
- объем новой и усовершенствованной высокотехнологичной продукции, произведенной в результате реализации проектов;
- объем экспорта новой и усовершенствованной высокотехнологичной продукции, произведенной в результате реализации проектов;
- число новых рабочих мест для высококвалифицированных работников, созданных в рамках реализации проектов.

Второе направление деятельности в рамках блока коммерциализации предусматривает реализацию инновационных проектов в интересах дочерних организаций АО «РКС» по предлагаемой им тематике на условиях частно-государственного партнерства. Со стороны бизнеса в качестве инициаторов проектов в рамках мероприятия выступают высокотехнологичные промышленные организации любых организационно-правовых форм и форм собственности, а также инновационные промышленные взаимосвязанные компании, научно-исследовательские и образовательные организации, взаимодополняющие друг друга и обеспечивающие конкурентные преимущества. В рамках таких проектов государство, как правило, финансирует часть научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ при условии, что остальные расходы (подготовка производства, расходы на рекламу, маркетинг и др.) несут сами компании. При этом компаниям предоставляется возможность непосредственно участвовать в формировании конкурсной документации и в экспертизе проектов. Тематика проектов должна соответствовать приоритетным направлениям утвержденной программы научно-технического развития АО «РКС».

Срок реализации проекта составляет не более 3 лет. Объем финансирования проекта за счет средств федерального бюджета — до 100 млн руб.

в год, уровень внебюджетного софинансирования должен быть не менее 70% общего объема финансирования проекта.

Возможная бизнес-модель для финансирования НИР может включать выделение «инновационного процента» из ежегодной чистой прибыли АО «РКС», направляемого на финансирование научных разработок по основным направлениям научно-технической деятельности.

Критические (системные) технологии космического приборостроения

Приведенные рассуждения особенно актуальны в свете новых подходов, использованных при формировании Федеральной космической программы России на 2016–2025 гг.:

1. Прежде всего в программу введен проектный принцип выполнения работ: организационное объединение в рамках одного проекта всей совокупности НИОКР, прочих затрат и государственных капитальных вложений, направленных на решение одной целевой задачи.

2. Обеспечены опережающее создание и летная отработка новых ключевых технологий, приборов и систем в рамках самостоятельных ОКР, предусматривающих открытие перспективных ОКР на создание космических комплексов только при наличии новых ключевых технологий, приборов и систем, подтвердивших свою реализуемость и эффективность.

3. По всем направлениям НИОКР введены НИР по анализу зрелости критических технологий и их внедрению в разрабатываемые на стадии ОКР космические комплексы и системы.

4. В Раздел II ФКП-2025 «Прочее» введены услуги: по научно-техническому и технологическому сопровождению на всех этапах жизненного цикла космической техники, управлению программой, размещению и исполнению государственного оборонного заказа, контролю качества работ при создании изделий ракетно-космической техники, информационно-аналитическому сопровождению разработок, согласования и реализации ФКП-2025, автоторскому надзору и повышению надежности РКТ,

Таблица 2. Перечень критических технологий космического приборостроения

Направления развития критических приборных (системных) технологий	Критические технологии
Технологии создания НАКУ КА, ИКК и информационно-телекоммуникационных систем	Технологии позиционирования КА, РН, РБ по полям ГЛОНАСС/GPS
	Технологии ретрансляционного управления КА через МКСП «Луч», расширение функциональных возможностей МКСП
	Технологии приема и передачи служебной информации в Ка-диапазоне радиочастот
	Технологии большебазовой радиоинтерферометрии
Технологии создания бортовых и наземных комплексов и приборов	Технологии «система на кристалле» для создания бортовых приборов
	Технология изготовления устройств поляризационной развязки
Технологии создания бортовой аппаратуры для исследований дальнего космоса	Технология построения интегрированных систем управления и радиообеспечения на основе роботизации
	Технологии использования высокочастотных диапазонов (Ка-диапазон)
Технологии создания информационно-телеметрических комплексов	Технологии сокращения избыточности и повышения достоверности передаваемой ТМИ
	Технологии ИБИС «система на кристалле» и «система в корпусе»
	Технологии передачи измерительной информации через российские спутниковые системы связи

находящейся в серийном производстве и эксплуатации.

5. Введены летные образцы КА. Увеличены до 2 и более лет сроки их отработки до начала развертывания орбитальных группировок.

6. Сокращены планируемые сроки выполнения ОКР до 5–7 лет.

Сводный перечень критических приборных (системных) технологий, развиваемых в НИОКР АО «РКС», приведен в табл. 2. Технологии сгруппированы по направлениям, в которых АО «РКС» назначено головной научно-исследовательской организацией отрасли. Основные технологические тренды на долгосрочную перспективу показаны на рис. 7.

Выводы и рекомендации:

1. В статье представлены новые подходы к формированию научно-технического задела по

работам в организациях интегрированной структуры космического приборостроения. Показано, что переход в шестой технологический уклад невозможен без реорганизации механизма организации и выполнения научно-исследовательских и проектно-конструкторских работ.

2. Проанализированы дорожные технологические карты космической индустрии США, ЕС, Японии. Все перечисленные страны при разработке технологий реализуют проектно-целевой метод, направленный на своевременное достижение необходимого уровня технологической готовности разработок в рамках создания новой продукции.

3. Отмечается наличие отдельной демонстрационной стадии в технологических миссиях, обеспечивающей получение необходимой летной квалификации инновационных разработок.

4. Показано, что ведущая группа аэрокосмических компаний Европы (Airbus Defence and Space) ежегодно тратит более 3 млрд евро на НИОКР.

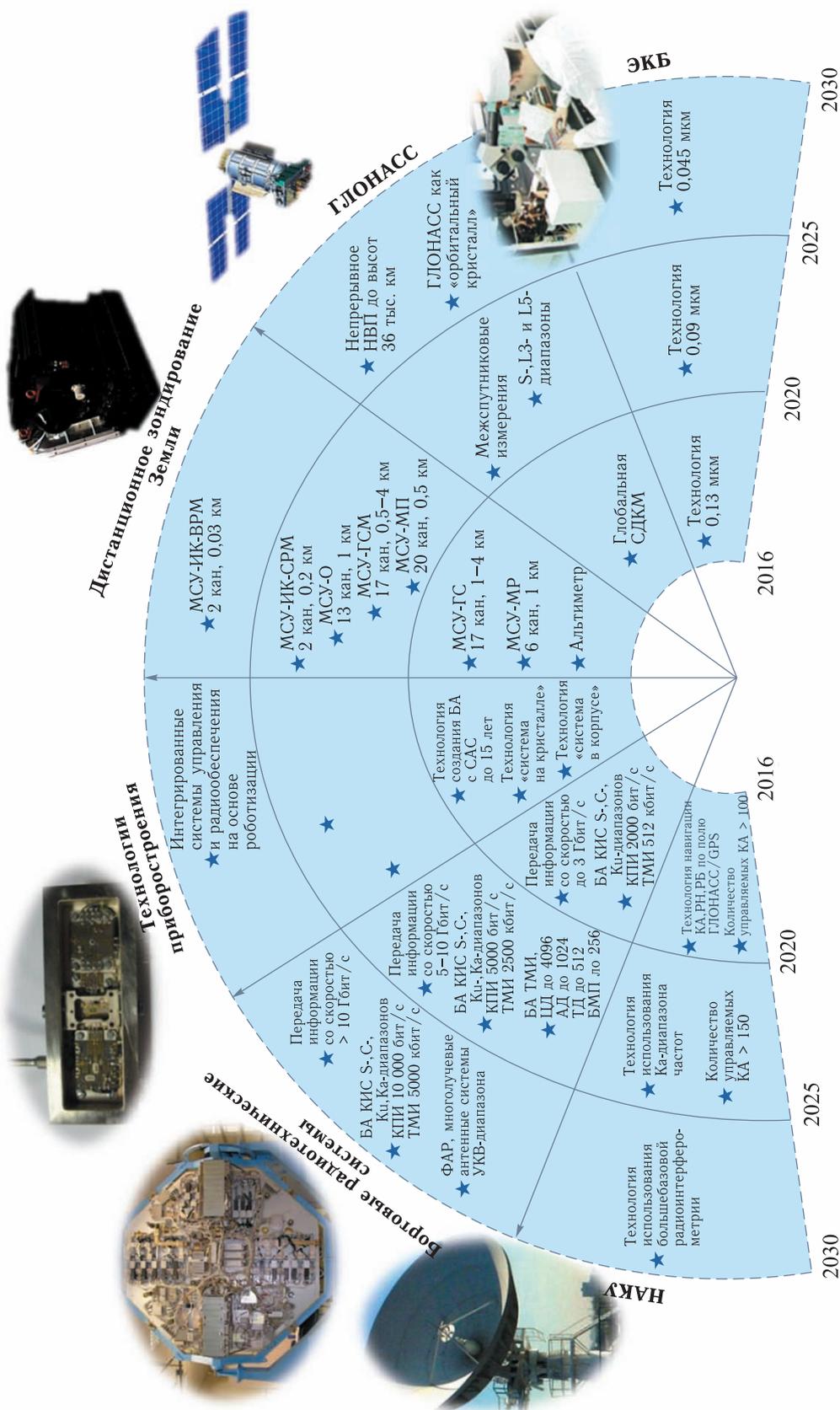


Рис. 7. Прогноз развития основных направлений технологического развития в АО «РКС»

В 2014 г. было потрачено 3,39 млрд евро из собственных средств (в 2013 г.—3,16 млрд евро). Затраты на НИОКР соответствуют приблизительно 5% средств, потраченных на разработку двух основных программ: А350 ХВВ и А320neo. Ряд компаний ставит вопрос о выделении на финансирование НИОКР из собственных средств до 12–15%.

5. Проведен анализ возможных подходов по организации корпоративного центра исследований и разработок АО «РКС». Представлены основные направления развития технологий космического приборостроения по направлениям, в которых АО «РКС» определено головной научно-исследовательской организацией Госкорпорации «Роскосмос». Представлены тренды развития перспективных системных и производственных технологий, определяющих пути развития ракетно-космического приборостроения до 2030 г.

Список литературы

1. Об утверждении приоритетных направлений развития науки, технологий и техники и перечня критических технологий Российской Федерации: Указ Президента РФ от 7 июля 2011 г. № 899. [Сайт администрации президента России]. URL: <http://static.kremlin.ru/media/events/files/41d38565372e1dc1d506.pdf>
2. Федеральная космическая программа России на 2016–2025 гг.
3. Буренок В. М., Ивлев А. А., Корчак В. Ю. Программно-целевое планирование и управление созданием научно-технического задела для перспективного и нетрадиционного вооружения. М.: ИД «Граница», 2007. 408 с.
4. Mankins J. C. The critical role of advanced technology investments in preventing spaceflight program cost overruns // *The Space Review*, 2008.
5. Mikulskienė B. Research and development Project management, Study book. Mūkolo Romerio universitetas, 2014. 109 p.
6. Jincao W. and Kleiner B. H. The evolution of R&D management // *Management Research News*, 2005, vol. 28, No. 11/12. P. 88–95.
7. Kerzner H. A Project Management Maturity Model. John Wiley & Sons, Inc., 2001.
8. Крюкова Т. М. Технологические уклады как основа развития общественного производства и инновационной деятельности путем реализации промышленной политики в современных условиях хозяйствования и управления, Труды Нижегородского государственного технического университета им. П. Е. Алексеева, 2015, № 3(110). С. 287–293.
9. Phaal R. Roadmapping for strategy and innovation. Centre for Technology Management Institute for Manufacturing, University of Cambridge, 9 March 2015, P. 1–7.
10. Основные методологические подходы по разработке дорожных карт по приоритетным направлениям научно-технологического и инновационного развития Минобрнауки РФ, 2011, г. Москва, 86 с.
11. OMB Circular A-11, Appendix J; NPR 7120.5 (latest version), NASA Space Flight Program and Project Management Requirements; EIA-748 Standard for Earned Value Management Systems (see the Regulations/Requirements webpage for further details).
12. Technology Readiness Assessment (TRA) Deskbook, Department of defense of U.S., May 2005.
13. 2015 NASA Technology Roadmaps, <http://www.nasa.gov/offices/oct/home/roadmaps/index.html>
14. Ritter H., Marraffa L., Ferracina L., Longo J. ESA Technology Roadmaps ongoing and planned developments. 7th European Workshop on Thermal Protection Systems & Hot Structure, 8 April 2013.
15. Tsujihata A. Strategy and R&D for Space Applications Mission. Microelectronics Workshop, 11 October 2010.
16. Huadong Guo, Ji Wu. Space Science & Technology in China: A Roadmap to 2050, Science Press Beijing and Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2010, 24 p.
17. Responsibility made by AIRBUS GROUP, 2014 corporate responsibility & sustainability report.
18. Space Systems Company Advanced Technology Center. Building the Future through Innovation, 2007 Lockheed Martin Corporation, 45 p.
19. Концепция федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России» на 2014–2020 гг., утверждена распоряжением Правительства Российской Федерации 2 мая 2013 г. № 736-р. 54 с.
20. Цыганов С. А., Рудцкая Е. Р., Хрусталева Е. Ю. Принципы построения стратегии инновационного развития российской экономики // *Стратегия экономического развития*, 2013, 41(344). С. 2–14.
21. Романов А. А. Прикладной системный инжиниринг. М.: Издательство ФИЗМАТЛИТ, 2015. 556 с.

УДК 004.9: 629.78

Концепция построения базовой технологической модели разработки баллистической структуры автоматических КА

В. В. Бетанов¹, В. К. Ларин²

¹д. т. н., проф., ²к. т. н.

АО «Российские космические системы»

e-mail: betanov_vv@spacecorp.ru

Аннотация. В статье рассмотрена концепция построения базовой технологической модели баллистической структуры КА автоматического типа. Полная технологическая модель БС представляет собой совокупность базовой и частной моделей. Как правило, такая модель необходима для расчета БС КА конкретного вида, что является наиболее частым случаем в практике проектирования КС. Основой для построения моделей являются т. н. таблицы соответствия параметров функционального назначения и баллистической структуры. Последние формируются на базе ТЗ на проект и на базе данных анализа баллистических характеристик предыдущих пусков. Отличие данных ПФН базовой и частной ТМ заключается в различии конкретных значений ПФН и включении в таблицу дополнительных значений, характерных для проектируемого КА. Предлагаемая базовая ТМ БС, построенная на основе данных функционирующих КА автоматического типа, позволяет рассчитывать большую часть параметров БС, значительно упрощая процесс проектирования новых КА.

Ключевые слова: технологическая модель, баллистическая структура, система, показатели функционального назначения

Concept of Development of Basic Engineering Model for Ballistic Structure of Unmanned Spacecraft

V. V. Betanov¹, V. K. Larin²

¹doctor of engineering science, professor, ²candidate of engineering science

Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: betanov_vv@spacecorp.ru

Abstract. The article deals with the concept of development of the basic engineering model of ballistic structure (BS) for the unmanned SC. The complete engineering model of the BS is a combination of the basic and the special models. Typically, such a model is needed to calculate the BS for a specific type of SC, which is the most frequent task in spacecraft design. The basis for development of the models are the so-called compliance matrixes for the factors of functional purpose (FFP) and BS. The latter are formed based on the statement of work (SOW) and the ballistic analysis data from the previous launches. The difference between the FFP data for the basic and the special engineering models (EM) lies in the difference of specific values of FFP and inclusion of additional values, characteristic for the SC under development, into the matrix. The proposed basic EM BS, based on the data of the functioning unmanned SC, makes it possible to calculate the majority of features of BS, greatly simplifying the process of designing new SC.

Keywords: engineering model, ballistic structure, system, factors of functional purpose

Введение

Одной из основных составляющих проектирования космических систем является выбор орбитальной структуры, включающей число плоскостей орбит, их наклонение, положение в пространстве, количество КА в каждой плоскости, их фазовое расположение в плоскости и высоты полета.

В большинстве публикаций, посвященных данной теме [1, 2, 8], представлены методики (или технологии) проектирования БС, применяемые для конкретной КС (или КА) определенного типа с соответствующим набором условий функционирования. Наиболее полно эта проблема рассмотрена в [3], где описываются методы баллистического проектирования для спутников ДЗЗ и связи.

Построение универсальной модели для проектирования баллистической структуры большинства типов КС теоретически возможно [3], но технология ее применения на практике сложна вследствие большого числа условий функционирования.

Более целесообразным можно считать построение модели БС для проектируемой КС одного типа.

Концепция построения унифицированной технологической модели (УТМ) заключается в двухэтапной последовательности разработки, вначале базовой модели, затем уточняющей — частной ТМ.

В работе рассмотрена концепция построения базовой ТМ для КС автоматического типа.

Предлагаемая ТМ может быть использована в качестве базового методического инструмента для проектирования БС других типов КА.

1. Общая постановка задачи

Определения.

Технологическая модель проектирования БС — унифицированное описание структуры, функциональных характеристик и способов определения орбитальных параметров в зависимости от основных функциональных показателей, характеризующих целевое назначение КС.

Показатели функционального назначения — количественные характеристики основных параметров, определяющих функциональное назначение КА.

Баллистическая структура спутниковой системы (БС) характеризуется следующими данными: количеством плоскостей орбит, их пространственным положением, наклонением к плоскости экватора, количеством КА в каждой плоскости, их фазовым расположением внутри плоскости и высотами полета.

Введем обозначения орбитальных параметров и других необходимых элементов БС СС:

- количество плоскостей орбит — n , $n = 1, \dots, m$;
- количество КА в каждой плоскости — k , $k = 1, \dots, q$;
- долгота восходящего узла плоскости орбиты — $L_{\Omega k}$;
- минимальная, максимальная высота полета — H_{\min}, H_{\max} ;
- наклонение плоскости орбиты к экватору — i ;
- эксцентриситет орбиты — e ;
- фазовое расположение КА в плоскости орбиты — $\varphi_{n1}, \dots, \varphi_{nk}$.

Введем формальное обозначение обобщенных показателей функционального назначения КА (ПФН): ψ_j , $j = 1, \dots, p$.

В этом случае постановка задачи построения УТМ для новой КС формулируется следующим образом. Пусть известны значения ПФН $\psi_j = \psi_j(Q_j)$, для проектируемого типа КА, необходимо найти значения орбитальных параметров баллистической структуры $\{n, k, L_{\Omega k}, H, i, e, \varphi_{nk}\}$, используя известные зависимости [1] для определения соответствия между ПФН и орбитальными параметрами.

2. Системный подход к разработке унифицированной ТМ БС

В соответствии с [1] «системный подход» — это методологическое направление в науке, основная задача которого состоит в разработке методов исследования и конструирования сложноорганизованных объектов — систем разных типов и классов, в которых выделены элементы, внутренние и внешние связи, наиболее существенным образом влияющие на исследуемые результаты его функциониро-

вания определены цели каждого из элементов исходя из общего предназначения объекта.

В данном случае в качестве системы выступает БС, которая состоит из элементов $Vi\{n, k, L_{\Omega k}, H, i, e, \varphi_{nk}\}$. Каждый элемент БС — Vi зависит от заданных ПФН — Q_j , характерных для заданного типа КА. Согласно постановке задачи необходимо найти зависимость $Vi = f(Q_j)$.

Анализ существующих систем КА показал, что в некоторых случаях установить математическую зависимость Vi от Q_j затруднительно, так как часть ПФН имеет неформализованный вид, в связи с чем данная проблема носит слабоструктурированный характер [7] и для ее решения целесообразно применять методы системного анализа.

3. Концептуальная модель унифицированной ТМ БС

Концепция проектирования УТМ БС заключается в первоначальной разработке базовой ТМ (БТМ) с последующим ее уточнением частными ТМ (ЧТМ), учитывающими детали функциональных признаков проектируемой космической системы (рис. 1).

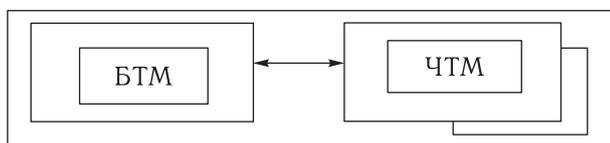


Рис. 1. Принципиальная схема УТМ-БС

Разработка БС нового КА должна происходить в два этапа. На первом этапе используется базовая ТМ, которая позволит определить основную часть параметров БС, характерных для данного типа КА, на втором — частные ТМ для определения недостающих (или уточнения известных) параметров БС, относящихся к конкретной КС (или КА) данного типа.

Исходными данными для проектирования БС новой КС (КА) являются:

- показатели функционального назначения (ПФН);
- высотный диапазон орбит КА (ближний, средний и дальний космос);
- система или единичный КА.

На рис. 2 приводится обобщенная схема распределения совокупности существующих типов КА в зависимости от высотных зон полета (ближний, средний и дальний космос).

Высотный диапазон орбит КА:

- ближний космос — 200–2000 км,
- средний космос — ~20 000–40 000 км,
- дальний космос — ~380 000 км и более.

В работе рассмотрены только автоматические КС.

4. Разработка базовой ТМ БС автоматических КС

Под базовой ТМ БС автоматических КС понимается модель, построенная на основе совпадающих ПФН (в рамках установленного диапазона) для большинства видов КА данного типа.

Для уточнения понятия базовой УТМ БС и последующего анализа данных по существующим видам КА в табл. 1 приводится соответствующий набор формальных параметров ПФН.

Таблица 1.

№	Вид КС	Показатели функционального назначения				
		1П1	1П2	1П3	...	1Пn
1	Навигационные	2П1	2П2	2П3	...	2Пn
2	Связные	3П1	3П2	3П3	...	3Пn
3	Метеорологическ.	4П1	4П2	4П3	...	4Пn
4	ДЗЗ	5П1	5П2	5П3	...	5Пn
5	Геодезические	6П1	6П2	6П3	...	6Пn
6	Фото- и радио-наблюдения					

В качестве примера допустим, что совпали признаки 1П2, ..., 6П2, тогда ТМ, построенную по выбранным признакам, можно считать базовой.

Для выбора конкретных ПФН ниже приводится схема классификации КА автоматического типа по функциональным признакам существующих систем [6, 7].

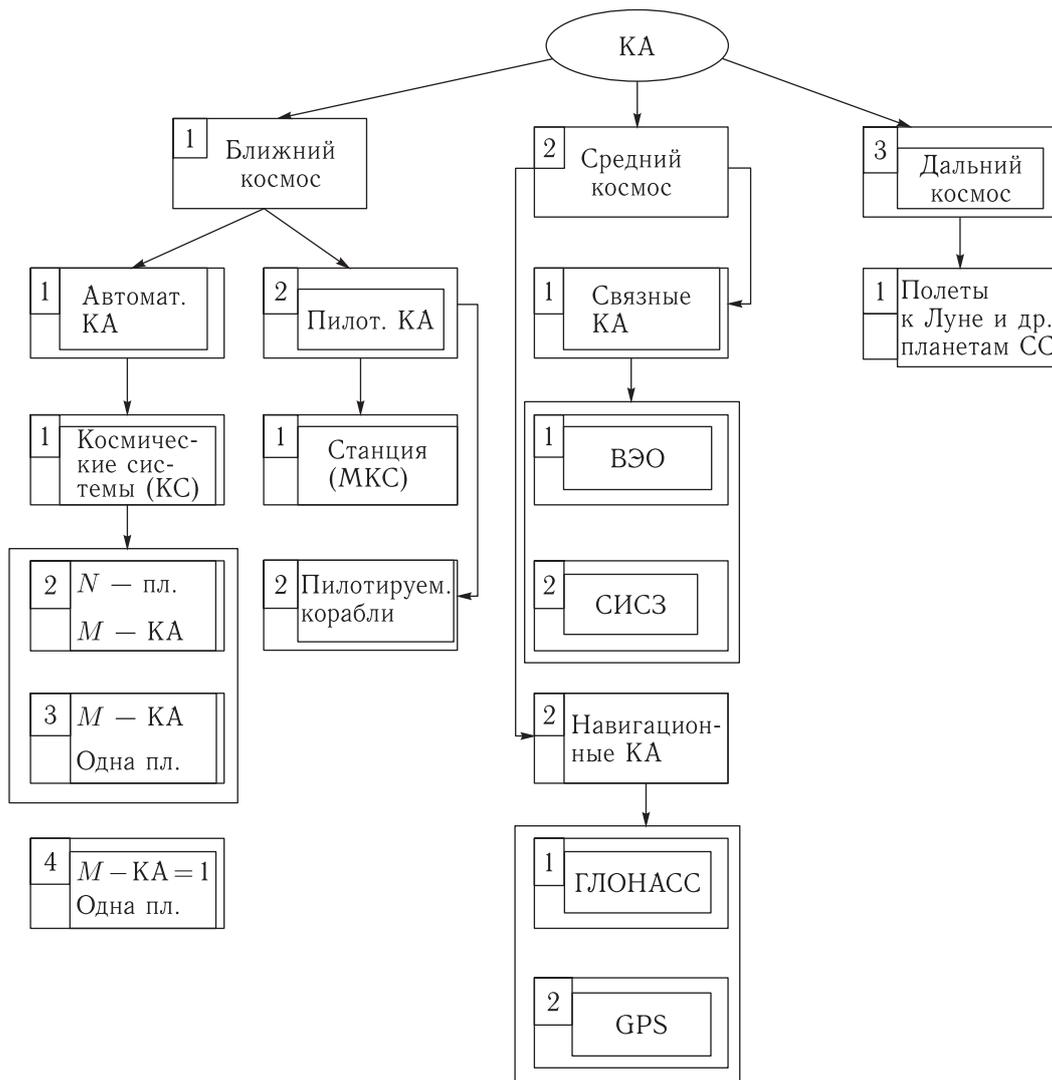


Рис. 2. Обобщенная схема распределения по основным типам КА

Пояснения к рис. 2.

Блок 1.1.2 — количество плоскостей в КС — N , в каждой плоскости — M КА.

Блок 1.1.3 — одна плоскость, M — количество КА в плоскости.

Блок 1.1.4 — одна плоскость, один КА в плоскости.

Блок 2.1.1 — ВЭО — высокоэллиптические орбиты.

Блок 2.1.2 — СИСЗ — стационарные ИСЗ.

В табл. 2 приводятся параметры функционального назначения для основных типов автоматических КА, функционирующих в настоящее время, баллистические параметры которых выбраны из схемы (рис. 3).

Для определения дальнейшего решения на основе анализа данных табл. 2 приведем табл. 3, где показано соответствие значений ПФН и параметров БС (см. разд. 1).

Сравнительный анализ орбитальных параметров различных видов КС, приведенных в табл. 2, показал целесообразность разработки трех базовых моделей:

БМ1 — для навигационных КС;

БМ2 — для связных КС;

БМ3 — для метеорологических, геодезических КС, ДЗЗ, КС фото- и радионаблюдения.

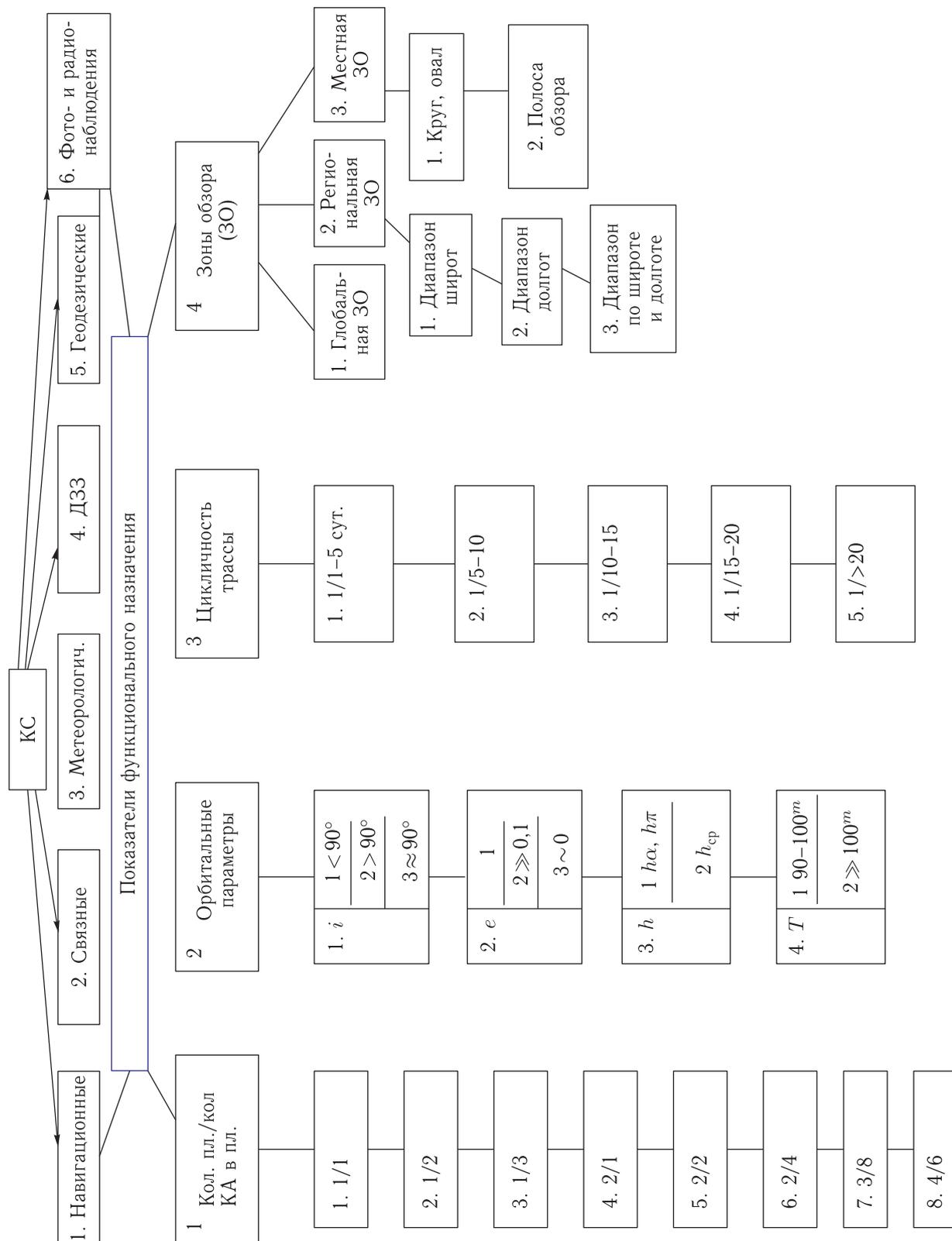


Рис. 3. Схема классификации КС

Таблица 2.

Виды КС (КА)	Показатели функционального назначения					Примечание
	N/n	$\Delta h_{\text{ср}}$ (км)	i/e	Зоны обзора (ЗО)	Цикличность трассы (цикл.)	
Навигация	4–6 /24	~20 000	~68°/ ~0	ГЗО	–	Цель: определение МП наземных объектов
Связь	2–4/ 2–8	ВЭО 600–37 000 км	~63°/0,7	Северное полушарие	–	Цель: обеспечение многоканальной связью абонентов
	1/1–4	ГСО ~37 000 км	~0/ ~0	±70° по широте/ 90° по долготе		
Метеорология	1/1	~600–1200	~98°/ ~0	~120 км	1/10–15 сут	Цель: съемка облачности неба в различных диапазонах спектра
ДЗЗ	1/2	~600–700	~98°/ ~0	~100 км	1/15–20 сут	Цель: изучение природных ресурсов Земли (съемка)
Геодезия	1/1	~1500	73,6; 82,6/~0,0	–	–	Создание геодезической системы координат повышенной точности, уточнение формы Земли, ее ГПЗ
Фото- и радионаблюдение	1/1	~300–400	65–72°/~0,0	~100 км	1/ > 20 сут	Цель: съемка земных объектов, пеленгация каналов радиосвязи

Примечание. Данные табл. 2 получены на основе анализа опубликованных материалов по существующим в настоящее время КС (КА) [7].

ВЭО — высокоэллиптические орбиты, ГСО — геостационарные орбиты, ГЗО — глобальная зона обзора, ДЗЗ — дистанционное зондирование Земли.

Таблица 3.

ПФН	Параметры								
	$n_{\text{ут}}$	$k_{\text{ут}}$	$L_{\text{ут}}$	$h_{\text{ут}}$	i	e	$\varphi_{\text{ут}}$	ЗО	Цикл
БС	n	k	L	h	i	e	φ		

Примечание. ПФН: $n_{\text{ут}}$, $k_{\text{ут}}$, ... представляют собой параметры, которые определяются на основе значений табл. 2 и математических зависимостей от ЗО и цикличности трасс полета.

4.1. Технология разработки БМ 1

Сформируем таблицу соответствия ПФН и БС на базе табл. 2, выбрав значения ПФН применительно к навигационным КС (табл. 3.1).

Таблица 3.1

ПФН	Параметры								
	4–6	24	$L_{\text{ут}}$	20 000	68	0	$\varphi_{\text{ут}}$	ГЗО	–
БС	n	k	L	h	i	e	φ		

Согласно табл. 3.1 для создания БС необходимо определить долготы восходящего узла плоскостей орбиты $L_{\text{ут}}$ и фазовое расположение КА в каждой плоскости $\varphi_{\text{ут}}$.

Известно, что значение долготы восходящего узла первой орбитальной плоскости (фаза формирования системы) есть функция времени старта первого КА системы и продолжительности активного участка выведения на орбиту. Последующие

Т а б л и ц а 3.2

Параметры									
ПФН	2-4	6-8	$L_{ут}$	600-37 000	$\sim 63^\circ$	$\sim 0,7$	$\varphi_{ут}$	Сев. полушарие	-
БС	n	k	L	h	i	e	φ		

Т а б л и ц а 3.3

Параметры									
ПФН	1	1-4	$L_{ут}$	$\sim 37 000$	$\sim 0^\circ$	$\sim 0,0$	$\varphi_{ут}$	$\pm 70^\circ$ по широте/ 90° по долготе	-
БС	n	k	L	h	i	e	φ		

плоскости орбит располагаются равномерно вдоль экватора путем сдвига времени старта каждого следующего запуска на время Δt .

$$t_n = t_{ст} + \Delta t,$$

где $\Delta t = 2\pi/n \cdot \omega_3$, $t_{ст}$ — московское время предыдущего старта, n — число плоскостей.

Фазовое расположение КА внутри плоскости $\varphi_{ут}$ является равномерным. При условии межплоскостного фазирования КА одной плоскости сдвинуты на угловое расстояние $\Delta\varphi$ по отношению КА соседней плоскости.

$$\varphi_k = \varphi_{k-1} + \Delta\varphi,$$

где $\Delta\varphi = 2\pi/k$, k — число КА в плоскости.

4.2. Технология разработки БМ2

В силу большого различия орбит БМ2 разбивается на две составные части:

- для высокоэллиптических орбит — БМ2-1,
- для геостационарных орбит — БМ2-2.

4.2.1. Базовая модель разработки БС для высокоэллиптических КА — БМ2-1

Сформируем таблицу соответствия ПФН и БС на базе табл. 2, выбрав значения ПФН применительно к связным КС на высокоэллиптических орбитах, — табл. 3.2.

Для одновременного покрытия Северного полушария коммуникационными зонами обслуживания КА типа «Молния-3» необходимо иметь четыре орбитальные плоскости, равномерно распределенных по экватору, с долготами восходящего узла, равными

$$Li = L_0 + 90^\circ \cdot (i - 1), \quad i = 1 \dots 4,$$

где L_0 — долгота восходящего узла первой плоскости начального этапа формирования системы.

В каждой плоскости расположены два КА на фазовом расстоянии равном π . При этом фазовый сдвиг КА в одной плоскости относительно КА в другой плоскости рассчитывается по формуле:

$$\Delta\varphi = \pi/4.$$

4.2.2. Базовая модель разработки БС для геостационарных КА — БМ2-2

Сформируем таблицу соответствия ПФН и БС на базе табл. 2, выбрав значения ПФН применительно к КА, находящихся на геостационарных орбитах (ГСО), — табл. 3.3.

Система геостационарных КА для обеспечения глобальной связи должна состоять из четырех КА, равномерно расположенных по экватору со следующими долготами стояния:

$$L1 = 0^\circ, \quad L2 = 90^\circ, \quad L3 = 180^\circ, \quad L4 = 270^\circ.$$

Т а б л и ц а 3.4

Параметры									
ПФН	1	1-2	$L_{\text{ут}}$	300-1200 км	$\sim 65^\circ/\sim 98^\circ$	~ 0	-	~ 100 км	1/ ~ 15
БС	n	k	L	h	i	e	φ		

В практике проектирования БО полетов геостационарных КА точки стояния определяются Международным союзом связи (МСС) по заявкам государств.

В настоящее время функционируют четыре ГСС (геостационарных спутника) «Экспресс-NN» с долготами стояния: 14° з. д., 56° в. д., $96,5^\circ$ в. д., 103° в. д. и два ГСС «Ямал-1,2» с долготами стояния: 90° в. д. и 55° в. д. [5], значительно отличающимися от глобальной структуры.

Таким образом, выбор Li — рабочих точек «стояния» будет зависеть не только от требований проектировщиков системы, но и возможностей, предоставляемых МСС.

Фазовое расположение КА на ГСО совпадает с расположением по долготе и не требует специальных расчетов.

4.3. Технология разработки БМЗ

Сформируем таблицу соответствия ПФН и БС на базе табл. 2, выбрав значения ПФН применительно к метеорологическим, геодезическим КС, ДЗЗ, КС фото- и радионаблюдения, — табл. 3.4.

Долгота восходящего узла плоскости орбиты (фаза формирования системы) есть функция времени старта первого КА системы и продолжительности активного участка выведения на орбиту и связано только с техническими условиями пуска ракеты-носителя.

$$L = L_{\text{ст}} + \Delta t_{\text{акт}} \cdot \omega_3,$$

где $L_{\text{ст}}$ — гринвичская долгота старта,

$\Delta t_{\text{акт}}$ — время активного участка выведения на орбиту КА,

ω_3 — угловая скорость вращения Земли.

Наклонение орбиты выбирается исходя из следующих условий: если в ТУ на функционирование КА задана постоянная ориентация на Солнце,

то $i > 90^\circ$ (синхронно-солнечная орбита), в других случаях наклонение выбирается в зависимости от географического расположения районов связи, а также от ширины зона обзора земной поверхности бортовой аппаратурой [1]. В этом случае i должно находиться в пределах

$$\pi/2 - l/R \cdot (1 - k') < i < \pi/2 + l/R \cdot (1 - k'),$$

где l — половина диаграммы направленности бортовой аппаратуры;

$R = 6371$ км — средний радиус Земли;

k' — коэффициент, равный отношению одномоментной зоны обзора (по ширине) к зоне обзора по трассе одного витка в процентах.

В [6] приведен график зависимости наклонения i от коэффициента k' .

При выборе высоты полета (периода обращения) должно учитываться следующее:

- заданная ширина зоны обзора бортовой аппаратуры (функция диаграммы направленности);
- съем информации с одних и тех же районов земной поверхности за заданное число суток;
- повторение трассы через заданное число суток (цикличность трассы).

С учетом перечисленных требований период обращения определяется по формуле

$$T = 2\pi \cdot k_c / (\omega_3 \cdot [1 + (n_c - 1) \cdot k_c]),$$

где k_c — коэффициент, равный цикличности трасс, n_c — целое число витков в звездных сутках.

Для орбит с $e \sim 0$ (квазикруговые орбиты) при известном значении T высота орбиты рассчитывается по формуле

$$h = T/4\pi \cdot \mu^{3/2} - R_3,$$

где $\mu = 398\,600 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационная постоянная.

Заключение

Материалы статьи позволяют сделать следующие выводы:

1. Разработана концепция построения базовой ТМ для БС КА автоматического типа, состоящей из трех базовых ТМ: БТМ1 для навигационных КС, БТМ2 — для связных КС и БТМ3 — для метеорологических, геодезических КС, ДЗЗ и КС фото- и радионаблюдения.

2. Унифицированная ТМ БС УТМ БС состоит из двух частей: базовой ТМ, определяющей основную часть элементов БС, и частных ТМ, определяющих недостающие элементы БС, учитывающие детали классификационных признаков проектируемой КС, и базируется на показателях функционального назначения, характерных для выбранного типа КА.

3. Для удобства формирования алгоритма построения базовой ТМ предложена универсальная таблица соответствия ПФН и элементов БС, в которой строка ПФН заполняется данными, выбранными путем анализа параметров существующих КС проектируемого типа.

4. Предлагаемая базовая ТМ БС может найти применение при баллистическом проектировании КА (КС) автоматического типа.

Список литературы

1. Основы теории полета космических аппаратов. Под ред. д-ра физ-мат. наук Г. С. Нариманова, д-ра тех. наук М. К. Тихонравова. М.: Машиностроение, 1972.
2. Байрамов К.Р., Бетанов В.В., Ступак Г.Г., Урличич Ю.М. Управление космическими объектами. Методы, модели и алгоритмы решения некорректных задач НБО. М.: Радиотехника, 2012.
3. Зеленцов В.В, Казаковцев В.П. Основы баллистического проектирования ИСЗ. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2012.
4. Еленев В.Д., Панков А.А. Метод выбора параметров орбитальной структуры КС // Вестник СГАУ, 2006, № 1.
5. Ступак Г.Г. и др. Выбор структуры орбит группировки перспективной системы ГЛОНАСС // Исследования наукограда, 2013, № 3–4.
6. Невдяев Л.М. Характеристики негеостационарной орбитальной группировки // Сети, 1999, № 1–2.
7. Космические аппараты / Военный энциклопедический словарь. М.: Большая российская энциклопедия, РИПОЛ КЛАССИК, 2001.
8. Бетанов В.В., Ларин В.К. Использование системного подхода к решению проблемных вопросов функционирования АКП БНО полетов КА «ГЛОНАСС» // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, т. 2, вып. 1.

УДК 502.057

Методические аспекты интеграции информационных ресурсов космических средств мониторинга и прогнозирования чрезвычайных ситуаций

О. А. Алексеев¹, Е. И. Цадиковский

¹д. т. н., профессор,

АО «Российские космические системы»

e-mail: spacetop@mail.ru

Аннотация. Рассматриваются методические основы интеграции информационных ресурсов космических средств в интересах решения задач краткосрочного прогнозирования чрезвычайных ситуаций (ЧС) природного и техногенного характера. Целью такой интеграции является повышение оправданности, точности и оперативности прогнозов ЧС при ограничениях на затраты, связанные с совершенствованием системы мониторинга и прогнозирования ЧС и ее элементов. Объект исследований — система мониторинга и прогнозирования ЧС природного и техногенного характера. Предмет исследований — виды интеграции информационных ресурсов в системе, обусловленные интеграцией данных, знаний и этапов обработки мониторинговой информации. Особенности каждого из видов интеграции информационных ресурсов проиллюстрированы с использованием сетей Петри. Для отбора возможных многочисленных вариантов интеграции ресурсов, определяемых видами интеграции, числом элементов системы и числом оцениваемых параметров, предложен механизм выбора, логика которого отражает тенденции развития системы и возможности реализации ее интегрированных вариантов. Отмечено, что интеграцию информационных ресурсов системы мониторинга и прогнозирования ЧС целесообразно начинать с интеграции данных и знаний на завершающем этапе обработки информации, переходя к интеграции данных и знаний на предшествующих этапах обработки. Потенциально достижимым является результат, характеризующийся малозвенной системой мониторинга и прогнозирования ЧС, интегрирующей в себе все этапы обработки мониторинговой информации.

Ключевые слова: интеграция данных, интеграция знаний, интеграция этапов обработки информации, сети Петри

Methodological Aspects of Information Resources Integration in Space-Based Facilities for Emergency Monitoring and Forecasting

O. A. Alekseev¹, E. I. Tsadikovskiy

¹doctor of engineering science, professor,

Joint Stock Company “Russian Space Systems”

e-mail: spacetop@mail.ru

Abstract. The article reviews the methodology of integrating space information resources for short-term forecasting of natural and anthropogenic emergencies. The purpose of such integrating is to increase the success rate, accuracy and timeliness of emergency forecasts with limited expenses connected with the improvement of the monitoring system for emergency forecasting. The target of the research is a system for monitoring and forecasting of natural and man-caused emergencies. The scope of the research covers integration types of information resources in a system that are determined by integration of data, knowledge and the stages of monitoring information processing. Particularities of each integration type are illustrated with Petri nets. A selection mechanism is suggested for possible multiple variants of resources integration, determined by the integration types, the number of system elements and the number of estimated parameters. The logic of the mechanism is reflective of development possibilities of the system and of the realization of its integrated variants. It is emphasized that the integration of information resources of the emergency monitoring and forecasting system should be started with integration of data and knowledge on the previous processing stages. Potential result is a monitoring and forecasting system with few branches that includes all stages of processing of the monitoring information.

Keywords: data integration, knowledge integration, integration stages of information processing, Petri nets

Введение

Эффективность создаваемой системы мониторинга и прогнозирования ЧС природного и техногенного характера, элементы которой принадлежат различным ведомствам и организациям [1], во многом определяется результатами интеграции информационных ресурсов ее подсистем и средств. Ведущая роль в получении информации о предшественниках ЧС природного и техногенного характера принадлежит космическим средствам наблюдения ввиду их глобального характера действия и оперативности доставки информации о предшественниках ЧС потребителям [2]. Поэтому интеграция информационных ресурсов космических средств наблюдения, непосредственно предназначенных для решения задач мониторинга и прогнозирования ЧС (оптические и радиолокационные средства ДЗЗ, средства измерения плотности электронной концентрации в ионосфере и других параметров на поверхности Земли и в околоземном космическом пространстве), а также космических средств ДЗЗ другого назначения, космических средств навигации и связи решающим образом влияет на рост эффективности рассматриваемой системы.

Методические основы интеграции информационных ресурсов космических средств в интересах решения задач прогнозирования ЧС

Получение и обработка информации в космических системах в интересах решения задач прогнозирования ЧС природного и техногенного характера осуществляется поэтапно. В связи с этим выделим следующие три вида интеграции информационных ресурсов системы мониторинга и прогнозирования ЧС:

- интеграция данных (синтаксический уровень) в системе на отдельном этапе обработки мониторинговой информации;
- интеграция знаний (семантический уровень) в системе на отдельном этапе обработки (интеграция алгоритмов обработки однородной и разнородной информации от разных источников);
- интеграция этапов, задач (прагматический уровень) обработки мониторинговой информации.

Выделим следующие сложившиеся основные этапы получения и преобразования информации при мониторинге и прогнозировании ЧС:

- этап измерений на борту КА:
 - а) получение на борту КА снимков поверхности Земли, ее облачного покрова в видимом оптическом и инфракрасном диапазонах в панхроматическом, многозональном и гиперспектральном режимах;
 - б) преобразование аналоговых сигналов с выходов приемника радиолокатора с синтезированной апертурой (РСА) в цифровую форму для формирования упакованной радиолокационной информации (радиоголограммы);
 - в) измерение параметров электромагнитных излучений, вариаций электрических и магнитных полей, интенсивности потоков радиации различного происхождения, интенсивности свечения верхней атмосферы и подстилающей поверхности Земли;
 - г) измерение задержек электромагнитных сигналов в ионосфере;
 - д) измерение текущих навигационных параметров КА с использованием средств наземного комплекса управления (НКУ), а также проведение измерений угловых координат и угловых скоростей с использованием средств бортового комплекса управления (БКУ) КА;
 - е) прием и обработка на борту КА сигналов с наземных средств контроля состояния критически важных объектов;
 - этап формирования на борту КА массива измерительной информации (целевой, баллистической, формата данных и др.) и передача его на наземные пункты приема информации (ППИ) непосредственно с КА или через КА-ретранслятор;
 - этап приема и форматирования в ППИ полученных с КА данных, их передача в центры приема и обработки данных;
 - этап обработки снимков, измерительной информации в центрах приема и обработки данных, включая различные виды коррекции измерений и снимков, их привязку к географическим координатам и преобразование к картографическим проекциям;
 - этап тематической обработки скорректированной и геопривязанной измерительной информации с целью получения оценок параметров

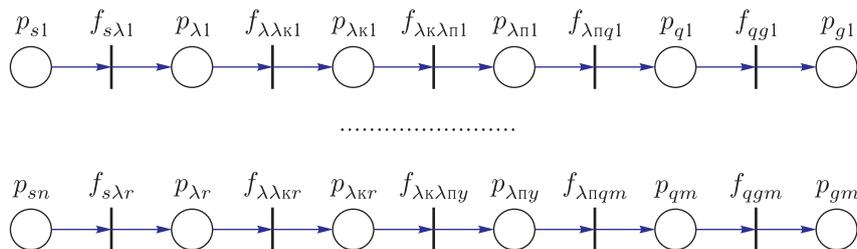


Рис. 1. Структура неинтегрированной системы мониторинга и прогнозирования ЧС

предвестников ЧС (например, вариации электронной концентрации в ионосфере, температуры подстилающей поверхности сейсмоопасных районов, уровня концентрации радона в нижней атмосфере, уровня влажности лесных массивов, уровня воды в реках и т. п.);

– этап обработки оценок параметров предвестников ЧС с целью получения оценок параметров ЧС (например, магнитуды, времени и координат эпицентра прогнозируемого землетрясения; интенсивности, площади, времени и координат прогнозируемого природного пожара; площади, времени и координат прогнозируемого затопления).

Отобразим перечисленные этапы преобразования информации в системе следующей формальной схемой:

$$\tilde{S} \rightarrow \tilde{\Lambda} \rightarrow \tilde{\Lambda}_{КА} \rightarrow \tilde{\Lambda}_{ППИ} \rightarrow \tilde{\Lambda}_{Ц} \rightarrow \tilde{Q} \rightarrow \tilde{G}, \quad (1)$$

где \tilde{S} — вектор сигналов, искаженных помехами, поступающих к группировке КА от природно-технологических объектов (ПТО);

$\tilde{\Lambda}$ — вектор оценок измеренных параметров сигналов в бортовых устройствах КА;

$\tilde{\Lambda}_{КА}$ — вектор сформированных в бортовых комплексах КА массивов измерительной информации;

$\tilde{\Lambda}_{ППИ}$ — вектор массивов измерительной информации, сформированных в комплексах ППИ;

$\tilde{\Lambda}_{Ц}$ — вектор массивов обработанной и геопривязанной измерительной информации, сформированных в центрах;

\tilde{Q} — вектор оценок параметров предвестников ЧС, сформированных в центрах;

\tilde{G} — вектор оценок параметров прогнозируемых ЧС, сформированных в центрах.

Эффективность прогнозов ЧС определяется набором показателей эффективности \mathcal{E} , основными

среди которых являются оправдываемость, точность, оперативность прогнозов ЧС и стоимость создания и развития системы мониторинга и прогнозирования ЧС.

Интегрирование информационных ресурсов отечественных мониторинговых, телекоммуникационных и навигационных космических средств направлено на повышение оправдываемости, точности и оперативности прогнозов ЧС при ограничениях на затраты, связанные с совершенствованием системы мониторинга и прогнозирования ЧС и ее элементов.

Зададим преобразование (1) графом. Поскольку в основе этапов данного преобразования лежат функциональные зависимости, целесообразно для описания схемы (1) использовать такую разновидность графа как сеть Петри. Сеть Петри называется двудольный ориентированный мультиграф $R = (P, F, U)$, где $P = (p_1, \dots, p_m)$ — множество вершин, называемых позициями (местами), $F = (f_1, \dots, f_n)$ — множество вершин, называемых переходами, U — множество дуг [3]. Множества P и F не пересекаются, а дуги соединяют вершины только разноименных множеств P и F . Множество дуг U задается двумя матрицами инцидентности, элементами которых являются кратности дуг.

Неинтегрированная система мониторинга и прогнозирования ЧС на рис. 1 представлена сетью Петри, на которой кружочками обозначены позиции, а планками (барьерами) — переходы. Здесь позиции отражают:

– p_{s1} и p_{sn} — подмножества данных о сигналах соответствующих групп объектов мониторинга, где n — число групп наблюдаемых объектов;

– $p_{\lambda 1}$ и $p_{\lambda r}$ — подмножества данных об оценках параметров сигналов, измеренных в бортовой аппаратуре группировки, состоящей из r КА;

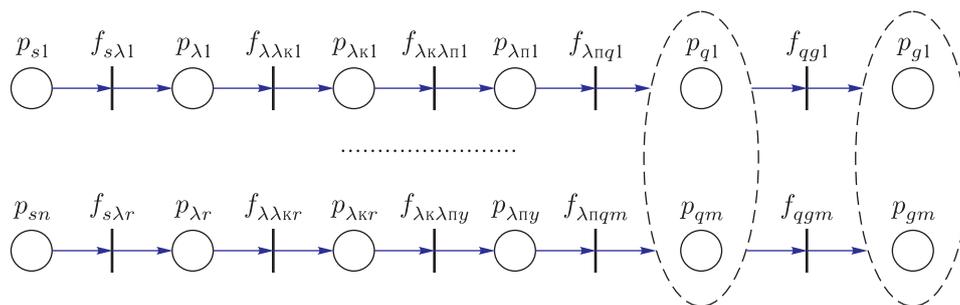


Рис. 2. Пример интеграции информационных ресурсов системы на уровне данных

– $p_{\lambda k1}$ и $p_{\lambda kr}$ — подмножества данных массивов измерительной информации, сформированных в бортовых комплексах КА;

– $p_{\lambda\Pi 1}$ и $p_{\lambda\Pi y}$ — подмножества данных массивов измерительной информации, сформированных в ППИ, где r — число пунктов ППИ;

– p_{q1} , p_{qm} и p_{g1} , p_{gm} — соответственно подмножества данных оценок параметров предвестников ЧС и оценок параметров ЧС, сформированных в центрах, где m — число центров обработки мониторинговой информации.

Каждая из позиций на рис. 1 представляет по своей сути локальную базу данных.

На рис. 1 переходы отражают:

– $f_{s\lambda 1}$ и $f_{s\lambda r}$ — функциональные зависимости оценок параметров сигналов, измеренных в бортовой аппаратуре группировки КА, от поступивших на КА сигналов;

– переходы $f_{\lambda\lambda k1}$ и $f_{\lambda\lambda kr}$ — функциональные зависимости данных в массивах измерительной информации, сформированной в бортовых комплексах КА, от оценок параметров сигналов, измеренных в бортовой аппаратуре группировки КА;

– переходы $f_{\lambda k\lambda\Pi 1}$ и $f_{\lambda k\lambda\Pi r}$ — функциональные зависимости данных в массивах измерительной информации, сформированной в ППИ, от данных в массивах измерительной информации, сформированной в бортовых комплексах КА;

– переходы $f_{\lambda\Pi q1}$ и $f_{\lambda\Pi qr}$ — функциональные зависимости оценок параметров предвестников ЧС, сформированных в центрах, от данных массивов измерительной информации, сформированной в ППИ;

– переходы f_{qq1} и f_{qgm} — функциональные зависимости сформированных в центрах оценок параметров ЧС от оценок параметров предвестников ЧС.

Каждая из позиций на рис. 1 представляет по своей сути локальную базу знаний (функциональный модуль, реализующий алгоритм преобразования входной информации в выходную).

Интеграция данных и знаний в интересах решения задач прогнозирования ЧС

Пример интеграции данных системы мониторинга и прогнозирования ЧС на предпоследнем и последнем этапах обработки мониторинговой информации (в центрах обработки на уровне оценок параметров предвестников ЧС и оценок параметров самих ЧС) проиллюстрирован на рис. 2.

Для модуля f_{qq1} (также как и для модуля f_{qgm}) из распределенной базы данных оценок параметров предвестников ЧС (обозначена первым пунктирным овалом от левого края рисунка) доступны однородные данные p_{q1} и p_{qm} , формируемые первым и m -м центрами. Для потребителей из базы данных оценок параметров ЧС (обозначена вторым пунктирным овалом) доступны разнородные данные (оценки параметров всех прогнозируемых ЧС).

На рис. 3 приведен пример интеграции знаний на последнем этапе обработки путем интеграции функциональных модулей f_{qq1} и f_{qgm} . Интегрированная распределенная база знаний обозначена на рисунке пунктирным прямоугольником. Эта интеграция позволяет в первом центре решить задачу получения оценок параметров первой группы ЧС p_{g1} , применяя модуль f_{qq1} , а с использованием запрошенного из первого центра алгоритма модуля f_{qgm} решить задачу получения оценок

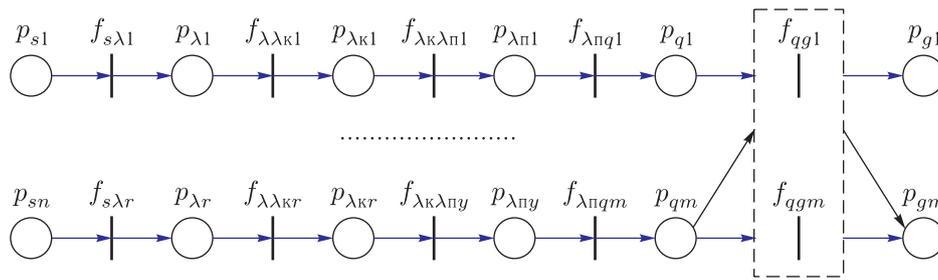


Рис. 3. Пример интеграции знаний на основе интеграции функциональных модулей

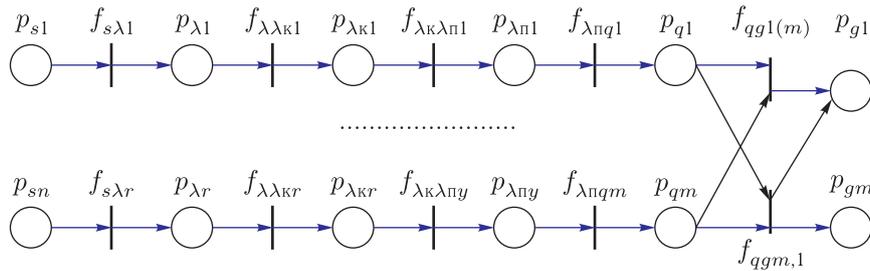


Рис. 4. Пример интеграции знаний на основе совместной обработки в модифицированных модулях однородных по содержанию данных от разных источников

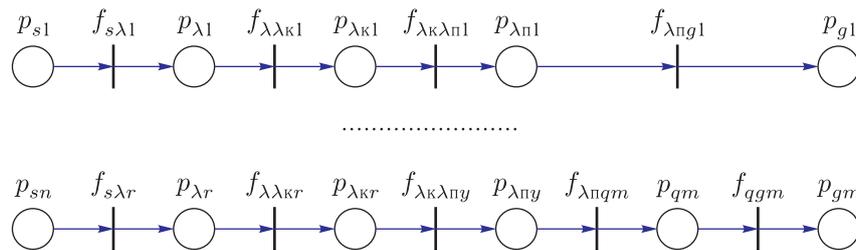


Рис. 5. Пример интеграции информационных ресурсов системы мониторинга и прогнозирования ЧС на основе интеграции этапов обработки мониторинговой информации

параметров m -й группы ЧС p_{gm} . Для этого необходима доставка в первый центр информации об оценках параметров предвестников ЧС m -й группы из m -го центра.

Пример более глубокой интеграции знаний на последнем этапе обработки мониторинговой информации приведен на рис. 4.

В модуле $f_{gg1(m)}$ происходит совместная обработка однородной по содержанию информации, поступающей из первого и m -го центров для получения оценок параметров первой группы ЧС p_{g1} . В модуле $f_{ggm,1}$ происходит совместная обработка информации, поступающей из первого и m -го центров для получения оценок параметров первой и m -й групп ЧС p_{g1}, p_{gm} .

Интеграция этапов обработки мониторинговой информации в интересах решения задач прогнозирования ЧС

Высший уровень интеграции в системе мониторинга и прогнозирования ЧС связан с интеграцией этапов обработки мониторинговой информации. Пример такой интеграции приведен на рис. 5.

Для получения оценок параметров первой группы ЧС p_{g1} четвертый и пятый этапы (рис. 1) здесь объединены в один этап, реализуемый с использованием функционального модуля $f_{\lambda pq1}$.

Обработка информации для получения оценок параметров m -й группы ЧС p_{gm} в системе на рис. 5 проводится так же, как и в схеме на рис. 1.

Комбинации рассмотренных видов интеграции информационных ресурсов системы мониторинга и прогнозирования ЧС с учетом числа этапов обработки, числа КА в группировке, ППИ и центров, числа видов сигналов и их параметров, числа видов параметров предвестников ЧС и видов параметров ЧС, способны породить очень большое число вариантов интеграции ресурсов системы.

Поэтому в основе механизма генерации вариантов интеграции информационных ресурсов системы мониторинга и прогнозирования ЧС с целью отбора эффективных вариантов по выбранным показателям эффективности должна быть определенная логика, отражающая тенденции развития системы и возможности реализации ее интегрированных вариантов.

Одной из основных тенденций развития космических систем, к которым относится рассматриваемая система, является перенос усилий по обработке информации с наземных средств на космические при сокращении этапов обработки. При этом необходимо учитывать следующее:

– реализация одних и тех же процедур обработки информации в наземных средствах проще, чем на космическом борту, особенно при учете требования уменьшения массы, габаритов и потребляемой энергии КА;

– проведение интеграции данных осуществлять проще, чем интеграцию знаний.

Ограничивающее влияние уменьшения массы, габаритов и потребляемой энергии КА на возможности совершенствования процедур обработки информации на его борту в определенной степени компенсируется факторами, определяемыми тенденцией повышения информационной плотности средств формирования и обработки информации.

Заключение

Следует ожидать, что интеграция информационных ресурсов системы мониторинга и прогнозирования ЧС будет проводиться в основном в направлении, противоположном направлению распространения информации при ее обработке, а точнее — от завершающих обработку информации звеньев системы (наземных средств) и заключительных этапов обработки (начиная с интеграции данных) к первым звеньям системы (космическим средствам), интегрирующим в себе все этапы обработки.

Информационно-технической основой интеграции информационных ресурсов системы мониторинга и прогнозирования ЧС могут стать аппаратно-программные средства, разрабатываемые в рамках концепций Inter-Grid и облачных вычислений [4].

Список литературы

1. Жодзишский А.И., Разумов В.В., Дудкин С.А. и др. Перспективы создания пилотной версии проекта «Международная аэрокосмическая система глобального мониторинга» в России. Под ред. О.А. Алексеева. М.: Тривант, 2014. 200 с.
2. Алексеев О.А., Разумова Н.В., Цадиковский Е.И. и др. Космическая группировка — основа создания интегрированных систем прогнозного мониторинга предупреждения об угрозах стихийных бедствий // Геодезия и картография. Спецвыпуск, 2015. С. 14–19.
3. Чечкин А.В. Математическая информатика. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1991. 416 с.
4. Фальфушинский В.В., Скарлат Е.С., Тульчинский В.Г. Платформа облачных вычислений в инфраструктуре грид // International Conference «Parallel and Distributed Computing Systems» (Ukraine, Kharkiv, March 13–14, 2013). PDCS 2013. С. 86–90.

УДК 621.3:519.2:535

Моделирование мехатронно управляемой динамической платформы с лазерной системой наведения для задач ориентирования и встреч космических аппаратов

Е. В. Ивойлов¹, С. М. Слободян², А. А. Цупин³, В. С. Деева⁴

¹аспирант, ²д. т. н., профессор, ^{3,4}к. т. н.,
Омский государственный технический университет

e-mail: zhekaiv@mail.ru, sms_46@ngs.ru, atsupin@mail.ru, veradee@mail.ru

Аннотация. Важная характеристика лазерных систем ориентирования космических аппаратов (КА) — размер пространства, в котором эффективно обнаружение объекта наблюдения. Узкая диаграмма направленности лазерного излучения является весомым фактором систем высокой точности. Этот фактор существенно затрудняет обнаружение объектов для их наведения в космическом пространстве ориентирования. Для увеличения пространства наблюдения лазерные системы устанавливают на динамические платформы. В работе проведен анализ модели N -координатной динамической платформы с лазерной системой ориентирования. Компьютерным моделированием исследована на модели $1D$ -координатной динамической платформы возможность увеличения пространства наблюдения лазерной системой с учетом влияния различных параметров.

Ключевые слова: метод, моделирование, эффективность, динамическая платформа, модель, оценка, грубое наведение, лазер, управление, пространство, система наведения, слежение

Simulation of the Mechatronic Dynamic Platform Equipped with Laser Navigation System to Operate the Spacecrafts

E. V. Ivoylov¹, S. M. Slobodyan², A. A. Tsupin³, V. S. Deeva⁴

¹postgraduate student, ²doctor of engineering science, professor,
^{3,4}candidate of engineering science,
Omsk State Technical University

e-mail: zhekaiv@mail.ru, sms_46@ngs.ru, atsupin@mail.ru, veradee@mail.ru

Abstract. The performance potential of optical and laser technologies offers the great challenge of using them in many industries and areas of science effectively. For example, high intensity precise directional electromagnetic radiation is factored into the test program with the use of a portable high-precision system. The most significantly factor is that laser targeting is used for the detection and tracking of dynamic objects of any shapes. To expand the field of vision the laser systems is installed in multimotion control platform. In this paper we propose a model of a N -degree-of-freedom motion platform. Also we investigate, using computational modeling and simulation, the potential of the $1D$ -motion platform to expand the field of vision of the laser systems and we receive influence from other variables.

Keywords: method, simulation, efficiency, dynamic platform, model, estimation, rough guidance, laser, control, space, guidance system, tracking

Введение

Освоение космического пространства для науки, экономики и обороноспособности, модернизация и разработка новой космической техники для многих отраслей российской промышленности важны и являются приоритетными. Ввиду большой плотности потока движения на орбитах космических аппаратов (КА) процедура обнаружения и измерения координат других объектов (спутников и их фрагментов) в космическом пространстве широко распространена. Она жизненно необходима для успешной реализации на этапе выполнения операций ориентирования, взаимного наведения и стыковки КА, обеспечения безопасности и долговечности их полетов на орбите. Современные требования к средствам измерения координат для перспективных КА значительно выше. Увеличение массы и габаритов космических объектов требуют повышения точности ориентирования и взаимного наведения в процессе их взаимного сближения и особенно для безопасности на этапе стыковки. Используемые в настоящее время радиотехнические системы имеют большие массу и габариты, кроме того, они чувствительны к явлениям переотражения и интерференции сигналов, опорных для ориентирования.

Для ориентирования объектов, в том числе сближением и стыковкой КА, кроме радиотехнических систем, используются лазерные системы [1–10]. Лазерные системы, в сравнении с радиотехническими, имеют меньшую массу и габариты, большую точность и разрешающую способность, лучшую помехозащищенность ввиду значительно меньшей длины волны, высокой монохроматичности и узкой диаграммы направленности лазерного излучения. Но наличие узкой диаграммы направленности лазерного излучения практически в полномасштабной сфере космического пространства ориентирования КА является сильным и весомым фактором, существенно затрудняющим быстрое вступление во взаимный контакт, для встречи и стыковки КА [1–6].

Проблемы лазерного ориентирования

Оптические и лазерные автоматические системы, выполняющие сначала сканирование про-

странства наблюдения для обнаружения в нем искомого объекта с последующим переходом в режим слежения за его перемещением, в наибольшей мере соответствуют для решения подобных задач [1–17]. Важная особенность автоматических систем [4–11, 15–17]: необходимость осуществления процедуры обнаружения искомого объекта на начальном этапе работы. Это определяет их способность к переходу в режим слежения, контроля и управления объектом и процессом наведения и стыковки КА. Поэтому для этого типа прецизионных лазерных и светодиодных систем важно обеспечение наибольшей эффективности на начальном этапе работы, именуемом режимом поиска и обнаружения. Требования к режиму поиска и обнаружения характеризуются [4, 6, 10–17] целью достижения наилучших вероятностных показателей обнаружения при наивысших чувствительности, помехозащищенности, точности, быстродействия. В конечном счете эффективность лазерных систем ориентирования определяется качеством их реализации и степенью оптимизации их параметров. Для увеличения поля наблюдения КА при обзоре лазерные системы могут быть установлены на динамические платформы [4, 5, 7, 18–21].

Динамические платформы: обзор состояния

Платформы выполняют на элементах, использующих различные физические принципы [4, 5, 7, 18–21]. Как силовые узлы они предназначены для перемещения в пространстве технических устройств. В основу работы элементов платформ кладут фундаментальные принципы пьезоэлектричества и электромагнетизма, а также электромагнитных и других физических явлений. Часто используют явления, вызванные действием электрического и магнитного полей, возникающих при протекании электрического тока управления с помощью элементов исполнения отдельных приводов.

Структура платформ — обобщение информации и опыта разработчиков динамических платформ (серии ДР, Муромского радиозавода и др.), принципы функционирования которых подробно изложены в технических источниках [4, 5, 18–21, 27].

Для оценки эффективности программного подхода имитации решения такой задачи, используя обобщенное представление структурных схем компоновки известных типов динамических платформ, в том числе отечественных, ниже исследована возможность применения для грубого наведения лазерной системы [4] на объект (КА) многокоординатной динамической платформы.

Цель работы

Цель исследования включала разработку векторного типа микропроцессорной (МП) мехатронной системы управления подвижной платформой с лазерной системой наведения на базе рекомендованных операционной средой известных средств разработки встроенного программного обеспечения серии процессоров [28–33]. При этом средства Simulink [30] использованы как основа для проектирования и имитации работы динамических лазерных систем ориентирования.

Анализ путей решения

Важнейшим направлением развития имитационных средств и устройств является разработка новых принципиальных решений построения программных, алгоритмических и компьютерных средств имитации того или иного процесса в системе, позволяющих более рационально решать задачи, связанные с имитацией и представлением этого информационного или физического процесса.

Задача сильно усложняется, когда в комплексе имитации приходится использовать виртуальное представление первичной информации разной физической природы. Это усложнение объясняется тем, что первичные преобразователи с различными принципами действия информационный сигнал о состоянии объекта наблюдения преобразуют в разные значения существенно отличающихся друг от друга параметров идентификации состояния объекта. По этой причине вопрос создания простых и надежных средств и алгоритмов имитации процессов и работы систем, обладающих достаточной точностью отражения реальности при высоком быстродействии

формирования, имитирующего процесс или систему, сигнала, до сих пор остается актуальным.

В качестве фактора, комплексно объединяющего разнородные преобразователи информации и разные системы, используется их математическое описание, учитывающее с наибольшей полнотой действие всех физических принципов, используемых для получения объединяемых в имитируемом средстве информационных сигналов и систем. Другими словами, для качественной программно-аппаратной имитации необходимо наличие адекватных реальности математических моделей процессов и систем [4, 28–33].

Ниже на виртуальном примере действия платформы по одной ($[x; y; z; v; t]$) или по углу места, азимуту, скорости движения и т. п.) из координат измерительной системы пространства наблюдения лазерной системой ориентирования объекта проведен анализ возможности практического функционирования программного имитатора обобщенного типа динамической платформы с лазерной системой. На базе стандартных [29–33] программных средств (например: Simulink, MatLab, протоколов обмена Ethernet, среды разработки встроенного программного обеспечения для сигнальных процессоров) в операционной среде Windows разработаны математические и компьютерные модели отдельных типов приводов, включая модели оригинальных пьезопроводов многомерного управления [22–27], для программной имитации работы динамической платформы. С применением некоторых оригинальных наработок [5–17, 22–28] выполнено имитационное моделирование функционирования платформы в разных режимах действия.

Современные имитаторы поведения динамических процессов и объектов обладают сложной структурой. Структурно для лазерных систем ориентирования [5–21] они многоуровневый программно-аппаратный комплекс [29–33]. Их совершенствование ведет к заметному ужесточению требований к качественным показателям лазерных систем, таким как точность, быстродействие и т. п. Для оценки эффективности выполнения поставленных требований к лазерным системам подход имитационного моделирования с использованием программных методов часто оказывается наиболее привлекательным.

Подобного рода система может быть реализована на основе привода для имитации влияния среды на деформирование волнового фронта излучения от подвижного объекта во время его движения. Другой вариант исполнения имитационного моделирования — с использованием принципа частотного управления действием мехатронного привода слежения за траекторией движения объекта на малой, с меньшей инерционностью, платформе с учетом вариаций динамических режимов движения объекта наблюдения. Реализация принципа разделения движений [4, 25] приводит к улучшению качества таких систем более простым, иногда и единственно возможным способом.

При проведении исследований методом программного имитационного моделирования желательно, чтобы лазерная система ориентирования и стыковки КА как управляющее устройство могло активно изменять параметры системы и поддерживать ее характеристики на требуемом качественном уровне. Этот уровень должен быть максимально приближен к теоретически предельно возможному или оптимальному.

Особенности варианта решения

Следуя требованиям, сформулируем задачи, программно решаемые имитатором грубого наведения, в следующей исследовательской постановке:

- формирование и исполнение сигналов задания скорости и ускорения по осям вращения динамической платформы должно производиться с учетом спектра влияния меняющегося внешнего возмущения;

- процедура моделирования учитывает вероятность возникновения скачков моментов инерции ввиду несовершенства механической системы;

- динамическая платформа должна обеспечивать двойную перегрузку воздействия по моменту исполнительного привода двигателя, в частном случае;

- работа исполнительного привода допускает кратковременное поддержание момента на заданном или требуемом уровне от его номинального значения.

Характерная особенность функционирования лазерных систем ориентирования и управления

стыковкой КА — при изменении управляющего или возмущающего воздействия существует пространственно обусловленное перекрестными связями [4] взаимовлияние автономных координатных приводов. Эта проблема особенно актуальна в работе системы с большим моментом инерции и высокой динамикой движения искомого КА. Проблема важна, поскольку целью управления лазерной системы ориентирования является слежение за перемещением и наведение КА на лазерный маяк по заданной траектории при действии возмущений любого типа. Другими словами, управление проводится с целью наиболее строго выполнения установленного технологического процесса. При этом по возможности следует исключать внешние межкоординатные перекрестные возмущения, обусловленные динамическими нагрузками, вызванные действиями подвижного КА при выполнении процесса лазерного наведения [4, 5].

Аппаратная часть моделируемой системы может быть представлена в виде обобщенной структуры динамической платформы с многокоординатным прецизионным приводом. В основе практически созданных в промышленности многокоординатных платформ применяют [18–21] как базовый тип частотно-управляемого электропривода, обычно выполняемого в комплексе «преобразователь частоты–асинхронный двигатель». В нашем случае для обеспечения прецизионности управления мы используем в цепи контуров управления параметрами лазерного пучка системы модели пьезоприводов [4, 5, 11, 22–27] как часть автономных приводов динамической платформы.

Для грубого наведения лазерных систем ориентирования целесообразно построение приводов по принципу автономности вложенных контуров оценки и управления. Принцип автономности вложенных контуров предусматривает распределение приоритета действия сигналов контуров оценки состояния измеряемых параметров, вкуче составляющих общую оценку состояния системы для формирования соответствующих сигналов управления ее состоянием. Распределение приоритета действия контуров управления основано на привлечении весового или равноценного ранжирования сигналов, формируемых в контурах управления системой. В этом подходе сущность принципа

распределения приоритета состоит в первоначальном весовом ранжировании контуров с дальнейшим принятием алгоритма формирования по данным индивидуальной оценки состояния каждым из контуров сигнала результирующего управления состоянием всей системы грубого наведения лазерной системы. Например, возможно применение [4] алгоритма «матрешки» — аддитивного сложения ошибок состояния контуров. Согласно сущности этого алгоритма [4, 25] в контуре с низшим приоритетом выделяется ошибка, которая затем вводится аддитивно в управляющее воздействие привода второй координаты как дополнительная составляющая. Следуя логике алгоритма матрешки, ошибка, выделенная в младшем по рангу приоритета i -м контуре, аддитивно подается в ближайший старший по рангу приоритета $(i + 1)$ -й автономный контур. Другими словами, каждый младший контур вложен в ближайший старший контур, а общий контур управления системой является аддитивной структурой автономных контуров всей системы наведения (структура «матрешки»). Принцип построения системы грубого наведения по алгоритму «матрешка» с многокоординатной системой приводов подобен созданию структуры комплексного N -координатного привода в виде известного построения системы подчиненного регулирования. В системах такого типа требуемая для управления характеристика каждого i -го контура формируется как для одиночного. Принцип подчиненного управления широко используется в моделировании систем и физических процессов. Создание многокоординатных систем управления на основе принципа «матрешки» с вложенными в нее автономными контурами имеет свои, определяемые свойствами конкретной системы наведения, особенности. Принцип «матрешки» и прост и сложен. В настоящее время он активно развивается и исследуется. Одна из особенностей принципа «матрешки» определена тем, что корректирующий i -ю координату в следующую $(i + 1)$ -ю координату подают с предшествующей координаты, причем отличающейся по физической трактовке координаты параметра управления. Принцип «матрешка» как подход управления относит многомерную структуру приводов [4, 22–27] к классу адаптивных систем с присущими им формами инвариантности.

Приведем некоторые особенности моделируемой структуры:

- степень приоритета и вес ранга контура определяется принципом функционирования лазерной системы ориентирования и наведения и условиями решаемой задачи;

- ранг приоритета координат учитывает их ортогональность в принятой системе координат работы лазерного средства;

- низший по рангу контур управления является автономным;

- согласно принятому принципу управления учитывается, что i -я координата является аргументом, а вторая $(i + 1)$ -я — его функцией, независимо от метода разложения траектории управления на управляющие функции (независимые, параметрические и т. п.);

- математические процедуры определения координат параметров и соответствующей оценки состояния контуров управления и всей системы в целом для формирования сигналов для каждого отдельного контура управления лазерного средства наведения как «матрешки» реализуются программным путем.

Алгоритм и модель решения

Кратко приведем вариант аналитического описания математической модели структуры с точки зрения реализации отработки аддитивных составляющих ошибки наведения в процессе имитационного моделирования. Размещение лазерной системы ориентирования на динамической платформе существенно расширяет пространство наблюдения КА путем осуществления процедуры грубого ее наведения на траекторию его движения. Лазерная прецизионная система на платформе становится электромеханической следящей системой, в общем смысле предназначенной для преобразования входного воздействия в перемещение инерционной нагрузки. Структура лазерной прецизионной системы на динамической платформе будет соответствовать обобщенной структуре системы автоматического управления.

Обозначим: $W(p)$, $V(p)$ — передаточные функции соответственно по управляющему и возму-

щающему воздействию координатных приводов; p — оператор Лапласа; индексы x, y, z — обозначения координат наблюдения в измерительной системе и системе управления КА; \mathbf{M} — вектор управления, определяет описание $m(p)$ и особенно траектория движения лазерной системы наведения при работе с КА; \mathbf{N} — вектор возмущений, определяет описание $n(p)$, включая шумы приводов и лазерной системы наведения. Формирование управляющего воздействия выполняет компьютер, МП-структура или специальный процессор управления. Другие обозначения, применяемые в описании модели, пояснены ниже.

Ошибка $\Delta(p)$ оценки рассогласования координат параметра в каждом отдельном (сепаратном) контуре управления определяется через передаточные функции контура

$$\Delta(p) = \frac{1}{1 + W(p)}m(p) + \frac{V(p)}{1 + W(p)}n(p), \quad (1)$$

$$W(p) = A(p)/B(p), \quad (2)$$

$$V(p) = C(p)/D(p), \quad (3)$$

где $A(p)$ и $B(p)$, $C(p)$ и $D(p)$ — соответствующие полиномы описания передаточных функций $W(p)$ — по управлению и $V(p)$ — по возмущению рассматриваемого сепаратного контура «матрешки».

Учтя в (1) представление полиномами (2) и (3), выражение ошибки рассогласования состояния сепаратного контура может быть представлено в виде

$$\Delta(p) = \frac{B(p)}{A(p) + B(p)}m(p) + \frac{B(p)V(p)}{A(p) + B(p)}n(p). \quad (4)$$

Заменив $A(p) + B(p) = E(p)$ и $K(p) = B(p) \times V(p)$ для упрощения соотношения (4), получим:

$$\Delta(p) \cdot E(p) = B(p)m(p) + B(p) \cdot V(p)n(p). \quad (5)$$

Математическая формализация, анализ и оценка многомерного координатной системы являются весьма громоздкими. Поэтому их рассмотрение и описание в излагаемой работе в дальнейшем, ввиду громоздкости, опустим.

Процедура адаптации управляющего воздействия низшего i -го ранга и последующей $(i+1)$ -й ко-

ординаты выполняется согласно физической и логической сущности реализации принципа «матрешка». Напомним, выше принята функциональная независимость способа закономерности разложения траектории управления на составляющие функции (младшая i -я координата принимается как аргумент функции описания $(i+1)$ -й координаты. Это позволяет предположить возможность, в частном случае, трех вариантов коррекции ошибок как управляющих воздействий для сепаратных координатных приводов:

- формирование и введение собственных компонентов в каждом сепаратном контуре;

- принятие иерархической итерационной структуры в части отработки ошибок по возмущению, включая внутренние факторы. Такой подход допускает, в отличие от классических систем итерационных процедур, введение ошибки предыдущего контура «матрешки» непосредственно в управляющее воздействие, а не в последующий контур;

- четкое выполнение принципа функционирования многокоординатной системы.

В последнем варианте в каждом предыдущем сепаратном контуре управления (или предыдущей совокупности контуров) процедура коррекции ошибки, вызванной возмущением, считается завершённой, а остаточная нескомпенсированная ошибка в этом контуре (или совокупности контуров) от случайного временного возмущения поступает в следующий по рангу контур. При этом каждый последующий контур охвачен обратной связью по возмущению предшествующей координаты. По этому варианту структурная схема многомерной системы управления может быть представлена системой сепаратного описания (1)–(5) передаточных функций. Структура алгоритма реализации системы также зависит от функции изменения управляющего воздействия. Заметим, что формирование управляющих сигналов в некоторой степени также функция изменения возмущений. В общем случае, управляющий сигнал системы является интегральной, часто нелинейной квадратичной функцией соответствующих компонентов (статической δ_c , инерционной δ_i , динамической δ_d , вероятностной δ_b и т. п.) ошибки, определяющей качество управления.

Результаты практической реализации

При моделировании в качестве объекта управления принята динамическая платформа с k степенями свободы. Управление динамической платформой построено на базе протоколов Ethernet и осуществляется встроенным компьютером по локальной сети. Таким образом решалась задача программной реализации МП-средства управления лазерной системы ориентирования на базе широко известных аппаратно-программных средств [28–33].

Некоторые особенности устойчивого функционирования программно реализованного имитатора действия электромеханического средства грубого наведения лазерной системы приведены на рис. 1 и 2. Рис. 1 иллюстрирует старт-стопный пуск в движение платформы с лазерной системой при действии единичного скачка нагрузки в случайный момент времени на траектории установившегося движения платформы (тест единичного скачка или возмущения типа функции Хевисайда). Рис. 2 наглядно отражает результат устойчивости движения платформы с лазерной системой при действии дополнительного скачка нагрузки в произвольный момент времени на траектории установившегося движения платформы.

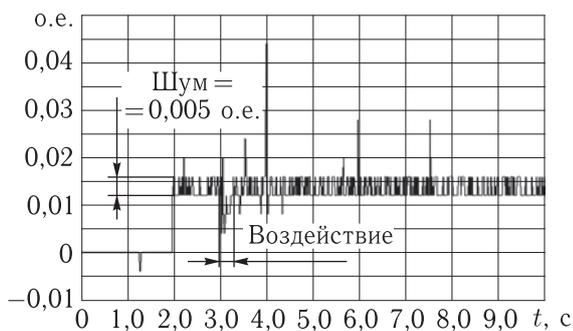


Рис. 1. Типичное поведение динамической платформы при старт-стопном тактовом пуске с действием приложения удвоенной нагрузки

Обобщим результаты проведенного исследования и оценки эффективности решения задачи увеличения размера пространства наблюдения КА на стадии ориентирования путем комплексирования лазерной системы с многомерной мехатронной

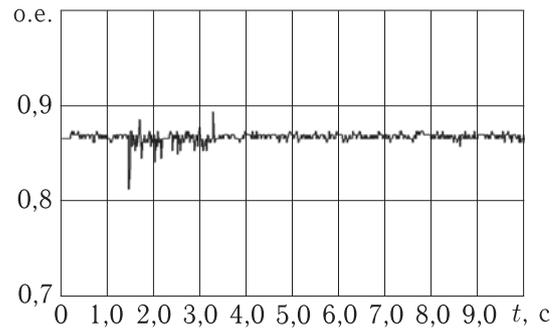


Рис. 2. Типичный переходный процесс по возмущению при движении платформы с действием приложения в произвольный момент времени удвоенной нагрузки

динамической структурой как средства поиска и обнаружения подвижных КА. Программная имитация работы грубого наведения комплексированного средства с действием процедуры поиска объектов лазерной системой, установленной на управляемую динамическую платформу, показала, с точки зрения устойчивости и управляемости, положительные результаты.

При моделировании комплексированной лазерной системы с электромеханической динамической платформой с учетом оценки влияния дополнительного возмущения выявлено повышение на единицу степени астатизма сепаратного контура для платформы с исполнительным электроприводом, передаточная функция которого по управлению имеет астатизм первого порядка, а по возмущению — нулевого. При этом статическая ошибка, обусловленная выявленным фактором дополнительного возмущения, стремится к нулевому значению. Усреднение невязок, обусловленное наличием интегрирующего звена в перекрестной обратной связи, также на единицу повышает порядок астатизма для этой компоненты сигнала управления. Анализ результатов показал, что выявленные при моделировании особенности существенно не изменяют свойств внутренних сепаратных контуров моделируемого электромеханического привода динамической платформы.

Заключение

В работе показана возможность программной реализации векторной системы управления

комплексированным лазерно-электромеханическим средством на примере имитации грубого наведения по одной из координат движения динамической платформы с лазерной системой ориентирования в режиме поиска и обнаружения КА как объекта. Алгоритм управления «матрешка» учитывает: влияние инерции при выдаче задания скорости и ускорения; исполнение задания скорости и ускорения по осям вращения динамической платформы, с учетом случайно меняющихся условий, обеспечивает двойную перегрузочную способность привода. Кроме того, алгоритм управления обеспечивает разгон, замедление, торможение вариацией параметров возбуждения привода и контроль границ поля поиска пространства наблюдения при изменении углового положения динамической платформы.

Список литературы

1. Романов А. А., Тюлин А. Е. Малоразмерные космические аппараты мониторинга подвижных объектов ОАО «Российские космические системы»: состояние и перспективы // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, № 1. С. 3–10.
2. Старовойтов Е. И. Использование лазерных систем в решении задачи встречи КА на орбите Луны // Авиакосмическое приборостроение, 2010, № 11. С. 12–17.
3. Жодзишский А. И., Нестеров О. В. Высокоточное определение в реальном времени относительного положения объектов по сигналам ГНСС // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2014, т. 1, № 1. С. 27–33.
4. Слободян С. М. Телевизионная диагностика лазерных пучков. Барнаул: Азбука, 2006. 224 с.
5. Цупин А. А., Слободян С. М. Лазерные средства навигационного оборудования для ориентирования подвижных объектов. М.: Мэйлер, 2013. 166 с.
6. Деева В. С. Метод покрытия кластерного пространства наблюдения // Доклады ТУСУРа, 2012, № 1, ч. 1. С. 253–258.
7. Слободян С. М., Цупин А. А. Многофункциональные визуально-инструментальные лазерные навигационные комплексы морского применения // Фундаментальные исследования, 2009, № 5–3. С. 102–103.
8. Деева В. С., Слободян С. М. Метод безопасного восприятия визуальной лазерной навигации // Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций, 2013, № 5. С. 64–70.
9. Слободян С. М. Лазерный створ дальнего действия для систем визуальной навигации // Датчики и системы, 2015, № 5. С. 32–35.
10. Слободян С. М., Цупин А. А. Лазерные навигационные системы автономных транспортных средств // Успехи современной радиоэлектроники, 1988, № 6. С. 13–20.
11. Слободян С. М. Анализ и оптимизация телевизионного принципа сканирования фазового пространства оптическим фазометром: 1. Поисковые траектории // Известия Томского политехнического университета, 2004, т. 307, № 6. С. 40–46.
12. Большанин А. А., Слободян С. М., Яковлев А. Р. Линейный фотоприемник с переменными параметрами // Приборы и техника эксперимента, 2009, № 6. С. 141.
13. Большанин А. А., Слободян С. М., Яковлев А. Р. Матричный фотоприемник с переменными параметрами // Приборы и техника эксперимента, 2009, № 6. С. 142.
14. Деева В. С., Слободян М. С., Слободян С. М. Детектор двумерных смещений // Приборы и техника эксперимента, 2011, № 5. С. 166–167.
15. Lukin V. P., Sazanovich V. M., Slobodyan S. M. Random image shifts during ranging in a turbulent atmosphere // Radiophysics and Quantum Electronics, 1980, v. 23, № 6. P. 484–490.
16. Volkov V. F., Peshel' A. K., Slobodyan S. M., Tyryshkin I. S. Registration of a pulsed laser beam by a matrix of charge-coupled devices // Instruments and Experimental Techniques, 1981, v. 24, № 6, pt. 2. P. 1522–1524.
17. Bol'shanin A. A., Slobodyan S. M., Yakovlev A. R., Vasil'eva L. A. Two-channel optical transducer for an industrial inspection system // Measurement Techniques, 1987, v. 30, № 10. P. 954–956.
18. Стенды динамические моделирующие. Методы и средства аттестации: ОСТ 01158-88. Введ. 01.01.89. М., 1984. 33 с.
19. <http://www.gosniias.ru/pages/stend.html>
20. Schwartz J. L., Hall C. D. System Identification of a Spherical Air-Bearing Spacecraft Simulator //

- AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting. Maui, Hawaii, February 2004. Art. № AAS 04-122. <http://www.dept.aoe.vt.edu/~cdhall/papers/AAS04-122.pdf> (Дата обращения 22.02.2015.)
21. *Середкин В.П.* Динамические моделирующие стенды фирмы «Карко Электроникс». Обзор по материалам иностранной печати. НИЦ ГосНИИАС, 1993, № 7–8. 13 с.
 22. *Слободян М.С., Слободян С.М.* Консольный пьезопривод // Датчики и системы, 2003, № 3. С. 47–48.
 23. *Слободян М.С., Слободян С.М.* Трехкоординатный пьезопривод // Известия вузов. Приборостроение, 2004, т. 47, № 1. С. 32–36.
 24. *Слободян С.М.* Триангуляционный алгоритм трехмерного перемещения зеркала управляемой оптической системы // Метрология, 2003, № 8. С. 29–38.
 25. *Слободян С.М.* Многомерногоординатный привод микроуправления // Известия Томского политехнического университета, 2003, т. 306, № 5. С. 92–95.
 26. *Слободян М.С., Слободян С.М., Цупин А.А.* Широкоформатный лазерный створ // Известия Томского политехнического университета, 2007, т. 311, № 2. С. 34–39.
 27. *Slobodyan M.S., Slobodyan S.M., Tsupin A.A.* Optical deflector of a wave-front tilt corrector // Journal Optical Technology, 2008, v. 75, № 5. P. 301–305.
 28. *Деева В.С., Слободян С.М.* Метод повышения точности МП-датчиков // Электроника и электрооборудование транспорта, 2014, № 2. С. 46–47.
 29. *Черкесов Г.Н.* Надежность аппаратно-программных комплексов. СПб.: Питер, 2005. 479 с.
 30. *Дьяконов В.П.* Simulink: Самоучитель. М.: ДМК-Пресс, 2013. 784 с.
 31. *Половко А.М., Гуров С.В.* Основы теории надежности. СПб.: БХВ-Петербург, 2006. 702 с.
 32. *Лазарев Ю.* Моделирование процессов и систем в MatLab: Учеб. курс. СПб.: Питер; Киев: Изд. группа БХВ, 2005. 512 с.
 33. *Морозов В.К., Рогачев Г.Н.* Моделирование информационных и динамических систем. М.: Академия, 2011. 384 с.

УДК 621.382

Разработка SPICE-моделей комплементарных биполярных транзисторов с учетом дозового воздействия

Ю. Ю. Гулин¹, А. Н. Рябев, М. Е. Горчичко

¹к. т. н., АО «Российские космические системы»

e-mail: design-centre@spacecorp.ru

Аннотация. В статье освещаются текущие результаты разработки SPICE-моделей комплементарных биполярных транзисторов (КБТ) с учетом воздействия дозовых радиационных эффектов. В рамках работы проведены радиационные исследования транзисторов на источнике гамма-излучения, получены экспериментальные характеристики, отражающие деградацию параметров биполярных транзисторов под влиянием накопленной дозы радиационного излучения и экстрагированы параметры SPICE-модели. На основе экстрагированных параметров разработаны SPICE-модели комплементарных биполярных транзисторов, учитывающие радиационную деградацию при дозовом излучении в диапазоне поглощенных доз от 0 до 100 крад (Si).

Ключевые слова: SPICE-модель, биполярный транзистор, дозовые радиационные эффекты, коэффициент усиления, вольт-амперные характеристики, модель Гуммеля–Пуна

Development of SPICE-models of the Complementary Bipolar Transistors with Account for Dose Effect

Yu. Yu. Gulin¹, A. N. Ryabev, M. E. Gorchichko

¹candidate of engineering science, Joint Stock Company “Russian Space Systems”

e-mail: design-centre@spacecorp.ru

Abstract. This article discusses the ongoing development of SPICE-models of the complementary bipolar transistors (CBT) with account for dose radiation effects. The conducted research included exposing the transistors to the source of gamma rays. The experimental characteristics, reflecting the degradation parameters of the bipolar transistors under the influence of the accumulated dose of radiation are attained, as well as at the extracted parameters of the SPICE-model. Based on the extracted parameters, a SPICE-model of complementary bipolar transistors has been developed, with account for the radioactive degradation with the dosage absorbed ranging from 0 to 100 krad (Si).

Keywords: SPICE-model, bipolar transistor, dose radiation effects, gain, current-voltage characteristics, Gummel-Poon model

Введение

Среди многочисленных факторов, с которыми сталкиваются разработчики, особое значение имеет воздействие естественной радиации космического пространства (КП), оказывающее существенное влияние на работоспособность бортовой аппаратуры и элементной базы при их эксплуатации [1]. Влияние ионизирующего излучения (ИИ) космического пространства на полупроводниковые приборы (ПП) и интегральные схемы (ИС), входящие в состав бортовой аппаратуры, может привести к всевозможным нарушениям функционирования данных устройств.

Учет влияния ИИ на ранних этапах проектирования, прежде всего на схемотехническом уровне, существенно снижает стоимость и ускоряет процесс разработки ИС [2].

Для схемотехнического моделирования широко используется SPICE (Simulation Program with Integrated Circuit Emphasis) — универсальный симулятор для различных видов анализа электрических цепей [3].

Одним из способов прогнозирования работоспособности интегральных схем в условиях космического пространства является создание SPICE-моделей их компонентов, учитывающих влияние дестабилизирующих факторов космического пространства (ДФКП), и использование их в процессе анализа и верификации разрабатываемого проекта.

SPICE-модель электронного компонента представляет собой программно-математическую (компьютерную) модель — систему уравнений с определенным набором SPICE-параметров, зависящих от типа компонента, геометрических и электрических параметров, свойств материалов. Одно из главных требований к модели элемента заключается в удобстве ее расчета при компьютерном моделировании. Кроме этого, должен быть соблюден баланс между уровнем достоверности модели, повышение которого ведет к усложнению модели, и скоростью моделирования.

В настоящее время для моделирования биполярных транзисторов широко используется модель Гуммеля–Пуна в виде эквивалентной электрической схемы, содержащей более пятидесяти параметров [4].

Целью данной работы является создание SPICE-моделей интегральных $n-p-n$ - и $p-n-p$ -транзисторов, учитывающих дозовое ионизационное воздействие низкоинтенсивного гамма-излучения. Результаты работы будут использоваться на этапе проектирования ИС на основе базового структурного кристалла (БСК) для исследования работоспособности ИС после радиационного облучения.

Для достижения данной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Провести экспериментальные радиационные исследования комплементарных биполярных транзисторов.
2. Получить экспериментальные характеристики, отражающие радиационную деградацию параметров транзисторов, и провести экстракцию параметров.
3. На основе экспериментальных данных оптимизировать SPICE-параметры исследуемого объекта.

Проведение экспериментальных радиационных исследований

Объектом исследования являются интегральные вертикальные $n-p-n$ - и $p-n-p$ -транзисторы, размеры окна эмиттера в которых составляют $1,5 \times 15 \text{ мкм}^2$. Данные транзисторы входят в состав экспериментального базового структурного кристалла (БСК).

В вертикальных транзисторных структурах, в соответствии с рис. 1, база располагается

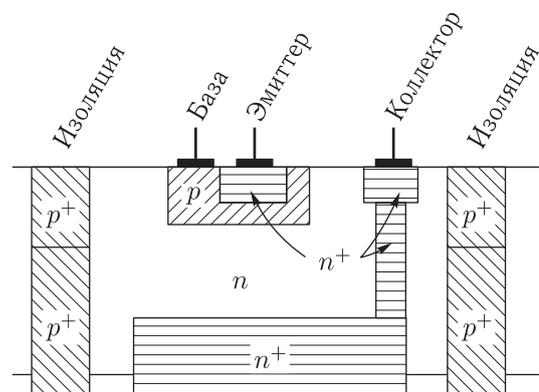


Рис. 1. Схематический разрез вертикального $n-p-n$ -транзистора

под эмиттером, перемещение носителей от эмиттера к коллектору происходит в направлении, перпендикулярном поверхности кристалла.

Ток коллектора биполярного транзистора описывается следующей формулой:

$$I_C = \frac{IS}{BF} \left(e^{\frac{U_{BE}}{NF \cdot \varphi_t}} \right). \quad (1)$$

В соответствии с формулой (1) базовый ток можно выразить следующим соотношением:

$$I_B = \frac{IS}{BF} \left(e^{\frac{U_{BE}}{NF \cdot \varphi_t}} \right) + ISE \left(e^{\frac{U_{BE}}{NE \cdot \varphi_t}} \right), \quad (2)$$

где I_C — ток коллектора, I_B — ток базы, U_{BE} — напряжение база–эмиттер, IS , BF , ISE , NE и NF — параметры модели Гуммеля–Пуна.

Поскольку радиационная деградация транзистора определяется увеличением базовой составляющей в постоянном токе коллектора, то можно предположить, что параметр IS не изменяется при воздействии излучения. Значение BF определяет предэкспоненциальный множитель идеальной составляющей базового тока. Этот компонент базового тока является суммой токов инжекции в эмиттер и рекомбинации в активной области базы. Так как в современных транзисторах размер активной области базы достаточно мал, ток рекомбинации в ней намного меньше, чем ток, инжектируемый в эмиттер. Ток инжекции определяется эмиттером в прямом смещении и не зависит от общей дозы. Таким образом, первое слагаемое в уравнении (2) после радиационного воздействия остается постоянным, а второе слагаемое в уравнении (2) является током поверхностной рекомбинации (рекомбинации на границе раздела), из чего следует, что радиационная деградация базового тока должна быть определена путем увеличения параметров ISE и NE [5].

Следовательно, проведя аппроксимацию параметров ISE и NE в зависимости от величины накопленной дозы радиационного излучения, можно получить модель биполярного транзистора с учетом исследуемых внешних воздействующих факторов.

Измерение электрических параметров КБТ проводилось на базе АО «РКС». Для аппаратного обеспечения экспериментальных исследований использовался следующий комплекс устройств:

– изотопный источник непрерывного гамма-излучения;

– технологическая оснастка для проведения экспериментальных исследований элементов экспериментального БСК;

– полуавтоматическая зондовая станция;

– анализатор параметров полупроводниковых приборов.

При разработке программы и методики исследований элементов экспериментального БСК был выбран тест №3 в РКТ по ОСТ 134-1034-2012, имитирующий длительное действие естественного ионизирующего излучения космического пространства. Данный тест рекомендован для изделий биполярной технологии и предоставляет консервативную оценку стойкости изделий к накопленной дозе радиационного излучения. В соответствии с ним проводится облучение в активном режиме при температуре 100 °С до требуемого уровня поглощенной дозы при мощности 10–100 рад(Si) · с⁻¹ [6]. После этого образцы следует охладить до комнатной температуры и провести контроль параметров. Если отказов не обнаружено, то изделия считаются удовлетворяющими заданным требованиям.

Перечень исследуемых параметров тестовых структур после радиационного облучения указан в таблице.

В процессе экспериментальных исследований образцов КБТ на воздействие ДФКП была сформирована обширная база экспериментальных характеристик, содержащая передаточные характеристики, входные ВАХ, выходные ВАХ, коэффициенты передачи по току для трех образцов транзисторов для поглощенных доз 20, 40, 60, 80 и 100 крад(Si). Мощность дозы облучения составила 40 рад(Si) · с⁻¹.

На рис. 2, 3 приведены результаты исследований образцов КБТ, демонстрирующие влияние дозы гамма-излучения на их электрические характеристики.

На характеристике Гуммеля, изображенной на рис. 3, при низких значениях U_{BE} проявляется значительное разделение кривых базового тока I_B в зависимости от накопленной дозы радиационного излучения. Данное наблюдение соответствует представлениям о базовом токе как наиболее чувствительном параметре биполярного транзистора

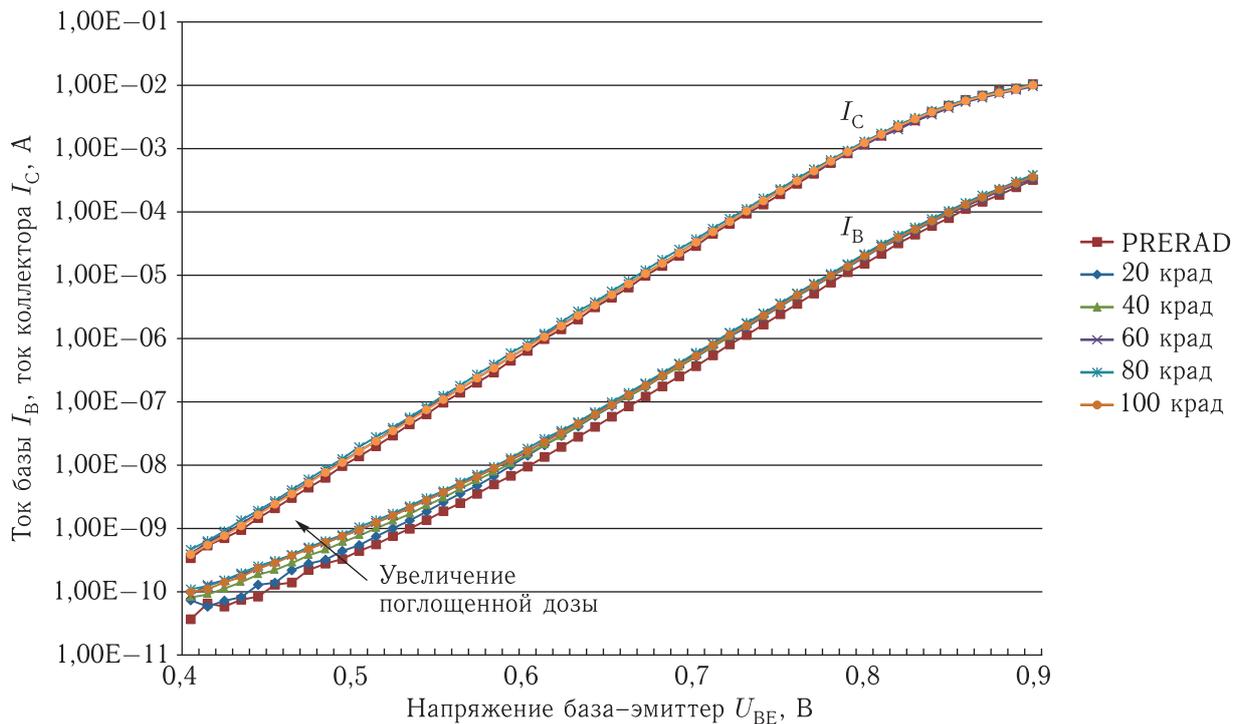


Рис. 2. Характеристика Гуммеля при $V_{CE} = 3$ В для величин поглощенной дозы 20 крад(Si), 40 крад(Si), 60 крад(Si), 80 крад(Si), 100 крад(Si)

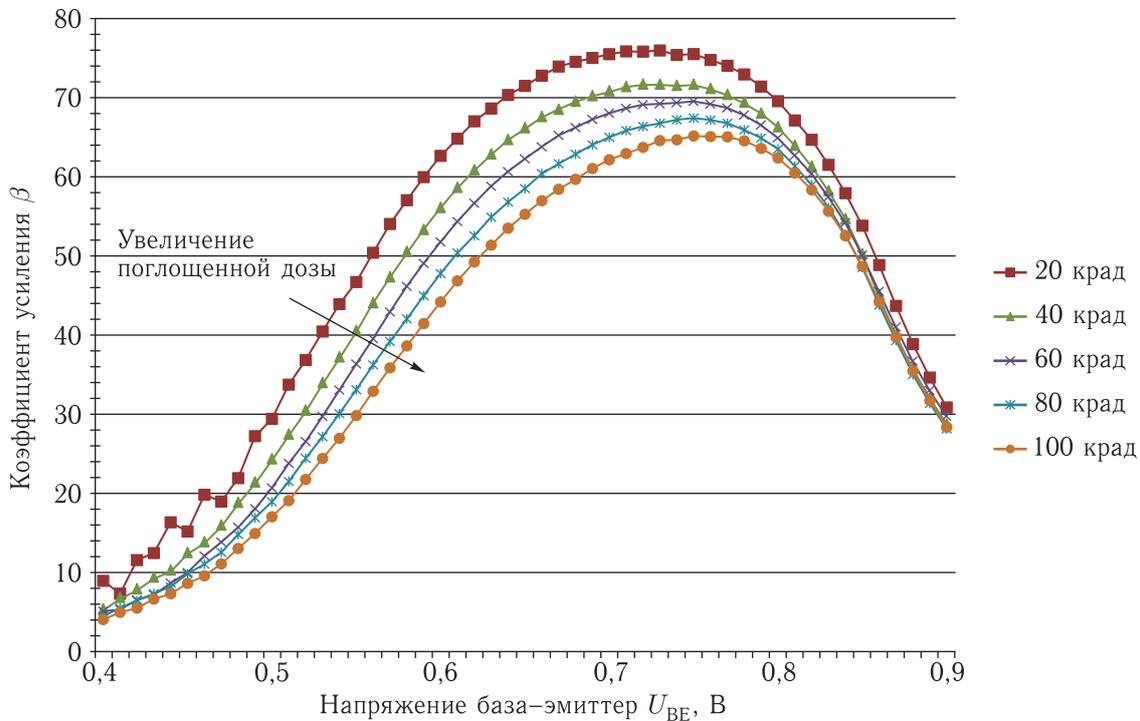


Рис. 3. Зависимость коэффициента передачи по току β при $V_{CE} = 3$ В для величин поглощенной дозы 20 крад(Si), 40 крад(Si), 60 крад(Si), 80 крад(Si), 100 крад(Si)

Т а б л и ц а. Перечень исследуемых параметров транзисторов и режимы измерений

Тип КБТ	Наименование	Обозначение	Режим измерения
N115 (<i>n-p-n</i>)	Характеристика Гуммеля	$I_K(U_{BE}), I_B(U_{BE})$	Общий эмиттер U_{BE} от 0,4 В до 1,2 В (шаг — 10 мВ) U_K = от 1,0 В до 8,0 В с шагом 1,0 В $T = +(25 \pm 10)^\circ\text{C}$
	Выходная ВАХ	$I_K(U_{CE})$	Общий эмиттер U_{CE} от 0 до 10 В с шагом 0,1 В I_B = от 10 мкА до 1 мА с шагом 10 мкА $T = +(25 \pm 10)^\circ\text{C}$
	Зависимость коэффициента передачи по току от напряжения база-эмиттер	$\beta(U_{BE})$	Общий эмиттер U_{BE} от 0,4 В до 1,2 В (шаг — 10 мВ) U_K = от 1,0 В до 8,0 В с шагом 1,0 В $T = +(25 \pm 10)^\circ\text{C}$
P115 (<i>p-n-p</i>)	Характеристика Гуммеля	$I_K(U_{BE}), I_B(U_{BE})$	Общий эмиттер U_{BE} от -0,4 В до -0,9 В с шагом 10 мВ, U_K = от -1,0 В до -5,0 В с шагом 1,0 В $T = +(25 \pm 10)^\circ\text{C}$
	Выходная ВАХ	$I_K(U_{CE})$	Общий эмиттер U_{CE} от 0 до -5,0 В с шагом 0,2 В I_B = от -10 мкА до -1 мА с шагом 10 мкА $T = +(25 \pm 10)^\circ\text{C}$
	Зависимость коэффициента передачи по току от напряжения база-эмиттер	$\beta(U_{BE})$	Общий эмиттер U_{BE} от -0,4 В до -0,9 В с шагом 10 мВ, U_K = от -1,0 В до -5,0 В с шагом 1,0 В $T = +(25 \pm 10)^\circ\text{C}$

к указанному воздействию [7]. Изменение базового тока под действием радиационного излучения влияет на коэффициент передачи по току, что наглядно отражено на рис. 3.

В процессе радиационного облучения все образцы сохранили работоспособность, их параметры при нормальных условиях до и после исследований соответствуют заданным техническим требованиям. Полученные экспериментальные характеристики, отражающие изменения параметров КБТ при воздействии ДФКП, могут быть применены для разработки SPICE-моделей.

Моделирование вертикальных биполярных транзисторов проведено для поглощенных доз 20, 40, 60, 80 и 100 крад(Si). В ходе моделирования применялась модель биполярного транзистора Гуммеля-Пуна.

Одним из требований к адекватности модели объекта исследования является наличие физически объяснимого поведения модели при различных

сочетаниях физических или технологических параметров. Это становится возможным при синтезе модели на основе физических представлений о работе транзистора [3].

Процесс моделирования зависимостей электрических параметров КБТ включает в себя три стадии:

1. Симуляция характеристик с помощью программы-симулятора.

2. Оптимизация параметров с помощью встроенных алгоритмов в автоматическом режиме; для данного этапа использовался алгоритм Левенберга-Марквардта.

3. Оптимизация параметров в ручном режиме.

На рис. 4, 5, 6 приведены результаты моделирования образцов КБТ для максимальной поглощенной дозы 100 крад(Si).

Результаты исследований биполярных транзисторов, отраженные на рис. 2, 3, показывают, что при воздействии ионизирующего излучения

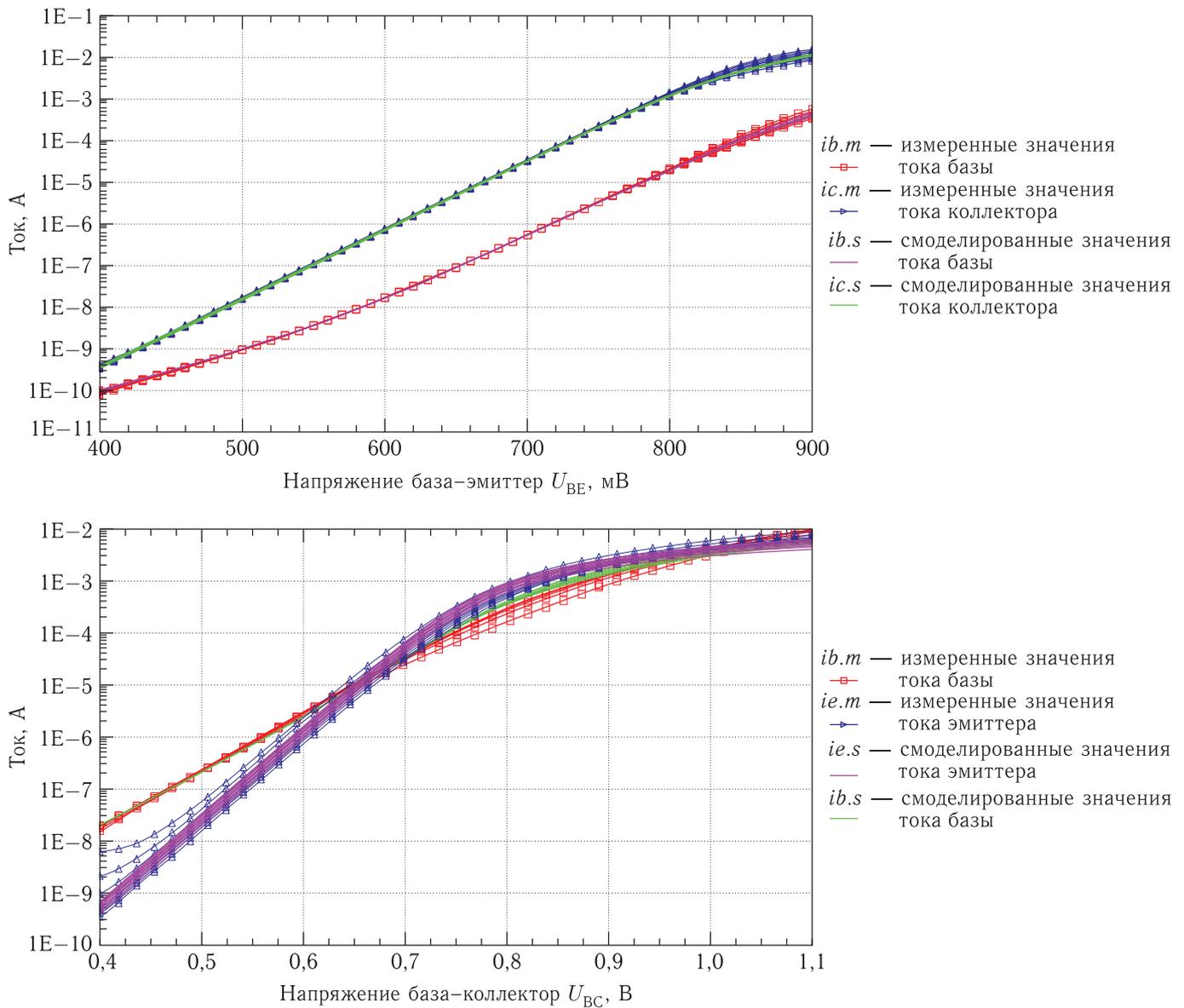


Рис. 4. Экспериментальная и синтезированная характеристики Гуммеля для поглощенной дозы 100 крад(Si) в прямом и обратном включениях

на биполярный транзистор возрастает ток базы. Это связано с ростом темпа рекомбинации, вызванного увеличением плотности поверхностных состояний на границе раздела Si-SiO₂ и плотности заряда в оксиде, так как радиационно-индуцированные эффекты встраиваются как в слои оксида, так и на границе раздела оксид-полупроводник.

Исходя из вышесказанного радиационная деградация базового тока определяется увеличением параметров ISE и NE [5]. На рис. 7 приведены зависимости величин параметров ISE и NE от по-

глощенной дозы, позволяющие сделать вывод о соответствии SPICE-модели процессу радиационной деградации биполярного транзистора с точки зрения физики.

Заключение

Использование SPICE-моделей компонентов интегральных схем, учитывающих влияние ДФКП, в процессе анализа и верификации разрабатываемых

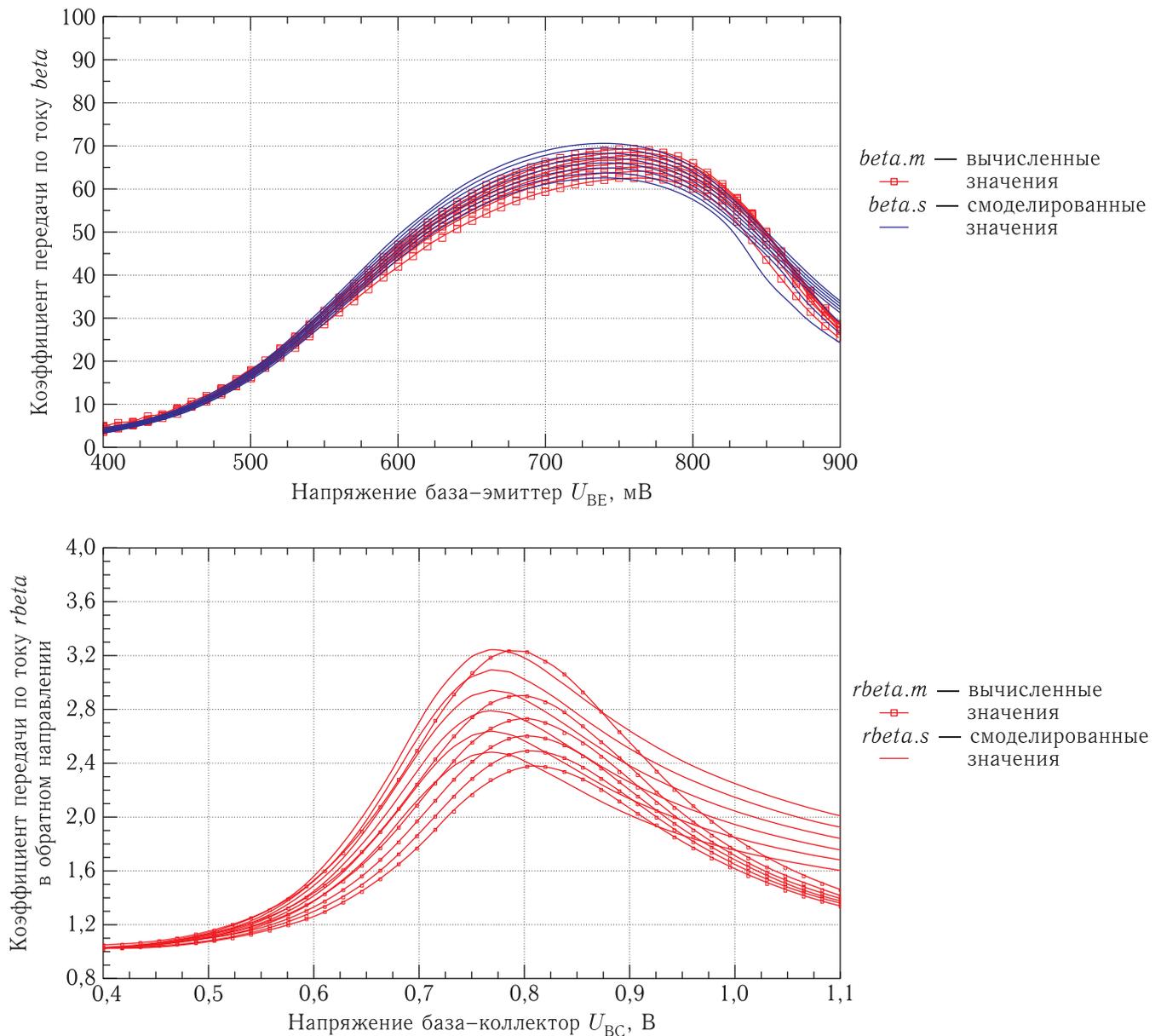


Рис. 5. Экспериментальная и синтезированная зависимости коэффициента передачи по току β для поглощенной дозы 100 крад(Si) в прямом и обратном включениях

мого проекта является одним из способов прогнозирования работоспособности ИС в условиях КП, оказывающих негативное влияние на ИС и ПП и приводящих к различным нарушениям их функционирования.

В работе представлены результаты разработки SPICE-моделей комплементарных биполярных транзисторов с учетом радиационной деградации под воздействием гамма-излучения.

В ходе работы были решены следующие задачи:

1. Проведены радиационные исследования транзисторов на источнике гамма-квантов ^{60}Co с энергией 1,25 МэВ. Измерены вольт-амперные характеристики приборов для накопленных доз из диапазона от 0 до 100 крад(Si).

2. По экспериментальным характеристикам проведена процедура экстракции SPICE-параметров для значений дозы 20, 40, 60, 80, 100 крад(Si).

3. Произведено моделирование параметров использованием модели Гуммеля-Пуна.

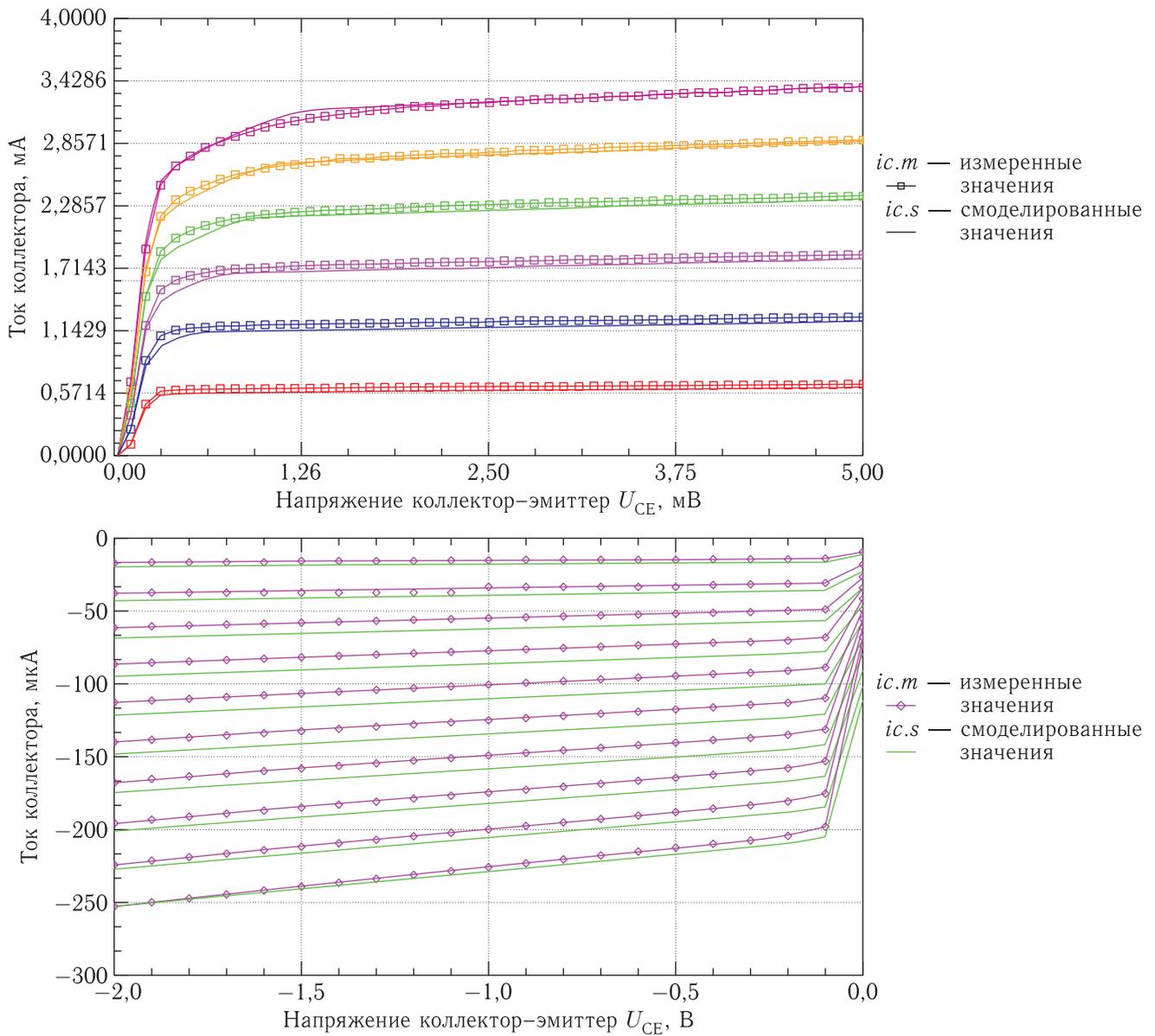


Рис. 6. Экспериментальная и синтезированная выходные вольт-амперные характеристики для поглощенной дозы 100 крад(Si) в прямом и обратном включениях

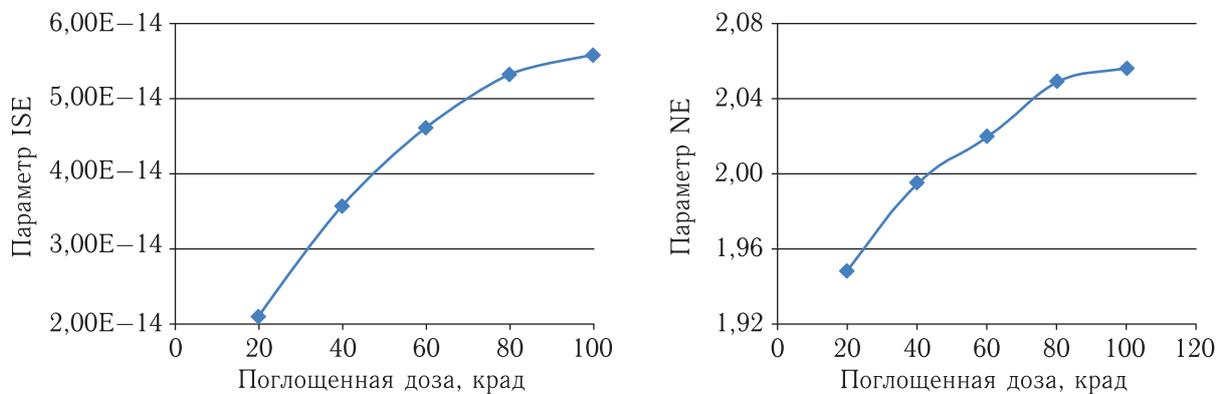


Рис. 7. Зависимость значения параметров SPICE-модели ISE и NE от поглощенной дозы

В результате моделирования получен набор значений радиационно-зависимых параметров, непосредственно экстрагированных для каждой дозы.

Достоинством данного подхода является обеспечение быстродействия и достоверности SPICE-модели.

На основании полученных результатов можно сделать вывод о соответствии синтезированной модели физическому процессу радиационной деградации биполярного транзистора.

В дальнейшем планируется усовершенствовать данные модели аппроксимацией радиационно-зависимых параметров SPICE-модели математическими функциями от накопленной дозы с использованием языка описания аппаратуры Verilog-AMS.

Список литературы

1. *Таперо К.И., Улимов В.Н., Членов А.М.* Радиационные эффекты в кремниевых интегральных схемах космического применения. М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2012. 304 с.
2. *Дворников О.В., Гришков В.Н.* Комплексный подход к проектированию радиационно-стойких аналоговых микросхем. Часть 1. Учет влияния проникающей радиации в «SPICE-подобных программах // Проблемы разработки перспективных микро- и наноэлектронных систем. Под общ. редакцией академика РАН А.Л.Стемпковского. М.: ИППИМ РАН, 2010. С. 301–306.
3. *Денисенко В.В.* Компактные модели МОП-транзисторов для SPICE в микро- и наноэлектронике. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. 408 с.
4. *Gummel H. K., Poon H. C.* An Integral Charge Control Model of Bipolar Transistors // Bell System Technical Journal, 1970, vol. 49, is. 5. P. 827–852.
5. *Bakerenkov A. S., Pershenkov V. S., Solomatin A. V., Belyakov V. V., Shurenkov V. V.* Radiation degradation modeling of bipolar operational amplifier input offset voltage in LTSpice IV // Applied Mechanics and Materials, 2014, vol. 565. P. 138–141.
6. ОСТ 134-1034-2012 Аппаратура, приборы, устройства и оборудование космических аппаратов. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронного и протонного излучений космического пространства по дозовым эффектам. 2012. 37 с.
7. *Barnaby H.J.* Total Dose Effects in Linear Bipolar Integrated Circuits // International Journal of High Speed Electronics and Systems, 2004, vol. 14, № 2. P. 519–541.

Список статей, опубликованных в журнале «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы» в 2016 г.

Том 3, Вып. 1, 2016

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

- Использование системного подхода к решению проблемных вопросов функционирования автоматизированного комплекса программ баллистико-навигационного обеспечения полетов КА ГНСС
Бетанов В. В., Ларин В. К. с. 3
- О понятийных основах радионавигации
Поваляев А. А. с. 11

Аэрокосмические методы зондирования Земли

- Создание трехмерных моделей местности с использованием материалов съемки космического аппарата типа «Ресурс-П»
Пешикун А. А. с. 28
- Исследование возможности использования матричных фотоприемников в сканирующих системах
Гектин Ю. М., Зайцев А. А., Рожнев А. В., Соловьев А. М., Смелянский М. Б. с. 34

Радиотехника и космическая связь

- Организация управления радиотехническим оборудованием с использованием СУБД «Линтер-ВС» в ОС МСВС
Ватутин В. М., Донцов С. А., Ефремов Ю. В. с. 39
- Цифровое фазирование для повышения эффективности применения антенной системы Б-529
Ватутин С. И., Зайцев О. В. с. 45

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

- Системно-технические аспекты развития НАКУ КА НСЭН и измерений до 2025 года
Кисляков М. Ю., Логачев Н. С., Петушков А. М. с. 62
- Коррекция температурной погрешности пьезоэлектрических датчиков давления для изделий космической техники
Маланин В. П., Кикот В. В., Ефимов П. Н. с. 72

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

- Расчет МШУ на отечественной ЭКБ с помощью САПР AWR
Петух Н. Н., Белоусов Ю. С., Гарбузенко А. П., Дарюшкин К. О. с. 79

Посвящается 70-летию АО «Российские космические системы»

- О создании первой в мире стратегической ракеты дальнего действия Р-7 и ее системы управления
Старцев В. К. с. 92

Том 3, Вып. 2, 2016

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

- Фотонные технологии в космическом приборостроении
Пономарев А. К., Романов А. А., Тюлин А. Е. с. 4

Аэрокосмические методы зондирования Земли

- Оценка погрешности расчета NDVI при использовании эмпирических методов учета влияния атмосферы
Зубкова К. И., Куревлева Т. Г., Пермитина Л. И. с. 24
- Алгоритм восстановления коротко-экспозиционного изображения ДЗЗ, пространственно неинвариантного к атмосферным искажениям
Свиридов К. Н. с. 31

Радиотехника и космическая связь

- Канал связи малоразмерного космического аппарата на базе спутниковой связной системы ГЛОБАЛСТАР
Морозов И. А., Данилин Н. С., Макухин Н. Н., Сергеев А. С. с. 38
- Результаты моделирования и оценка характеристик отраженных от протяженных объектов сигналов с линейной частотной модуляцией
Медведев С. Б., Шапошников В. И., Чекмазова О. А. с. 48

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

- Разработка научной аппаратуры для поиска и локализации мест утечки воздуха из гермоотсеков РС МКС
Пушкин Н. М., Бацев С. В., Леушин К. О. с. 56
- Информационно-измерительная система мониторинга изделий космической техники
Щевелев А. С., Кикот В. В., Удалов А. Ю. с. 60
- Анализ возможностей использования рекомендаций CCSDS с целью улучшения технических характеристик отечественных космических радиолиний, предназначенных для передачи телеметрической информации с объектов различного назначения
Воронцов В. Л. с. 66

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

- Создание СВЧ монолитных ИС 5-миллиметрового диапазона для применения в перспективных КС
Федоров Ю. В., Мальцев П. П., Гнатюк Д. Л., Матвеев О. С., Крапухин Д. В., Гамкрелидзе С. А. с. 73

Посвящается 70-летию АО «Российские космические системы»

- С Авиамоторной на Байконур
Федоренко Г. М. с. 79

Очерк истории создания глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС <i>Старцев В. К.</i>	с. 82
Краткий очерк развития отечественной ракетной радиотелеметрии в 1946–2006 гг. на фоне организации и развития отрасли отечественного ракетостроения <i>Победоносцев В. А.</i>	с. 89

Том 3, Вып. 3, 2016

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Навигационные антенные модули аппаратуры ГНСС <i>Бойко С. Н., Исаев А. В., Косякин С. В., Яскин Ю. С.</i>	с. 4
Оценка геометрического фактора для наземного потребителя системы ГЛОНАСС с высокоэллиптическим дополнением <i>Ватутин С. И.</i>	с. 12
Цифровой частотный детектор для метанового мобильного стандарта частоты <i>Шелестов Д. А., Тюриков Д. А., Пнев А. Б., Губин М. А.</i>	с. 29

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Задачи поляризационного дистанционного зондирования в оптическом диапазоне <i>Селиванов В. А., Гектин Ю. М., Будаков В. П.</i>	с. 35
Использование методов линейной программирования в задаче планирования сеансов приема целевой информации с КА орбитальной группировки ДЗЗ <i>Чернов А. А.</i>	с. 46

Радиотехника и космическая связь

Методы и методики экспериментального исследования радиотехнических характеристик антенн наземных комплексов управления <i>Калинин А. В., Дугин Н. А., Моисеев С. П., Поляков А. В., Ватутин В. М., Ивашина А. В.</i>	с. 54
---	-------

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

Базовый подход к идентификации критических технологий: определение важнейших инженерных характеристик изделия <i>Романов А. А., Шпотя Д. А.</i>	с. 63
Термовидеосистема для установки на космические аппараты и ракеты-носители <i>Климов Д. И., Благодарев В. А.</i>	с. 76
Вибрационный модулятор для контроля напряженности электрических полей в орбитальных условиях <i>Дорофеев Р. Ю., Козлов Д. В., Смирнов И. П., Жуков А. А.</i>	с. 84

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

Бортовые твердотельные СВЧ-усилители мощности будущего для командно-измерительных систем <i>Алыбин В. Г., Семочкин А. С.</i>	с. 89
---	-------

Посвящается 70-летию АО «Российские космические системы»

Программа Е-6: первая мягкая посадка на Луну и передача первой лунной панорамы <i>Селиванов А. С.</i>	с. 98
--	-------

Том 3, Вып. 4, 2016

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Перспективы использования в России глобальных навигационных спутниковых систем гражданскими потребителями <i>Жодзишский А. И., Березенцев М. М., Нестеров О. В.</i>	с. 5
Оценка радионавигационных параметров сигналов ГНСС в режиме когерентного адаптивного приема с использованием алгоритма сигма-точечного фильтра Калмана <i>Шаврин В. В., Тисленко В. И., Филимонов В. А., Лебедев В. Ю.</i>	с. 16

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Малые спутники для космических исследований <i>Петрукович А. А., Никифоров О. В.</i>	с. 22
Специальные алгоритмы радиометрической коррекции изображений ДЗЗ в ИК-диапазоне <i>Андреев Р. В., Гектин Ю. М., Зайцев А. А., Смелянский М. Б.</i>	с. 32

Радиотехника и космическая связь

Проблемы аппаратного обеспечения измерений характеристик больших антенн по сигналам внеземных радиоисточников <i>Калинин А. В., Калинин В. А., Егоров М. Н., Акулов А. Ю., Ширинов М. В., Рогов А. Е.</i>	с. 41
--	-------

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

Формирование научно-технического задела для разработки перспективных технологий космического приборостроения <i>Романов А. А.</i>	с. 48
Концепция построения базовой технологической модели разработки баллистической структуры автоматических КА <i>Бетанов В. В., Ларин В. К.</i>	с. 65
Методические аспекты интеграции информационных ресурсов космических средств мониторинга и прогнозирования чрезвычайных ситуаций <i>Алексеев О. А., Цадиковский Е. И.</i>	с. 74
Моделирование мехатронно управляемой динамической платформы с лазерной системой наведения для задач ориентирования и встреч космических аппаратов <i>Ивойлов Е. В., Слободян С. М., Цупин А. А., Деева В. С.</i>	с. 80

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

Разработка SPICE-моделей комплементарных биполярных транзисторов с учетом дозового воздействия <i>Гулин Ю. Ю., Рябев А. Н., Горчишко М. Е.</i>	с. 89
---	-------

Научно-технический журнал

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ
И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ**

ТОМ 3. ВЫПУСК 4. 2016

*Журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связи,
информационных технологий и массовых коммуникаций.
Свидетельство ПИ №ФС77-55464 от 25 сентября 2013 г.*

Журнал включен в РИНЦ.

Подписной индекс издания 94086 в Объединенном каталоге «Пресса России»

Редактор *В.Р. Игнатова*
Оригинал-макет: *Д.П. Вакуленко*
Оформление переплета: *Н.Л. Лисицына*

Подписано в печать 23.11.2016. Формат 60×88/8. Бумага офсетная.
Печать офсетная. Усл. печ. л. 12,25. Уч.-изд. л. 13,48. Тираж 220 экз.
Заказ №

Издательская фирма «Физико-математическая литература»
МАИК «Наука/Интерпериодика»
117342, г. Москва, ул. Бутлерова, дом 17 Б
E-mail: porsova@fml.ru, sale@fml.ru
Сайт: <http://www.fml.ru>
Интернет-магазин: <http://www.fmllib.ru>

Отпечатано с электронных носителей издательства
в ППП «Типография «Наука»
121099, г. Москва, Шубинский пер., 6

Тематические разделы журнала
«Ракетно-космическое приборостроение
и информационные системы»

- **Космические навигационные системы и приборы.**
Радиолокация и радионавигация
- **Аэрокосмические методы зондирования Земли**
 - **Радиотехника и космическая связь**
- **Системный анализ, управление космическими аппаратами,**
обработка информации и системы телеметрии
- **Твердотельная электроника, радиоэлектронные компоненты,**
микро- и наноэлектроника, приборы на квантовых эффектах

АО «Российские космические системы»

111250, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, д. 53, тел. (495) 673-96-29

www.russianspacesystems.ru e-mail: journal@spacecorp.ru

ISSN 2409-0239



9 772409 023775

ISSN 2409-0239

