



РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Научно-технический журнал

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ  
ПРИБОРОСТРОЕНИЕ  
И ИНФОРМАЦИОННЫЕ  
СИСТЕМЫ**

Том 5. Выпуск 3. 2018



Научно-технический журнал

# РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 5. Выпуск 3. 2018

Учредитель:

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

## Редакционный совет

Председатель:

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

## Члены редакционного совета:

Артемов В.Ю., АО «Научно-производственное объединение измерительной техники», Москва, Россия  
Батулин Ю.М., д.ю.н., проф., член-корр. РАН, Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН, Москва, Россия  
Блинов А.В., к.т.н., член-корр. Российской инженерной академии, АО «Научно-исследовательский институт физических измерений», Пенза, Россия  
Бугаев А.С., д.ф.-м.н., проф., академик РАН, Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН, Москва, Россия  
Жантаев Ж.Ш., д.ф.-м.н., академик КазАЕН, АО «Национальный центр космических исследований и технологий», Алма-Ата, Казахстан  
Жмур В.В., д.ф.-м.н., проф., Московский физико-технический институт, Москва, Россия  
Колачевский Н.Н., д.ф.-м.н., проф., член-корр. РАН, Физический институт имени П.Н. Лебедева РАН, Москва, Россия  
Кулешов А.П., д.т.н., проф., академик РАН, Сколковский институт науки и технологий, Москва, Россия  
Носенко Ю.И., д.т.н., проф., АО «Научно-исследовательский институт точных приборов», Москва, Россия  
Перминов А.Н., д.т.н., проф., академик Международной академии астронавтики, Российской инженерной академии, Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, Москва, Россия  
Петрукович А.А., д.ф.-м.н., проф., член-корр. РАН, Институт космических исследований РАН, Москва, Россия  
Райнер Сандау, д.т.н., адъюнкт-проф., Международная академия астронавтики, Берлин, Германия  
Ступак Г.Г., д.т.н., проф., академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Чеботарев А.С., д.т.н., проф., АО «Особое конструкторское бюро Московского энергетического института», Москва, Россия  
Чернявский Г.М., член-корр. РАН, д.т.н., проф., член-корр. РАН, АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Четыркин А.Н., филиал ОАО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» – «Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва, Россия

## Редакционная коллегия

Главный редактор:

Романов А.А., д.т.н., проф., академик Международной академии астронавтики, АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Заместитель главного редактора:  
Федотов С.А., к.т.н., с.н.с., АО «Российские космические системы», Москва, Россия

## Члены редакционной коллегии:

Алексеев О.А., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Альбин В.Г., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Ахмедов Д.Ш., д.т.н., член-корр. Национальной инженерной академии Республики Казахстан, ДТО «Институт космической техники и технологий», Алма-Ата, Казахстан  
Бетанов В.В., д.т.н., проф., член-корр. Российской академии ракетных и артиллерийских наук, АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Васильков А.П., к.ф.-м.н., Science Systems and Applications Inc., Мэриленд, США  
Ватулин В.М., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Данилин Н.С., д.т.н., проф., академик Международной и Российской инженерных академий, Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Жодзишский А.И., д.т.н., академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Жуков А.А., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Михайлов В.Ю., д.т.н., проф., Московский авиационный институт, Москва, Россия  
Мороз А.П., д.т.н., АО «Научно-производственное объединение измерительной техники», Москва, Россия  
Новиков Д.А., д.т.н., проф., член-корр. РАН, Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, Россия  
Пободоносцев В.А., д.т.н., филиал ОАО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» – «Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва, Россия  
Поваляев А.А., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Римская О.Н., к.э.н., доцент, АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Романов А.А., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Свиридов К.Н., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Селиванов А.С., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Стрельников С.В., д.т.н., АО «Научно-производственное объединение «Орион», Краснознаменск, Россия  
Сычев А.П., к.т.н., АО «Научно-исследовательский институт точных приборов», Москва, Россия  
Токарев А.С. (техн. секретарь), АО «Российские космические системы», Москва, Россия  
Тузинов А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси, Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук Беларуси, Минск, Беларусь  
Язерня Г.Г., к.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Журнал выходит 4 раза в год.  
Журнал включен в РИНЦ.  
Журнал включен в Перечень рецензируемых научных изданий ВАК.  
Мнение авторов статей может не совпадать с мнением редакции.  
ISSN 2409-0239  
DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3  
Подписной индекс 94086  
в Объединенном каталоге «Пресса России».

АО «Российские космические системы»  
111250, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, д. 53  
Тел. +7 (495) 673-96-29  
www.russianspacesystems.ru  
e-mail: journal@spacecorp.ru

© АО «Российские космические системы»  
© ФИЗМАТЛИТ



Москва  
ФИЗМАТЛИТ®  
2018

## Содержание

### Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Российская навигационно-информационная спутниковая система <i>Дворкин В. В., Бакитько Р. В., Куришин В. В., Поваляев А. А.</i>	3
---	---

---

### Аэрокосмические методы зондирования Земли

Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения <i>Бакланов А. И.</i>	17
Технологические и программные модели формирования базовых продуктов ДЗЗ <i>Марков А. Н., Васильев А. И., Степанова Д. В., Евлашкин М. А., Крылов А. В., Салимонов Б. Б.</i>	29

---

### Радиотехника и космическая связь

Возможности применения интерливинга в адаптивном канале передачи данных измерений <i>Косарев Д. И., Мамедов Т. Т., Благодарев В. А.</i>	39
Схемотехническое решение парирования тиристорного эффекта в бортовых изделиях космических аппаратов <i>Петух Н. Н.</i>	45
Антенные структуры с подавлением многолучевости <i>Курдюмов О. А., Лопатко О. Е., Сагач В. Е.</i>	52
Диссипативные потери в микрополосковых линиях и микрополосковых антеннах <i>Анпилогов В. Р., Зимин И. В., Чекушкин Ю. Н.</i>	60

---

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

Планирование контроля надежности бортового оборудования космических аппаратов с использованием усеченных рисков <i>Мироничев В. А., Рудаков В. Б.</i>	70
Выбор состава бортовых средств для обеспечения заданной живучести наноспутника <i>Егоров А. М., Белоконов И. В.</i>	78

---

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

Деградационные процессы устройств микросистемной техники <i>Харламов М. С., Дидык П. И., Жуков А. А., Безмен В. П.</i>	87
---	----

---

### Исторические очерки

Стартовая программа исследования Луны E1 <i>Федоренко Г. М.</i>	97
--	----

## Contents

### Space Navigation Systems and Devices. Radiolocation and Radio Navigation

Russian Navigational and Informational Satellite System <i>Dvorkin V. V., Bakitko R. V., Kurshin V. V., Povalyaev A. A.</i>	3
--	---

---

### Aerospace Methods for Earth Remote Sensing

New Horizons of Space Systems of Optical-electronic Observation of High Resolution Earth <i>Baklanov A. I.</i>	17
Technological and Program Models of Remote Sensing Basic Products Formation <i>Markov A. N., Vasilyev A. I., Stepanova D. V., Eolashkin M. A., Krylov A. V., Salimonov B. B.</i>	29

---

### Radio Engineering and Space Communication

Application of Interleaving in the Adaptive Channel for Measurement Data Transfer <i>Kosarev D. I., Mamedov T. T., Blagodirev V. A.</i>	39
Circuit Solutions of Parrying of the Thyristor Effect in Onboard Spacecraft Products <i>Petukh N. N.</i>	45
Antenna Structure with Multipath Effect Suppression <i>Kurdyumov O. A., Lopatko O. E., Sagach V. E.</i>	52
Dissipative Losses in the Microstrip Lines and Microstrip Antennas <i>Anpilogov V. R., Zimin I. V., Chekushkin Yu. N.</i>	60

---

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

Planning Onboard Equipment Reliability Control by Using Truncated Risks <i>Mironichev V. A., Rudakov V. B.</i>	70
Selection of the Onboard Elements' Composition to Ensure the Specified Survivability of the Nanosatellite <i>Egorov A. M., Belokonov I. V.</i>	78

---

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

Degradation Processes of Devices of Microsystem Technology <i>Kharlamov M. S., Didyk P. I., Zhukov A. A., Bezmen V. P.</i>	87
---	----

---

### Historical Review

The Start Program of the Moon Exploration E1 <i>Fedorenko G. M.</i>	97
--	----

**КОСМИЧЕСКИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ.  
РАДИОЛОКАЦИЯ И РАДИОНАВИГАЦИЯ**

УДК 629.783 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.3.16

**Российская навигационно-информационная  
спутниковая система**

**В. В. Дворкин**, д. т. н., *dvorkin\_vv@spacecorp.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**Р. В. Бакитко**, к. т. н., *contact@spacecorp.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**В. В. Куршин**, д. т. н., профессор, *vkurshin@spacecorp.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**А. А. Поваляев**, д. т. н., профессор, *povalyaev\_aa@spacecorp.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

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

**Аннотация.** В настоящее время существует ряд проблем в дальнейшем повышении точности, доступности и надежности функционирования системы ГЛОНАСС. Эти проблемы заключаются в сложности достижения в ближайшем десятилетии значительного повышения стабильности бортовых стандартов частоты, которое сдерживает дальнейшее повышение точности системы, отсутствии надежных средств доставки корректирующей информации функциональных дополнений (ФД) ГЛОНАСС мобильным потребителям, отсутствии системы доставки беззапросных измерений текущих навигационных параметров станциями наземной сети в центр обработки для выработки корректирующих поправок и одновременно дополняющей и улучшающей характеристики точности и доступности ГЛОНАСС.

В статье рассматриваются принципы построения российской навигационно-информационной спутниковой системы, устраняющей проблемы в развитии системы ГЛОНАСС.

**Ключевые слова:** спутниковая навигация, космические аппараты на геостационарной и геосинхронных наклонных орбитах, корректирующие поправки функциональных дополнений ГНСС ГЛОНАСС, передача беззапросных измерений текущих навигационных параметров сети наземных станций в центр обработки

**Russian Navigational and Informational Satellite System**

**V. V. Dvorkin**, Dr. Sci. (Engineering), *dvorkin\_vv@spacecorp.ru*

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

**R. V. Bakitko**, Cand. Sci. (Engineering), *contact@spacecorp.ru*

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

**V. V. Kurshin**, Dr. Sci. (Engineering), Prof., *vkurshin@spacecorp.ru*

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

**A. A. Povalyaev**, Dr. Sci. (Engineering), Prof., *povalyaev\_aa@spacecorp.ru*

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

*Moscow Aviation Institute (national research university), Moscow, Russian Federation*

**Abstract.** Currently there are some issues on the further improvement of accuracy, availability and reliability of the GLONASS system. The main issues in the coming decades are the following: it is difficult to achieve a significant increase in the stability of onboard frequency standards which will restrain the further advance of the system accuracy; there are no reliable delivery means of correction information of the GLONASS augmentation system to the mobile users; the lack of delivery system of non-interrogatory measurements of current navigation performance by the ground network stations to the processing center for the correction which simultaneously completes and updates the GLONASS accuracy and availability.

The design concepts of the Russian navigational and informational satellite system designed to solve the issues in the further GLONASS system development are considered.

**Keywords:** satellite navigation, spacecraft on geostationary and geosynchronous inclined orbits, corrections of GLONASS augmentation system, delivery system of non-interrogatory measurements of current navigation performance by the ground network stations to the processing center

## Введение. Предпосылки создания российской навигационно-информационной системы

В настоящее время в достижении целей дальнейшего развития системы ГЛОНАСС — повышения ее точности, доступности и надежности функционирования — существует ряд проблем:

- одной из основных причин, сдерживающих повышение точности системы ГЛОНАСС, является нестабильность бортовых стандартов частоты. Проблема состоит в сложности достижения в ближайшем десятилетии значительного повышения стабильности бортовых стандартов частоты;
- проблемой является достижение в ближайшей перспективе существенного увеличения частоты закладок данных навигационных сообщений, которое необходимо для повышения точности прогнозирования смещения показаний бортовых часов НКА относительно часов системы;

- проблемой является отсутствие в ГЛОНАСС систем доставки корректирующей информации ФД мобильным потребителям и доставки беззапросных измерений текущих навигационных параметров станциями наземной сети в центр обработки для выработки корректирующих поправок. Традиционно используемая доставка корректирующей информации через КА на геостационарной орбите (ГСО) не может в полной мере удовлетворить требованиям потребителей, находящихся на территории Российской Федерации. ГСО с большей части территории РФ видны под малыми углами места, поэтому неровности горизонта создают значительные препятствия уверенному приему на территории РФ сигналов с ГСО. Поэтому систему доставки корректирующей информации для РФ необходимо решать, используя КА не только на ГСО, но и на геосинхронных наклонных орбитах (ГСНО).

Решение указанных выше проблем, по мнению авторов, можно достичь с помощью создания российской навигационно-информационной системы (РНИСС), рассматриваемой в последующих разделах статьи. Дополнительно на РНИСС предполагается возложить и навигационные функции, которые позволяют улучшить характеристики точности, надежности и доступности системы ГЛОНАСС.

## Архитектура построения РНИСС

РНИСС так же, как и обычные глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС), состоит из трех подсистем: наземной подсистемы управления, подсистемы КА и подсистемы потребителей. Архитектура построения наземной подсистемы РНИСС показана на рис. 1. Она включает комплекс формирования наземной шкалы времени (ШВ), в соответствии с которой осуществляется синхронизация всех наземных средств: центра управления и обработки данных, наземных комплексов запросных и беззапросных измерений текущих навигационных параметров (ИТНП), наземного комплекса метеоданных и комплекса станций излучения сигналов, сформированных на Земле, в направлении КА ГСО и ГСНО РНИСС.

Центр управления и обработки РНИСС обрабатывает данные наземных комплексов запросных и беззапросных ИТНП и формирует на этой основе данные навигационных сообщений для каждого КА РНИСС. Эти сообщения объединяются с корректирующими поправками ФД ГЛОНАСС и данными навигационных сообщений спутников ГЛОНАСС, образуя тем самым общий набор данных для каждого КА РНИСС. Корректирующие поправки ФД ГЛОНАСС вычисляются в центре сбора измерений и вычисления корректирующих поправок ФД ГЛОНАСС, передаваемых в центр сбора через КА ГСО РНИСС.

Комплекс земных станций (ЗС), изображенных в верхней левой части рис. 1, излучает сигналы, синхронизированные с наземной ШВ, в направлении КА ГСО и ГСНО РНИСС. Эта синхронизация позволяет восстановить на КА РНИСС наземную ШВ, задержанную на время распространения сигналов.

Центр сбора измерений и вычислений корректирующих поправок ФД, наземные комплексы запросных ИТНП и метеоданных, уже существующие в ГЛОНАСС, могут быть использованы в РНИСС после их модернизации.

В статье представлены два варианта построения бортовой аппаратуры КА РНИСС. В первом варианте все навигационные сигналы формируются на Земле, а бортовая аппаратура просто осуществляет их ретрансляцию. Во втором варианте

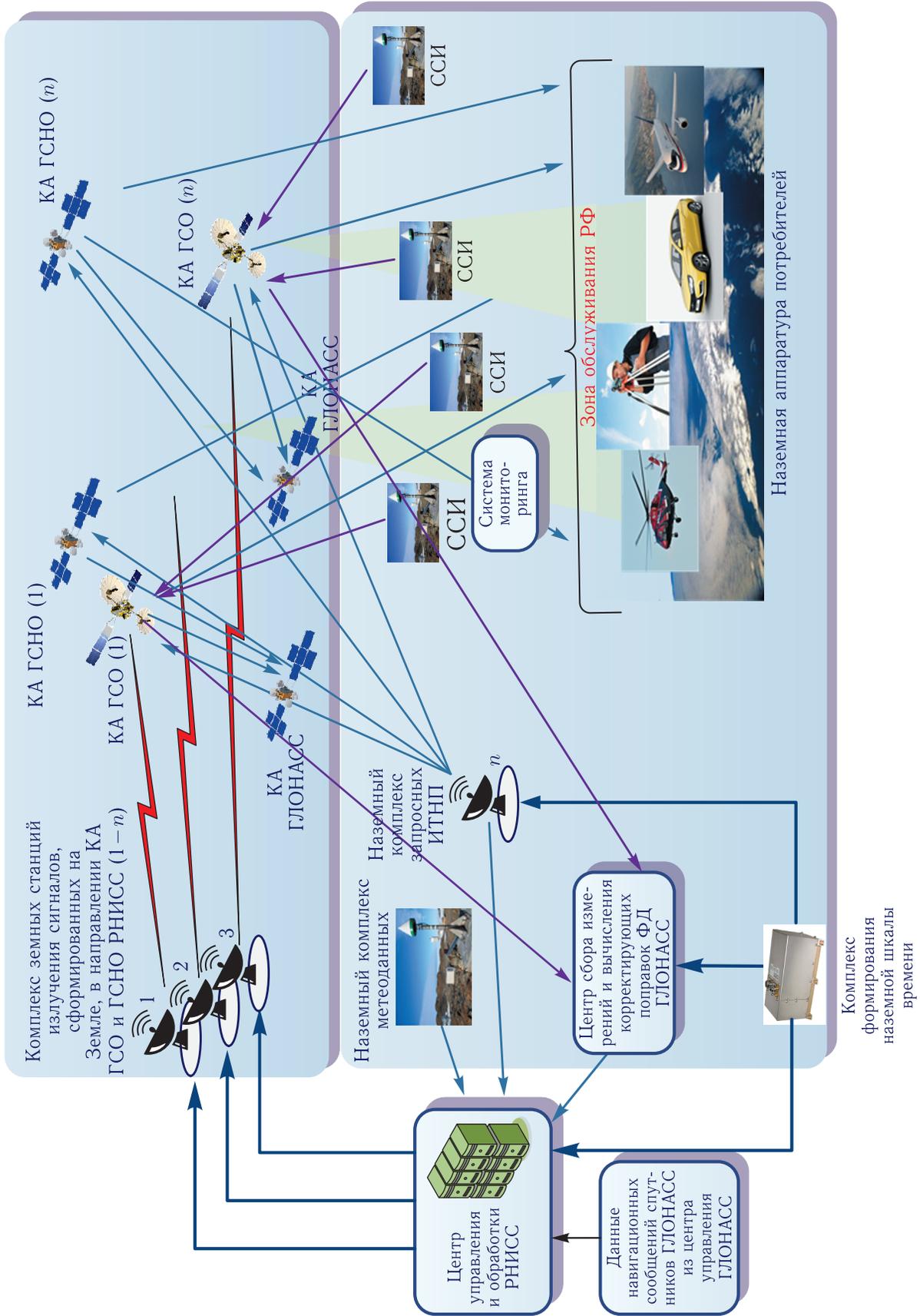


Рис. 1. Архитектура построения РНИСС

с Земли передается пилот-сигнал, синхронизированный с наземной ШВ, позволяющий восстановить на КА РНИСС наземную ШВ, задержанную на время его распространения, и соответствующий каждому КА РНИСС общий набор данных. На борту каждого КА РНИСС осуществляется формирование навигационных сигналов, синхронизированных с задержанной наземной ШВ, промодулированных данными своего навигационного сообщения. Сформированные таким образом навигационные сигналы излучаются для их приема потребителями. Часть сигналов КА РНИСС выделяется для передачи потребителям корректирующей информации в стандарте SBAS для системы дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ), а также для передачи корректирующих поправок в стандарте RTCM 10403.3 для системы высокоточного местоопределения.

С целью увеличения частоты обновления данных навигационных сообщений НКА ГЛОНАСС в обоих вариантах данные навигационных сообщений этих НКА передаются по межспутниковым радиолиниям (МРЛ) передачи информации с КА ГСО РНИСС на спутники ГЛОНАСС. Увеличение частоты этого обновления позволяет повысить точность прогнозирования координат НКА ГЛОНАСС. Такая передача возможна вследствие того, что высота орбит КА ГСО РНИСС почти вдвое превышает высоту орбит КА ГЛОНАСС (см. следующий раздел данной статьи), и поэтому КА ГЛОНАСС всегда будут находиться в зоне видимости КА ГСО РНИСС. Это позволяет достаточно часто осуществлять обновление содержимого навигационных сообщений КА ГЛОНАСС.

Для решения проблемы оперативной доставки в центр обработки беззапросных измерений, осуществляемых сетью наземных ССИ, предполагается в составе бортовой аппаратуры КА РНИСС на ГСО расположить ствол ретранслятора, через который будет осуществляться ретрансляция ИТНП, осуществляемых станциями этой сети, в центр обработки. Указанный ствол может быть использован также и для передачи дополнительной информации, например в авиационных приложениях, передачи спецпотребителям ключей для вхождения в сеанс навигации по сигналам санкционированного доступа, сигналов управления низкоорбитальными спутниками и т. д.

Из рис. 1, а также из последующих пояснений к этому рисунку следует, что РНИСС в навигационном смысле является системой, улучшающей характеристики ГЛОНАСС по точности и доступности навигационного обеспечения. Это улучшение достигается путем использования единой наземной ШВ времени РНИСС и ГЛОНАСС и излучения с КА РНИСС навигационных сигналов, совместимых с навигационными сигналами ГЛОНАСС. Улучшение достигается также введением в состав навигационных сигналов, излучаемых КА РНИСС, дополнительного навигационного сигнала в S-диапазоне, отличном от L-диапазона, в котором излучаются все навигационные сигналы ГЛОНАСС.

## Структура орбитальной группировки РНИСС

Возможны следующие этапы построения РНИСС. Этап региональной РНИСС, предназначенной для обслуживания территории РФ и сопредельных государств, и этап глобальной РНИСС, охватывающей весь земной шар, за исключением областей, прилегающих к Южному полюсу.

Основными требованиями при выборе орбитальной группировки (ОГ) как самостоятельной навигационной спутниковой системы для региональной РНИСС являются:

- обеспечение трехмерного местоопределения на территории РФ;
- обеспечение двукратного покрытия территории РФ зонами видимости геостационарных спутников (ГСО) (без учета северных приполярных районов);
- осредненный пространственный геометрический фактор PDOP (Positioning Delusion of Precision) для территории РФ не должен превышать 2;
- приемлемое (по численности) число КА группировки РНИСС.

Выполнение вышеперечисленных требований возможно при условии построения ОГ РНИСС на основе ГСО и ГСНО. КА с этими типами орбит используются в японской региональной спутниковой системе QZSS [1] и китайской ГНСС BeiDou [2].

Таблица 1. Параметры ОГ 4ГСО + 6ГСНО\_0.3

Тип орбиты	Долгота висения, (средняя аномалия), град	Аргумент перигея, град	Большая полуось, м	Наклонение, град	Эксцентриситет	Долгота восходящего узла, град
ГСО	70	0	42162800	0	0	0
ГСО	80	0	42162800	0	0	0
ГСО	140	0	42162800	0	0	0
ГСО	150	0	42162800	0	0	0
ГСНО	0	269	42162800	64,8	0,3	140
ГСНО	120	269	42162800	64,8	0,3	20
ГСНО	240	269	42162800	64,8	0,3	260
ГСНО	60	269	42162800	64,8	0,3	140
ГСНО	180	269	42162800	64,8	0,3	20
ГСНО	300	269	42162800	64,8	0,3	260

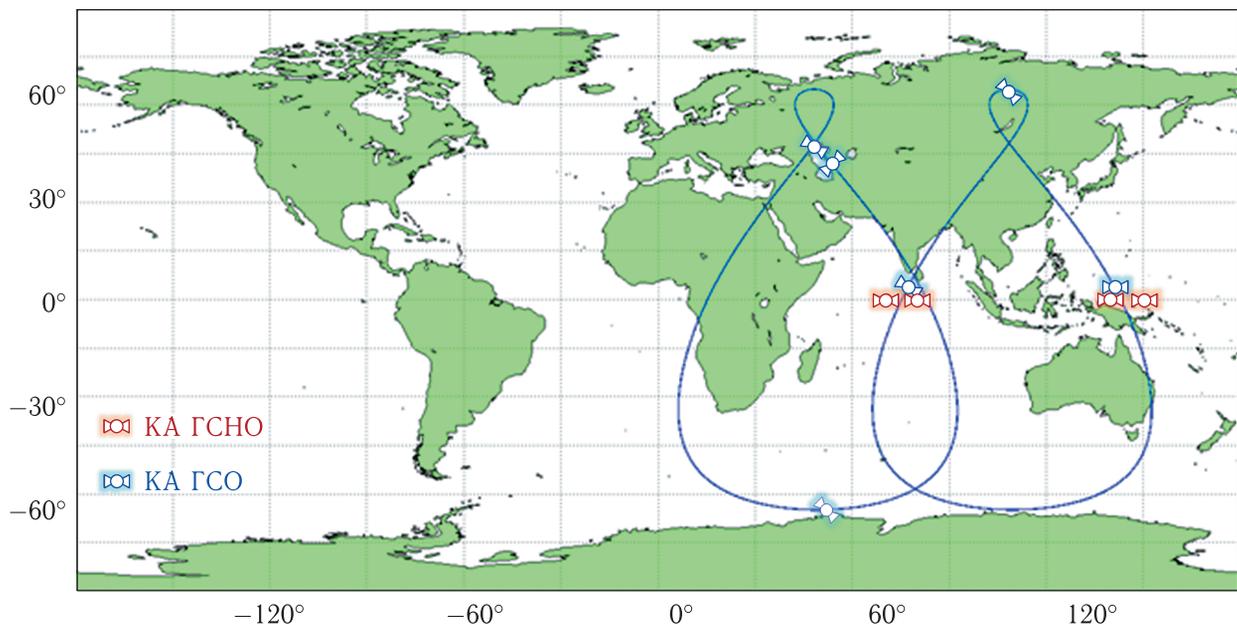


Рис. 2. Трассы подспутниковых точек ОГ 4ГСО + 6ГСНО\_0.3

Путем моделирования определено использование в региональной ОГ РНИСС 4 КА на ГСО и 6 КА на ГСНО с эксцентриситетом  $\sim 0,3$ . Эта ОГ далее будет обозначаться как 4ГСО + 6ГСНО\_0.3. Параметры ОГ 4ГСО + 6ГСНО\_0.3 приведены в табл. 1.

В ОГ 4ГСО + 6ГСНО\_0.3 геосинхронные спутники располагаются в трех плоскостях — по два

в каждой. Трассы подспутниковых точек этой ОГ показаны на рис. 2.

Оценки СКО навигационных определений предлагаемой ОГ представлены на карте точности, показанной на рис. 3. СКО псевдодальномерных измерений при построении этой карты полагалась равной 0,35 м. Минимальный угол видимости спутника над горизонтом принимался равным  $5^\circ$ .

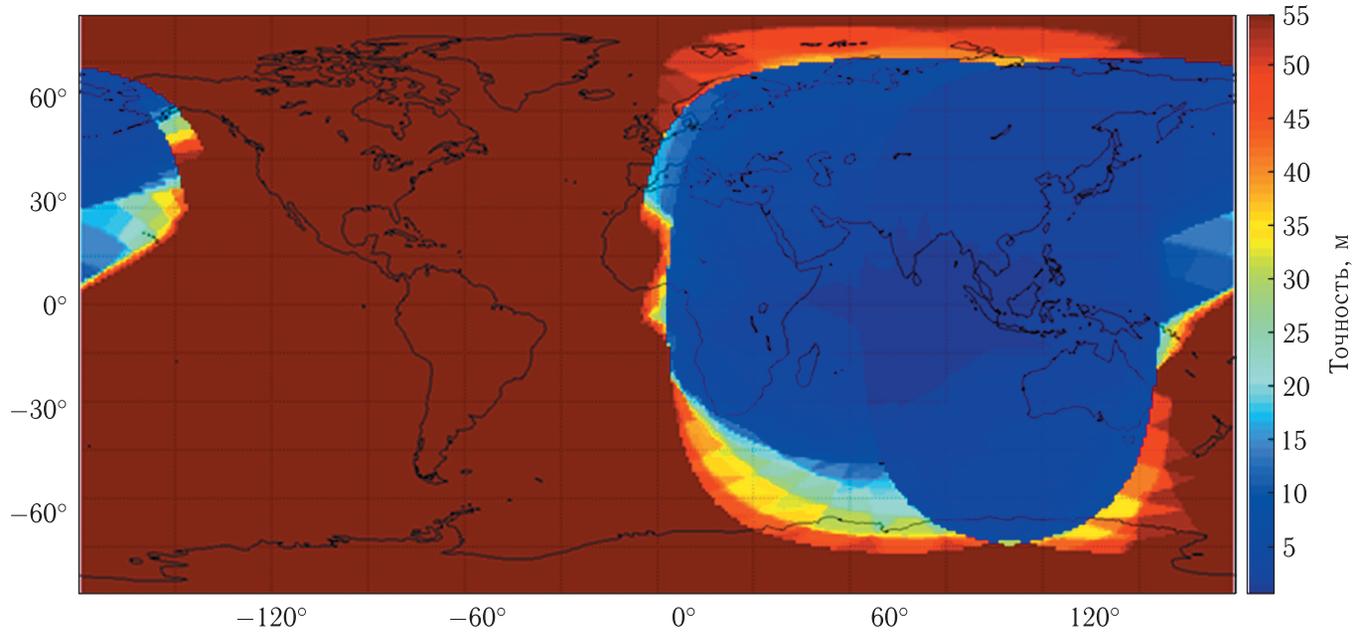


Рис. 3. Карта точности навигационных определений ОГ 4ГСО + 6ГСНО\_0.3 с доверительной вероятностью  $P = 0,95$  м

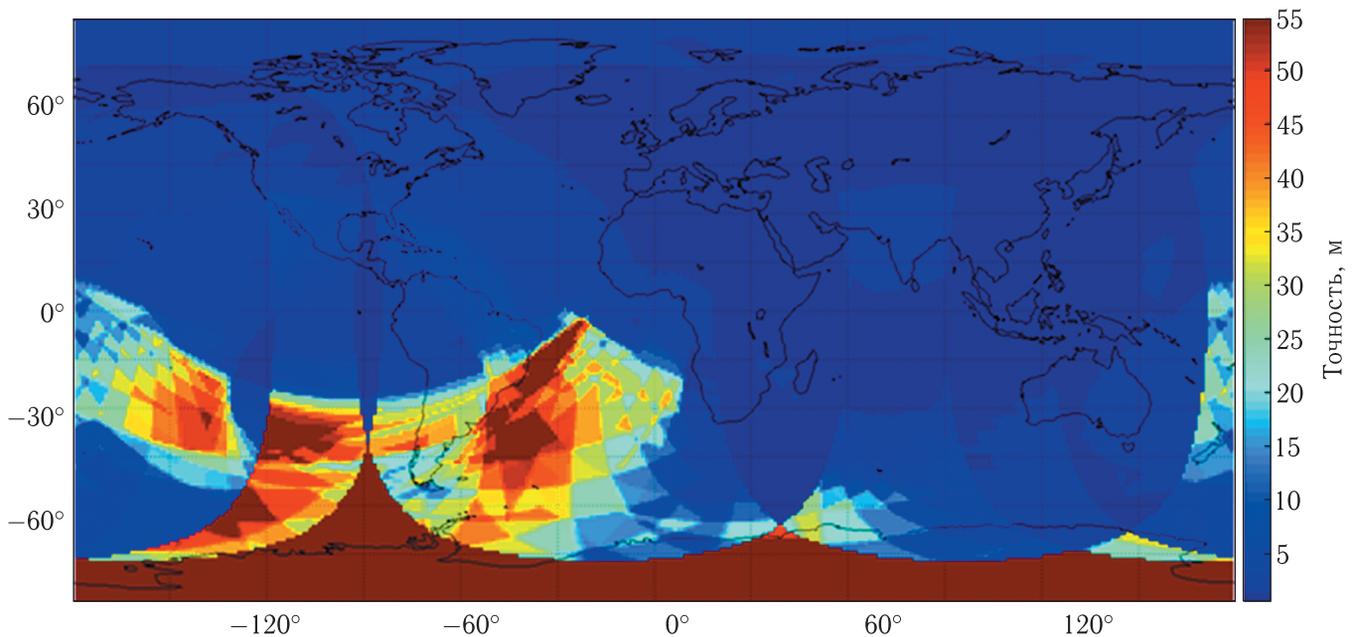


Рис. 4. Карта точности навигационных определений 4ГСО + 12ВЭО\_0.3 с доверительной вероятностью  $P = 0,95$  м

Для создания глобальной РНИСС необходимо дополнить ОГ 4ГСО + 6ГСНО\_0.3 еще 6-м КА на ГСНО.

На рис. 4 приведена карта точности навигационных определений в глобальной РНИСС с ОГ

4ГСО + 12ГСНО\_0.3 по уровню доверительной вероятности  $P = 0,95$ .

В табл. 2 приведены средний PDOP (95%), вероятность А-доступности (присутствия в зоне видимости не менее 4 КА), СКО навигационных

Таблица 2. Характеристики навигации на основе РНИСС

	4ГСО + 6ГСНО_0.3		4ГСО + 12ГСНО_0.3	
	Россия	Глобально	Россия	Глобально
Средний PDOP (95 %)	4,8	29,8	1,9	7,6
A (PDOP ≤ 6)	0,51	0,46	1,0	0,91
A (PDOP ≤ 2)	0,20	0,04	0,53	0,18
Точность навигации, ( $P = 0,95$ ) м	3,5	52,8	0,9	9,5

определений при доверительной вероятности  $P = 0,95$  для региональной и глобальной РНИСС.

уже о ремонтпригодности и возможности резервирования таких стандартов.

### Возможности и преимущества использования наземных стандартов частоты

Погрешность местоопределения вдоль направления на спутник, порождаемая относительной нестабильностью частоты бортового стандарта  $1 \times 10^{-14}$ , в ГНСС составляет величину около 0,25 м [3].

В то же время, по оценкам, приведенным в [3], для транспортируемого образца оптического стандарта частоты объемом порядка  $1 \text{ м}^3$  суточная нестабильность на уровне  $10^{-17}$ – $10^{-16}$  является в настоящее время вполне достижимой и уже продемонстрирована рядом лабораторий [4, 5]. В 2017 году Министерством образования и науки РФ поддержан проект 14.610.21.0010 «Разработка генератора ультрастабильных опорных сигналов частоты на холодных ионах иттербия для повышения на порядок точности геопозиционирования, космической навигации и формирования новых сегментов массового спроса на рынке приложений глобальной спутниковой навигации» с суточной стабильностью порядка  $5 \times 10^{-17}$ , задачей которого является создание компактного ( $1 \text{ м}^3$ ) стандарта частоты на одиночном ионе иттербия. Для реализации этой задачи сформирован консорциум ключевых исполнителей РКС–ФИАН–СКОЛТЕХ–ИЛФ СО РАН–АВЕСТА.

Расположить на борту КА стандарт частоты объемом  $1 \text{ м}^3$  не представляется возможным, однако в земных условиях использование такого стандарта может быть легко реализовано, не говоря

### Состав и характеристики сигналов, излучаемых КА РНИСС

В соответствии с архитектурой построения РНИСС, рассмотренной в разд. 2, КА РНИСС должны излучать следующие сигналы:

- навигационные сигналы ГЛОНАСС с кодовым разделением в диапазонах L1 (1600,995 МГц), L2 (1248,05 МГц), L3 (1202,025 МГц);
- сигнал передачи корректирующих поправок ЛЗВАМО (1202,025 МГц) в стандарте RTCM для систем высокоточного местоопределения;
- навигационный сигнал в диапазоне S (2491,005 МГц), выделенном международным союзом электросвязи для ГНСС;
- сигналы L1SBAS (1575,42 МГц) и L5SBAS (1176,45 МГц);
- сигналы МРЛ в диапазоне S (2212,25 МГц);
- сигнал ретранслятора на КА ГСО для доставки в диапазоне С (вверх 6425–6450 МГц, вниз 3600–3623 МГц) в центр обработки беззапросных измерений, осуществляемых сетью наземных ССИ, а также для передачи информации других типов со скоростью  $\sim 500$  кбит/с [6].

Спектры сигналов, излучаемых КА РНИСС, показаны на рис. 5.

В соответствии со стандартом SBAS информационный сигнал L1SBAS может излучаться только с КА на ГСО и поэтому его излучение с КА на ГСНО не предусматривается.

В проекте ИКД сигнала L5SBAS [7] не оговаривается тип орбиты КА, с которого этот сигнал

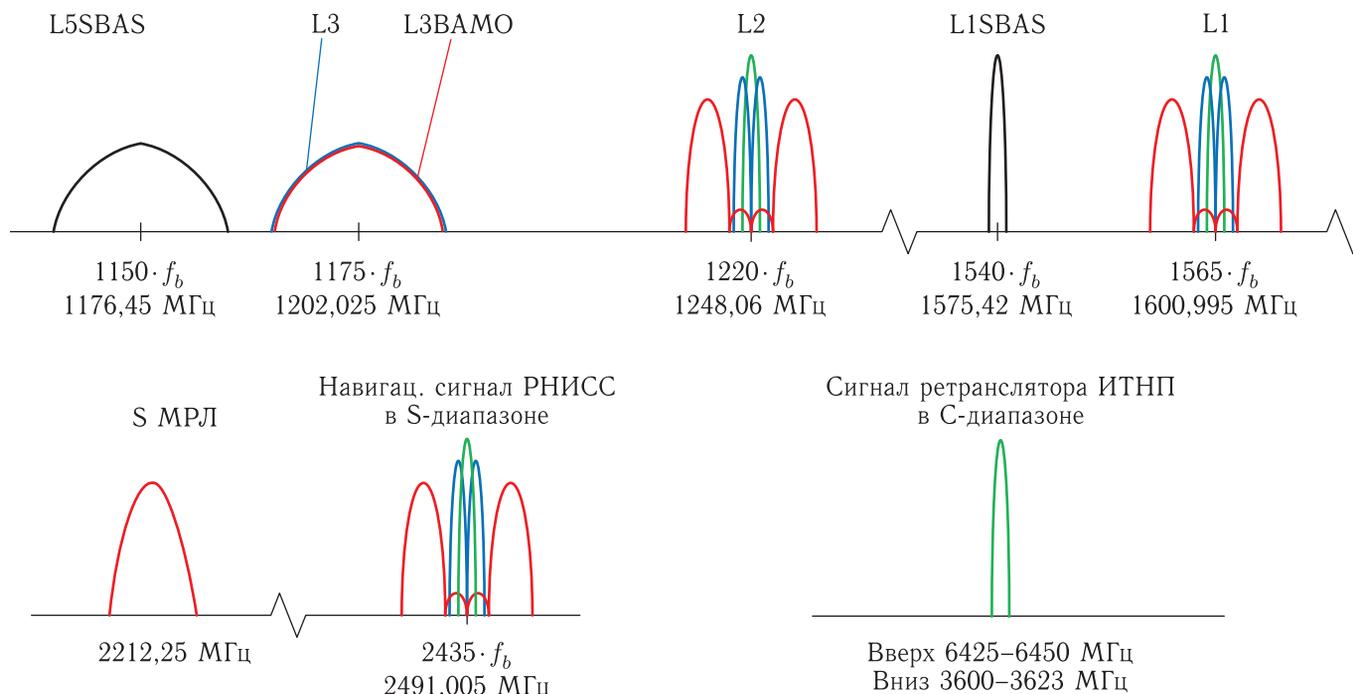


Рис. 5. Спектры сигналов, излучаемых КА РИСС

может излучаться, т.е. принципиально его можно излучать как с КА на ГСО, так и с КА на ГСНО. Однако для того, чтобы не перегружать количеством сигналов КА на ГСО, излучение сигнала L5SBAS предусматривается только с КА на ГСНО.

Сигнал передачи корректирующих поправок L3BAMO (1202,025 МГц) должен уверенно приниматься подвижными потребителями во всей зоне обслуживания РИСС. Сигналы же, излучаемые КА ГСО РИСС, принимаются в северных широтах РФ под малыми углами места и поэтому могут затеняться всяческими неровностями горизонта. В этой связи сигнал передачи корректирующих поправок L3BAMO (1202,025 МГц) предусматривается передавать только с КА ГСНО РИСС.

Техническая реализация ретрансляции сигналов доставки в центр обработки беззапросных измерений, осуществляемых сетью наземных ССИ, через КА на ГСНО представляется неоправданно сложной. КА на ГСНО движутся относительно земной поверхности, и поэтому для ретрансляции сигналов наземных ССИ через такие КА необходимо каждую ССИ оборудовать сложной полноприводной антенной либо фазированной антенной решеткой, отслеживающей направление на КА на ГСНО. С учетом

того, что необходимое количество ССИ в глобальной наземной сети, осуществляющих беззапросные измерения, может приближаться к сотне, надежная и экономически обоснованная эксплуатация такой сети представляется очень проблематичной, тем более что по оценкам [8] стоимость фазированной антенной решетки либо антенны на гироскопических платформах составляет величину порядка \$ 800–1200 против \$ 8–10 обычной параболической антенны. В то же время доставка в центр обработки беззапросных измерений, осуществляемых сетью наземных ССИ, является фиксированной связью. Это означает, что антенны ССИ всегда можно расположить таким образом, чтобы неровности линии горизонта не препятствовали надежной передаче измерений со станции на ГСО. Учитывая, что вся материковая часть РФ, включая полуостров Таймыр с мысом Челюскин, лежит южнее  $76\text{--}78^\circ$  с. ш., доставку в центр обработки беззапросных измерений, осуществляемых сетью наземных ССИ, в РИСС предлагается осуществлять только через КА на ГСО. В качестве метода доступа большого числа ССИ к КА на ГСО наиболее естественно использовать метод с временным разделением. Управление интервалами

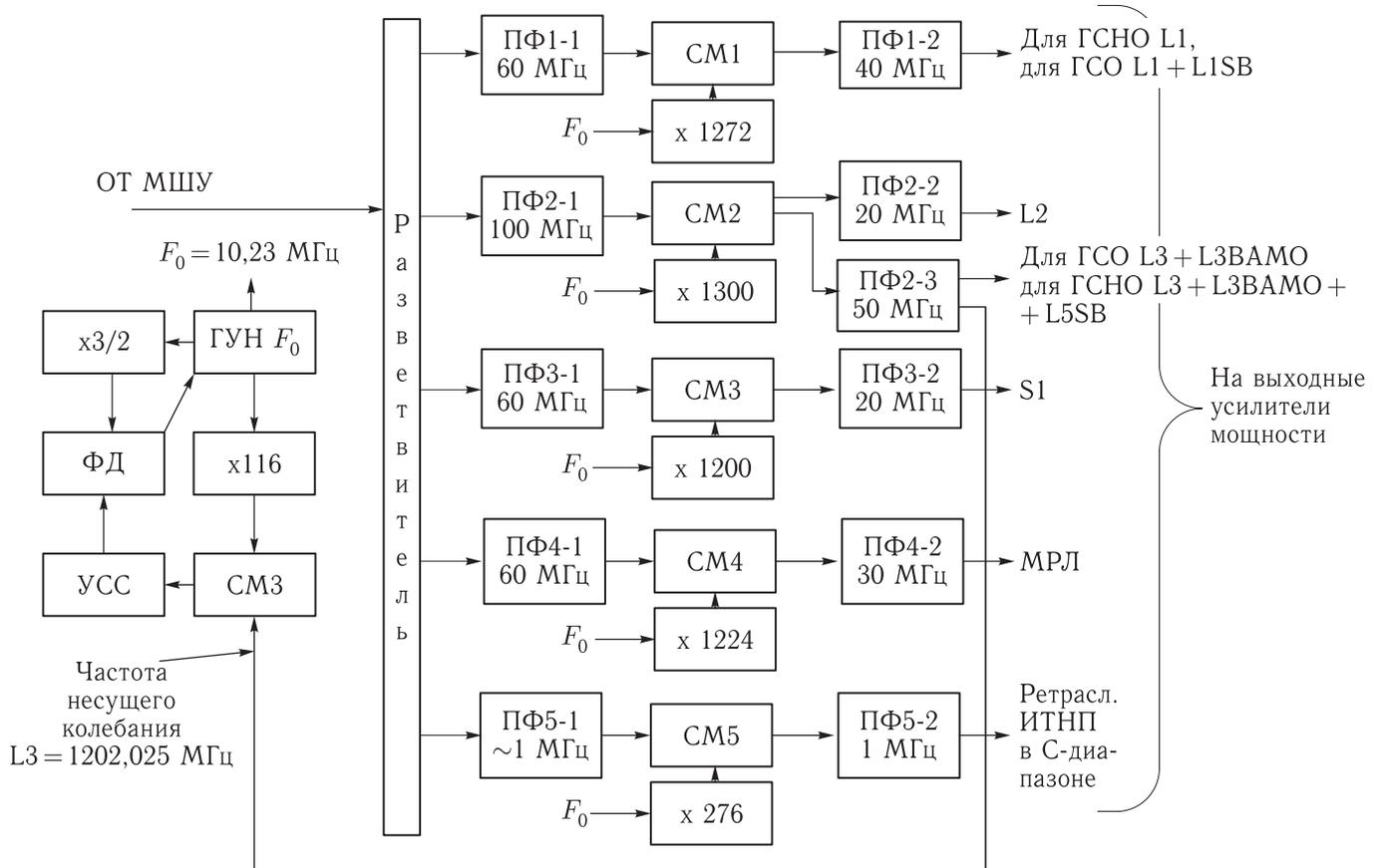


Рис. 6. РНИСС. Структурная схема бортового ретранслятора КА РНИСС

времени, предоставляемыми каждой ССИ для ретрансляции измерений через КА на ГСО, может осуществляться навигационными приемниками, расположенными на станциях наземной сети, формирующими синхронные сигналы на этих станциях.

### Принципы построения бортовой аппаратуры КА РНИСС, осуществляющей когерентную ретрансляцию сигналов ЗС

В этом варианте построения бортовой аппаратуры КА РНИСС навигационные радиосигналы (НРС) и радиосигналы ФД (РФД) формируются полностью на ЗС, передаются на КА РНИСС в Ки-диапазоне и ретранслируются в диапазонах частот, указанных в табл. 3. Полная полоса частот НРС и РФД, представленная в этой таблице, составляет более 1300 МГц. С целью уменьшения

требуемой полосы частот в Ки-диапазоне ее предлагается разбить на 4 поддиапазона с соответствующими полосами частот:

- 1-й (L2, L3, L5) — 100 МГц;
- 2-й (L1, L1SBAS) — 40 МГц;
- 3-й (S MRL) — 30 МГц;
- 4-й (S1) — 20 МГц.

В дополнение к 4 вышеуказанным поддиапазонам необходимо добавить поддиапазон шириной ~1 МГц передачи вверх (6425–6450 МГц) дополнительной информации, осуществляемой станциями наземной сети беззапросных измерений. В результате ретранслятор должен иметь 5 стволов с соответствующими полосами пропускания.

На рис. 6 приведена структурная схема аппаратуры ретрансляции (без УМ и АФУ) для КА ГСО и ГСНО.

Полосы пропускания фильтров перед смесителями определены как минимально реализуемые

Таблица 3. Значения несущих частот БА РНИСС, осуществляющей когерентную ретрансляцию сигналов ЗС

Диапазон	Частота «вверх», МГц	Частота «вниз», МГц
L1	14 613,555	1600,995
L1SBAS	14 587,98	1575,42
L2	14 547,06	1248,06
L3	14 501,025	1202,025
L3ВАО	14 501,025	1202,025
L5SBAS	14 475,45	1176,45
S	14 767,005	2491,005
S МРЛ	14 733,77	2212,25
Ретрансляция ИТНП в С-диапазоне	6425–6450	3600–3623

на частотах 14 400–14 800 МГц. Полосы пропускания фильтров после смесителей определены исходя из ширины спектра сигнала.

Во всех схемах предусмотрена возможность синхронизации опорного генератора частоты  $F_0 = 10,23$  МГц от сигнала L3. Восстановление несущей частоты для работы ФАПЧ происходит в устройстве свертки сигнала (УСС), которое по сути является корреляционным приемником. Сигналы гетеродинов для частотного преобразования формируются из опорного сигнала частоты  $F_0$ .

Значения несущих частот радиосигналов, излучаемых «вниз» и «вверх» (диапазон Ku) для бортовой аппаратуры КА РНИСС, осуществляющей когерентную ретрансляцию сигналов ЗС, приведены в табл. 3.

### **Принципы построения бортовой аппаратуры КА РНИСС, осуществляющей формирование навигационных сигналов, когерентных с принимаемыми сигналами ЗС**

Для сокращения количества выходных усилителей мощности и числа излучающих антенн близкие по несущей частоте сигналы L1–L1SBAS

и L3–L3ВАО–L5SBAS нелинейно уплотняются с целью выравнивания амплитуды их суммы. Это позволяет поставить выходные усилители мощности сигналов, уплотненных таким образом, в режим насыщения, что приводит к значительному повышению КПД усилителей и, как следствие, снижению потребной мощности источников питания. Однако нелинейное уплотнение искажает уплотняемые сигналы, что приводит к потерям порядка 15–16% при выделении в приемном устройстве отдельных сигналов из нелинейно уплотненной суммы.

Структурная схема бортового формирователя навигационных радиосигналов с синхронизацией от ЗС и ретранслятора сигналов доставки в диапазоне С (6425–6450 МГц) в центр обработки беззапросных измерений, осуществляемых сетью наземных ССИ, показана на рис. 7.

Значения несущих частот радиосигналов РНИСС, излучаемых «вверх» и «вниз» для бортовой аппаратуры КА РНИСС, осуществляющей формирование навигационных сигналов, когерентных с принимаемыми сигналами ЗС, представлены в табл. 4.

С борта КА РНИСС навигационные сигналы должны излучаться в шкале времени и с цифровой информацией, принимаемой от ЗС. Для этого ЗС передает на КА («вверх») высокостабильный радиосигнал, фаза которого переносит на борт КА РНИСС наземную ШВ и цифровую информацию (навигационную и корректирующую). Радиолиния ЗС–КА реализуется в Ku-диапазоне (12,5–18 ГГц, за исключением сигнала передачи беззапросных измерений). Радиосигнал содержит две квадратуры: пилотную и данных. Для передачи на борт КА РНИСС наземной шкалы времени обе квадратуры модулируются псевдослучайной последовательностью (ПСП) с тактовой частотой 40,92 или 20,46 МГц, кратной опорной частоте 10,23 МГц, и периодом 1 с. Начало периодов модулирующих ПСП привязывается к секундным моментам наземной ШВ. Пилотная квадратура модулируется только детерминированным сигналом ПСП.

Сигнал квадратуры данных дополнительно модулируется импульсами цифровой информации (ЦИ), необходимой для формирования навигационных сообщений всех навигационных сигналов

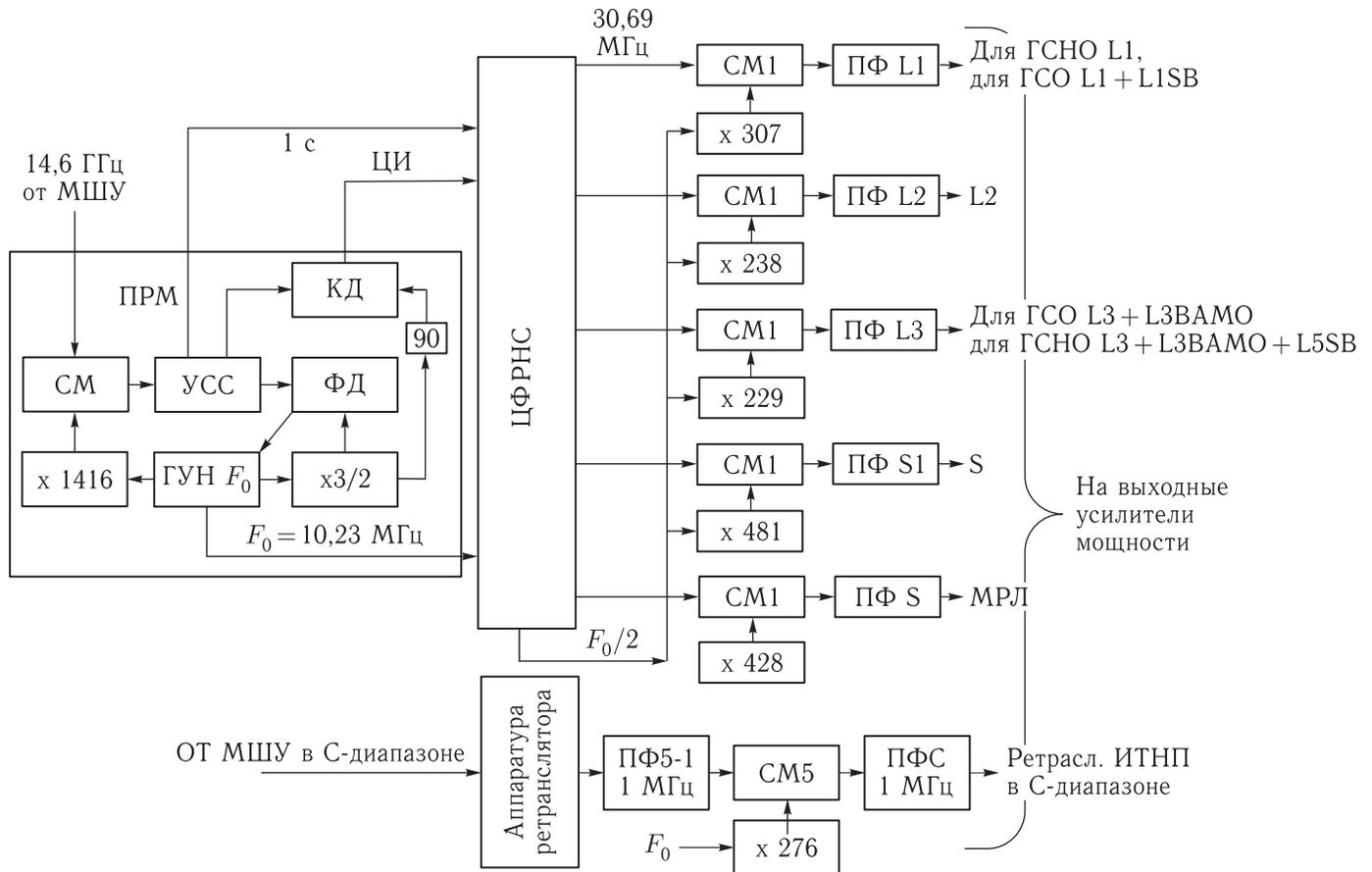


Рис. 7. Структурная схема бортового формирователя навигационных радиосигналов с синхронизацией от ЗС

Таблица 4. Значения несущих частот БА РНИСС при формировании навигационных сигналов, когерентных с принимаемыми сигналами ЗС

Сигналы		Частота «вверх», МГц	Частота «вниз», МГц
Навигационные сигналы и сигналы передачи корректирующих поправок	L1 для КА на ГСНО	14 613,555	1600,995
	L1 + L1SBAS для КА на ГСО	14 613,555	1600,995
	L2	14 547,06	1248,06
	L3 + L3ВАМО + L5SBAS для КА на ГСНО	14 495,91	1202,025
	L3 для ГСО	14 501,025	1202,025
	S	14 767,0055	2491,005
S MRPL		14 733,77	2212,25
Сигнал ретрансляции ИТНП в С-диапазоне		6425–6450	3600–3623

и сигналов КА РНИСС, передающих корректирующую информацию. В составе данных навигационных сообщений содержатся оцифровки секундных меток наземной шкалы времени.

Пилотная квадратура сигнала «вверх» используется для воссоздания на борту КА РНИСС наземной шкалы, задержанной на время распространения сигнала от ЗС до КА РНИСС. Эта шкала

задается фазой сигнала бортового опорного кварцевого генератора (ОКГ) на номинальной частоте  $F_0 = 10,23$  МГц, синхронизируемого (ГУН  $F_0$ ) в петле ФАП сигналом принимаемой пилотной квадратуры. Помимо этого, в бортовом приемнике (ПРМ) из пилотной квадратуры выделяется сигнал тактовой частоты ПСП и секундные импульсы наземной шкалы. В когерентном детекторе приемника из квадратуры данных выделяется цифровая информация.

Несущие сигналы, сигналы тактовой частоты ПСП, секундные импульсы, а также символы ЦИ в излучаемых КА РНИСС сигналах синхронизируются сигналом ОКГ и секундными импульсами, выделяемыми в начале каждого периода принимаемой ПСП пилотной компоненты. В результате фазы модулирующих навигационных сигналов, излучаемых КА РНИСС, несет информацию о времени по бортовой шкале КА РНИСС, которая является наземной шкалой, задержанной на время распространения сигнала.

По предварительной оценке энергопотенциал радиолинии «вверх» должен быть не менее 50 дБ Гц. Это обеспечит формирование «чистого» опорного сигнала и передачу информации «вверх» со скоростью до 10 кбит/с. Для повышения помехозащищенности радиолинии его целесообразно увеличить до 70–80 дБ Гц. По материалам [9] антенны на ГСО и ГСНО с региональным лучом будут иметь усиление больше 22 дБ Гц. Если ЗС оснастить антенной с усилением 45 дБ Гц (например, зеркало диаметром около 1 м), то при мощности наземного передатчика 100 Вт такой энергопотенциал можно обеспечить с запасом.

КА на ГСО и ГСНО имеют очень небольшую динамику. Поэтому полосы поиска и слежения в бортовой петле ФАП могут быть достаточно узкими. Относительная полоса поиска по частоте, определяемая старением кварцевого генератора, составит не более  $10^{-6}$ , а полоса слежения при радиальной скорости 200 м/с КА относительно ЗС будет меньше  $10^{-6}$ . Петлевые полосы ФАПЧ, определяемые радиальным ускорением, также могут быть сделаны узкими, хотя при энергопотенциале больше 50 дБ Гц в этом нет необходимости. Погрешность синхронизации по тактовой частоте ПСП при предлагаемых параметрах радиолинии,

наличии калибровки задержек в цифровом формирователе навигационных радиосигналов с помощью широкополосного измерителя задержек, входящего в состав бортового радиокомплекса, и малой динамике КА на ГСО и ГСНО может быть получена не хуже 0,2 нс.

По предварительной оценке сигнал ретрансляции через КА на ГСО со скоростью  $\sim 500$  кбит/с в диапазоне С («вверх» — 6425–6450 МГц, «вниз» — 3600–3623 МГц) в центр обработки беззапросных измерений сети наземных ССИ будет иметь следующие характеристики: модуляция QPSK, ширина спектра сигнала 1 МГц, полоса пропускания ствола ретранслятора 1,5 МГц, спектральная плотность шума приемника — 204 дБВт/Гц, отношение сигнал/шум в полосе ретранслятора 13 дБ (задается), мощность сигнала на входе приемника — 123 дБВт, коэффициент усиления бортовой антенны 16 дБ, потери на распространение (42 тыс. км) — 190 дБ, ЭИИМ (РхГ) наземного передатчика 51 дБВт.

На основе выделенных опорных сигналов цифровой формирователь навигационных радиосигналов (ЦФНРС, рис. 8) генерирует все навигационные и информационные сигналы. Все сигналы, в том числе и сигнал МРЛ, формируются на выходе ЦФНРС на промежуточной частоте  $3F_0 = 30,69$  МГц. Цифровое формирование сигналов с частотой дискретизации 122,76 МГц ( $12F_0$ ) и разрядностью 32 обеспечивает высокую точность и стабильность генерируемых радиосигналов и возможность управления задержкой с дискретностью до 0,1 нс.

Предлагаемый метод синхронизации хорошо сопрягается с аппаратурой цифрового формирования навигационных радиосигналов (НРС). Особенно перспективным здесь является возможность программного управления задержкой дальномерных последовательностей относительно опорной, передаваемой от ЗС.

По основным критериям оценки ГНСС — качеству НРС и устойчивости к организованным помехам — предлагаемый способ формирования НРС обладает хорошими показателями. Действительно, помехоустойчивость радиоканала синхронизации с широкополосной ПСП и узкополосной системой синхронизации потенциально является высокой.

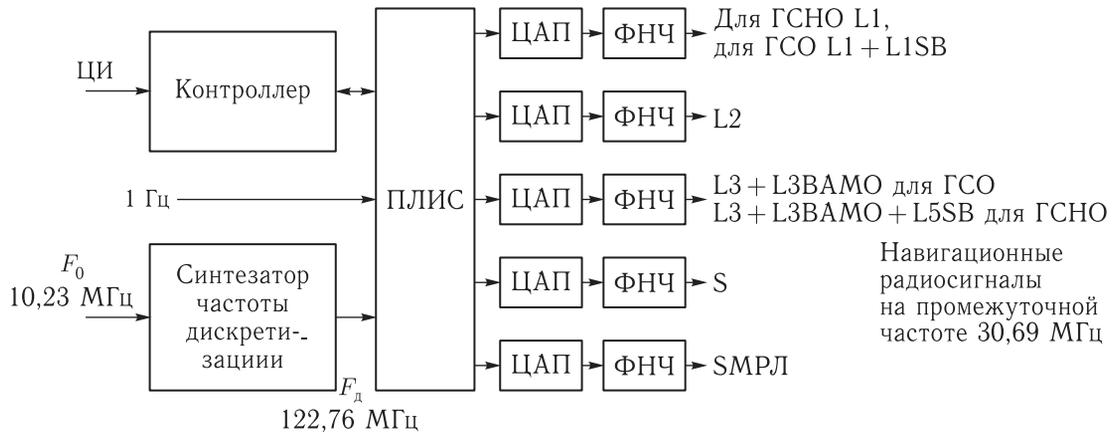


Рис. 8. Функциональная схема ЦФНРС

По предварительным оценкам, мощность бортовых передатчиков для излучения навигационных сигналов ГЛОНАСС в диапазонах L1, L2 составит 150 Вт, в диапазоне L3 с учетом передачи навигационного сигнала и сигнала передачи корректирующих поправок L3VAMO — 325 Вт, сигнала L1SBAS — 60 Вт и сигнала L5 — 120 Вт.

### Особенности решения навигационных задач в аппаратуре потребителей навигационных сигналов РНИСС

В ГНСС ГЛОНАСС, GPS, Galileo, BeiDou бортовые шкалы времени, к которым привязываются излучаемые навигационные сигналы, после внесения поправок являются синхронными с наземной шкалой системы.

В РНИСС бортовые шкалы времени формируются из фазы сигнала, переносящего наземную системную шкалу на борт КА. В результате бортовые шкалы времени КА РНИСС являются задержанными на время распространения сигналов от ЗС на КА шкалами времени системы. Таким образом, фаза сигналов РНИСС, принимаемых потребителем, равна показаниям часов системы в моменты времени, предшествующие текущему моменту приема на время распространения сигнала от ЗС до КА и от КА до потребителя. В результате в аппаратуре потребителей сигналов РНИСС

будут формироваться измерения, которые условно можно назвать двойными псевдодальностями. Эти измерения несут в себе информацию о сумме расстояний от ЗС до КА и от КА до потребителя. Учитывая эту особенность, можно построить математические модели измерений двойных псевдодальностей, двойных псевдодоплеровских смещений частот несущих колебаний сигналов КА РНИСС и двойных псевдофаз, которые будут являться основой вторичной обработки указанных измерений. Однако построение таких моделей и их использование при вторичной обработке не может быть размещено в рамках ограниченного объема данной статьи и будет рассмотрено в дальнейших публикациях авторов.

### Выводы

Рассмотрены принципы построения РНИСС, устраняющей проблемы в дальнейшем развитии системы ГЛОНАСС. В РНИСС появляются новые функции: комбинирование навигации и передачи информации, комбинирование абсолютной, дифференциальной и высокоточной навигации.

РНИСС существенно отличается по принципам функционирования от существующих ГНСС. В ГНСС используются узкоцелевые КА, а в РНИСС, в отличие от ГНСС, где навигационная информация формируется на борту КА на основе заложенных с Земли данных, навигационная информация в реальном времени формируется и загружается

с Земли и затем излучается в удобном потребителю диапазоне частот. Формирование навигационных сигналов и навигационных сообщений в наземных условиях является значительно более простым и надежным по сравнению с технологией формирования на борту КА. При этом наземный комплекс может на основе анализа различных отклонений в реальном времени исправлять и вносить поправки в навигационные сообщения, повышая тем самым точность и надежность координатно-временного обеспечения.

### Список литературы

1. Quasi-Zenith Satellite System Navigation Service. Interface Specification for QZSS (IS-QZSS). V1.6. Japan Aerospace Exploration Agency, November 28, 2014, 248 p.
2. BeiDou Navigation Satellite System. Signal In Space. Interface Control Document. Open Service Signals B1C and B2a (Test Version). China Satellite Navigation Office, August 2017, 103 p.
3. *Колачевский Н. Н., Хабарова К. Ю., Заливако И. В. и др.* Перспективные квантово-оптические технологии для задач спутниковой навигации // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2018, т. 5, вып. 1. С. 13–27.
4. *Vogt S., Häfner S., Grotti J., Koller S., Al-Masoudi A., Sterr U., Lisdat C.* A transportable optical lattice clock // Journal of Physics: Conference Series, 2016, № 723. P. 012020.
5. *Cao J., Zhang P., Shang J., Cui K., Yuan J., Chao S., Huang X.* A transportable  $40\text{Ca}^+$  single-ion clock with  $7,7 \times 10^{-17}$  systematic uncertainty // arXiv preprint, 2016, arXiv:1607.03731.
6. Inmarsat в России. <http://inmarsat-russia.ru> (дата обращения: 14.09.2018).
7. Draft IWG SBAS L5 DFMC Interface Control Document (SBAS L5 DFMC ICD). Date of issue 13.04.2015.
8. *Крылов А., Локшин Б.* О спутниковом вещании с высокоэллиптических орбит // Broadcasting. Телевидение и радиовещание, 2009, № 2. <http://broadcasting.ru> (дата обращения: 14.09.2018).
9. *Бартенев В. А., Болотов Г. В., Быков В. Л. и др.* Спутниковая связь и вещание: Справочник. 3-е изд., перераб. и доп. / Под ред. Л. Я. Кантора. М.: Радио и связь, 1997. 528 с.

УДК 681.7.069.32 +629.78 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.17.28

## Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения земли высокого разрешения

А. И. Бакланов, к. т. н., [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru)

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

**Аннотация.** Рассмотрены основные тенденции развития мировой группировки космических оптико-электронных систем наблюдения высокого и сверхвысокого разрешения. Проведен анализ изменения основных целевых характеристик спутников и аппаратуры наблюдения, таких как разрешение, полоса захвата, периодичность наблюдения и информационная производительность. Большое внимание уделено технической реализации и способам достижения этих характеристик, в том числе и за счет построения больших группировок однотипных спутников.

Подробно анализируются два основных тренда развития оптико-электронных систем ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения на основе «больших» спутников, микро- и миниспутниковых группировок. Приводится сравнительный анализ примененных технических решений, позволяющий определить области применения соответствующих систем в будущем. Рассмотрены новые направления систем наблюдения, такие как «живое видео».

**Ключевые слова:** дистанционное зондирование Земли, ДЗЗ, оптико-электронные спутники высокого и сверхвысокого разрешения, пространственное разрешение, информационная производительность, группировки спутников ДЗЗ

## New Horizons of Space Systems of Optical-Electronic Observation of High Resolution Earth

A. I. Baklanov, *Cand. Sci. (Engineering)*, [optecs@samspace.ru](mailto:optecs@samspace.ru)

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

**Abstract.** The main trends in the development of the global grouping of cosmic optoelectronic observing systems of high and ultrahigh resolution are considered. The changes in the main target characteristics of satellites and observation equipment, such as resolution, swath width, observation frequency and information capacity, is analyzed. Much attention is paid to the technical implementation and ways to achieve these characteristics, including by building large groups of the same type of satellites.

Two main trends in the development of optical-electronic high-resolution and ultra-high resolution remote sensing systems based on “large” satellites, micro and mini satellite satellites are analyzed in detail. A comparative analysis of the applied technical solutions is made, which makes it possible to determine the areas of application of the corresponding systems in the future. New directions of surveillance systems, such as “live video”, are considered.

**Keywords:** remote sensing of the Earth, remote sensing, high-resolution and high-resolution optoelectronic satellites, spatial resolution, information capacity, groupings of remote sensing satellites

Начало XXI века стало началом эпохи коммерциализации космических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) высокого разрешения. Восемнадцать лет назад (24 сентября 1999 г.) на орбиту был выведен первый коммерческий оптико-электронный спутник высокого разрешения IKONOS-2 (США). Потребителям во всем мире впервые стали доступны цифровые изображения земной поверхности с пространственным разрешением 1 м и мультиспектральные с разрешением 4 м [1, 2]. Спутник успешно отработал более 15 лет (до 31.03.2015 г.). Последующие годы стали периодом становления мировой группировки таких систем. Гражданские космические оптико-электронные спутники высокого разрешения появились не только у США (Quickbird-2, WorldView-1, GeoEye-1, WorldView-2, WorldView-3, WorldView-4), но и у Израиля (EROS-A, EROS-B), России (Ресурс-ДК1, Ресурс-П № 1, Ресурс-П № 2, Ресурс-П № 3), Кореи (KompSat-2, KompSat-3, KompSat-3A), Индии (CartoSat-1, CartoSat-2, CartoSat-2A, CartoSat-2B), Франции (Pleiades-1A, Pleiades-1B, Spot-6, Spot-7) и ряда других стран [3]. Характеристики некоторых космических аппаратов с аппаратурой высокого и сверхвысокого разрешения приведены в табл. 1.

Далеко не все страны, имеющие в своем распоряжении космические средства наблюдения, обладают техническими возможностями для их создания. В таких случаях государство или компании выступают заказчиком разработки оптико-электронной аппаратуры или спутника целиком или даже покупают и адаптируют для своих потребностей уже ранее созданный аппарат. Количество стран, имеющих собственные средства ДЗЗ, исчисляется уже десятками, да и «клуб» государств, самостоятельно разрабатывающих спутники и оптико-электронную аппаратуру, не мал и включает США, Россию, Францию, Китай, Индию, Израиль, Канаду, Японию, Италию, Великобританию, Германию, Корею. Свои разработки ведут Тайвань, Иран и некоторые другие страны. Разнообразие интересов, технических и экономических возможностей привело к появлению различных вариантов построения космических систем наблюдения. Появляются новые идеи и примеры их реализации, особенно на базе микроспутников. Каковы же современные

тенденции развития средств ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения? Какие новые идеи выдвигаются разработчиками? Какие новые инструменты планируется создать? Какие конфигурации спутниковых систем наблюдения предлагается реализовать в ближайшем будущем? Как и в какие сроки предполагается их реализовать? Как это повлияет на рынок услуг в ДЗЗ? Попробуем рассмотреть как новые идеи в построении систем космического наблюдения, появившиеся в последние годы, так и «старые», уже хорошо проверенные концепции.

Развитие средств ДЗЗ идет нарастающими темпами. Ежегодно на орбиту выводятся два-три десятка спутников ДЗЗ и метеонаблюдений. На диаграмме (рис. 1) представлена статистика запусков по годам космических аппаратов с оптико-электронной аппаратурой сверхвысокого (менее 1 м), высокого (от 1 до 10 м) и среднего (10–250 м) разрешения.

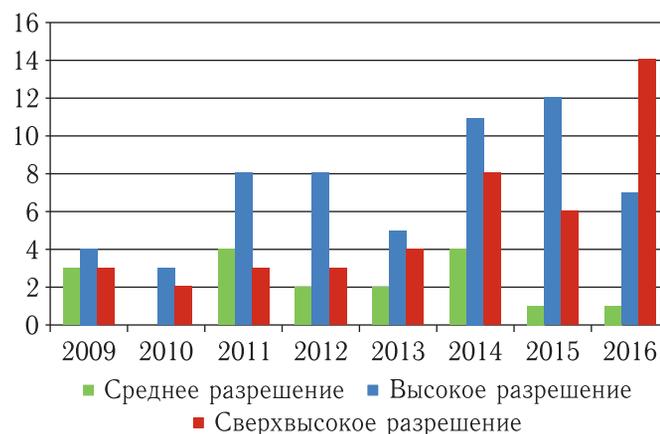


Рис. 1.

В этой статистике не учитываются запуски наноспутников Dove и Flock с оптико-электронной аппаратурой высокого разрешения, о которых будет сказано отдельно. Видно, что доминирующими системами оптико-электронного наблюдения стали системы высокого и даже сверхвысокого разрешения. За последние годы на орбиту выведены десятки космических аппаратов с такой аппаратурой [4, 5]. Характеристики некоторых таких аппаратов, выведенных на орбиту в период 2014–2016 гг., приведены в табл. 2.

Таблица 1. Характеристики спутников ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения

Спутник	Страна	Год	Разрешение, м		Полоса захвата, км	Высота орбиты, км	Масса, кг
			<i>ПХ</i>	<i>МС</i>			
IKONOS-2	США	1999	0,81	3,2	11	700	817
Quickbird-2	США	2001	0,61	2,44	16,5	450	1100
Ресурс-ДК1	Россия	2006	0,8	0,8	28,4	350–600	6570
KompSat-2	Корея	2006	1	4	15	685	800
EROS-B	Израиль	2006	0,7	—	7,1	500	350
WorldView-1	США	2007	0,45	—	16,0	496	2500
GeoEye-1	США	2008	0,41	1,64	15,2	681	1955
WorldView-2	США	2009	0,45	1,8	16,4	767	2800
Pleiades-1A	Франция	2011	0,7	2,8	20	694	1015
Pleiades-1B	Франция	2012	0,7	2,8	20	694	1015
KompSat-3	Корея	2012	0,7	2,8	16,8	685	980
Ресурс-П № 1	Россия	2013	0,7	2,1	38,6	475	6270
DubaiSat-2	ОЭА	2013	1,0	4,0	12,2	600	300
SkySat-1	США	2013	0,9	2,0	8	600	83

## Повышение разрешающей способности

Анализ показывает, что наиболее общей тенденцией является стремление к повышению разрешающей способности оптико-электронной аппаратуры спутников ДЗЗ. Это постоянный доминирующий лейтмотив развития космических оптико-электронных систем наблюдения, который нашел отражение практически во всех классах решаемых задач дистанционного зондирования: природопользовании, картографии, в решении задач сельского и лесного хозяйства, предупреждении и контроле чрезвычайных ситуаций и т. п. Точно так же многие практические подходы, связанные с изменением схем наблюдения, высоты орбиты, конструктивных параметров аппаратуры, ее габаритов, а также габаритов спутниковых платформ, в первую очередь направлены на повышение разрешения. Это можно проследить по хронологии появления новых поколений спутников высокого и сверхвысокого разрешения как в отдельных группировках

и странах, так и в целом. Возьмем только несколько примеров. Первый коммерческий космический аппарат ДЗЗ Ikonos-2 (1999 г., компания Space Imaging) имел пространственное разрешение (проекция пикселя на Землю) — 0,81 м, а КА GeoEye-1 (2008 г.), созданный по заказу одноименной компании, ставшей наследницей SpaceImaging, имеет разрешение 0,41 м [6]. Налицо двойное улучшение разрешения. Конкурент Space Imaging — компания DigitalGlobe стартовала в 2001 г. со спутником QuickBird-2 с разрешением 0,61 м. В 2007 г. на орбиту был выведен КА WorldView-1 (разрешение 0,45 м), в 2008 г. — КА WorldView-2 (0,45 м) [7], а в 2014 и 2016 гг. — КА WorldView-3 и WorldView-4 с разрешением уже 0,31 м. Надо отметить, что спутники GeoEye-1 и WorldView-1, -2, -3, -4 создавались после выдачи правительством США лицензии на коммерческие КА с разрешением до 0,25 м, и их аппаратура потенциально может реализовать эти характеристики на более низких орбитах. Однако с коммерческой точки зрения требуется не только высокое разрешение,

Таблица 2. Характеристики КА, выведенных на орбиту в период 2014–2016 гг.

Спутник	Страна	Год	Разрешение, м		Полоса захвата, км	Высота орбиты, км	Масса, кг
			ПХ	МС			
EgypSat-2	Египет	2014	1	4	12,6	720	1080
KazEOSat-1	Казахстан	2014	1	4	20	740	830
Deimos-2	ОАЭ	2014	1	4	12	620	310
SkySat-2	США	2014	0,9	2,0	8	640	83
WorldView-3	США	2014	0,31	1,24	13,1	617	2800
Gaofen-2	Китай	2014	0,8	3,2	45 (2 камеры)	630	2000
ASNARO-1	Япония	2014	0,5	2	10	520	495
Ресурс-П № 2	Россия	2014	0,7	2,1	38,6	475	6570
KompSat-3A	Корея	2015	0,55	2,2	13	530	1112
DMC-3A, -3B, -3C	Китай	2015	1	4	23,4	650	447
Jilin-1	Китай	2015	0,72	2,88	11,6	670	430
Cartosat-2C	Индия	2016	0,65	2,0	11,0	510	727
Ресурс-П № 3	Россия	2016	0,7	2,1	38,6	475	6270
SkySat-C1, -C2, -C3, -C4, -C5	США	2016	0,7	1,56	6,25	500	90 120
WorldView-4	США	2016	0,31	1,24	13,1	617	2087
SuperView-01, -02	Китай	2016	0,5	2,0	12,0	500	560
SkySat-C6–C11 (6)	США	2017	0,7	1,56	6,25	500	120

но и большая полоса захвата. Поэтому оператор космической системы DigitalGlobe [8] решил использовать свои спутники последнего поколения на орбитах, которые позволяют осуществлять съемку с разрешением 31–35 см.

В техническом плане повышение разрешающей способности реализуется либо через увеличение диаметра и фокусного расстояния используемой оптической системы, либо через уменьшение размера пикселей фотоприемных матриц, используемых в аппаратуре, либо просто за счет уменьшения высоты рабочей орбиты. На практике используются все три способа, причем иногда одновременно.

С самого начала эры коммерческих систем ДЗЗ были заложены два подхода к используемым орбитам наблюдения. Первый подход ориентирован на создание наиболее «сложных» и полнофункциональных спутников, предназначенных для работы

на орбитах 700–800 км и, как правило, имеющих крупногабаритную оптическую систему. Такие спутники за счет большой высоты орбиты имеют широкую полосу обзора и хорошую оперативность наблюдения объектов на поверхности Земли. Второй подход изначально ориентировался на использование менее габаритных оптических систем и самих спутников и при меньшей полосе обзора и оперативности обеспечивал достижения примерно тех же параметров по разрешению с круговых орбит меньшей высоты.

Развитие этих тенденций по мере появления все новых и новых оптико-электронных спутников ДЗЗ показано на диаграмме (рис. 2).

На диаграмме видно, что четко выделяются две группы спутников, указанных выше. Но при этом видна тенденция к сближению характерной высоты орбиты для обоих подходов. За прошедшее

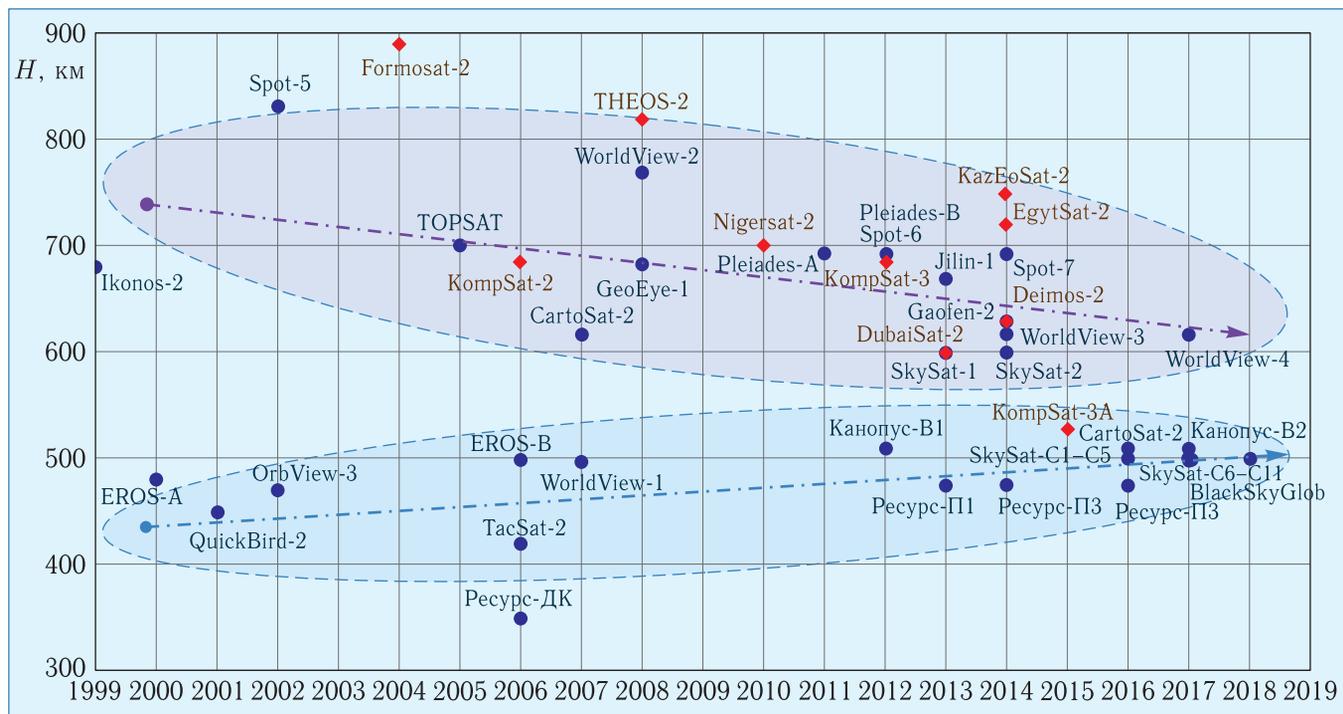


Рис. 2. Типичная высота орбиты опто-электронных спутников ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения

время развития систем ДЗЗ типичная высота орбиты спутников первой группы понизилась приблизительно на 100 км, а второй, наоборот, повысилась на 50 км.

Высота рабочих орбит у спутников последнего поколения WorldView-3 и WorldView-4 понизилась до 617 км вместо 681 и 770 км у GeoEye-1 и WorldView-2 соответственно. Это позволило довести разрешение до 31 см. Аналогично высота рабочей орбиты КА KompSat-3A, запущенного в 2015 г., была снижена до 530 км по сравнению 685 км у KompSat-3, работающего на орбите с 2012 г. Это позволило довести разрешение до 0,55 вместо 0,7 м. При этом полоса захвата соответственно уменьшилась до 13 км вместо имевшихся 16,8 км, т.к. использованы те же детекторы без изменений, и длина строки фотоприемников осталась прежней — 24 000 пикселей.

Красными ромбиками на диаграмме (рис. 2) показаны спутники, созданные по заказу других стран. Их размещение на более высоких орбитах, скорее всего, объясняется принципиальным желанием государств-разработчиков таких аппаратов не допустить серьезной конкуренции со сво-

ими собственными группировками и спутниками. Так как при однотипных решениях разрешение аппаратуры с более высокой орбиты будет несколько хуже. Эта версия находит подтверждение и в других важных характеристиках, например точности координатной привязки информации.

Статистический анализ параметров телескопов, используемых в опто-электронных системах космического наблюдения высокого и сверхвысокого разрешения, показывает, что имеют место две тенденции изменения диаметра (апертуры) инструмента (рис. 3). Одна направлена на увеличение диаметра апертуры, а вторая, наоборот, на снижение. У обеих этих тенденций одни и те же физические корни и причины. Во-первых, это тяготение к двум уже упомянутым выше группам орбит, во-вторых, ориентация на разный уровень пространственного разрешения 0,20–0,3 м или 0,5–1,0 м, а в-третьих, уменьшение размера пикселей используемых фотоприемников.

В результате требования к используемой оптике получаются существенно разными. Так, разрешение около 30 см спутников WorldView-3, -4 и GeoEye-1, обладающих высокой оперативностью,

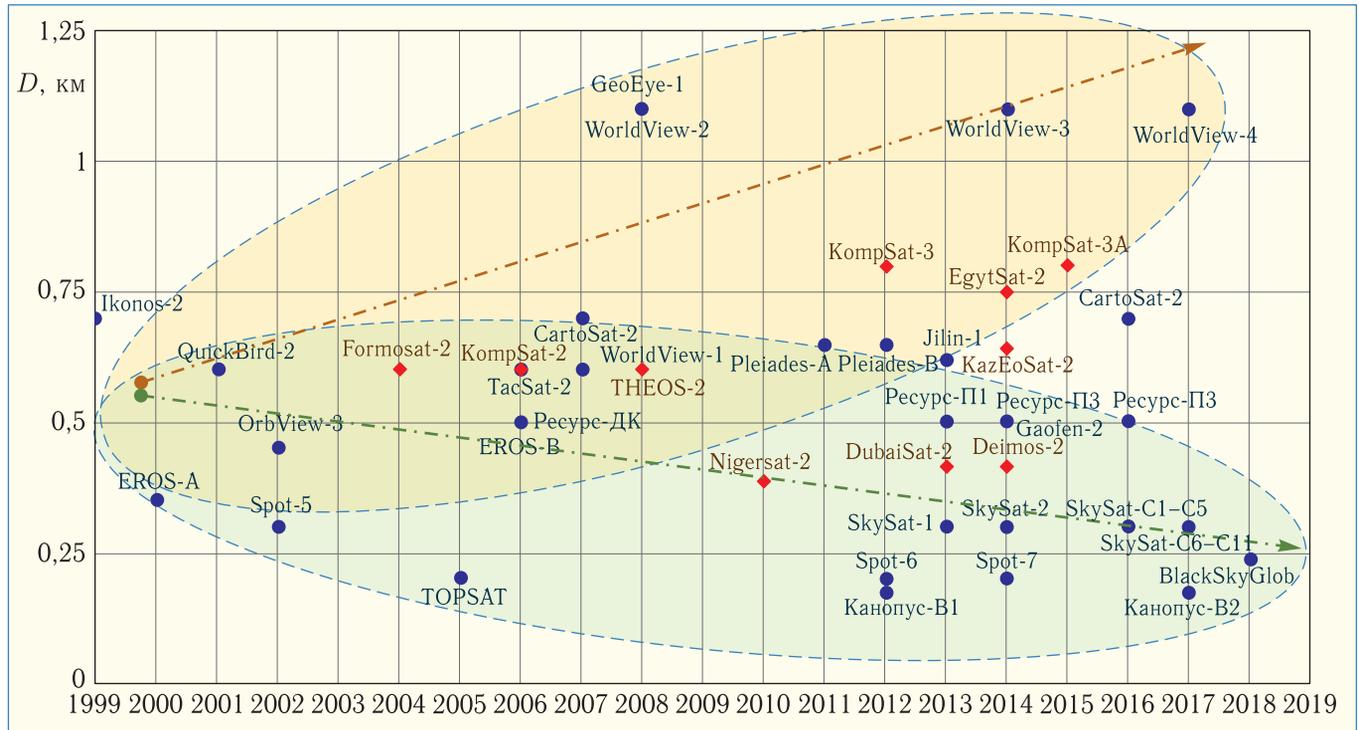


Рис. 3. Две тенденции изменения диаметра апертуры телескопа оптико-электронных спутников ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения

могло быть обеспечено только с высокой орбиты и при диаметре оптики не менее 1 м. Соответственно при переходе от КА Ikonos-2 и QuickBird-2 к новому поколению аппаратуры наблюдения увеличились и параметры используемых оптических телескопов. Диаметр апертуры составляет уже 1,1 м вместо 0,6–0,7 м, а фокусное расстояние выросло до 13–16 м.

Примечательно, что если в начальный период своего развития в космических системах для получения разрешения 1 м использовалась оптика диаметром 0,5–0,7 м, то в настоящее время те же значения реализуются при диаметрах 35–45 см (SkySat, DubaiSat-2, Deimos-2). Более того, создаются системы с заявленным разрешением 1 м при диаметре оптики 24 см. Одной из таких систем является группировка BlackSkyGlob, первые несколько спутников которой планируется вывести на орбиту уже в 2018 г.

Известно, что пространственное разрешение ( $\delta$ ) оптико-электронных систем наблюдения имеет физический предел, который определяется дифракцией света и применительно к системам космичес-

кого наблюдения зависит только от диаметра апертуры космического телескопа ( $D_{ob}$ ), высоты орбиты ( $H_{orb}$ ) и длины волны излучения ( $\lambda$ ):

$$\delta \approx \frac{\lambda}{D_{ob}} \cdot H_{orb}. \quad (1)$$

Это соответствует радиусу дифракционного кружка Эйри в проекции на поверхность Земли в надир.

В правильно спроектированной и качественно изготовленной оптико-электронной аппаратуре радиус дифракционного кружка в фокально плоскости должен соответствовать размеру пикселя ( $p$ ) фотоприемной матрицы.

Соответственно проекцию на поверхность Земли ( $\Delta$ ) фотоприемного элемента с размером пикселя  $p$  оптической системой с фокусным расстоянием ( $F_{ob}$ ) в ДЗЗ часто называют пространственным разрешением и сокращенно обозначают аббревиатурой GSD (Ground Sample Distant — размер выборки на поверхности Земли):

$$GSD \approx \frac{p}{F_{ob}} \cdot H_{orb}. \quad (2)$$

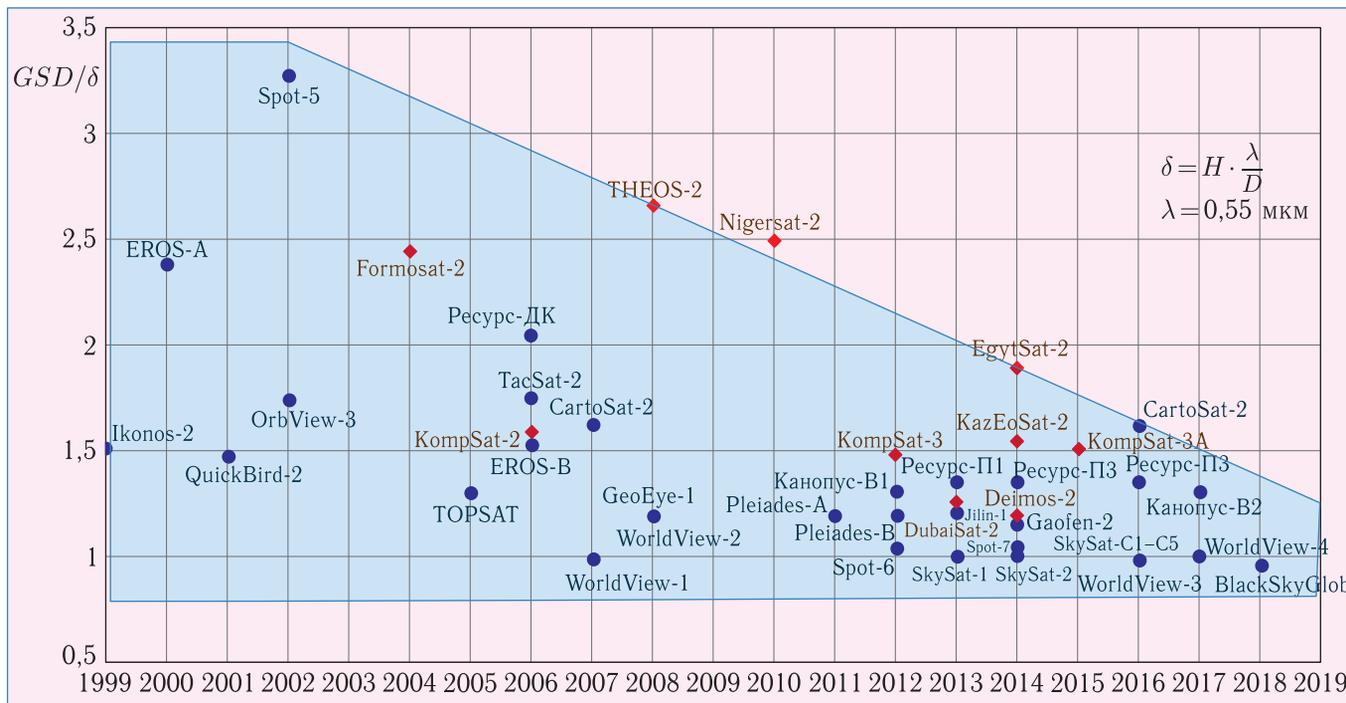


Рис. 4. Степень приближения к предельному пространственному разрешению оптико-электронных спутников ДЗЗ высокого и сверхвысокого разрешения

Отношение параметра  $\Delta$  (или GSD), определяемого проекцией пикселей на поверхность Земли, к величине  $\delta$ , определяемой дифракцией используемой оптической системы, может являться показателем приближения к предельному разрешению космической аппаратуры. Принципиально важно помнить, что речь идет о теоретическом дифракционном пределе.

На диаграмме (рис. 4) как раз показано отношение  $GSD/\delta$  для оптико-электронной аппаратуры различных КА высокого и сверхвысокого разрешения. Отношение посчитано для длины волны 0,55 мкм, что соответствует максимуму излучения Солнца.

Из диаграммы видно, что большинство современных оптико-электронных космических систем высокого и сверхвысокого разрешения вплотную приблизились к предельным значениям, а многие практически достигли коэффициента отношения  $GSD/\delta$ , равного единице. Это свидетельствует о высочайшем качестве космической оптики (поверхности зеркал и стабильности конструкции телескопа), а также фотоприемников и всего элект-

ронного тракта. Но даже при таких условиях для реализации этого потенциала необходима высокая точность управлением движением КА во время съемки и отсутствие вибраций, приводящих к «смазу изображения».

Как уже отмечалось выше, одним из факторов, повлиявших на повышение пространственного разрешения оптико-электронных систем наблюдения, является достигнутое благодаря успехам микроэлектроники уменьшение размера пикселей фотоприемных матриц и вообще повышение характеристик фотоприемников. Так, например, на американских спутниках IKONOS-2 и QuickBird-2 в панхроматическом канале использовались фотоприемники с размером пикселей 12 мкм, а в следующих поколениях спутников GeoEye-1 и WorldView-1, -2, -3, -4 в фотоприемных устройствах используются детекторы с размером пикселей 8 мкм. В связи с тем, что полоса захвата спутников наблюдения очень важна с коммерческой точки зрения для оперативного выполнения заказов съемки площадок, то существенное ее уменьшение при увеличении разрешения не приветствуется. Поэтому длина строки

фотоприемников в детекторах новейших американских коммерческих оптико-электронных спутниках сверхвысокого разрешения достигла 43 тыс. пикселей по сравнению с 13,5 и 27 тыс. у аппаратуры КА Ikonos-2 и QuickBird-2. Еще больше (54 024 пикселей) длина строки в оптико-электронных преобразователях российских спутников ДЗЗ «Ресурс-П» [9]. Это позволило обеспечить полосу захвата в 38,6 км. Кстати, по сравнению со своим предшественником «Ресурс-ДК» количество пикселей в строке увеличилось ровно в полтора раза, а размер пикселей уменьшился также в 1,5 раза до 6 микрон, то есть развитие отечественных средств ДЗЗ идет параллельно теми же путями.

Оперативное выполнение заказов потребителей, в том числе и по площадной съемке, может достигаться не только за счет хорошей полосы захвата и минимизации времени повторного наблюдения, но и за счет большого количества спутников в группировке. Именно таким путем развиваются системы наблюдения компании Planet на основе спутников SkySat с полосой захвата около 8 км.

## **Повышение информационной производительности**

Увеличение пространственного разрешения и полосы захвата, как правило, ведет к существенному возрастанию количества информации, передаваемой на наземные приемные пункты, и тесно связано с информационной производительностью оптико-электронной аппаратуры. Это является еще одной доминантой, характерной для коммерческих систем ДЗЗ высокого разрешения. При этом следует выделять как информационную производительность самой съемочной аппаратуры, так и скорость и объем передаваемой цифровой информации на приемные станции, а также производительность космических систем наблюдения в целом. Традиционно производительность определяют как площадь земной поверхности, снимаемую и передаваемую на приемные станции за одни сутки. Информационная производительность в первую очередь зависит от технических характеристик оптико-электронной аппаратуры и служебных систем спутника. К уже упоминавшимся

длине строки фотоприемника детектора и полосе захвата в первую очередь следует добавить объем бортового запоминающего устройства и скорость сброса информации через радиолинию. При этом определяющим фактором может являться не только возможности бортовой аппаратуры и самого спутника, но и возможности сети наземных станций, обеспечивающих как прием информации ДЗЗ, так и управление спутником (или группировкой спутников) и аппаратурой, установленной на нем.

Объем бортовой памяти оптико-электронных спутников, используемой для хранения снимков высокого и сверхвысокого разрешения, непрерывно растет от поколения к поколению. На первом поколении спутников, к которым следует отнести IKONOS-2 и QuickBird-2, объем бортовой памяти был относительно небольшим и составлял 64 и 128 Гбит соответственно. При этом передача данных на приемные станции выполнялась по радиоканалу с пропускной способностью 320 Мбит/с. Это обеспечивало съемку до 64–100 сцен на витке до заполнения памяти. Объем бортовой памяти космических аппаратов нового поколения увеличился более чем на порядок. Для сравнения: на GeoEye-1 он составлял 1000 Гбит, WorldView-1, -2, -3 — 2199 Гбит, а WorldView-4 — уже 3200 Гбит. Соответственно потребовалось увеличить скорость передачи данных через бортовую радиолинию до 740 (GeoEye-1), 800 (WorldView-1, -2, -4) и 1200 Мбит/с (WorldView-3). Аналогичную эволюцию в развитии претерпевают и космические системы других стран. При этом следует отметить, что радиолинии передачи информации «космос–Земля» в X-диапазоне уже вышли практически на максимальные скорости, и в новых поколениях систем активно рассматривается использование других диапазонов частот, а также исследуются (в том числе и экспериментально) возможности передачи данных на наземные пункты по оптическим каналам.

Эволюцию основных информационных характеристик группировки американских спутников сверхвысокого разрешения, которая принадлежит сейчас компании DigitalGlobe, можно проследить по данным табл. 3. Группировка включает 5 спутников: WorldView-1, GeoEye-1, WorldView-2, WorldView-3 и WorldView-4 [7, 10–13]. На сегодняшний день

Таблица 3. Информационные характеристики группировки спутников сверхвысокого разрешения компании DigitalGlobe

Характеристика	WorldView-1	GeoEye-1	WorldView-2	WorldView-3	WorldView-4
Рабочая высота орбиты, км	496	681	770	617	617
Спектральные диапазоны	Pan	Pan + 4MS	Pan + 8MS	Pan + 8 MS + + 8 SWIR	Pan + 4 MS
Разрешение в ПХ-канале (надир), м	0,50	0,41	0,46	0,31	0,31
Разрешение в МС-каналах, м	нет	1,64	1,85	1,24	1,24
Точность привязки (надир)	6,5 м CE90	3 м CE90	6,5 м CE90	3,5 м CE90	4 м CE90
Полоса захвата, км	17,7	15,3	16,4	13,2	13,1
Период повторной съемки на широте 40° СШ, дни	1,7	< 3	1,1	1,0	1,0
Площадь снимаемой площадки (до 30° от надира), км <sup>2</sup>	111 × 112 (6 полос)	45 × 12 (3 полос)	138 × 112 (8 полос)	69 × 112 (5 полос)	66,5 × 112 (5 полос)
Стереоскопическая площадка (до 30° от надира), км <sup>2</sup>	51 × 112 (3 пары)	15 × 112 (1 пара)	63 × 112 (4 пары)	28 × 112 (2 пары)	26,6 × 112 (2 пары)
Масса КА, кг	2500	1955	2800	2800	2600
Приводы управления	CMGs	Reaction wheels	CMGs	CMGs	CMGs
Емкость бортовой памяти, Гбит	2199	1000	2199	2199	3200
Скорость передачи данных, Мбит/с	800	740	800	800 или 1200	800

это крупнейшая мировая группировка спутников сверхвысокого разрешения, данные с которой формируют рынок услуг в этой области. Суточная производительность съемки каждого из перечисленных космических аппаратов около 700 тыс. км<sup>2</sup>. В связи с обозначившейся конкуренцией на рынке данных высокого и сверхвысокого разрешения правомерно говорить о суммарной информационной производительности группировки спутников, принадлежащих одному оператору.

Важными параметрами для спутников высокого и сверхвысокого разрешения является возможность снимать на одном витке площадки заданной площади и разрешения, а также производить стереосъемку определенных площадок. Для этого платформа космического аппарата должна сделать возможным перенацеливание на объекты, которое на борту обеспечивается применением маховиков (Reaction wheels) или силовых гироскопов (CMG — Control Moment Gyro). Площадки обычно склады-

ваются из 2–8 полос, снятых на одном витке. Важно, чтобы угол отклонения при съемке не превышал допустимое значение. Это должно гарантировать заданное пространственное разрешение.

Повторяемость и периодичность наблюдения одних и тех же районов космической системой ДЗЗ — это еще одно постоянное требование, которое в значительной степени зависит от орбитального построения. Для спутников последнего поколения этот показатель достиг одного дня (то есть съемку одних и тех же объектов можно повторить через сутки). В начале эры коммерческих средств ДЗЗ высокого разрешения этот показатель составлял 3–7 суток. Кстати, упомянутая выше группировка спутников DigitalGlobe позволяет снимать объекты в среднем до 4,5 раз за сутки.

Очевидно, что периодичность наблюдения непосредственно связана с полосой обзора космического аппарата, а следовательно, и с высотой его орбиты. Высота орбиты не единственный орбитальный

параметр, определяющий периодичность (многое зависит от наклона орбиты и ее эксцентриситета), но именно необходимость достижения высокой периодичности наблюдения в основном определяла (и определяет) запуск спутников на более высокие орбиты, как это показано на диаграмме (рис. 2).

Высокая периодичность наблюдения призвана выявлять быстро происходящие изменения объектов наблюдения. На это же направлена съемка с высоким разрешением в режиме «живого видео».

## **Видеосъемка поверхности Земли из космоса с высоким разрешением**

В последние годы стремительно набирает популярность использование космической бортовой аппаратуры, обеспечивающей видеосъемку с высоким пространственным разрешением. Сейчас у всех на слуху спутники SkySat компании Planet, обеспечивающие панхроматическую видеосъемку площадок  $2,0 \times 1,1 \text{ км}^2$  с разрешением 1,1 м. Фотоприемный тракт спутников SkySat реализован на кадровых КМОП-матрицах. Считывание информации происходит с высокой частотой кадров, поэтому реализация режима видеонаблюдения является естественным техническим решением, вытекающим из архитектуры аппаратуры. Для получения панхроматических видеороликов спутник наводится на интересующий объект и удерживает его на своей линии визирования. При этом движение изображения в фокальной плоскости на оси визирования практически останавливается. Некомпенсированными остаются только погрешности, связанные с точностью систем стабилизации систем управления движением. Аппаратура SkySat обеспечивает получение 90 секундных видеороликов в формате HD  $1920 \times 1080$  с частотой кадров 30 Гц. Формат представления данных MP4. По просьбе заказчика могут представляться данные в расширенном формате  $2560 \times 1080$  пикселей.

Однако компания Planet с ее спутниками SkySat не является пионером в этом направлении космических систем наблюдения. В далеком 1994 г. немецкая DLR в сотрудничестве с Берлинским техническим университетом создала спут-

ник Tubsat-B, который был выведен на орбиту совместно со спутником «Метеор-3». Проект носил в основном учебный характер. Спутник был оснащен видеокамерой на основе матрицы APS форматом всего  $384 \times 288$  пикселей и имел разрешение  $23 \times 30 \text{ м}$ . Это был первый опыт, и КА проработал на орбите только 39 дней. Идея получила продолжение в микроспутнике DLR-Tubsat (1999 г.), который имел в своем составе уже три видеокамеры с разрешением 375, 120 и 6 м. Камеры были созданы на основе кадровых матриц ПЗС форматом  $750 \times 580$  пикселей размером  $8 \times 8 \text{ мкм}$  и отличались только характеристиками использованных объективов. Фокусное расстояние камеры с максимальным разрешением составляло 1000 мм, что обеспечило поле зрения видеокadra  $6 \times 4,6 \text{ км}$  при разрешении 6 м. Данные непосредственно передавались на Землю в аналоговом виде в стандарте PAL.

Следующие модификации этого КА LAPAN-Tubsat, LAPAN-A2 [14] (с разрешением 6 м) создавались уже по заказу Индонезии. Индонезия отработала методики контроля судоходства с использованием видеосъемки. При этом нужно иметь в виду, что спутники, разработанные DLR, управляются и наводятся на объекты с помощью джойстика в режиме реального времени непосредственно в момент съемки. Камера КА LAPAN-A2 имеет функции автоматического целеуказания для организации взаимодействия с системой управления во время съемки. Некоторые из реализованных проектов спутников высокого разрешения с аппаратурой, обеспечивающей получение видеороликов, показаны в табл. 4.

В 2015 г. Китай запустил одновременно два спутника, Lingqiao Video-A и Lingqiao Video-B, ориентированных только на видеосъемку. Спутники оснащены камерами сверхвысокой четкости 4K форматом  $3840 \times 2160$  пикселей. Размер наблюдаемого кадра  $4,3 \times 2,4 \text{ км}^2$  и длительность видеозаписи 120 с существенно превышают характеристики аппаратуры SkySat. В дальнейшем КНР планомерно наращивал группировку таких спутников и 19 января 2018 г. вывел на орбиту очередные два спутника с аппаратурой видеосъемки Lingqiao-08 и Lingqiao-09. Эти спутники с порядковыми номерами 8 и 9 вошли в группировку Jilin-1 [15, 16].

Таблица 4. Спутники ДЗЗ с аппаратурой съемки видео высокого разрешения

Спутник	Страна	Год	Масса, кг	Формат	Разрешение, м	Поле зрения, км <sup>2</sup>	Длительность
DLR-Tubsat	Германия	1994	45	750 × 580 RGB	6	4,5 × 3,5	Сеанс связи
LAPAN-Tubsat	Индонезия	2007	56	750 × 580 RGB	6	4,5 × 3,5	Сеанс связи
LAPAN-A2	Индонезия	2015	68	2048 × 2048 RGB	6	12 × 12	Сеанс связи
SkySat-1, -2; C1-C5; C6-C11	США	2013–2017	80/120	1920 × 1080	1,1	2,0 × 1,1	90 с
Lingqiao Video-A и -B	Китай	2015	95	4K 3840 × 2160	1,1	4,3 × 2,4	120 с
Kent Ridge-1	Сингапур	2015	78	—	6	5,75 × 4,75	
Carbonite-1	Великобритания	2015	91	—	1,5	—	
Iris (UrtheCast)	Канада	—	—	UFHD	1		60 с
Aleph-1	Аргентина	—	37	—	1	—	

Уже через 8 часов после запуска были получены видеоданные о трафике в районе Kunming.

На протяжении нескольких лет на МКС эксплуатируется камера Iris канадской фирмы UrtheCast с разрешением 1 м, осуществляющая съемку цветных роликов длительностью до 60 с с частотой 3 кадра в секунду. Запуск все новых и новых спутников ДЗЗ, таких как Kent Ridge-1 (Сингапур), Carbonite-1 (Великобритания), свидетельствует о развитии этого направления.

В настоящее время данные видеосъемки используются для контроля транспортного трафика как на суше, так и на морских и речных коммуникациях, в портах и на рейдах, мониторинга работы промышленных объектов, строительства, разработки полезных ископаемых открытым способом, мониторинге чрезвычайных ситуаций и т.п. Следует ожидать появления специализированных приложений и программных средств для решения специфических задач, основанных на полученных космических видеоданных в режиме, близком к реальному. Однако говорить о настоящем непрерывном видеомониторинге можно будет говорить только при развертывании очень крупных спутниковых группировок, которые, сменяя друг друга,

обеспечат постоянное наблюдение объектов (или квазипостоянное), а не эпизодическое по полторы-две минуты, как в настоящее время. Правда, облачность и темное время суток будут вносить в этот процесс существенные коррективы.

## Список литературы

1. *Mark K. Cook, Brad A. Peterson, Gene Dial, Laurie Gibson, Frank W. Gerlach, Kevin S. Hutchins, Robert Kudola, and Howard S. Bowen* IKONOS technical performance assessment // Proc. SPIE 4381, 94, 2001. 15 p.
2. *Schaap N.* IKONOS: future and present // Proc. SPIE 4881, 660, 2003. 9 p.
3. *Бакланов А.И.* Анализ состояния и тенденции развития систем наблюдения высокого и сверхвысокого разрешения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королева, 2010, № 2 (22). С. 80–91.
4. *Кучейко А.* Мировая отрасль космической съемки в итогах запусков спутников // Земля из космоса, 2016, № 6(22). С. 55–65.
5. *Кучейко А.* Мировая отрасль космической съемки в итогах запусков спутников ДЗЗ в 2016 году

- и результаты первого квартала 2017 года // Земля из космоса, 2017, № 8 (24). С. 44–59.
6. *Brender M.* GeoEye-1 The Next-Generation Imagery // GIS DEVELOPMENT, 2007, vol. 11, issue 7. P. 58–59.
  7. *Херринг Ч.* Спутник WorldView-2 — новая веха в развитии технологий дистанционного зондирования Земли // Геоматика, 2010, № 2. С. 28–32.
  8. <https://digitalglobe.com> (дата обращения: 08.08.2018).
  9. Космический аппарат «Ресурс-П» / А. Н. Кирилин, Р. Н. Ахметов, А. И. Бакланов, Н. Р. Стратилатов, В. М. Федоров, М. В. Новиков // Геоматика, 2010, № 4. С. 23–26.
  10. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/worldview-1> (дата обращения: 08.08.2018).
  11. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/worldview-2> (дата обращения: 08.08.2018).
  12. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/worldview-3> (дата обращения: 08.08.2018).
  13. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/v-w-x-y-z/worldview-4> (дата обращения: 08.08.2018).
  14. <http://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/l/lapan-a2> (дата обращения: 08.08.2018).
  15. [http://space.skyrocket.de/doc\\_sdat/jilin-1-video-01.htm](http://space.skyrocket.de/doc_sdat/jilin-1-video-01.htm) (дата обращения: 08.08.2018).
  16. <https://defence.pk/pdf/threads/two-jilin-1-commercial-earth-observation-video-satellites-lingqiao-07-08.541187> (дата обращения: 08.08.2018).

УДК 004.75, 004.272, 528.72, 528.8 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.29.38

## Технологические и программные модели формирования базовых продуктов ДЗЗ

**А. Н. Марков**, *nova@ntsomz.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**А. И. Васильев**, *к. ф.-м. н., nova@ntsomz.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**Д. В. Степанова**, *nova@ntsomz.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**М. А. Евлашкин**, *nova@ntsomz.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**А. В. Крылов**, *nova@ntsomz.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**Б. Б. Салимонов**, *nova@ntsomz.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**Аннотация.** В статье рассматриваются технологические модели формирования базовых продуктов по данным российских космических систем ДЗЗ типа «Метеор-М», «Канопус-В», «Ресурс-П», включая особенности интеграции с наземным комплексом приема, обработки, хранения и распространения космической информации (НКПОР) Оператора космических систем дистанционного зондирования Земли. Демонстрируется целесообразность и перспективность применения технологии GPGPU в связи с необходимостью формирования стандартных базовых продуктов по данным НКПОР уровня 0 SEOS. Рассматриваются технологические модели формирования тематических базовых продуктов: одноэтапный и многоэтапный технологические контуры. Обоснованы преимущества каждого из подходов. Представлена модель управления технологиями формирования базовых продуктов, реализованная в виде программного каркаса.

Приведены особенности специализации технологических моделей под аппаратно-технологическую инфраструктуру: фрагментирование системы хранения данных на различные RAID-группы, обеспечивающие операционные процессы формирования и аккумуляции базовых продуктов; применение типовых вычислительных узлов формирования базовых продуктов.

Вычислительные возможности системы сконфигурированы в обеспечение формирования стандартных базовых продуктов — более 500 Гбайт в сутки (по данным КМСС КА «Метеор-М» и ПСС/МСС КА «Канопус-В»). Определены вычислительные возможности системы по формированию тематических базовых продуктов — более 4 Тбайт в сутки (на примере обработки данных КМСС КА «Метеор-М»).

**Ключевые слова:** банк базовых продуктов, стандартный базовый продукт, тематический базовый продукт, потоковая обработка данных ДЗЗ, технологическая модель формирования базовых продуктов, GPGPU, программный каркас управления технологиями формирования базовых продуктов

## Technological and Program Models of Remote Sensing Basic Products Formation

**A. N. Markov**, *nova@ntsomz.ru*

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

**A. I. Vasilyev**, *Cand. Sci. (Phys.-Math.)*, *nova@ntsomz.ru*

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

**D. V. Stepanova**, *nova@ntsomz.ru*

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

**M. A. Evlashkin**, *nova@ntsomz.ru*

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

**A. V. Krylov**, *nova@ntsomz.ru*

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

**B. B. Salimonov**, *nova@ntsomz.ru*

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

**Abstract.** Technological models of remote sensing basic products (BP) formation based on data from Russian remote sensing space systems Meteor-M, Kanopus-V, Resurs-P are considered in the paper. The paper also encompasses the particularities of integration with the ground-based complex of satellite information acquisition, processing, archiving and distribution (NKPOR) of the Operator of Russian remote sensing space systems. The practicability and potential of GPGPU technology application are demonstrated in connection with the need of standard (CEOS Level 0) basic product formation to be based on NKPOR data. The following technological models of thematic BP formation are considered: one-stage and multiple-stage technological contours. The advantages of each technological contour are validated. A management model for BP formation technologies is presented and implemented as a program framework.

The specific features of specializing technological models for a hardware-technological infrastructure include the following: data storage system fragmentation into various RAID-groups ensuring operational processes of BP formation and accumulation; application of typical computing nodes for BP formation. System computational possibilities are configured to provide standard BP formation — more than 500 GB per day (based on Meteor-M KMSS and Kanopus-V PSS/MSS data). The system computational possibilities for thematic BP formation are estimated — more than 4 TB per day (based on example KMSS Meteor-M data processing).

**Keywords:** basic products bank, standard basic product, thematic basic product, remote sensing dataflow processing, technological model of basic products formation, GPGPU, program framework for management of basic products formation technologies

## Введение

Технологии обработки данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) наземного комплекса приема, обработки, хранения и распространения космической информации (НКПОР) Оператора космических систем дистанционного зондирования Земли (КС ДЗЗ) в части формирования информационных продуктов (ИП) уровня 1С/1D CEOS являются преимущественно автоматизированными. Такой подход обусловлен необходимостью обработки потенциально любых данных, полученных в том числе при условиях съемки, непригодных для автоматической обработки в силу конструктивных особенностей съемочной аппаратуры (например, для данных «Канопус-В» перепад высот более 1 км наблюдаемой местности не позволяет выполнить синтез спектральных каналов «строгими» методами) либо при нештатной работе бортовой аппаратуры.

Под технологиями потоковой обработки данных ДЗЗ будем понимать совокупность алгоритмического и программного обеспечения автоматического формирования информационных продуктов ДЗЗ, специализированную под заданную аппаратно-технологическую инфраструктуру. В работе [1] рассматривается геоинформационный сервис «Банк базовых продуктов» (ГС ББП), предназначенный для обеспечения федеральных и региональных органов исполнительной власти Российской Федерации базовыми продуктами, формируемыми по данным российских и зарубежных КС ДЗЗ на основе технологий потоковой обработки данных ДЗЗ. Обобщенная модель сервиса рассмотрена в работе [2] и представляет собой асинхронную схему, включающую этапы регистрации заказа по средствам веб-интерфейса, формирование информационных продуктов выбранных сцен заказа, а также предоставление сформированного заказа для скачивания с использованием сети Интернет по протоколу HTTP. Особенности реализации приведенной схемы описаны в работе [3], включая программные компоненты администрирования ресурсами и потоковой обработки данных ДЗЗ, аппаратное обеспечение вычислительной системы и др.

В рамках настоящей статьи рассматриваются взаимодействие НКПОР Оператора КС ДЗЗ и ГС ББП в части построения технологий потокового

формирования ИП ДЗЗ уровня 1С/1D CEOS, пригодных для создания базовых продуктов в автоматическом режиме. Алгоритмическое обеспечение этих технологий частично рассмотрено в работах [4–7]. Кроме того, в статье приводится модель унифицированного программного каркаса управления технологиями потоковой обработки данных ДЗЗ, применяемыми в том числе для технологий ГС ББП.

## Виды базовых продуктов ДЗЗ

В работе [2] введены понятия первичного и вторичного базового продукта. Уточним эти понятия с учетом специфики обработки информации ДЗЗ в НКПОР и специфики обработки информации ДЗЗ в ГС ББП, а также расширения номенклатуры базовых продуктов.

*Стандартные первичные продукты* (СПП) — данные после первичной обработки, прошедшие первичные радиометрическую и геометрическую коррекции, географически привязанные, трансформированные на среднюю плоскость либо с использованием цифровой модели рельефа. Как правило, СПП распространяются НКПОР российских КС ДЗЗ.

*Стандартные базовые продукты* (СБП) — данные после первичной либо стандартной первичной обработки, прошедшие входной контроль, точную географическую привязку по орбитальным данным (и/или с использованием опорной информации), точную радиометрическую коррекцию (при необходимости кросс-калибровку по опорным спутниковым данным), атмосферную коррекцию, представленные в унифицированном формате, необходимом для потокового создания тематических базовых продуктов. Такие данные сопоставимы для разных моментов наблюдения и разных приборов одного класса. Являются уточнением первичного базового продукта ДЗЗ [2].

*Тематические базовые продукты* (ТБП) — данные, полученные в результате потоковой обработки стандартных базовых продуктов, содержащие наборы восстановленных по данным ДЗЗ геофизических параметров наблюдаемых объектов или явлений, их интегральные характеристики в виде спектральных индексов, а также данные в виде композитных изображений, включая бесшовные

сплошные покрытия, формируемых на основе разновременных наблюдений. Являются расширением понятия вторичного базового продукта ДЗЗ [2].

На рис. 1 приведена обобщенная технологическая модель формирования базовых продуктов, включающая непосредственно ГС ББП, в рамках которой формируются ТБП на основе СБП, а также стек технологий интеграции ГС ББП и НКПОР Оператора КС ДЗЗ.

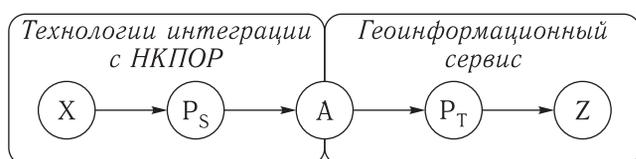


Рис. 1. Обобщенная технологическая модель формирования базовых продуктов ГС ББП: X — НКПОР Оператора КС ДЗЗ, P<sub>S</sub> — входной контроль СПП и формирование СБП, A — архив и каталог СБП, P<sub>T</sub> — формирование ТБП, Z — средства распространения сформированных ТБП, стрелки — направления движения данных ДЗЗ

В соответствии с приведенной моделью возможность формирования ТБП обуславливается этапом входного контроля СПП и последующего формирования СБП. Как следствие, СБП соответствуют подмножеству СПП. Невозможность применения всего множества СПП для формирования ТБП на основе отечественных данных компенсируется использованием данных зарубежных КС ДЗЗ (получаемых из открытых источников). В табл. 1 приведено соответствие приведенных ИП ДЗЗ уровням обработки CEOS, а также множеству данных ДЗЗ, используемых для формирования соответствующих ИП

Таблица 1. Соответствие ИП ДЗЗ уровням обработки CEOS, а также множеству данных ДЗЗ, используемых для формирования соответствующих ИП

ИП ДЗЗ	Уровень CEOS	Данные ДЗЗ
СПП	0-1D	Российские (все множество)
СБП	1A-1D	Российские (подмножество), зарубежные
ТБП	2A и выше	Российские (подмножество), зарубежные

## Технологические модели формирования СБП

Рассмотрим технологические особенности формирования СБП с использованием данных от различных съемочных систем отечественных КА ДЗЗ и на основе СПП различных уровней обработки.

### 1. Технологическая модель формирования СБП по данным КА «Канопус-В»

В НКПОР предусмотрена регламентированная обработка данных ПСС/МСС КА «Канопус-В» до уровня 1D CEOS, при этом относительная радиометрия, синтез спектральных каналов и геоференцирование, включая контроль их качества, реализуются оператором в автоматизированном режиме. Входной контроль ГС ББП для этих данных заключается в каскадной фильтрации по критериям полноты данных и метаданных (углов визирования, Солнца, географических координат и др.). Дополнительно в рамках входного контроля реализуется фрагментирование данных маршрута на условные кадры (с перекрытием 5–10%), формирование маски качества кадров (фрагментов маршрута), автоматическая оценка облачности (на основе эвристик), формирование пакета метаданных, включая построение обзорных изображений кадров, а также конвертация полноразмерных растровых данных в формат хранения ГС ББП.

Таким образом, с учетом автоматизированной обработки (с участием оператора) данных ПСС/МСС КА «Канопус-В» до уровня 1D CEOS, а также незначительных ежесуточных объемов выходной продукции (около 150 Гбайт) для вычислительно несложных задач входного контроля в данном случае применима модель линейного конвейера (см. рис. 2). Дополнительная оптимизация под вычислительные ресурсы сервера достигается

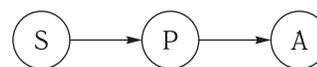


Рис. 2. Модель линейного конвейера соответствует технологии формирования СБП по данным ПСС/МСС КА «Канопус-В» уровня обработки 1D CEOS: S — буфер НКПОР, A — архив и каталог ГС ББП, P — узел обработки; стрелки определяют направление движения данных

применением технологии OpenMP, в частности при выполнении задач конвертации в заданную проекцию.

## 2. Технологическая модель формирования СБП по данным КМСС КА «Метеор-М»

Для данных КМСС КА «Метеор-М», в рамках НКПОР работает штатная технология автоматической обработки данных до уровня 1В СЕОС [8], при этом в ходе обработки обеспечивается фрагментация маршрутов на условные кадры («гранулы» в соответствии с терминологией [8]). В данном случае входной контроль, помимо каскадной фильтрации (аналогичной обработке данных КА «Канопус-В»), дополнительно включает оценку качества радиометрии и синтеза спектральных каналов, а также оценку точности навигационных данных. Кроме того, выполняется расчет параметров RPC (коэффициенты рациональных полиномов), трансформирование данных в картографическую проекцию (в формате СБП), оценка облачности, а также формирование маски качества и пакета метаданных, включая обзорные изображения.

Потоковое формирование СПП уровня обработки 1В СЕОС в НКПОР (до 150 Гбайт в сутки) в совокупности с вычислительно-сложными процедурами входного контроля данных КМСС КА «Метеор-М» (в частности, задачи ортотрансформирования) обуславливают применение подходов к распараллеливанию, например на основе модели master-slave (см. рис. 3). В соответствии с этой моделью master обеспечивает распределение данных по потокам (или вычислительным узлам) обработки данных (slave). Опционально каждый slave задействует заданное количество вычислительных ядер сервера (с целью применения технологии OpenMP для задачи трансформирования).

## 3. Технологическая модель формирования СБП по данным ШМСА-ВР КА «Ресурс-П»

Технологии НКПОР Оператора КС ДЗЗ не предусматривают потоковое формирование СПП по данным ШМСА-ВР КА «Ресурс-П» в автоматическом режиме. СПП формируются по заявкам потребителей на заданную область интереса в автоматизированном режиме (с участием оператора),

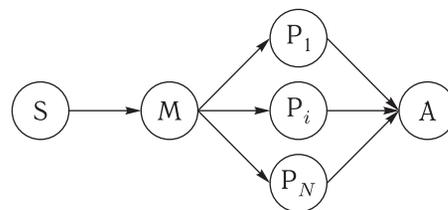


Рис. 3. Модель распараллеливания master-slave соответствует технологии формирования СБП по данным КМСС КА «Метеор-М» уровня обработки 1В СЕОС: S — источник (буфер НКПОР), А — архив и каталог ГС ББП, М — узел распределения данных по узлам обработки  $P_i$ ; стрелки определяют направление движения данных

в частности в обеспечение контроля качества формируемых информационных продуктов. Таким образом, в рамках входного контроля выполняется автоматическое формирование СБП уровня 1С/1D СЕОС на основе СПП уровня 0 СЕОС. Более подробно особенности обработки данных ШМСА-ВР КА «Ресурс-П» рассмотрены в работе [7], включая специализацию алгоритмов обработки под графические процессоры общего назначения (GPU).

Применения технологий вычисления на графических процессорах (GPGPU) для задач обработки данных ДЗЗ, например проецирования в заданную картографическую проекцию, ортотрансформирования, поиска опорных и связующих точек и др., обуславливают предельную производительность в силу соответствия матричной модели данных ДЗЗ SIMD-модели параллельной обработки данных GPU. Результаты тестирования аппаратного обеспечения и технологий параллельной обработки на примере задачи ортотрансформирования данных Геотон-Л1 КА «Ресурс-П» приведены в табл. 2.

Таким образом, применение технологии GPGPU позволяет использовать простые модели бизнес-процессов типа линейный конвейер (см. рис. 2) для формирования СБП по данным ШМСА-ВР КА «Ресурс-П». Более того, с учетом вычислительных возможностей GPU (см. табл. 2) в целом целесообразна специализация технологий формирования СБП под GPGPU, за счет чего возможна обработка данных со скоростью, соответствующей современным (на 2018 г.) дисковым SSD-системам (300–500 Мбайт/с) в обеспечение

Таблица 2. Результаты тестирования технологий параллельной обработки и аппаратного обеспечения (на примере задачи ортотрансформирования данных Геотон-Л1 КА «Ресурс-П»)

Конфигурация	Технология	Производительность, Мбайт/с
Intel i7-4820K CPUx4 HTT(x2)	OpenMP	12
Intel i7-4820K CPUx4 HTT(x2)	OpenCL	30
Xeon E5-2670 v2 CPUx10 (2 шт.)	OpenMP	44
Xeon E5-2670 v2 CPUx10 (2 шт.)	OpenCL	96
NVidia GeForce GTX 760	OpenCL/CUDA	140
NVidia Tesla K40c	OpenCL/CUDA	349

оперативности предоставления базовых продуктов потребителям. Существенным ограничением использования технологии GPGPU остается необходимость специальной оптимизации отдельных алгоритмов под архитектуру GPU (примеры такой оптимизации приведены в [9, 10]).

## Технологические модели формирования ТБП

ГС ББП предусматривает две возможных технологических модели формирования ТБП: 1) одноэтапная схема формирования множества пакетов выходной продукции для выбранных потребителем сцен; 2) многоэтапная схема формирования единого пакета выходной продукции для выбранных потребителем сцен.

**1. Одноэтапная модель.** Данный подход является тривиальным и предусматривает одноэтапную схему обработки — формирование ТБП в виде независимого пакета выходной продукции для каждой сцены заказа потребителя. На рис. 4 приведен соответствующий граф:  $A$  — архив СБП,  $P_i$  — узел формирования всего возможного множества ТБП для соответствующей  $i$ -й сцены,  $Z$  — буфер выходной распространяемой продукции.

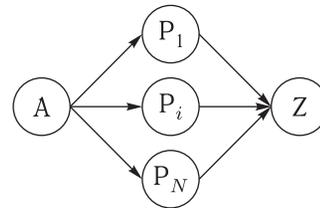


Рис. 4. Одноэтапная модель формирования ТБП:  $A$  — архив СБП,  $P_i$  — узел формирования всего возможного множества ТБП для соответствующей  $i$ -й сцены заказа,  $Z$  — буфер выходной распространяемой продукции

Эта модель находит применение при условии возможности формирования всего множества ТБП на любом из узлов, в частности при вырезании области интереса (на основе *shp*-файлов, представленных потребителями) для СБП, при расчете вегетационных индексов и др. При наличии множества узлов, обеспечивающих возможность формирования ТБП только для специализированных условий, например аппаратного либо общесистемного обеспечения, такая модель недопустима.

**2. Многоэтапная модель.** Данный подход предусматривает (на 2018 г.) трехэтапную схему обработки — формирование ТБП в виде единого пакета выходной продукции для всего множества сцен заказа потребителя. На рис. 5 приведен соответствующий граф:  $A$  — архив СБП,  $V_P$  — подготовка выбранных СБП к обработке,  $P_i$  — специализированный узел формирования заданного возможного множества ТБП для соответствующей  $i$ -й сцены,  $V_R$  — формирование единого пакета

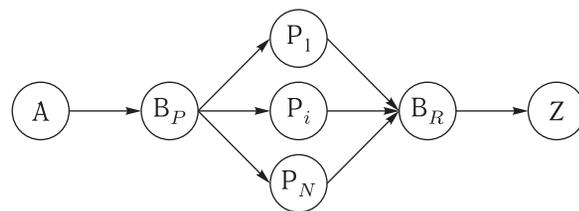


Рис. 5. Многоэтапная модель формирования ТБП:  $A$  — архив СБП,  $V_P$  — подготовка выбранных СБП к обработке,  $P_i$  — специализированный узел формирования заданного возможного множества ТБП для соответствующей  $i$ -й сцены,  $V_R$  — формирование единого пакета ТБП заказа,  $Z$  — буфер выходной распространяемой продукции

ТБП заказа,  $Z$  — буфер выходной распространяемой продукции.

Эта модель учитывает ограничения одноэтапной схемы и в общем случае может предусматривать каскадную модель обработки (данные могут быть обработаны последовательно на различных узлах обработки, узлы  $V_P$  и  $V_R$  в данном случае выступают в качестве промежуточных буферов-агрегаторов), соответствующую программной модели Map-Reduce.

### Программный каркас управления технологиями формирования БП

В обеспечение унификации управления технологическими моделями предлагается специализированный программный каркас. В основу этого программного каркаса легли решения компонента администрирования ресурсами, приведенного в работе [3] и доработанные в части более универсальной и гибкой конфигурации сценариев, разработанных на основе технологических моделей формирования БП.

Программная модель каркаса представляет собой иерархическую трехуровневую сеть (см. рис. 6):

- верхний уровень обеспечивает инициацию и диспетчеризацию заказов в зависимости от типа сценария, отказоустойчивость и балансировку путем распределения заказов по типовым структурным компонентам каркаса среднего уровня;
- средний уровень обеспечивает декомпозицию сценариев заказов на элементарные задачи, распределение и назначение элементарных задач сценария соответствующим типовым структурным компонентам каркаса низкого уровня;
- низкий уровень обеспечивает мониторинг вычислительных ресурсов и выполнение элементарных задач технологических сценариев, в том числе обмен полноразмерными данными между вычислительными узлами.

На рис. 7 приведена модель управления технологическими контурами формирования СБП, в соответствии с которой компонента типа  $D$  развернута на узле  $M$ , обеспечивающем мониторинг СПП в буфере НКПОР. В данном случае распределение

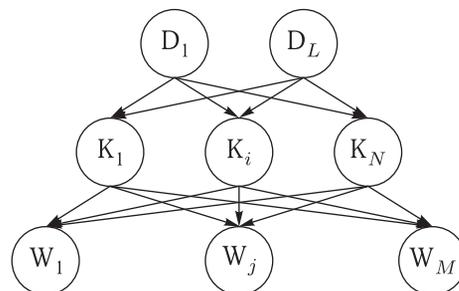


Рис. 6. Трехуровневая модель управления технологиями формирования БП:  $D, K, W$  — структурные компоненты верхнего, среднего и нижнего уровней соответственно. Стрелками показаны возможные направления управляющих команд программного каркаса

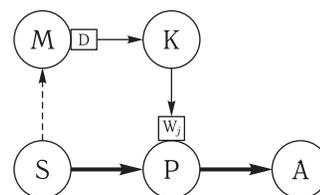


Рис. 7. Модель управления технологическим контуром формирования СБП: компонент  $K$  развернут на отдельном узле, компонент  $D$  развернут на узле  $M$  (мониторинга СПП НКПОР), низкоуровневые компоненты  $W$  развернуты на вычислительных узлах  $P$ . Обычные стрелки — управляющие команды программного каркаса, толстые стрелки — направление движения данных ДЗЗ, пунктирные стрелки — направление движения метаданных СПП

СПП по вычислительным узлам  $P$  осуществляется на уровне компонента  $K$ . На рис. 8 приведена модель управления технологическими контурами формирования ТБП, в соответствии с которой компонента типа  $D$  реализована в рамках компонента распространения ГС ББП, узлы  $V_P$  и  $V_R$  можно объединить в виде одного технологического узла подготовки. В таком случае введение на низком уровне распределения по ролям (узел обработки и узел подготовки) позволяет конфигурировать контуры формирования БП, соответствующие различным технологическим моделям на основе типовых узлов.

Определим особенности реализации программного каркаса управления технологиями формирования БП:

- 1) высокоуровневые компоненты реализованы в виде отдельных управляющих приложений

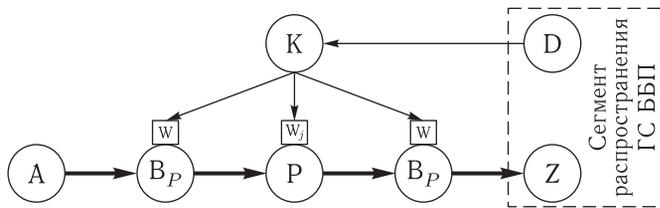


Рис. 8. Модель управления технологическим контуром формирования ТБП: компонент К развернут на отдельном узле, компонент D развернут в сегменте распространения ГС ББП, низкоуровневые компоненты W развернуты на вычислительных узлах подготовки В и вычислительных узлах обработки Р. Обычные стрелки — управляющие команды программного каркаса, толстые стрелки — направление движение данных ДЗЗ

мониторинга новых СПП из НКПОР в рамках технологий формирования СБП и в рамках логики web-api ГС ББП для технологий формирования ТБП;

- 2) среднеуровневые компоненты реализованы в виде приложений, взаимодействующих с БД (администрирования), и построены на основе разработанных статусных моделей заявок и элементарных задач;
- 3) низкоуровневые компоненты реализованы в виде кросс-платформенных приложений, обеспечивающих инициализацию исполняемых скриптов и приложений в технологиях;
- 4) взаимодействие между структурными компонентами различных уровней реализовано посредством протокола TCP/IP в виде обмена JSON-сообщениями.

## Конфигурирование вычислительных ресурсов в обеспечение технологий формирования БП

В соответствии с [3] аппаратно-технологическая инфраструктура предусматривает распределение дискового пространства системы хранения данных (СХД) и серверных мощностей (по количеству вычислительных ядер и оперативной памяти) между вычислительными узлами компонентов ГС ББП.

Характеристики СХД определяют пиковую производительность вычислительной системы и являются критически важными при конкурентном обращении к одному ресурсу различных вычис-

лительных узлов. В связи с этим была проведена серия экспериментов по оценке характеристик read/write для СХД, сконфигурированной для решения различных задач с использованием RAID-технологий: RAID 0 — для операционных задач формирования БП, скорость обработки которых приоритетна относительно надежности; RAID 5 — для задач оперативного хранения и распространения БП, отказоустойчивость которых приоритетна относительно количества IOPS.

Оценка скорости копирования файлов размером 10–20 Гбайт СХД → СХД (операции чтения и записи выполняются на одном СХД) проводилась на основе серии экспериментов (не менее 10), по результатам которой RAID 0 (2D) — 80–100 Мбайт/с, RAID 5 (3D + 1P) — 70–90 Мбайт/с. Кроме того, было проведено сравнение RAID 0 (2D) и RAID 0 (4D), при одновременном копировании двух файлов (20 Гбайт каждый) для каждой из RAID-групп. Полученные результаты демонстрируют преимущество в скорости RAID 0 (4D) около 30–35% и, как следствие, использование двух RAID 0 (2D) обеспечат выше скорость копирования по сравнению с одним RAID 0 (4D).

Распределение серверных мощностей вычислительной системы осуществлялось путем выделения типовых узлов, конфигурация которых приведена в табл. 3:

1. Вычислительный узел (ВУ) предназначен для формирования СБП и ТБП на основе ресурсов выделяемых посредством виртуализации.
2. GPU-node (GPUN) предназначен для высоконагруженных расчетов, в частности формирования СБП на основе данных ДЗЗ уровня 0 CEOS.
3. Технологический узел (ТУ) предназначен для обслуживания мониторинговых задач либо буферов хранения БП ДЗЗ.
4. Сервисный узел (СУ) предназначен для поддержки веб-приложений и веб-сервисов, нетребовательных к количеству вычислительных ядер и ограниченно требовательных к ресурсам оперативной памяти.

На основе типовых узлов были сконфигурированы технологические контуры формирования БП по данным отечественных КС ДЗЗ. В табл. 4 приве-

Таблица 3. Конфигурация типовых узлов серверных мощностей вычислительной системы

Тип узла	Аппаратная конфигурация	ОС
Вычислительный	VM 8 ядер, 8–16 Гбайт ОЗУ	Windows/Linux
GPU-узел	Хеоп Е5-2670, 128 Гбайт ОЗУ, NVidia K40c	Windows
Технологический	VM 1–2 ядра, 2–4 Гбайт ОЗУ	Linux
Сервисный	VM 2–4 ядра, 4–16 Гбайт ОЗУ	Linux

дены результаты оценки производительности сформированных контуров (в том числе количество одновременно исполняемых потоков обработки на узле).

Конфигурация контуров формирования СБП осуществлялась в соответствии с объемом поступающей из НКПОР информации. Производительность контуров оценивалась из условия обработки множества маршрутов СПП за определенный промежуток времени (1–3 ч).

Конфигурация контура формирования ТБП осуществлялась путем максимизации количества ТБП, которые можно сформировать за сутки, на основе одной RAID 0 группы из двух дисков, для множества вычислительных узлов обработки. Для этого модель, представленная на рис. 5, была сформирована в виде единичного узла подготовки (реализует задачи подготовки к обработке и фор-

Таблица 4. Конфигурация технологических контуров формирования БП (технологии СБП демонстрируют производительность в виде среднего объема СПП в сутки/пиковый объем СПП в сутки/производительность в сутки)

Контур	Конфигурация контура	Производительность, Гбайт/сут
«Канопус-В» СБП	1*ВУ (3 потока)	150/400/500
«Метеор» СБП	1*ТУ + 1*ВУ (3 потока)	75/140/150
«Ресурс-П» СБП	1*GPUN (1 поток)	10/30/ более 1000
Многоэтапный ТБП	1*ТУ (2 потока) + 5*ВУ (1 поток)	более 1000

мирование единого пакета заказа) на базе технологического узла (в соответствии с табл. 3) и множества узлов обработки — вычислительных узлов.

На рис. 9 представлена зависимость количества обрабатываемых сцен от количества узлов обработки. Номенклатура формируемых продуктов для каждой сцены включала спектральные каналы в величинах спектральной плотности энергетической яркости на верхней границе атмосферы (соответствуют СБП (TOA\_L)), спектральный коэффициент отражения на верхней границе атмосферы (TOA\_Ro), вегетационные индексы (NDVI, SR, RGR, BAI). Размер выходного архива продукции для одной сцены составлял около 0,8–1 Гбайт.

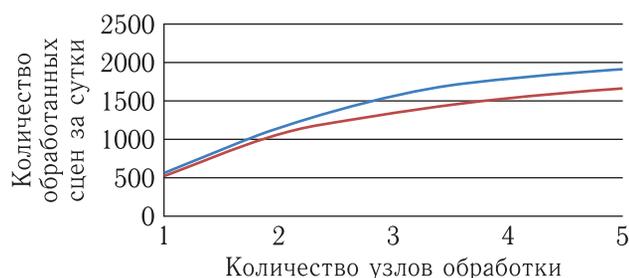


Рис. 9. Зависимость количества обрабатываемых сцен (на примере данных КМСС «Метеор-М») от количества узлов обработки: красный график — полный технологический процесс трехэтапной модели формирования ТБП, синий — тот же технологический процесс, но без этапа формирования единого пакета

Сконфигурированный технологический контур, развернутый на базе RAID 0, является элементом тиражирования и, соответственно, количество обрабатываемых сцен линейно зависит от возможностей аппаратно-технологической инфраструктуры. Таким образом, в соответствии с [3] можно развернуть не менее трех контуров и обеспечить обработку более 4500 сцен в сутки (данных оперативного архива). Для рассматриваемой (в ходе тестирования) номенклатуры продуктов это составляет более 4 Тбайт в сутки.

## Заключение

1. Рассмотрена обобщенная технологическая модель формирования БП и специализированные модели формирования СБП по данным российских КА ДЗЗ типа «Канопус-В», «Метеор-М»

и «Ресурс-П». Приведено обоснование использования технологий GPGPU в обеспечение формирования СБП; экспериментально подтверждена высокая производительность и простота формирования технологических моделей.

2. Рассмотрены технологические модели формирования ТБП: 1) одноэтапный сценарий, обеспечивающий удобное масштабирование в части производительности, но неэффективное масштабирование в части расширения номенклатуры БП и доступных ресурсов; 2) многоэтапный сценарий, обеспечивающий эффективное масштабирование в части расширения номенклатуры БП и использования доступных вычислительных ресурсов.

3. Приведена унифицированная программная модель каркаса управления технологиями формирования БП, показана специализация технологий СБП и ТБП под эту программную модель.

4. Приведены особенности конфигурации вычислительных ресурсов в обеспечение технологий формирования БП: 1) определены характеристики типовых RAID-групп в обеспечение операционных задач формирования БП и задач аккумуляции БП; 2) сконфигурированы типовые виртуальные машины в обеспечение отказоустойчивости и масштабируемости технологий формирования БП; 3) вычислительная система обеспечивает формирование более 500 Гбайт СБП и 4 Тбайт ТБП в сутки.

## Список литературы

1. Васильев А. И., Ольшевский Н. А., Коршунов А. П. Банк базовых продуктов межведомственного использования — геоинформационный сервис оператора КС ДЗЗ // XIV Всерос. открытая конф. «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса», Москва, 14–18 ноября 2016 г. : Тез. докл. URL: [http://smiswww.iki.rssi.ru/d33\\_conf/thesisshow.aspx?page=133&thesis=5633](http://smiswww.iki.rssi.ru/d33_conf/thesisshow.aspx?page=133&thesis=5633) (дата обращения: 18.01.2018).
2. Васильев А. И., Ольшевский Н. А., Коршунов А. П., Стремов А. С. Программные технологии создания и распространения базовых продуктов дистанционного зондирования Земли // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, вып. 3. С. 23–32.
3. Марков А. Н., Васильев А. И., Ольшевский Н. А., Коршунов А. П., Михаленков Р. А., Салимонов Б. Б., Стремов А. С. Архитектура геоинформационного сервиса «Банк базовых продуктов» // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса, 2016, т. 13, № 5. С. 39–51.
4. Васильев А. И. Калибровка съемочной аппаратуры космического аппарата «Канопус-В» в процессе его эксплуатации // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса, 2015, т. 12, № 1. С. 203–214.
5. Васильев А. И., Стремов А. С., Коваленко В. П. Исследование данных комплекса широкозахватной мультиспектральной аппаратуры КА «Ресурс-П» для решения спектрометрических задач // Современ. проблемы дистанц. зондирования Земли из космоса, 2017, т. 14, № 4. С. 36–51.
6. Васильев А. И., Стремов А. С., Коваленко В. П., Михеев А. А. Исследование динамики изменения параметров абсолютной калибровки мультиспектральной камеры КА «Канопус-В» №1 // Тез. докл. Пятой междунаро. научно-технической конф. «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2017. С. 172–174.
7. Васильев А. И., Крылов А. В. Технология стандартной обработки данных ШМСА-ВР КА «Ресурс-П» в обеспечение автоматического формирования бесшовного сплошного покрытия // Доклад на XV Всероссийской открытой конференции «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса», Москва, 13–17 ноября 2017 г. Тез. докл. URL: [http://smiswww.iki.rssi.ru/d33\\_conf/thesisshow.aspx?page=144&thesis=6206](http://smiswww.iki.rssi.ru/d33_conf/thesisshow.aspx?page=144&thesis=6206) (дата обращения: 28.01.2018).
8. Бекренёв О. В., Жуков Б. С., Гришанцева Л. А., Полянский И. В. Особенности автоматической потоковой обработки данных КМСС космического комплекса «Метеор-3М» // Геоматика, 2015, № 2. С. 32–36.
9. Vasilyev A. I., Boguslavskiy A. A., Sokolov S. M. Parallel SIFT-detector implementation for images matching // Proc. of the 21st Conference on Computer Graphics and Vision, GraphiCon'2011, September 26–30, 2011, Moscow, pp. 173–176.
10. Васильев А. И., Карпенко А. П., Штанов Е. Л. Анализ информативности данных дистанционного зондирования земли с использованием графических процессоров nvidia // Тр. Международной суперкомпьютерной конференции «Научный сервис в сети Интернет: многообразие суперкомпьютерных миров» (22–27 сентября 2014 г., Новороссийск). М.: Изд-во МГУ, 2014. 497 с. С. 45–48.

УДК 629.78 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.39.44

## Возможности применения интерливинга в адаптивном канале передачи данных измерений

**Д. И. Косарев**, аспирант, *contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

**Т. Т. Мамедов**, к. т. н., *contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

**В. А. Благодарев**, к. т. н., *contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

**Аннотация.** В данной работе проведен обзор универсальной аппаратно-программной реализации алгоритма интерливинга для помехозащищенной передачи графической информации низкого разрешения с борта метеоспутников, созданной на основе рекомендаций Координационной группы по метеорологическим спутникам. Рассмотрены вопросы проведения эксперимента с целью оценки возможности создания универсального адаптивного алгоритма интерливинга.

Приведены параметры международного формата LRPT и рекомендуемый порождающий полином для вычисления контрольной суммы (CRC), применяемой при кодировании и декодировании измерительной информации.

Рассмотрен пример генерации проверочных слов (P и Q) путем побитового сложения по модулю 2 контрольной суммы CRC, обеспечивающих исправление как одиночных ошибок, так и двойных ошибок в слове.

**Ключевые слова:** помехозащищенное кодирование, передача информации, ПЛИС, порождающий полином

## Application of Interleaving in the Adaptive Channel for Measurement Data Transfer

**D. I. Kosarev**, postgraduate student, *contact@spacecorp.ru*

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

**T. T. Mamedov**, Cand. Sci. (Engineering), *contact@spacecorp.ru*

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

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

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

**Abstract.** This paper provides an overview of the universal hardware and software implementation of the interleaving algorithm for noise-protected transmission of low-resolution graphical information from a meteorological satellite based on the recommendations of the Coordination Group for Meteorological Satellites. The questions of carrying out the experiment with the purpose of evaluating the possibility of creating a universal adaptive algorithm of interleaving are considered.

The parameters of the international LRPT format and the recommended generating polynomial for calculating the checksum (CRC) used for encoding and decoding the measurement information are given.

An example of generation of test words (P and Q) is considered by bitwise modulo 2 addition of the CRC checksum, which provide correction of both single errors and double errors in the word.

**Keywords:** noise-resistant encoding, information transfer, FPGA generating polynomial

В процессе разработки и реализации радиолиний для передачи цифровых информационных потоков важно обеспечивать устойчивость к действию естественных и преднамеренных помех. Многие ошибки, возникающие в результате внешнего воздействия на радиосигнал, не одиночны по времени и возникают пачками. В подобных случаях длительности воздействующего мешающего сигнала достаточно для возникновения ошибок в нескольких подряд идущих битах.

Для сохранения целостности передаваемой информации применяются разнообразные алгоритмы помехозащищенного кодирования. Чаще всего они представляют собой комплекс нескольких методов, направленных на уменьшение потерь полезной информации при передаче, которые в совокупности дают положительный результат.

Применение алгоритмов помехозащищенного кодирования вошло в практику достаточно давно и применяется как совокупность различных методов, описанных в рекомендациях CCSDS. Наиболее часто применяются код Рида–Соломона совместно с интерливингом, в данном случае примером может служить международный формат LRPT [1] для передачи метеорологической информации с низкоорбитальных КА.

Формат LRPT (Low Rate Picture Transmission) обеспечивает переход от аналогового формата АРТ передачи ограниченного объема метеорологических данных с ухудшенным пространственным разрешением к цифровому, что повышает качество информации и обеспечивает возможность ее выдачи на средства отображения (принтеры, мониторы). Передача данных в формате LRPT построена на принципе пакетной телеметрии CCSDS, см. [2].

В формате LRPT поле проверочных символов не является обязательным. Оно должно содержать контрольную сумму (CRC). Рекомендуется вычислять CRC с использованием порождающего полинома вида

$$G(x) = X^{16} + X^{12} + X^1 + 1,$$

при этом как кодер CRC, так и декодер должны запускаться из состояния «все единицы». Допускается вместо описанной процедуры вычисления контрольной суммы использовать простой метод проверки на четность.

Метод интерливинга для защиты от воздействия пачечных ошибок заключается в перемежении битов или байт информации по заданному закону непосредственно перед передачей в эфир. После приема информация восстанавливается в обратной последовательности; если на нее было произведено воздействие пачечной помехи, то потери информации будут не значительны и ее можно будет обработать стандартными алгоритмами защиты от ошибок. Сами алгоритмы интерливинга могут меняться в зависимости от задачи и сферы его применения.

Работает метод интерливинга следующим образом. Например, исходный поток данных разбивается на фрагменты по 8 символов в каждом (байтовая структура). В рассматриваемом случае они будут называться словами-измерениями.

Для повышения помехоустойчивости передачи данных к последовательности из четырех слов во время операции кодирования добавляются два проверочных слова P и Q. Объединенные в единую последовательность, они представляют собой «предложение», состоящее из 48 бит (рис. 1).

Далее в лингвистическом модуле каждые 24 предложения объединяются в строку длиной в 1152 бита ( $24 \times 48 = 1152$ ), после чего над ней производится операция интерливинга (перемежения) для перераспределения слов ошибочного предложения по строке так, чтобы в каждом предложении находилось не более двух ошибочных слов.

Операция перемежения выполняет две функции. Первая — исправляет пачки ошибок при передаче цифровой информации, возникающие при сбоях ТМИ во время отделения элементов конструкции ракеты (кратковременные нарушения линии передачи информации). Вторая — дополнительная защита информации от несанкционированного доступа (НСД).

48 битовых предложений объединяют попарно (96 бит в строке), и для них формируется проверочный код CRC, посредством которого определяется наличие ошибок в предложении. При декодировании вычисленный заново CRC-код должен побитово совпадать с исходным CRC-кодом для соответствующих двух предложений, восстановленных при приеме информации. При этом любая ошибка в них вызовет несовпадение слов CRC с вероятностью  $P = (1 - 1/65\,536)$ . Исходный CRC-код

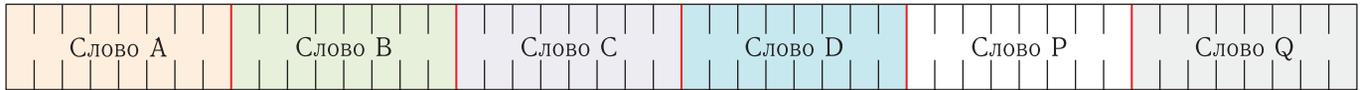


Рис. 1. Схема информационного предложения

Исходная последовательность																			
1	2	3	4	5	6	7	8	1	2	3	4	5	6	7	8	...	1	2	3
После перемежения																			
5	6	1	8	3	4	2	7	5	6	1	8	3	4	2	7	...	5	6	1
После воздействия пачечных помех																			
5	6	1	8	3	4	2	7	5	6	1	8	3	4	2	7	...	5	6	1
Восстановленная последовательность																			
1	2	3	4	5	6	7	8	1	2	3	4	5	6	7	8	...	1	2	3

Рис. 2. Пример воздействия пачечной помехи на последовательность битов, защищенных интерливингом

(алгоритм интерливинга) для каждого канала задается заранее.

Общая структура строки показана на рис. 2.

Для повышения помехозащищенности дополнительно генерируются проверочные слова P и Q. Проверочное слово P генерируется путем побитового сложения по модулю 2 всех четырех информационных слов предложения:

$$P = A + B + C + D.$$

Например, для исходных слов, представленных ниже [2],

$$\begin{aligned} A &= 1\ 1\ 0\ 0\ 1\ 0\ 1\ 0, \\ B &= 0\ 1\ 0\ 0\ 1\ 1\ 1\ 1, \\ C &= 1\ 0\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 0, \\ D &= 1\ 0\ 1\ 0\ 0\ 0\ 1\ 0, \end{aligned}$$

слово P будет формироваться побитовым сложением по модулю 2, начиная с младшего бита ( $0 + 1 + 0 + 0 \equiv 1 \pmod{2}$ ) до старшего ( $1 + 0 + 1 + 1 \equiv 1 \pmod{2}$ ), в результате чего в итоге получается проверочное слово-вектор:

$$P = 1\ 0\ 0\ 1\ 1\ 0\ 0\ 1.$$

Слово P является вектором проверки на четность для каждого из 8 бит исходных слов, и с его

помощью можно исправить по одной ошибке, появившейся в предложении, при условии точного знания номера слова, в котором ошибка произошла.

Слово Q генерируется умножением каждого слова (A, B, C, D) в предложении на порождающую матрицу T в соответствующей степени:

$$Q = T^4 \times A + T^3 \times B + T^2 \times C + T \times D.$$

При этом порождающая матрица T имеет вид:

$$T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

Степени этой порождающей матрицы имеют вид:

$$T^2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$T^3 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$T^4 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Вычисление кодовых конструкций дает следующие значения:

$$T^4 \times A = 10100110,$$

$$T^3 \times B = 01111101,$$

$$T^2 \times C = 11111001,$$

$$T \times D = 01000101.$$

Сложением соответствующих бит по модулю 2 получаем проверочное слово Q:

$$Q = 01100111.$$

В рассматриваемом примере все 48 бит предложения представляются в виде строки:

$$\underbrace{11001010}_A \underbrace{01001111}_B \underbrace{10111110}_C \underbrace{10100010}_D \underbrace{10011001}_P \underbrace{01100111}_Q.$$

Исправление одной ошибки, обнаруженной системой CRC в слове данных, осуществляется формированием синдрома по слову P:

$$S_p = A + B + C + D + P,$$

при этом правильное значение слова вычисляется путем побитового сложения по модулю 2-го слова, содержащего ошибку, и синдрома по P.

Если в предложении было две ошибки — одна в слове данных, а другая в слове Q, — то предложение рассматривается как несущее одну ошибку (Q отбрасывается).

Для двух ошибок, обнаруженных системой CRC в предложении, если одна из них находилась в слове данных, а другая в слове P, вычисляется синдром по слову Q:

$$S_q = T^4 \times A + T^3 \times B + T^2 \times C + T \times D + Q.$$

После этого синдром по Q умножается на матрицу, обратную порождающей матрице в степени, соответствующей номеру ошибочного слова. Результат этой операции суммируется по модулю 2 с ошибочно переданным словом, что приводит к восстановлению истинного значения.

Для двух ошибок, найденных системой CRC в словах данных (A, B, C, D), вычисляются синдромы как по P, так и по Q:

$$S_p = A + B + C + D + P,$$

$$S_q = T^4 \times A + T^3 \times B + T^2 \times C + T \times D + Q,$$

и решается система уравнений  $S_p$  и  $S_q$  относительно исправляемого слова  $E_i$ , в итоге будет получено решение

$$E_i = M(j-i) \times (S_p + T^{(j-4)} \times S_q),$$

где  $i$  — номер первого слова, в котором обнаружена ошибка;

$j$  — номер второго слова, в котором обнаружена ошибка;

$M(j-i)$  — матрица, обратная матрице  $(I + T^{(j-i)})$ ;

$I$  — единичная матрица.

Полученный корректирующий вектор суммируется по модулю 2 с соответствующим ошибочным словом, и одновременно с этим суммируется с синдромом по P, образуя исправляющий вектор для второго ошибочного слова, который, будучи просуммированным со вторым поврежденным словом, дает возможность восстановить все слова данных в полном объеме.

Интерливинг можно проводить как побитово, так и словами (по 8 бит) в предложении, при этом чем длиннее предложение, для которого производится перемежение и вычисляются синдромы, тем выше вероятность восстановления информации.

Необходимо заметить, если кадр (предложение) невелик, то интерливинг сможет эффективно

защитить информацию только от коротких пачечных помех. Для длинных пачечных помех противодействие интерливингом будет более эффективно только в большом кадре, в свою очередь аппаратная реализация в этом случае усложняется и возникает большая задержка при передаче информации.

Учитывая обозначенные выше ограничения, алгоритмы интерливинга могут меняться в зависимости от задачи и сферы его применения.

Изыщным решением поставленных разноплановых задач может стать создание устройства программно-аппаратной реализации универсального алгоритма интерливинга, которое, в зависимости от поставленной задачи, могло бы изменять длину кадра интерливинга, а следовательно, и количество линий задержки. Данное решение позволило бы оптимизировать затраты ресурсов на кодирование и декодирование информации.

На данный момент координационной группой по метеорологическим спутникам (Coordination Group for Meteorological Satellites (CGMS)) был выпущен документ LRPT/AHRPT Global Specification, который содержит рекомендации по кодированию, сжатию и передаче графической информации с низким (LRPT) и высоким (AHRPT) разрешением с борта КА. С учетом данного документа была создана аппаратура иностранных КА «Метор-А», «Feng Yun FY-3A, B, C» [3] и отечественных космических аппаратов метеорологической серии, причем на одном из них впервые в мировой практике был реализован международный формат LRPT с применением интерливинга. Передача информации в цифровом виде позволила увеличить разрешение. Так, при передаче трех каналов сканера AVHRR в формате LRPT, данные которых усечены до 8 бит и сжаты примерно в 8 раз, обеспечивается пространственное разрешение данных AVHRR — 1,1 км вместо 4 км в режиме АРТ.

Одним из методов, предложенных для улучшения качества передаваемой информации, в вышеупомянутом документе является алгоритм интерливинга. Он был реализован следующим образом.

Устройство [4–6] представляет собой набор сдвиговых регистров, в котором каждый поступающий на вход бит записывается в следующий по порядку регистр, а биты, поступившие ранее, сдвигаются на один такт. Устройство содержит 36 вет-

вей задержки (В). Величина элементарной задержки (М), то есть размерность базового сдвигового регистра, равна 2048 бит. Задержка в первой ветви устройства равна нулю, во второй — 2048, а в последней —  $35 \times 2048 = 71\,680$  тактов.

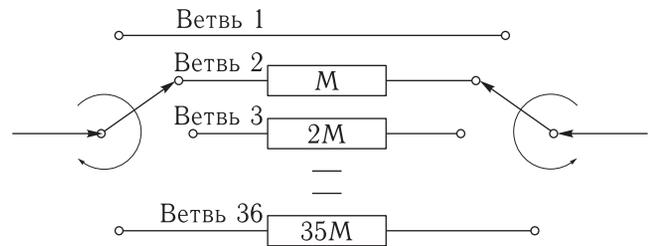


Рис. 3. Блок-диаграмма алгоритма интерливинга

Для решения данной задачи была использована программируемая логическая интегральная схема (ПЛИС) фирмы Actel AGL250 емкостью 250 тыс. вентилей и 2 микросхемы CY7C107D статической RAM-памяти 1 Мбит (1 Мбит  $\times$  1), так как реализовать хранение временной информации средствами ПЛИС оказалось невозможно.

Адресное пространство ОЗУ для простоты визуализации и работы с ним можно условно разбить на два диапазона от А0-А8 и А9-А19. Первый диапазон назовем блоками, второй — адресом бита в блоке. Таким образом, мы получаем на одной микросхеме 512 блоков, размер одного блока равным 2048 битам. Выбранное деление удобно для решения поставленной задачи, так как размер единичного блока равен размеру базового сдвигового регистра. Таким образом, первая микросхема ОЗУ используется полностью, во второй микросхеме задействованы 118 блоков (23%).

В программной реализации алгоритма ведется последовательный опрос каждой ветви интерливинга. Задается номер блока и адрес бита, производится его считывание, затем он выдается на выход, и в тот же момент по данному адресу производится запись пришедшего бита. В следующий раз к одной и той же ячейке памяти обращение произойдет спустя некоторое количество тактов, обусловленное задержкой по данной ветви. В каждой ветви номера блоков отличаются друг от друга на 36. В случае если ветвь интерливинга «пройдена», то алгоритм возвращается к адресу первого блока и бита в текущей ветви. В программе используется единый

счетчик номера бита в блоке и единый счетчик номера ветви, что позволяет значительно сэкономить вычислительные ресурсы.

Представленная реализация обладает модернизационным запасом, который позволяет оперативно изменять прошивку ПЛИС и увеличивать либо уменьшать количество линий задержки и кадр интерливинга. Вышеупомянутое свойство полезно для создания адаптивного алгоритма интерливинга, длина кадра которого могла бы изменяться в зависимости от помеховой обстановки в канале связи «космический аппарат–наземная станция приема». Для внедрения представленного решения необходимо знать:

1. Диапазон помех, возникающих в канале связи.
2. Частоту возникновения помех.
3. Характер помех.

Это возможно понять при исследовании канала связи. Целесообразно разделить его на два этапа:

1. Математическое моделирование.
2. Физическое моделирование.

Этап математического моделирования заключается в сборе теоретического материала по свойствам возникающих помех, созданию математической модели кодера интерливинга, канала связи и приемного устройства.

На данном этапе практический интерес может представлять изучение эффективности ранее предложенного алгоритма применительно к каналам связи с большей скоростью передачи информации. На первом этапе необходимо изучить модели с периодически возникающими пачечными помехами одинаковой величины. Путем последовательного изменения длительности помехи и частоты ее возникновения определить граничные условия существующего метода. Затем следует повысить скорость передачи данных и повторить предложенный выше эксперимент, после чего изменить параметры алгоритма:

- сначала увеличить, потом уменьшить длину кадра интерливинга относительно исходной (изменить число ветвей задержки, изменить величину элементарной задержки);
- увеличить интервал следования маркера синхронизации.

По результатам эксперимента необходимо выбрать оптимальные граничные параметры применения алгоритма, создать математическую модель обратной связи и исследовать ее в условиях лаборатории на макете аппаратуры.

Физическое моделирование осуществляется на лабораторном макете канала связи с имитацией помеховой обстановки.

## Список литературы

1. Шмельков К.И., Стрижевский В.А. и др. Разработка технических требований к системе передачи данных с низкоорбитальных КА в международном формате LRPT. М.: ФГБУ «НИЦ “Планета”»; Росгидромет, 2003. 54 с.
2. <http://www.ccsds.org/> (дата обращения: 20.08.2018).
3. Coordination Group for Meteorological Satellites Direct Broadcast Services LRPT/AHRPT Global Specification, CGMS Secretariat EUMETSAT, Am Kavaleriesand 31, P.O. Box 100555, D-64205 Darmstadt, Germany, 1998.
4. CDMA: кодирование и перемежение. Коды для системы CDMA — ключевое понятие, поскольку эта технология основана на кодовом разделении каналов / Л. М. Невдяев. <http://www.osp.ru/nets/2000/12/141602/> (дата обращения: 15.08.2018).
5. Перемежение (Interleaving). <http://celnet.ru/peredez.php> (дата обращения: 15.08.2018).
6. Скляр Б. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. М.: ИД «Вильямс», 2003. 1104 с.

УДК 629.78 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.45.51

## Схмотехническое решение парирования тиристорного эффекта в бортовых изделиях космических аппаратов

Н. Н. Петух, аспирант, [petukh\\_nn@spacecorp.ru](mailto:petukh_nn@spacecorp.ru)  
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

**Аннотация.** В статье рассматривается проблема обеспечения надежности электрорадиоизделий, используемых при производстве космических аппаратов (КА), подверженных воздействию ионизирующего излучения космического пространства в течение заданного срока активного существования. Предлагается схмотехническое решение парирования вероятных отказов аппаратуры КА под воздействием тяжелых заряженных частиц и высокоэнергетичных протонов космического пространства.

Показано, что предлагаемое схмотехническое решение обеспечивает снижение воздействия токов пробоя на полупроводниковые элементы больших интегральных схем (БИС) и сверхбольших интегральных схем (СБИС), а также способствует снижению вероятности возникновения тиристорного эффекта, поддерживаемого (без защиты) источником питания.

**Ключевые слова:** ионизирующее излучение космического пространства, космическая радиация, одиночные радиационные эффекты, космический аппарат, срок активного существования, тяжелые заряженные частицы, надежность

## Circuit Solutions of Parrying of the Thyristor Effect in Onboard Spacecraft Products

N. N. Petukh, *postgraduate student*, [petukh\\_nn@spacecorp.ru](mailto:petukh_nn@spacecorp.ru)  
*Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation*

**Abstract.** The article studies the problem of ensuring the reliability of electric devices used at producing spacecraft exposed to ionizing radiation in space environment during the active service life of spacecraft. It is proposed the scheme for parrying of the possible rejection in spacecraft equipment under the influence of heavy charged particles and high-energy cosmic protons.

The article shows that a circuit solution provides the decrease in the effect of breakdown currents on semiconductor elements of large integrated circuits (LSIs) and very large scale integration (VLSI), as well as reduces the probability of a thyristor effect supported (without protection) by a power source.

**Keywords:** ionizing radiation of space environment, space radiation, single radiation effects, spacecraft, active service life, heavy charged particles, reliability

## Введение

Воздействие ионизирующего излучения космического пространства (ИИ КП) на космический аппарат (КА), в том числе галактических космических лучей (ГКЛ), солнечных космических лучей (СКЛ) и электронно-протонного излучения естественно-радиационного пояса Земли (ЕРПЗ), ставит задачу по разработке способов снижения деградации электрических параметров электронной компонентной базы (ЭКБ) и по возможности парированию воздействующих факторов ИИ КП на наиболее уязвимые узлы бортовой аппаратуры (БА). В данной работе предложена схема защиты составных частей бортовой радиоэлектронной аппаратуры от последствий ионизирующего облучения, воздействующего высокоэнергетическими протонами и одиночными тяжелыми заряженными частицами (ТЗЧ) на КМОП-структуру.

В процессе поиска решения задачи повышения надежности бортовой радиоэлектронной аппаратуры и предотвращения возникновения тиристорного эффекта был рассмотрен ряд способов защиты от ионизирующего излучения радиоэлектронных цифровых изделий аэрокосмического базирования [1–3]. В результате были выявлены следующие недостатки известных способов:

- низкая скорость срабатывания электронных схем от момента фиксации тиристорного эффекта до момента снятия питания с защищаемого устройства;
- невозможность задания точного порога срабатывания и ширины диапазона изменения тока срабатывания защиты;
- невозможность задания времени отключения нагрузки из-за наличия в схеме опережающей защиты — задающего генератора, из-за чего уменьшается скорость срабатывания устройства.

Также недостатком является необходимость эффективного экранирования элементов устройства.

В статье [4] предложено решение парирования тиристорного эффекта на опережение, но не рассматривается время, за которое происходит нарастание тока, что весьма критично для полезной нагрузки. Из материалов статьи можно сделать

вывод, что отключение питания полезной нагрузки происходит только после наступления нежелательного тиристорного эффекта, следовательно, требуется существенное время для снятия питания с нагрузки.

Исходя из анализа существующих методов защиты от тиристорного эффекта была разработана электронная схема защиты интегральных схем (ИС) от ионизирующего излучения, полностью выполненная на отечественной ЭКБ.

## Схема защиты от последствий воздействия ТЗЧ

Возникновение паразитного тиристора в микросхемах на базе КМОП-структур обусловлено тиристорным (эффект-тиристорным — latch-up) защелкиванием под воздействием прохождения быстрых тяжелых заряженных частиц (ТЗЧ), формирующих в структуре микросхемы ионизированные (токопроводящие) каналы. Определенные внешние факторы, в частности воздействие ТЗЧ, могут приводить к образованию и фиксации этого тиристора в открытом состоянии под действием питающего напряжения, что вызывает быстрое нарастание тока потребления с последующим тепловым разрушением микросхемы.

Отказу радиоэлектронного цифрового устройства предшествует лавинообразное нарастание тока через подвергшийся ТЗЧ-воздействию элемент. Причем существенное увеличение тока происходит в первые 10 мс непосредственно после контакта с заряженной частицей. Если в этот момент устройство обесточить, лавинообразный процесс может быть подавлен. Чаще всего после кратковременного отключения питания элемент оказывается работоспособным и потенциальный катастрофический отказ превращается в одиночный сбой. В целях недопущения длительного перерыва в работе полезной нагрузки длительность прерывания подачи питания должна быть соизмеримой с возможной длительностью нарастания лавинообразного процесса и временем ( $\tau$ ) жизни носителей (зарядов) — временем, характеризующим экспоненциальный спад неравновесной концентрации носителей в результате их рекомбинации.

Предлагаемая схема радиационной защиты предназначена для предохранения электронной аппаратуры космических аппаратов от тиристорного эффекта, вызываемого ТЗЧ и протонами.

Блок-схема принятия решения (п/р) об отключении питания представлена на рис. 1.

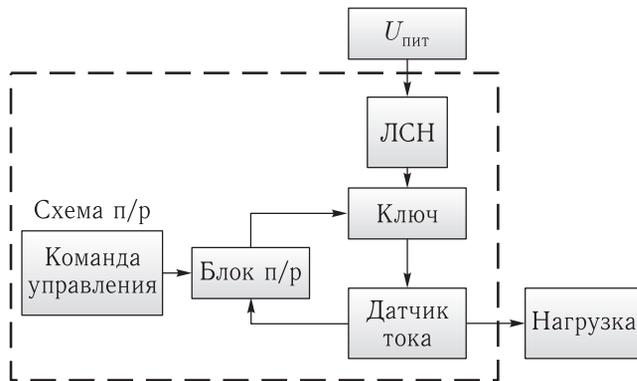


Рис. 1. Блок-схема принятия решения

Нарастание тока через датчик тока вызывает срабатывание схемы принятия решения и отключение питания нагрузки от линейного стабилизатора напряжения (ЛСН). В результате ток в нагрузке падает до нуля. Через определенное время на устройстве защиты формируется команда на подключение питания к нагрузке. Это вызывает срабатывание схемы принятия решения, и на вход ЛСН поступает напряжение питания ( $U_{пит}$ ). ЛСН обеспечивает плавный аperiodический характер увеличения тока в нагрузке. В случае если ток потребления снова превысит установленный порог, то процесс отключения питания повторяется. Так происходит до тех пор, пока не пропадет тиристорный эффект и ток нагрузки не будет превышать порогового значения.

Схема защиты электронных цифровых устройств ( $R_{ц}$ ) представлена на рис. 2 [5].

За основу схемы защиты при ее реализации взята микросхема 1114СК1У [6]. Интегральная микросхема 1114СК1У в металлокерамическом корпусе предназначена для построения различных низкочастотных узлов автоматики и контроля, в том числе усилительных, генераторных и пороговых схем. Она содержит четыре идентичных операционных усилителя (ОУ) с мощным двухтактным выходным каскадом.

Эпюры переходных процессов, описывающие работу защитного устройства, полученные в резуль-

тате компьютерного моделирования, представлены на рис. 3, 5 и 6.

В случае воздействия ТЗЧ, инициирующей лавинообразную ионизацию и способствующей увеличению количества свободных зарядов, будет наблюдаться нарастание тока, приводящее к увеличению падения напряжения на контрольном малоомном резисторе  $R1$ , который подключен к датчику тока  $A1$  (построенному на операционном усилителе (ОУ)). Реакцией операционного усилителя  $A1$  будет выдача напряжения  $U_{дет}$  на инвертирующий вход дифференциального усилителя  $A2$  (построенного на операционном усилителе  $D2-2$ ). На дифференциальном усилителе  $A2$ , по порогу срабатывания относительно опорной точки  $U_{оп}$  (который задается резисторами  $R13$  и  $R14$ ), происходит принятие решения о превышении тока потребления, вследствие чего его выходное напряжение насыщения скачком переходит от  $-U_{нас}$  к  $+U_{нас}$ , то есть он срабатывает как компаратор.

Уровень порога срабатывания дифференциального усилителя  $A2$  ( $U_{порог}$ ) определяется по следующей формуле [7]:

$$U_{порог} = \frac{R19}{R12} \cdot \left[ \left[ \frac{1}{\frac{R13}{R14} + 1} \cdot \left( \frac{R12}{R19} + 1 \right) \right] \cdot U_{оп} - U_{дет} \right].$$

В результате смены знака на выходе  $A2$  с «-» на «+» через дифференциальную цепь  $RC$ , построенную на конденсаторе  $C2$  и резисторе  $R21$ , формируется запускающий импульс  $U_{зап}$ , вызывающий срабатывание одновибратора  $A3$  ( $U_{вых}$ ), построенного на операционном усилителе  $D2-3$ , где диод  $V3$  обеспечивает прохождение импульса только со знаком «+», тем самым защищая одновибратор  $A3$  от повторного срабатывания в процессе перезарядки конденсатора  $C2$ .

В исходном состоянии (до подачи запускающего импульса  $U_{зап}$  на  $D2-3$ ) операционный усилитель  $D2-3$  находится в состоянии насыщения с уровнем выходного напряжения  $-U_{нас}$ , как представлено на рис. 4. Начальное напряжение на конденсаторе  $C1$  определяется как [8]

$$\gamma \cdot U_{нас}, \quad \text{где } \gamma = \frac{R20}{R16 + R20}.$$

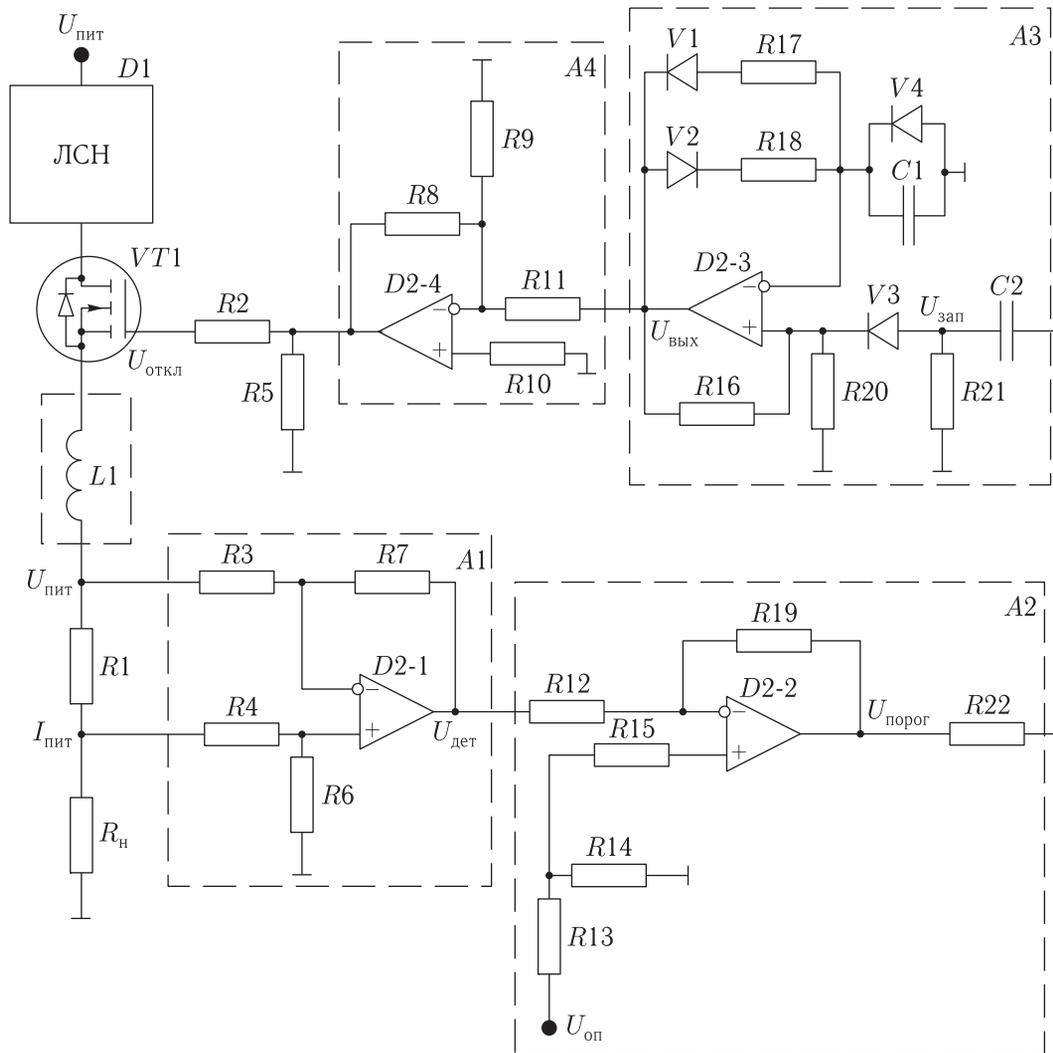


Рис. 2. Принципиальная схема защиты

Следует отметить, что операционный усилитель  $D2-3$  находится в устойчивом состоянии только при  $U_{\text{вых}} = -U_{\text{нас}}$ . С подачей короткого по длительности импульса  $U_{\text{зап}}$  положительной полярности операционный усилитель  $D2-3$  переключается с уровня  $-U_{\text{нас}}$  на уровень  $+U_{\text{нас}}$ . Диод  $V4$ , включенный в состав одновибратора  $A3$ , сокращает время восстановления начального напряжения на конденсаторе  $C1$  перед подачей очередного запускающего импульса. Диоды  $V1$  и  $V2$  обеспечивают прохождение волны с необходимой фазой, вследствие чего повышается надежность срабатывания одновибратора  $A3$ .

Время отключения транзистора  $VT1$  задается длительностью генерируемого импульса  $t_{\text{и}}$  [8], рав-

ного времени заряда конденсатора  $C1$  ( $U_{c1}$ ) до значения  $+\gamma U_{\text{нас}}$  ( $R17 = R18$ );  $t_{\text{и}}$  находится из следующей формулы [8]:

$$t_{\text{и}} = R17 \cdot C1 \cdot \ln \left[ \frac{1}{(1 - \gamma)} \right].$$

Время восстановления ( $t_{\text{в}}$ ) режима ожидания одновибратора вычисляется по формуле [8]:

$$t_{\text{в}} = R15 \cdot C4 \cdot \ln[1 + \gamma].$$

Одновибратор формирует импульс  $U_{\text{вых}}$  и выдает его на инвертирующий операционный усилитель  $D2-4$ , в результате транзистор  $VT1$  закрывается на время  $t_{\text{и}}$ . Вследствие этого напряжение питания нагрузки  $R_{\text{н}}$  отключается и ток в нагрузке

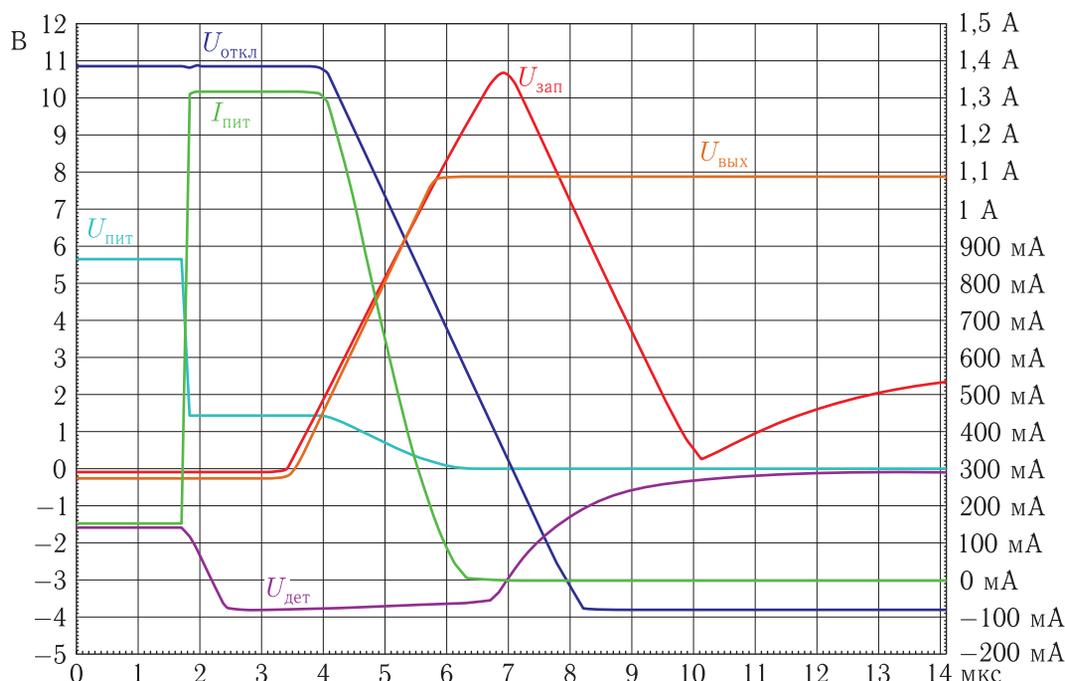


Рис. 3. Эпюры переходных процессов защитного устройства

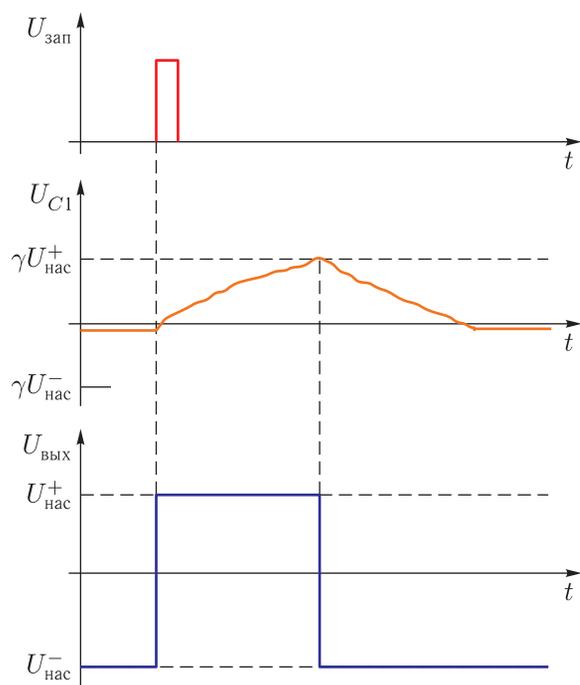


Рис. 4. Типовые эпюры, описывающие переходные процессы в одновибраторе

спадает до нуля, предотвращая возможный выход из строя активного элемента. Через время, соответствующее  $t_{и}$ , питание нагрузки  $R_{н}$  возобновляется

и, если ток не превышает максимально допустимого значения, работа нагрузки  $R_{н}$  восстанавливается, а если ток превышает максимально допустимое значение, то нагрузка  $R_{н}$  снова отключается на длительность равную  $t_{и}$ , и так будет продолжаться вплоть до затухания процесса развития тиристорного эффекта.

Необходимость данного защитного устройства объясняет рис. 5, на котором можно определить, что время нарастания (скачка) тока питания  $I_{пит}$  до максимально допустимого значения, выдаваемого источником питания, составляет около 148 нс, а время снятия тока с нагрузки, согласно рис. 3, составляет около 4,4 мкс, что без дополнительных схемных решений не позволяет предотвратить процесс развития тиристорного эффекта, несмотря на автоматическое принятие решения снятия питания с защищаемого устройства.

Парирование возникновения тиристорного эффекта можно обеспечить увеличением времени нарастания тока и ограничением максимальной величины скачка тока, что достижимо введением индуктивности  $L1$  в цепь питания схемы защиты электронных цифровых устройств (рис. 2). Введение индуктивности (в предлагаемой схеме защиты)

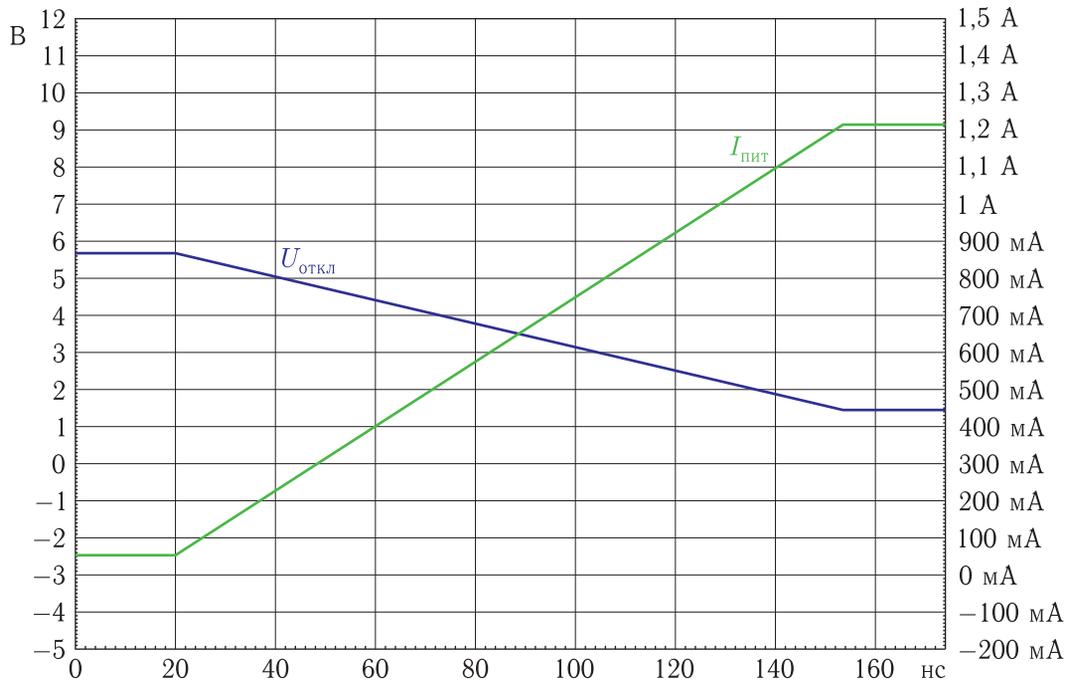


Рис. 5. Эпюры скачка тока и напряжения питания устройства

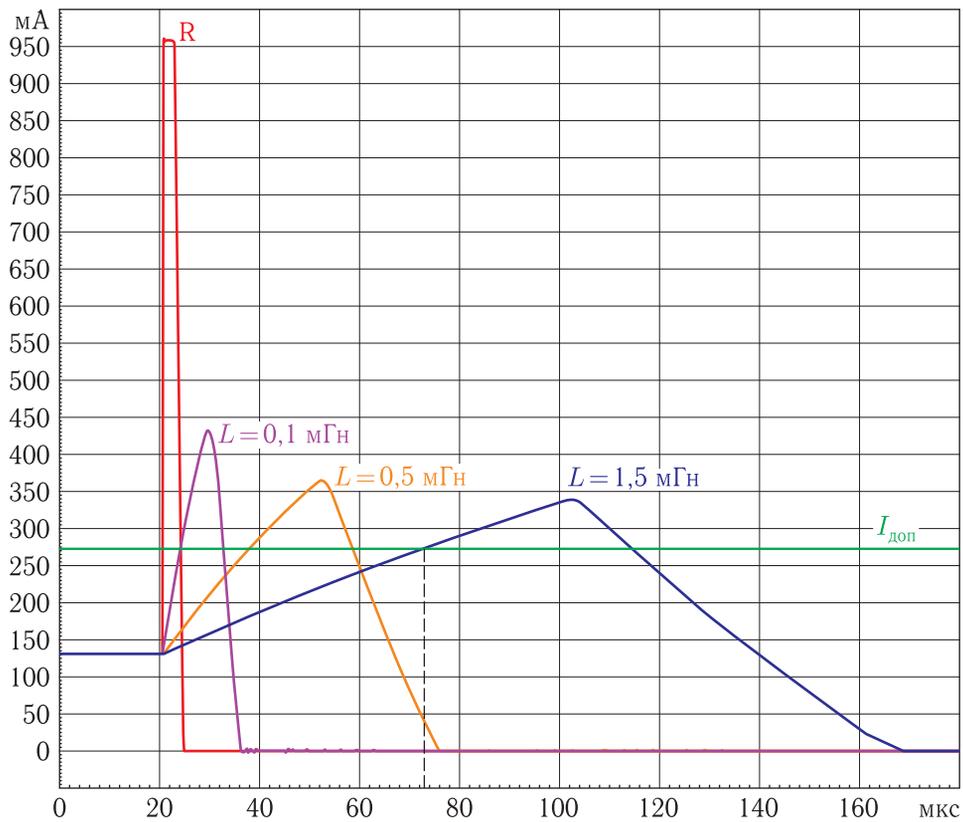


Рис. 6. Эпюры зависимости времени и величины нарастания тока «тиристорного эффекта» от величины индуктивности в цепи питания

увеличит время нарастания  $t_{\text{пит}}$  (скачка) тока в защищаемой нагрузке ( $R_n$ ) со 148 нс до 81,5 мкс (см. рис. 6), что позволит инициированному (тяжелой заряженной частицей) заряду в полупроводнике рекомбинировать (*тиристорный эффект будет купирован*), следовательно, ток вернется в рабочий режим без снятия питания с нагрузки. Если же ток будет продолжать нарастать выше уровня защиты, то произойдет срабатывание схемы защиты и снятие питания с нагрузки  $R_n$  и соответственно предотвращение катастрофического отказа с сохранением работоспособности полезной нагрузки. Скорость срабатывания схемы защиты, как уже было сказано, составляет 4,4 мкс.

Исходя из рис. 6 можно определить, что время нарастания тока в результате использования индуктивности  $L1 = 1,5$  мГн составит порядка 82 мкс, а допустимое время снятия питания ( $I_{\text{пит}}$ ) с защищаемого устройства с учетом не превышения максимально допустимого уровня тока потребления ( $I_{\text{доп}}$ ) и скорости срабатывания схемы защиты (4,4 мкс) составляет порядка 52,2 мкс.

Защищаемыми микросхемами могут быть:

- микропроцессоры, микроконтроллеры;
- микросхемы оперативной памяти;
- микросхемы постоянной памяти;
- микросхемы АЦП, ЦАП.

## Вывод

Таким образом, рассмотренный вариант защиты радиоэлектронного цифрового устройства от тиристорного эффекта обладает высокой помехоустойчивостью и повышенной надежностью работы радиоэлектронной аппаратуры при воздействии ТЗЧ. Это достигается за счет наличия индуктивности (снижающей скорость нарастания токов в цепи) и своевременного парирования тиристорного эффекта путем отключения нагрузки от источника питания при превышении допустимого то-

ка потребления, что позволяет предотвратить катастрофический отказ полезной нагрузки и резкие скачки тока в нагрузке.

Предлагаемый вариант защиты устройства от тиристорного эффекта обеспечивает широкий диапазон настройки устройства и требует минимальных затрат.

## Список литературы

1. Патент RU2405247C1. Российская Федерация. Устройство защиты цифровых микросхем / А. В. Чирков, В. В. Колмаков; патентообладатель ОАО «ИСС» имени академика М. Ф. Решетнева». № 2009109340/08. Заявл. 13.03.2009; опубл. 27.11.2010.
2. Патент RU2322757C1. Российская Федерация. Устройство защиты интегральных микросхем от воздействия радиации / И. Г. Фильцер; патентообладатель ФГУП «НИИ ТП» № 2006135561/09. Заявл. 10.10.2006; опубл. 20.04.2008.
3. Патент RU2510893C2. Российская Федерация. Устройство для защиты интегральных микросхем от тиристорного эффекта / И. Г. Фильцер; патентообладатель ФГУП «НИИ ТП» опубликован 27.11.2013. № 2012120813/08. Заявл. 22.05.2012; опубл. 10.04.2014.
4. Федоров Р. А. Микросхема управления модулем радиационной защиты // Нано- и микросистемная техника, 2014, № 6. С. 46–47.
5. Патент RU2661282C1. Российская Федерация. Устройство защиты полупроводниковых микросборок от тиристорного эффекта / Н. Н. Петух; правообладатель АО «Российские космические системы». № 2017129770. Заявл. 23.08.2017; опубл. 13.07.2018.
6. АЕЯР.431000.379-02 ТУ Микросхема 1114СК1У.
7. R. Dean Straw. The ARRL Handbook For Radio Communications. 2006. P. 5.35.
8. Горбачев Г. Н., Чаплыгин Е. Е. Промышленная электроника: Учеб. для вузов / Под ред. В. А. Лабунцова. М.: Энергоатомиздат, 1988. С. 122.

УДК 621.396.677:621.396.678 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.52.59

## Антенные структуры с подавлением многолучевости

**О. А. Курдюмов**, к. ф.-м. н., *mail.orkkniikp@inkosp.ru*

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

**О. Е. Лопатко**, к. т. н., *mail.orkkniikp@inkosp.ru*

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

**В. Е. Сагач**, *mail.orkkniikp@inkosp.ru*

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

**Аннотация.** В статье описан способ подавления многолучевости за счет диаграммных свойств антенн. Формирование диаграмм направленности осуществляется путем интерференции полей, возбуждаемых основной антенной и дополнительной — «антиантенной».

Проведен анализ требований к диаграмме направленности антенны с подавлением многолучевости. Показано, что антенны наземного базирования должны подавлять сигналы левой поляризации, приходящие на дополнительных углах, то есть углах  $180^\circ - \theta$ , где  $\theta$  — угол падения основного сигнала. Проанализировано, насколько зарубежные антенны высокоточного позиционирования удовлетворяют этим требованиям.

У авторов имелась возможность измерить характеристики трех антенн: NovAtel 702, Trimble Geodetic Zephyr 2, Javad. Показано, что эти антенны удовлетворяют требованиям подавления многолучевости на зенитных углах  $\theta = 0-40^\circ$ .

Описана конструкция антенны диапазона частот L1, которая полностью удовлетворяет указанным требованиям. Она состоит из микрополосковой антенны с четырехточечным возбуждением на подложке из диэлектрика с  $\epsilon = 9,6$ , вокруг которой помещена антиантенна — антенна вытекающей волны также с четырехточечным возбуждением. Приведена схема питания этой антенны и ее фотография.

Показаны диаграммы направленности макета антенны, из которых видно, что сигналы левой поляризации не превышают уровня минус 25 дБи. Это обеспечивает выполнение указанных выше требований подавления многолучевости.

**Ключевые слова:** многолучевость, диаграмма направленности, антиантенна, дополнительные углы

## Antenna Structure with Multipath Effect Suppression

**O. A. Kurdyumov**, *Cand. Sci. (Phys.-Math.), mail.orkkniikp@inkosp.ru*

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

**O. E. Lopatko**, *Cand. Sci. (Engineering), mail.orkkniikp@inkosp.ru*

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

**V. E. Sagach**, *mail.orkkniikp@inkosp.ru*

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

**Abstract.** The article describes a method for suppressing the multipath effect caused by the diagram properties of antennas. The formation of radiation patterns is carried out by interference of fields excited by the main antenna and an additional antenna, the anti-antenna.

An analysis of the requirements for the antenna pattern with multipath suppression is carried out. It is shown that ground based antennas should suppress signals of left polarization coming at complimentary angles, i.e. angles of  $180^\circ - \theta$ , where  $\theta$  is the angle of incidence of the main signal. The compliance of the foreign antennas of high-precision positioning to these requirements is analyzed.

The authors were able to measure the characteristics of three antennas: NovAtel 702, Trimble Geodetic Zephyr 2, Javad. It is shown that these antennas meet the requirements for multipath suppression at zenith angles  $\theta = 0-40^\circ$ .

The design of the L1 frequency band antenna is described, which fully meets these requirements. It consists of a microstrip antenna with four-point excitation on a dielectric substrate with  $\epsilon = 9,6$ , around which is placed an anti-antenna — the antenna of the outgoing wave is also with four-point excitation. The power circuit of this antenna and its photograph are shown.

Radiation patterns of the antenna layout are shown. It can be seen that the signals of the left polarization do not exceed minus 25 dBi. This ensures that the above multipath suppression requirements are met.

**Keywords:** multipath, radiation pattern, anti-antenna, complimentary angles

## Введение

На современном этапе, когда приемные антенны широко используются в высокоточных системах позиционирования по сигналам навигационных спутников, большое значение имеют свойства антенны по подавлению явления многолучевости.

Многолучевость возникает при отражении полезных сигналов от окружающих антенну предметов. При анализе способности антенны подавлять многолучевость необходимо учитывать ее поляризационные свойства. Так, например, антенна с линейной поляризацией подавляет кросс-поляризованные излучения, а антенна с правосторонней вращающейся поляризацией подавляет левополяризованные излучения.

В диссертации Д. В. Татарникова [1] предложен способ борьбы с многолучевостью с помощью компенсатора помех (в дальнейшем для краткости называемого «антиантенной»), расположенного в отдельном этаже конструкции. «Антиантенна», взаимодействуя с основной антенной, создает «нули» диаграммы направленности (ДН) в выбранных направлениях в полосе рабочих частот.

В настоящей статье описываются «антиантенны», которые располагаются в одном этаже с основными микрополосковыми антеннами и могут подавлять отраженные сигналы.

## Конструкция «антиантенны» диапазона частот L1

Поскольку в современных приемных системах используются главным образом микрополосковые антенны (МПА), постольку здесь рассматриваются конструкции «антиантенн», совместимые с ними. Микрополосковая антенна представляет собой излучатель, расположенный на поверхности диэлектрической подложки и питаемый в одной, двух или четырех точках с помощью коаксиальных кабелей. Точки питания расположены в центральной области структуры. Поэтому конструкцию «антиантенны» желательно выбрать в виде кольцевого излучателя, охватывающего основную антенну и питаемого на его периферии.

Авторами ранее была предложена реализация широкополосной антенны с многоточечным возбуждением и вытекающей волной (АМВВ), которая имеет четыре точки питания, расположенные на периферии. Такая антенна может быть совмещена с основной микрополосковой антенной. Пример реализации этой структуры для диапазона частот L1 на фланце диаметром 200 мм показан на рис. 1. На рис. 2 приведены диаграммы направленности этой антенны для левой поляризации.

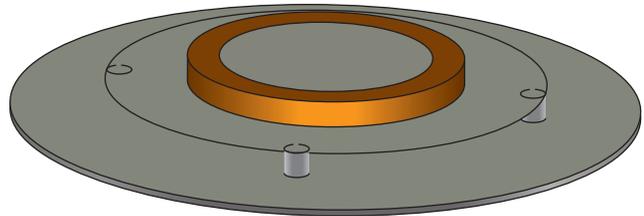


Рис. 1. Пример реализации структуры, состоящей из основной МПА, расположенной в центре, и кольцевой антенны АМВВ на фланце диаметром 200 мм

Комбинируя ДН левых поляризаций с определенными весовыми коэффициентами и фазами, можно получить результирующие ДН с увеличенным подавлением излучения этой поляризации в выбранной области зенитных углов. Такая комбинация позволит создать антенну с увеличенным подавлением многолучевости, которое необходимо в системах высокоточного позиционирования.

## Анализ требований к ДН антенны с подавлением многолучевости

Антенны высокоточного позиционирования по сигналам навигационных спутников должны ослаблять сигналы, отраженные от окружающих предметов [1].

Для реализации этого требования при наличии предметов, вызывающих отраженные сигналы в верхнем полупространстве, необходимо использовать антенны с высоким коэффициентом эллиптичности. Высокий коэффициент эллиптичности гарантирует подавление сигналов левой поляризации, которые появляются при отражении от местных предметов. Высокий коэффициент эллиптичности реализуется в антеннах с многоточечным

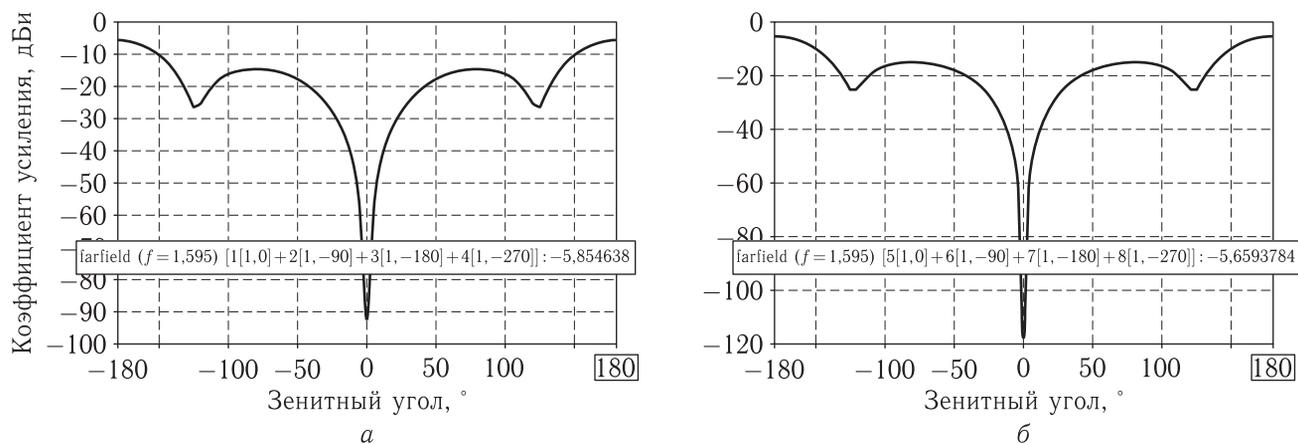


Рис. 2. ДН левых поляризаций: а) МПА; б) «антиантенны» AMBV

возбуждением, в частности с четырехточечным квадратурным возбуждением, при котором точки питания антенны, расположенные по кругу, имеют последовательные фазы  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $180^\circ$ ,  $270^\circ$ . Поэтому в настоящей статье рассматриваются именно такие антенны.

Для реализации этого требования при наличии предметов, вызывающих отраженные сигналы в нижнем полупространстве, в частности от подстилающей поверхности, необходимо использовать антенны с высоким подавлением левополяризованных излучений, попадающих на антенну из нижнего полупространства. Общеизвестный способ подавления излучений из нижнего полупространства основан на использовании пространственных фильтрующих структур — чок-рингов. Обычно чок-ринги характеризуются большими габаритами (диаметр более 350 мм) и массой.

К числу известных мировых производителей высокоточной аппаратуры для гражданских применений относятся компании NovAtel (Канада) [3], Trimble (США) [4], Javad JNSS (США/РФ) [5].

Антенны серии 700, производимые фирмой NovAtel, представляют собой многозаходные спирально-щелевые полосковые антенны вытекающей волны. Возбуждение заходов осуществляется бегущей волной в полосковой линии, расположенной на обратной стороне подложки. Диаметр антенны равен 185 мм, на расстоянии 12,8 мм от излучателя расположен экран. Кроме того, для подавления многолучевости между экраном и излучателем установлен поглотитель СВЧ-излучения.

Достоинствами этих антенн являются широкополосность, широкая ДН с высоким усилением на пригоризонтных углах, единый стабильный фазовый центр, совпадающий с геометрическим центром антенны. Подробный анализ работы таких антенн дан в [6]. Измерения с накоплением в течение 10 ч позволили получить СКО ошибки позиционирования в горизонтальной плоскости 2,1 мм, а в вертикальной — 1,7 мм. Использование трех антенн с базой 2 м дало следующие СКО-ошибки измерения углов: азимут —  $2,1'$ , крен —  $3,3'$ , тангаж —  $2,9'$ .

Антенны Trimble Zephyr Geodetic 2 — это микрополосковые антенны с четырехточечным питанием и отражателем, выполненным по технологии Stealsh (увеличение поверхностного сопротивления экрана от центра к периферии). Рекламируется точность положения фазового центра в пределах  $\pm 0,5$  мм.

Антенны фирмы Javad — это микрополосковые антенны с двухточечным питанием в комбинации с чок-рингом. Рекламируется точность положения фазового центра в пределах  $\pm 1$  мм.

Авторы имели возможность измерения характеристик антенн этих трех типов. Измерения проводились в безэховой камере с коэффициентом безэховости  $-30$  дБ. Результаты приведены в табл. 1.

Из этой таблицы видно, что существенное подавление излучения из нижней полусферы достигается только в антеннах фирмы Javad — за счет использования чок-ринга. Однако это приводит к значительным колебаниям фазового центра. Реклами-

Таблица 1. Характеристики антенн высокоточного позиционирования мировых производителей, полученные авторами на приобретенных образцах

Тип антенны	Диаметр, м	Уровень задних лепестков по отношению к КУ в зените, дБ		Тип экрана
		L1	L2	
NovAtel 702	185	Минус 27	Минус 23	Экран с поглотителем
Trimble Zephyr Geodetic 2	343	Минус 23	Минус 26	Trimble Stealsh
Javad	320	Минус 32	Минус 32	Чок-ринг

руемая стабильность фазового центра на практике подтверждается только для антенн фирмы NovAtel. Высокая стабильность положения фазового центра антенн фирм Trimble и Javad является, по-видимому, результатом высокой идентичности антенн, а также испытаниями в полевых условиях и многочасового набора статистики и постобработки.

Грубая оценка величины ошибки определения координат за счет эффекта многолучевости может быть получена следующим образом. Если максимальная ошибка определения фазы приходящей на антенну волны равна  $\Delta\varphi$ , то точность определения координаты  $\Delta r$  будет равна  $\Delta\varphi\lambda/360^\circ$ . Максимальная ошибка определения фазы связана с амплитудами прямого  $A_{\text{п}}$  и отраженного  $A_{\text{о}}$  сигналов соотношением  $\Delta\varphi \approx 57,3A_{\text{о}}/A_{\text{п}}$ . Тогда  $\Delta r = 57,3A_{\text{о}}\lambda/(360^\circ A_{\text{п}})$ .

При  $\lambda \approx 190$  мм (диапазон частот L1)  $\Delta r \approx 30A_{\text{о}}/A_{\text{п}}$ . При  $\lambda \approx 240$  мм (диапазон частот L2)  $\Delta r \approx 38A_{\text{о}}/A_{\text{п}}$ .

Чтобы получить  $\Delta r \approx 1$  мм, необходимо иметь  $A_{\text{о}}/A_{\text{п}} \approx 0,033$  (L1) и  $A_{\text{о}}/A_{\text{п}} \approx 0,026$  (L2). При этом нужно еще учесть, что коэффициент отражения может быть меньше единицы.

При отражении от металлических и близких к ним по свойствам поверхностей происходит инвертирование направления вращения волн с вращающейся поляризацией — с правой на левую. При этом все антенны, предназначенные для приема волн с вращающейся поляризацией, в области

углов  $180^\circ-90^\circ$  реагируют на волны с левой поляризацией.

Для антенн, устанавливаемых на летающие объекты (на высотах ниже орбит навигационных спутников), основную роль играют отраженные левополяризованные сигналы от предметов, расположенных выше антенн. Как уже было сказано выше, величина этих отраженных сигналов определяется коэффициентом эллиптичности антенны.

Для антенн наземного базирования, кроме этих отраженных сигналов, необходимо рассматривать сигналы, отраженные от подстилающих поверхностей, в частности от земли (почвы).

Комплексные коэффициенты отражения от почвы для горизонтальной,  $\tilde{\Gamma}_{\text{г}}$ , и вертикальной,  $\tilde{\Gamma}_{\text{в}}$ , поляризаций определяется формулами [7]:

$$\tilde{\Gamma}_{\text{г}} = \frac{(\cos\theta - A_1)^2 + A_2^2}{(\cos\theta + A_1)^2 + A_2^2}, \quad (1)$$

$$\tilde{\Gamma}_{\text{в}} = \frac{(\varepsilon \cos\theta - A_1)^2 + (\varepsilon \cos\theta \operatorname{tg}\delta - A_2)^2}{(\varepsilon \cos\theta + A_1)^2 + (\varepsilon \cos\theta \operatorname{tg}\delta + A_2)^2}, \quad (2)$$

где

$$A_1 = A \cos F, \quad A_2 = A \sin F; \quad (3)$$

$$A = ((\varepsilon - \sin^2\theta)^2 + \varepsilon^2 \operatorname{tg}^2\delta)^{0,25}; \quad (4)$$

$$F = 0,5 \operatorname{arctg} \frac{\varepsilon \operatorname{tg}\delta}{\varepsilon^2 - \sin^2\theta}. \quad (5)$$

На рис. 3 приведены зенитные зависимости модулей этих коэффициентов для случаев сухой ( $\varepsilon = 4$ ,  $\operatorname{tg}\delta = 0,1$ ) и влажной ( $\varepsilon = 10$ ,  $\operatorname{tg}\delta = 0,5$ ) почвы.

Нужно учесть, что при отражении от земли происходит преобразование правосторонней поляризации в левостороннюю. Если амплитуду падающей волны представить в виде [8]

$$A_{\text{п}} = A_{\text{г}} + jA_{\text{в}}, \quad (6)$$

то амплитуда отраженной волны будет равна:

$$A_{\text{о}} = \tilde{\Gamma}_{\text{г}}A_{\text{г}} + j\tilde{\Gamma}_{\text{в}}A_{\text{в}}. \quad (7)$$

Коэффициент преобразования мощности правополяризованного поля в левополяризованное при отражении от почвы выразится формулой

$$K_{\text{пр}} = \frac{\Gamma_{\text{г}}^2 A_{\text{г}}^2 + \Gamma_{\text{в}}^2 A_{\text{в}}^2}{A_{\text{г}}^2 + A_{\text{в}}^2}. \quad (8)$$

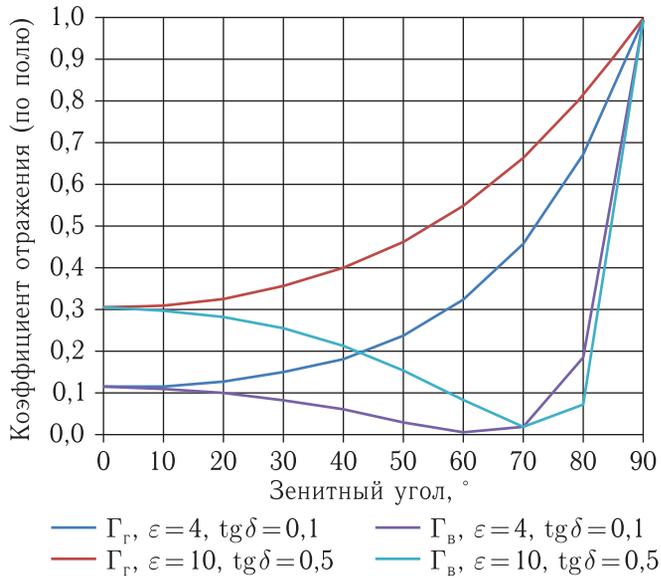


Рис. 3. Зенитная зависимость коэффициента отражения от почвы

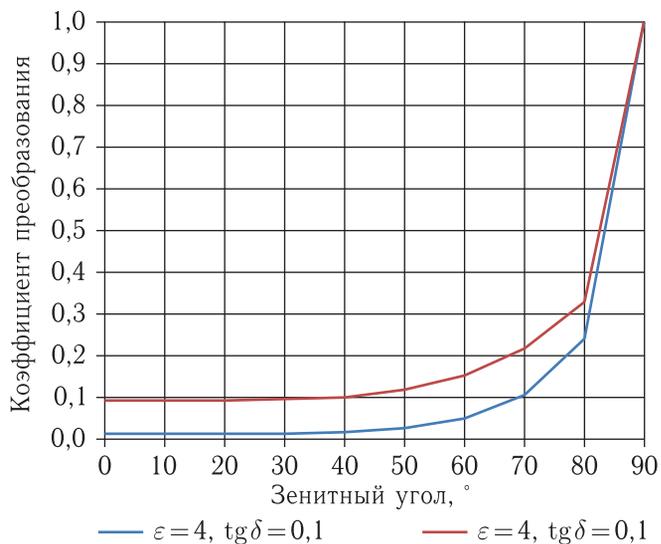


Рис. 4. Зенитная зависимость коэффициента преобразования правой поляризации в левую при отражении от почвы

Зенитная зависимость этой функции представлена графиками рис. 4.

Из этих графиков видно, что в диапазоне зенитных углов  $\pm 80^\circ$  коэффициент преобразования правополяризованных сигналов в левополяризованные для сухой почвы не превышает 0,24, а для влажной почвы — 0,33.

Рассмотрим теперь зеркальные отражения от земной (или в общем случае подстилающей) поверхности. Иллюстрация углов прихода на антенну

прямого и отраженного лучей представлена на рис. 5. Расстояние от места отражения до антенны  $R = h / \cos \theta$  (где  $h$  — высота антенны над землей) возрастает с ростом угла  $\theta$ . Это приводит к небольшому ослаблению отраженного сигнала.

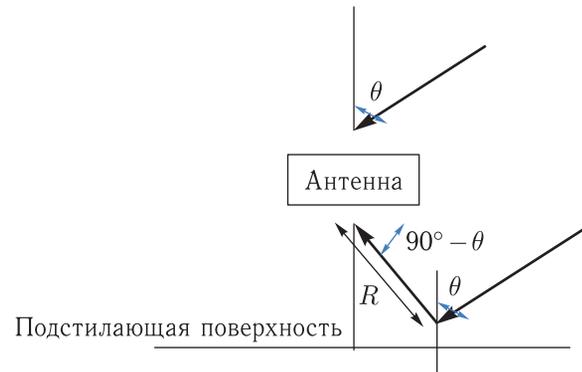


Рис. 5. Диаграмма отражения от земли

Из этой диаграммы видно, что взаимодействуют (интерferируют) прямой луч, падающий на антенну под углом  $\theta$ , и отраженный луч, попадающий на антенну под углом  $180^\circ - \theta$ . Поскольку областью прямой видимости являются углы  $\theta = 0-80^\circ$ , постольку область отраженных лучей находится в растворе  $\theta = 180^\circ-100^\circ$ . Будем в дальнейшем называть эти углы дополнительными.

Проанализируем свойства зарубежных антенн по подавлению сигналов левой поляризации в сравнении с требуемыми подавлениями для достижения точности  $\Delta r \leq 1$  мм при отражении от влажной почвы. Для этого рассмотрим диаграммы направленности, приведенные на рис. 6–8.

Данные, полученные из анализа этих диаграмм, суммированы в табл. 2. Очевидно, что все эти антенны удовлетворяют требованиям подавления сигналов левой поляризации только в диапазоне зенитных углов  $\theta = 0-40^\circ$ .

Поскольку требования для сухой почвы могут быть ослаблены на  $\sim 2$  дБ, то антенна NovAtel 702 на чок-ринге удовлетворяет требованиям подавления левой поляризации для сухой почвы в диапазоне зенитных углов  $0-60^\circ$ .

Таким образом, можно предположить, что в приемниках этих антенн используется дополнительная статистическая обработка результатов длительных измерений. Это подтверждается указа-

Таблица 2. Свойства антенн по подавлению сигналов левой поляризации на дополнительных углах

$\theta^\circ$		20°–160°	40°–140°	60°–120°	80°–100°
$K_{пр}$ для влажной почвы		0,1	0,11	0,16	0,33
Требуемое подавление левой поляризации в антенне на углах $180^\circ - \theta$ , необходимое для $\Delta r \leq 1$ мм	1	20 дБ	20 дБ	21,5 дБ	25 дБ
	2	22 дБ	22 дБ	23,5 дБ	27 дБ
NovAtel 702	1	34	25,7	19,3	16,4
	2	33	25,4	23	12,6
Trimble Zephyr Geodetic 2	1	17,8	15,3	14,3	7,7
	2	26,9	19,5	15,5	7,5
Javad	1	31,9	26,2	20,2	12,8
	2	29,5	27,6	17,5	5,4

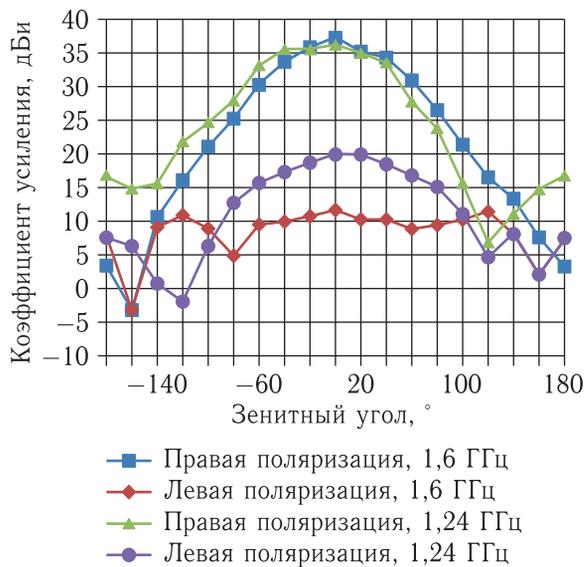


Рис. 6. Зенитные ДН антенны NovAtel 702

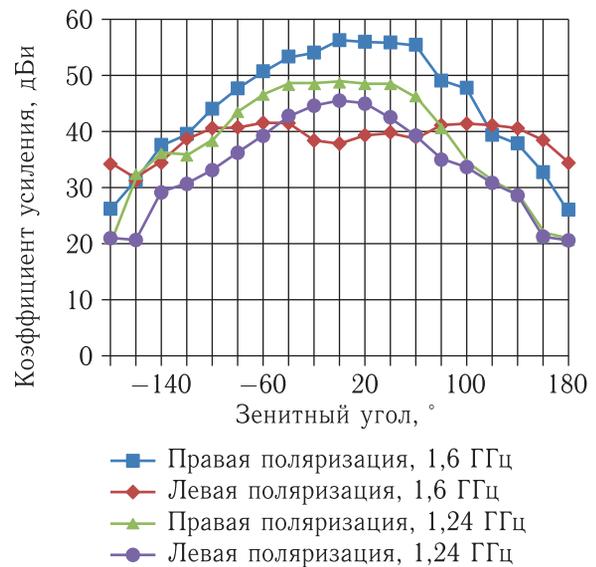


Рис. 7. Зенитные ДН антенны Trimble Zephyr Geodetic 2

нием в документации на то, что рекламируемые точности достигаются только при использовании соответствующих этим антеннам приемников.

## Антенна диапазона частот L1 с подавлением многолучевости

Подавление сигналов левой поляризации из нижней полусферы можно осуществить в конструкции антенны, представленной на рис. 3, комбинируя ДН левых поляризаций при  $\theta = 180^\circ$ ,

представленные на рис. 2. Из этого рисунка видно, что сигналы МПА и АМВВ близки по амплитуде, а из фазовых ДН следует, что сигналы АМВВ сдвинуты по отношению к сигналу МПА на  $135^\circ$ . Следовательно, добавляя к фазе сигнала АМВВ  $45^\circ$  и комбинируя его с сигналом МПА, можно получить подавление левой поляризации.

Результирующая ДН приведена на рис. 9. Из этого рисунка видно, что сигналы левой поляризации нигде не превышают  $-33$  дБ, что намного выше показателей рассмотренных выше импортных антенн.

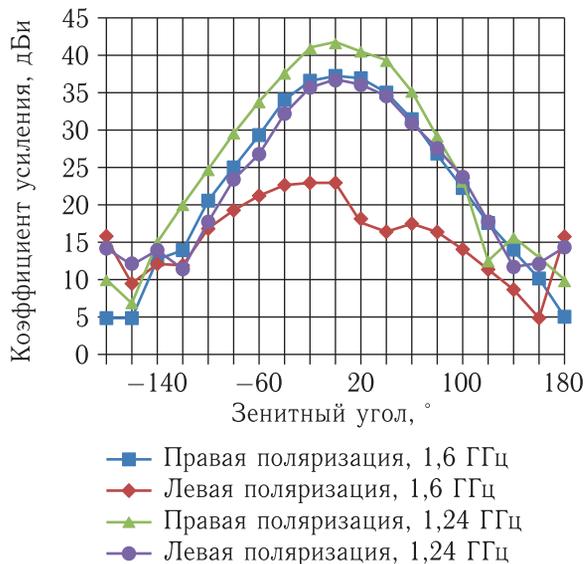


Рис. 8. Зенитные ДН антенны Javad

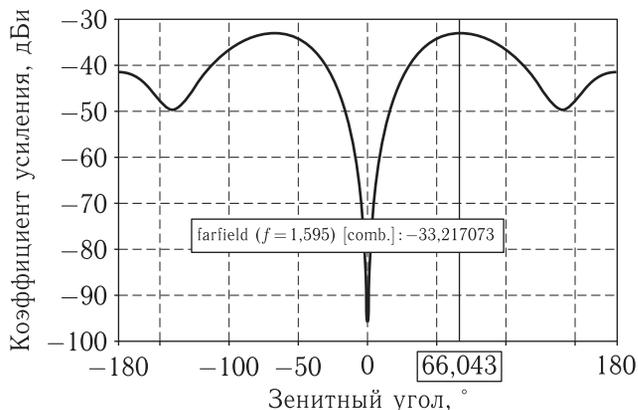


Рис. 9. Результирующая ДН смеси сигнала МПА и повернутого по фазе на 45° сигнала АМВВ антенны на фланце диаметром 200 мм

Результаты анализа полученных результирующих ДН правой и левой поляризаций приведены в табл. 3.

Таблица 3. Подавление левой поляризации по отношению к правой на дополнительных углах, дБ (теория)

Частота, ГГц	20°-160°	40°-140°	60°-120°	80°-100°
1,575	32	38	38	26
1,595	48	51	41	38
1,615	32	37	44	41

Такая антенна была реализована в макетном исполнении: диаметр фланца — 130 мм, внешний диаметр «антиантенны» — 94 мм, внутренний диаметр «антиантенны» — 66 мм, высота «антиантенны» — 10 мм, материал «антиантенны» — фольгированный фторопласт  $\epsilon = 2,4$ . Точки питания «антиантенны» на диаметре 70 мм. Основная антенна имеет подложку из дифлара с  $\epsilon = 9,6$  высотой 17 мм; точки питания на диаметре 17 мм.

Фотография макета антенны приведена на рис. 10. Для питания антенны была собрана схема, приведенная на рис. 1. Каждая из антенн запитывалась с помощью квадратурной микросхемы SCQA-4-162. При этом точки питания АМВВ относительно МПА были смещены на 90°, для того чтобы использовать для конечного суммирования квадратурную двухканальную микросхему QCN-19.

Для настройки «антиантенны» сначала были сняты амплитудные и фазовые ДН МПА и АМВВ на левой поляризации. Подбором высоты «антиантенны» удалось выровнять коэффициенты усиления МПА и АМВВ на левой поляризации при  $\theta = 180^\circ$ . Подбором длин кабелей К61 и К62 была достигнута требуемая фазировка выходов микросхем SCQA-4-162.

На рис. 12 представлены измеренные ДН настроенного макета. В табл. 4 показаны результаты по подавлению левой поляризации на дополнительных углах. Сравнивая данные табл. 4 с данными табл. 2, видим, что предложенный вариант антенны с «антиантенной» далеко превосходит зарубежные образцы по уровню подавления левой поляризации при существенно меньших габаритах.



Рис. 10. Фотография макета антенны с подавлением левой поляризации

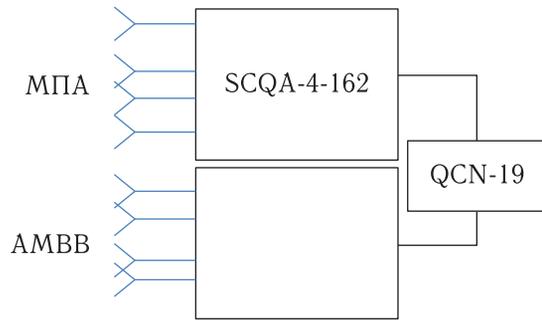


Рис. 11. Схема питания антенны, состоящей из МПА и АМВВ

Таблица 4. Подавление левой поляризации по отношению к правой на дополнительных углах, дБ (эксперимент)

Частота, ГГц	20°–160°	40°–140°	60°–120°	80°–100°
1,575	43	35	31	25
1,611	41	43	35	25

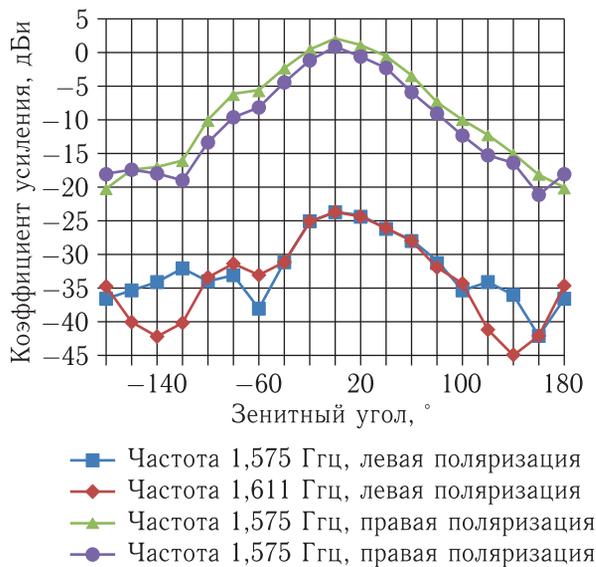


Рис. 12. Зенитные ДН МПА с АМВВ с подавлением левой поляризации

Аналогично может быть сконструирована двухдиапазонная антенна с подавлением сигналов левой поляризации. Для этого двухэтажная антенна диапазонов частот L1 и L2 совмещается с АМВВ, расположенной в нижнем этаже. Сигналы левой поляризации АМВВ комбинируются с сигналами левых поляризаций основной антенны.

## Список литературы

1. Татарников Д. В. Антенны высокоточного позиционирования по сигналам глобальных спутниковых навигационных систем. Дисс... доктора технических наук. Государственный технический университет МАИ. М., 2009. 252 с.
2. Патент РФ на изобретение № 2620195, «Резонансная антенна», авторы: Н. Г. Князев, И. В. Ушко, В. Е. Сагач, О. А. Курдюмов, О. Е. Лопатко, Ю. С. Яскин, приоритет от 19.02.16.
3. [www.gpscom.ru/catalog.aspx?id=45](http://www.gpscom.ru/catalog.aspx?id=45) (дата обращения: 09.08.2018).
4. [www.geokraft.ru/news/2007/07/23/33/](http://www.geokraft.ru/news/2007/07/23/33/), с. 1. (дата обращения: 26.09.2018).
5. [www.Javad.com/jgnss/products/antennas/RingAnt-G3T\\_spa.html](http://www.Javad.com/jgnss/products/antennas/RingAnt-G3T_spa.html) (дата обращения: 30.08.2018).
6. Владимиров В. М., Марков В. В., Фатеев Ю. Л., Шепов В. Н. Щелевая полосковая антенна круговой поляризации с дополнительными спиральными щелями в излучателе // Изв. вузов. Физика, 2013, т. 56, № 8/2. С. 97–101.
7. Кугушев А. М., Голубева Н. С. Основы радиоэлектроники. М.: Энергия, 1969. 880 с.
8. Юрцев Ю. А., Рунов А. В., Казарин А. Н. Спиральные антенны. М.: Советское радио, 1974. 224 с.

УДК 621.396.67 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.60.69

## Диссипативные потери в микрополосковых линиях и микрополосковых антеннах

**В. Р. Анпилогов**, *к.т.н., vt@cts.ru*

*ЗАО «ВИСАТ-ТЕЛ», Москва, Российская Федерация*

**И. В. Зимин**, *к.т.н., iv.zimin@mail.ru*

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

**Ю. Н. Чекушкин**, *yury\_check@yahoo.com*

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

**Аннотация.** Статья состоит из двух частей. В первой части представлены результаты анализа расчетных соотношений погонных диссипативных потерь в микрополосковых линиях в диапазонах частот L-, S-, C-, Ku-, Ka-. Рекомендованы расчетные соотношения для типовых микрополосковых линий и микрополосковых линий с относительно широким проводником, которые отвечают экспериментальным результатам. Приведены примеры расчета погонных потерь и их составляющих, в том числе для микрополосковых линий с использованием жидких кристаллов.

Представленные оценки показывают, что при реализации фазированных антенных решеток в Ku-, Ka-диапазонах их эффективность фатально зависит от диссипативных потерь в микрополосковых линиях запитки излучателей.

Во второй части статьи представлена математическая модель микрополосковой антенны на основе теории направленных графов, которая учитывает ее резонансные свойства и диссипативные потери.

Данные, полученные в первой части статьи, используются в качестве исходных параметров для анализа математической модели при оценке диссипативных потерь в микрополосковых антеннах (излучателях).

**Ключевые слова:** микрополосковые линии, микрополосковые антенны, диссипативные потери

## Dissipative Losses in the Microstrip Lines and Microstrip Antennas

**V. R. Anpilogov**, *Cand. Sci. (Engineering), Assoc. Prof., vt@cts.ru*

*JSC "VISAT-TEL", Moscow, Russian Federation*

**I. V. Zimin**, *Cand. Sci. (Engineering), iv.zimin@mail.ru*

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

**Yu. N. Chekushkin**, *yury\_check@yahoo.com*

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

**Abstract.** The article consists of two parts. In the first part, the article presents the results of the analysis of calculated ratios of length dissipative losses in microstrip lines for the L, S, C, Ku, and Ka frequency bands. The calculation ratios are specified for typical microstrip lines and microstrip lines with a relatively wide metallic conductor, which correspond to experimental results. The examples of calculation of losses and their components, including microstrip lines based on liquid crystals are given.

The presented estimates show that when implementing phased antenna arrays in Ku- and Ka- bands using microstrip technologies, their effectiveness depends fatally on dissipative losses in the microstrip feeders of the radiators.

The second part of the article presents a mathematical model of a microstrip (patch) antenna based on the theory of directed graphs, which takes into account its resonant properties and dissipative losses.

The data obtained in the first section are used as input parameters into the mathematical model to estimate the dissipative losses in microstrip antennas.

**Keywords:** microstrip lines, microstrip antennas, dissipative losses

## Введение

В статье представлены результаты исследований диссипативных потерь в микрополосковых линиях и микрополосковых антеннах. Актуальность данных исследований обусловлена тем, что большие надежды возлагаются на такие типы излучателей при реализации пассивных и активных фазированных антенных решеток (ФАР/АФАР) для абонентских терминалов систем связи и вещания, в том числе для будущих систем типа LEO/МЕО/НЕО-НТС в Ku и Ka-диапазонах.

Известен ряд программ математического моделирования на уровне электродинамической модели, позволяющих достаточно точно оценить размеры микрополосковых антенн практически любой конфигурации (CST STUDIO SUITE, FEKO, HFSS/AWR Microwave Office, QuickWave 3D и другие) [1, 2]. Однако анализ их описаний и научно-технических публикаций показывает, что оценка внутренних диссипативных потерь остается за пределами внимания исследователей. Известно немного работ, которые затрагивают вопросы оценки диссипативных потерь. Результаты этих работ иногда дают и противоречивые данные, что затрудняет их использование на практике. Например, в [3] представлены результаты моделирования круглой микрополосковой антенны при различных значениях  $\text{tg } \delta$  в пределах  $10^{-3}$ – $5 \cdot 10^{-3}$  (табл. 1). Для моделирования использован программный продукт Antenna Magus (<http://www.antennamagus.com/antennas.php?page=antennas>).

Однако в [4] при моделировании прямоугольной антенны (программный продукт HFSS версии 2010 года) получены оценки эффективности излучения (рис. 1), которые заметно отличаются от данных табл. 1. Например, рабочая частота 1,575 ГГц, т. е. в разы ниже, чем в [3], но снижение усиления при изменении  $\text{tg } \delta$  от  $10^{-3}$  до  $5 \cdot 10^{-3}$  более 1 дБ при толщине подложки более чем в 1,5 раза больше, чем в [3].

Эффективность излучения антенны в [4] определена как

$$\eta = P_r / (P_r + P_m + P_d), \quad (1)$$

где  $P_r$  — мощность излучения;  $P_c + P_d$  — мощность, потерянная в металле проводников и диэлектрической подложке.

Из (1) следует, что снижение эффективности происходит только за счет диссипативных потерь в металле и диэлектрике.

Очевидно, что значительные расхождения результатов моделирования не позволяют взять за основу данные [3] и [4] для оценки внутренних диссипативных потерь микрополосковых антенн. В данном случае в процессе моделирования не ставится задача точного расчета геометрических параметров микрополосковой антенны. Основная задача — оценить внутренние диссипативные потери с целью оценки эффективности применения микрополосковой технологии для построения ФАР/АФАР. В итоге данного исследования требуется получить обобщенную оценку влияния диссипативных потерь в подводящих линиях и микрополосковых излучателях на энергетический бюджет радиолинии и выяснить, нужно ли учитывать при инженерных оценках диссипативные потери в микрополосковых излучателях и в каких случаях.

## Материалы и их электрофизические параметры

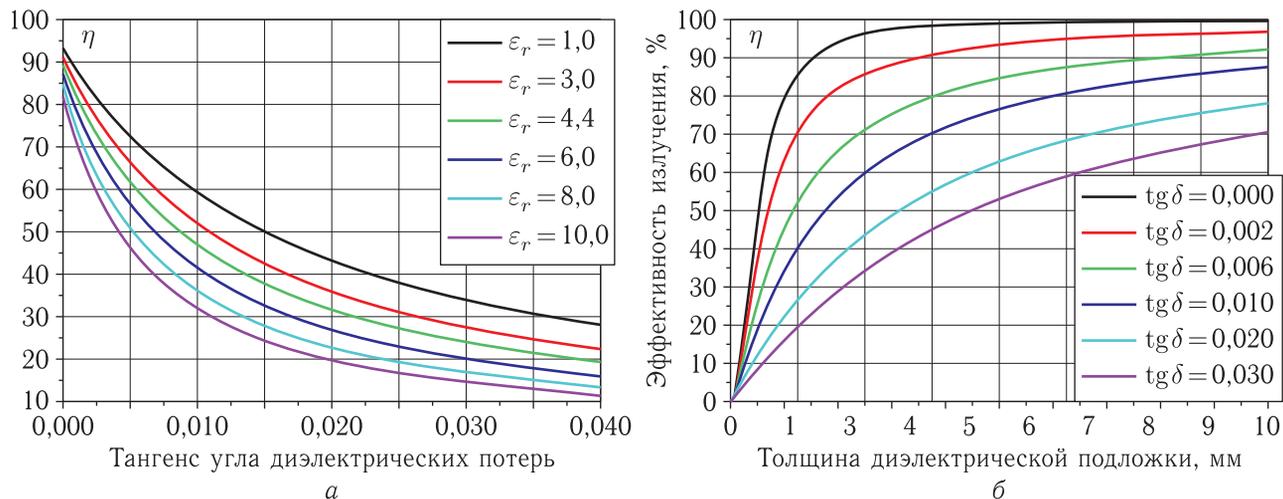
Конструкция микрополосковой антенны (излучателя) предполагает применение множества типов металлизированных диэлектрических материалов [5].

В качестве металлизации наиболее часто применяется чистая медь. Медь имеет наилучшее (после серебра) значение удельного электрического сопротивления  $\rho$ . Особо следует отметить случаи применения многослойного напыления проводников, когда в качестве нижнего слоя для адгезии с диэлектриком используется напыление металла с удельной проводимостью  $\sigma$  (удельным сопротивлением  $\rho$ ) значительно хуже, чем у меди (хром, тантал и др.).

Диэлектрические материалы, применяемые в технике СВЧ, имеют очень большое разнообразие. Степень поглощения электромагнитной волны в диэлектрике характеризуется параметром  $\text{tg } \delta$ . Основное условие при выборе материалов — обеспечение низких диссипативных потерь при распространении электромагнитной волны.

Таблица 1. Результаты оценки влияния  $\operatorname{tg} \delta$  на усиление антенны [3]

Диапазон частот, ГГц	Диэлектрическая проницаемость, $\epsilon_r$	Толщина подложки ( $h$ ), мм	Результат моделирования
5	3	2,4	При изменении $\operatorname{tg} \delta$ от $10^{-3}$ до $5 \cdot 10^{-3}$ усиление снизилось на 0,23 дБ
10	2	0,8	При изменении $\operatorname{tg} \delta$ от $10^{-3}$ до $5 \cdot 10^{-3}$ усиление снизилось на 0,32 дБ

Рис. 1. Результаты моделирования [4]: а) толщина подложки 1,524 мм; б) диэлектрическая проницаемость  $\epsilon = 4,2$ 

## Металлы

В табл. 2 приведены значения удельного сопротивления  $\rho$  для наиболее часто применяемых металлизированных покрытий для микрополосковых устройств. В источниках информации приведены разные данные, поэтому в табл. 1 указан диапазон значений удельного сопротивления. Все значения соответствуют температуре 20 °С.

Часто используется понятие удельной проводимости  $\sigma = 1/\rho$ , которая имеет размерность См/м (Сим на метр). Например, для меди  $\sigma = 100 / [(1,55 - 1,72) \cdot 10^{-6} \text{ Ом} \cdot \text{см}] = (6,45 - 5,81) \cdot 10^7 \text{ См/м}$ .

В диапазоне сверхвысоких частот электромагнитная волна проникает в металл на очень малую глубину (скин-слой). Токи текут по поверхности и в проводнике в пределах скин-слоя ( $\delta$ ). Поверхностное электрическое сопротивление  $R_s = \rho/\delta$ , где  $\delta$  — глубина скин-слоя.

Значение  $\delta$  удобно оценивать из соотношения, в котором за отсчетную единицу принято удельное сопротивление меди  $(\rho_m)\delta = 5(0,172X/f)^{1/2}$ , мкм,

где  $X = \rho_x/\rho_m$ ;  $f$  — частота в ГГц;  $\rho_x$  — удельное сопротивление исследуемого материала

## Диэлектрики

В качестве диэлектрической подложки в микрополосковых устройствах (и антеннах в частности) используется множество различных материалов как керамических, так и на основе органических соединений. Диапазон значений диэлектрической проницаемости лежит в очень широких пределах, но наиболее часто применяются материалы с  $\epsilon = 2-20$ . При этом значение  $\operatorname{tg} \delta$  находится в диапазоне  $10^{-4}-10^{-2}$ .

Промышленный выпуск фольгированных диэлектрических материалов хорошо освоен. Подробная информация о электрофизических параметрах представлена, например, в [6].

Кроме традиционных материалов, за последние 3 года появилось много упоминаний о перспективах применения в технике СВЧ жидких кристаллов, в том числе для создания фазированных

Таблица 2. Удельное электрическое сопротивление металлов, применяемых в микрополосковой технике

Металл проводника	Удельное электрическое сопротивление ( $\rho$ )		Примечание
	Ом · см	Ом · мм <sup>2</sup> /м	
Серебро	$(1,50-1,60)10^{-6}$	0,015–0,016	Покрытие коаксиальных элементов
Медь	$(1,55-1,72)10^{-6}$	0,0155–0,0172	Проводники (фольга)
Золото	$(2,19-2,30)10^{-6}$	0,0219–0,230	Контакты (переменные контактные соединения в вакууме)
Никель	$(6,8-7,3)10^{-6}$	0,068–0,073	Подслой для адгезии
Хром	$(13,1-14,5)10^{-6}$	0,131–0,145	Подслой для адгезии
Тантал	$(12,0-14,6)10^{-6}$	0,120–0,146	Подслой для адгезии

Таблица 3. Электрофизические параметры жидких кристаллов (температура 20 °С)

Образцы материала	Диэлектрическая проницаемость		Потери в диэлектрике		Диапазон, ГГц
	$\epsilon \text{ I}$	$\epsilon \text{ II}$	$\text{tg } \delta \text{ I}$	$\text{tg } \delta \text{ II}$	
K15	2,72	2,90	0,03	0,03	1–10
VL037	2,35	2,61	0,06	0,06	1–10
VL006	2,62–2,69	3,11–3,12	0,015–0,007	0,035–0,036	4,8–8,7
E7	2,72	3,17	0,12	0,02	5–6
GT3-23001	2,46–2,50	3,28–3,30	0,0143	0,0038–0,004	13,5–19
GT3-24002	2,50	3,30	0,0123	0,0032	6–10
TUDxxx	2,41–2,45	3,18–3,22	0,0111–0,0143	0,0025–0,0035	19

антенных решеток. Параметры таких материалов приведены в табл. 3 [7, 8].

Активные исследования в области применения LC (liquid crystals) для антенной техники [9] проводятся в Technische Universitaet Darmstadt (Германия). Особо следует отметить многочисленные упоминания об успешных разработках и испытаниях сканирующих антенных решеток с использованием «метаматериалов» и LC компаний Кумета. Проектные технические данные были опубликованы в 2011 г. [10, 11], но по состоянию на начало 2018 г. их подтверждения нет.

В России практическая реализация фазированных антенных решеток в основном связана с использованием традиционных технологий [12]. Большой опыт накоплен в области проектирования фазированных антенных решеток специального

назначения [13], который, видимо, можно трансформировать для создания ФАР/АФАР-систем спутниковой связи.

### Учет шероховатости поверхности

Для оценки реальных потерь электромагнитной волны следует знать качество обработки поверхности проводника и диэлектрической подложки [14–16], которая характеризуется шероховатостью поверхности [17].

Одной из распространенных оценок, характеризующих шероховатость поверхности, является среднеквадратическое отклонение ее профиля: RMS — root mean square. В данном случае следует определить и учитывать значение RMS и для

Таблица 4. Типичная шероховатость материалов, используемых в микрополосковой технике [20–24]

Материал	RMS, мкм
Полированная керамика	< 0,05
Неполированная керамика	0,25
Диэлектрическая подложка фольгированного материала	1,5
Катанная фольга	0,4
Электролитическая фольга	3,0

Таблица 5. Коэффициент учета шероховатости поверхности металлического проводника

Коэффициент учета шероховатости ( $\alpha_c \times K_r$ )	Источники информации
$K_r = 1 + \exp\{-(\delta/\text{RMS})^{1,6}\}$	[25]
$K_r = 1 + 2/\pi \arctg\{1,4(\text{RMS}/\delta)^2\}$	[15]
$K_r = 1 + 2/\pi \arctg\{(\text{RMS}/\delta)^2 \times [0,094(\text{RMS}/\delta)^2 - 0,74(\text{RMS}/\delta) + 1,87]\}$	[27]

металлических проводников, и для диэлектрических подложек микрополосковых линий.

При изготовлении микрополосковых материалов применяется холоднокатаная медная фольга или технология химического осаждения металла [18, 19], в том числе для получения фольги. В табл. 4 представлены типичные значения шероховатости материалов, используемых в микрополосковой технике (с учетом технологии) [20–24]. Учет влияния шероховатости на величину потерь в микрополосковой линии осуществляется с помощью полуэмпирического коэффициента  $K_r$ . Потери (дБ) в идеальном проводнике микрополосковой линии увеличиваются на коэффициент  $K_r$  (табл. 5, [25–27]). Усредненным значением следует считать данные, приведенные в [15] (отличие коэффициентов наиболее заметно при  $\text{RMS} \leq \delta$ ).

## Оценка волнового сопротивления

Волновое сопротивление микрополосковой линии ( $Z_0$ , Ом) связано с ее геометрическими размерами и электрофизическими параметрами материала. В данном случае рассматриваются несим-

метричные микрополосковые линии. В табл. 6 представлена сводка ряда соотношений из разных источников [28–35] и приведено упрощенное соотношение (полуэмпирическое), которое будет применяться при последующих расчетах.

Таблица 6. Волновое сопротивление несимметричной микрополосковой линии

Волновое сопротивление, Ом	Источники информации
$Z_0 = 120\pi/\varepsilon_e^{1/2}\{1,393 + W/h + 2/3 \ln(1,444 + W/h)\}^{-1}$ $\varepsilon_e = (\varepsilon + 1)/2 + (\varepsilon - 1)/[2(1 + 12h/W)^{1/2}]$	[28–33]
$Z_0 = 120\pi/\varepsilon^{1/2}\{W/h + 1/\pi[1 + \ln(1 + \pi W/h)]\}^{-1}$ Примечание: печатки в [34] исправлены	[34, 35]

Следует отметить, что значение RMS поверхности не только сказывается на величине погонных потерь микрополосковой линии, но и снижает ее волновое сопротивление, но не более 10% [33]. Соответственно можно принять, что приближенное соотношение, косвенно учитывающее влияние шероховатости материала, имеет вид

$$Z_0 = 120\pi/[\varepsilon^{1/2}(1 + W/h)]. \quad (2)$$

## Оценка диссипативных потерь в микрополосковых линиях

Обычно применяются микрополосковые линии с волновым сопротивлением 30–150 Ом. Чем больше отношение  $W/h$ , тем меньше волновое сопротивление. Известно несколько соотношений для оценки потерь в микрополосковых линиях, но они имеют существенное расхождение между собой и с результатами экспериментальных исследований. Особенно это относится к микрополосковым устройствам при  $W/h \gg 1$ , что характерно для микрополосковых антенн (излучателей).

Общие погонные потери в несимметричной микрополосковой линии складываются из потерь в металле  $\alpha_c$ , потерь в диэлектрике  $\alpha_d$  и потерь на излучение  $\alpha_r$ . Известно, что в случае если толщина подложки отвечает условию

$$h < \lambda/[4(\varepsilon - 1)^{1/2}], \quad (3)$$

Таблица 7. Расчетные соотношения для оценки погонных потерь в диэлектрической подложке микрополосковой линии

Погонные потери в диэлектрике, дБ/см	Источник информации
$\alpha_d = 0,91 \operatorname{tg} \delta f \{ \varepsilon(1+F)/[2+2(1-F)/\varepsilon(1+F)] \}^{1/2}$ , где $f$ — частота в ГГц $F = 1/(1+10h/W)^{1/2}$ при $W/h \gg 1$ $\alpha_d \approx 0,91 \operatorname{tg} \delta f(\varepsilon)^{1/2}$	[37]
$\alpha_d = 8,68\pi/\lambda \operatorname{tg} \delta \varepsilon/\varepsilon_e^{1/2}(\varepsilon_e - 1)/(\varepsilon - 1)$ , где $\varepsilon_e$ — см. табл. 6 для $Z_0$	[38, 39]

Таблица 8. Расчетные соотношения для оценки погонных потерь в металлическом проводнике микрополосковой линии

Погонные потери в металлическом проводнике, дБ/см	Источник информации
$\alpha_c = 545(f \cdot \rho)^{1/2}/(Z_0 \cdot W)$ , где $Z_0 = 120\pi/[\varepsilon^{1/2}(1+W/h)]$	[40]
Для $W/h \gg 1$ $\alpha_c = 0,0022(\varepsilon_e f)^{1/2}(\rho/1,72 \cdot 10^{-6})^{1/2}/h$ Для $W/h \sim 1$ $\alpha_c = 0,0030(\varepsilon_e f)^{1/2}(\rho/1,72 \cdot 10^{-6})^{1/2}/h$ $\varepsilon_e = (\varepsilon + 1)/2 + (\varepsilon - 1)/[2 \cdot (1 + 10h/W)^{1/2}]$	[37]
$\alpha_c = 0,0868R_s/(Z_0W)K_i$ , где $R_s = \rho/\delta = (\rho\pi f\mu)^{1/2}$ , $K_i = \exp[-1,2(Z_0/120\pi)^{0,7}]$	[15]
Для $W/h \geq 1$ $\alpha_c = 6,1 \cdot 10^{-5}K_1K_2(R_sZ_0\varepsilon_e)/h$ , где $K_1 = 1 + h/W_e[1 + 1/\pi \ln(2h/t)]$ $K_2 = W_e/h + (0,66W_e/h)/(W_e/h + 1,444)$ $W_e/h = W/h + 1,25/\pi(t/h)[1 + \ln(2h/t)]$ Для $W/h < 1$ $\alpha_c = 1,38R_s/(Z_0h)[32 - (W_e/h)^2]/[32 + (W_e/h)^2]K_1$	[41]

то значением  $\alpha_r$  можно пренебречь, как это принято в (1).

Потери в диэлектрике  $\alpha_d$  оцениваются достаточно определенно (необходимо знание параметров  $\varepsilon$  и  $\operatorname{tg} \delta$ ). Оценка потерь в металлических проводниках менее определенная, поскольку необходимо учитывать многочисленные факторы. Неопределенность оценок увеличивается при  $W/h \gg 1$ , поскольку нет возможности прямого сравнения с экспериментальными данными.

### Потери в диэлектрике

Существуют различные формульные оценки погонных потерь, обусловленных потерями в диэлектрике. Ряд расчетных соотношений представлен в табл. 7.

Анализ этих соотношений показывает, что при широких проводниках соотношения [36–39] примерно совпадают между собой и слабо зависят

от значения  $W/h$ . Соответственно для оценки  $\alpha_d$  в микрополосковой антенне можно использовать упрощенное соотношение

$$\alpha_d = 0,91 \operatorname{tg} \delta f(\varepsilon)^{1/2}, \text{ дБ/см}, \quad (4)$$

где  $\operatorname{tg} \delta$  и  $\varepsilon$  — параметры диэлектрической подложки;  $f$  — частота в ГГц.

### Потери в металле

Расчетные соотношения для оценки погонных потерь в металлических проводниках микрополосковой линии приведены в ряде публикаций. В некоторых публикациях имеются опечатки и неточности. В связи с этим были проведены тестовые расчеты и сравнительный анализ результатов оценки погонных потерь в металлических проводниках. В табл. 8 представлены соотношения, которые наиболее достоверны, поскольку дают результаты, совпадающие между собой с инженерной точностью

и с результатами экспериментальных данных компании Rogers Corp [42].

Сравнение проводилось для микрополосковой линии 50 Ом. В данном случае интерес представляют не только микрополосковые линии «стандартного» волнового сопротивления, но и микрополосковые линии, эквивалентные микрополосковому излучателю ( $W/h \gg 1$ ) с низким волновым сопротивлением линии ( $Z_0 < 50$  Ом). Следует уточнить, что соотношения, представленные в табл. 8, нужно умножать на коэффициент  $K_r$ , зависящий от степени шероховатости материала (см. табл. 4 и 5) для получения итогового значения.

### Погонное затухание

Анализ соотношений для расчета  $\alpha_c$ , представленных в табл. 8, показывает, что результаты совпадают с точностью долей процента (при коэффициенте учета шероховатости  $K_r = 1$ ). Соответственно для оценки  $\alpha_c$  можно использовать любое соотношение из табл. 8. В данном случае принято самое простое соотношение [40], которое следует уточнить, умножив его на коэффициент  $K_r$  учета шероховатости материала [15] (см. табл. 5). Размерности входящих параметров:  $f$  — частота, ГГц;  $W$  — ширина полоски, мм;  $\rho$  —  $1,72 \times 10^{-6}$ , Ом·см дает погонные потери  $\alpha_c$ , дБ/см. Соотношения для оценки  $\alpha_d$  (дБ/см), представленные в табл. 7, также дают хорошо совпадающие между собой значения. При типовых размерах проводников для волнового сопротивления 50–150 Ом расхождение не более 10%. Результаты для микрополосковых линий с относительно широким проводником ( $W/h \gg 1$ ) различаются между собой не более чем на 5%. В данном случае будем использовать соотношение [38, 39] (см. табл. 7).

С целью повышения достоверности расчетных соотношений было проведено сравнение с данными [Rogers] для параметров материала RO4350B. Расчетные данные для типовой линии 50 Ом показаны на рис. 2. Эти значения совпадают с данными компании Rogers в пределах долей процента (на графике эти отличия не видны).

Однако экспериментальные данные, начиная с 10 ГГц и выше, отличаются в большую сторону. К 20 ГГц отличие от расчета может достигать

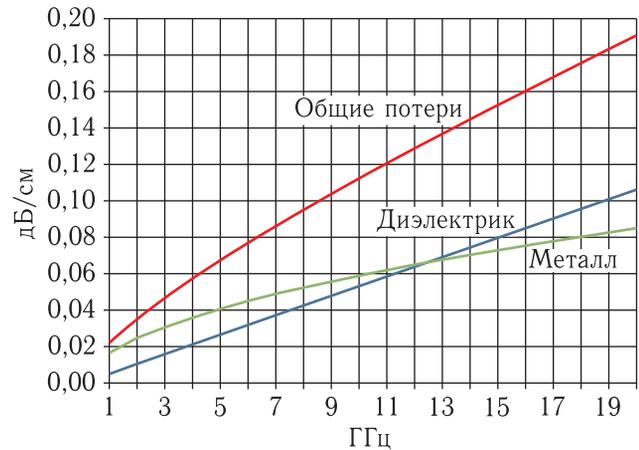


Рис. 2. Погонное затухание типичной микрополосковой линии (50 Ом) с параметрами ( $\epsilon = 3,48$ ,  $\text{tg } \delta = 0,0037$ ,  $h = 0,508$  мм,  $\text{RMS} = 3$  мкм, материал RO4350B компании Rogers)

10–12%. Это объясняется возникновением эффекта излучения микрополосковой линии, который в данном случае не учитывался. При переходе к относительно широким микрополосковым линиям, которые рассматриваются применительно к микрополосковым антеннам (излучателям), этот эффект не следует рассматривать, т.к. он не увеличивает диссипативные потери. На рис. 3 представлены расчетные значения погонных потерь в микрополосковой линии с относительно широким проводником при использовании материала типа RO4350B (материал аналогичный, как на рис. 1).

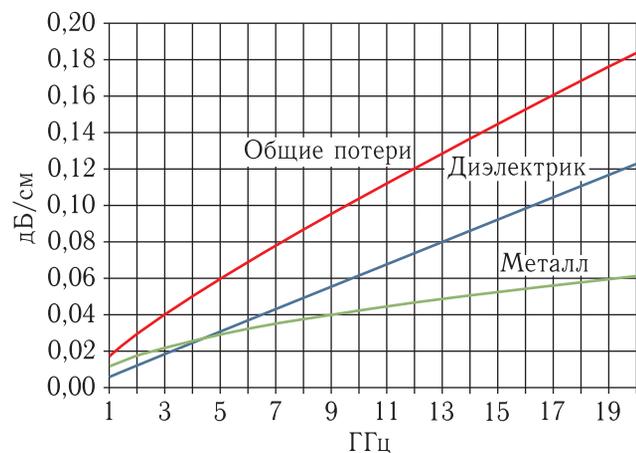


Рис. 3. Погонное затухание низкоомной микрополосковой линии ( $W/h \gg 1$ ) с параметрами ( $\epsilon = 3,48$ ,  $\text{tg } \delta = 0,0037$ ,  $h = 0,508$  мм,  $\text{RMS} = 3$  мкм, материал RO4350B компании Rogers)

Сравнение данных рис. 2 и рис. 3 показывает, что погонные потери микрополосковой линии с относительно широким проводником меньше, но не более чем на 3%. Соответственно в инженерных расчетах можно ориентироваться на значение погонных потерь для обычной типовой микрополосковой линии 50 Ом.

Поскольку в последние годы в различных источниках как научного [9–11], так и рекламного характера периодически появляются сведения о разработке антенных решеток с использованием жидких кристаллов, на рис. 4 и 5 представлены расчетные данные для оценки потерь в микрополос-

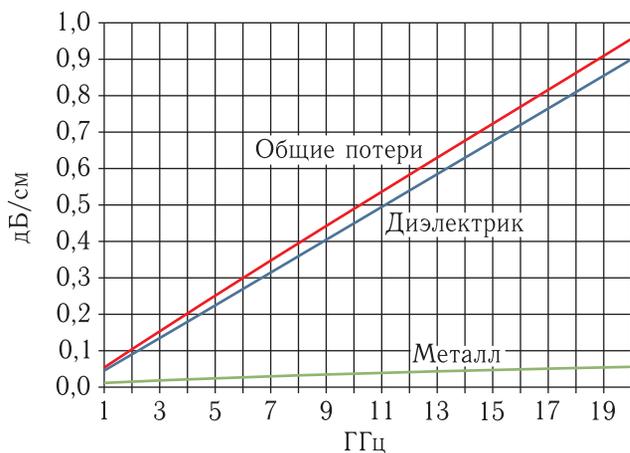


Рис. 4. Погонное затухание низкоомной микрополосковой линии ( $W/h \gg 1$ ) с параметрами ( $\epsilon = 2,9$ ,  $\text{tg } \delta = 0,03$ ,  $h = 0,508$  мм,  $\text{RMS} = 3$  мкм, LC типа K15)

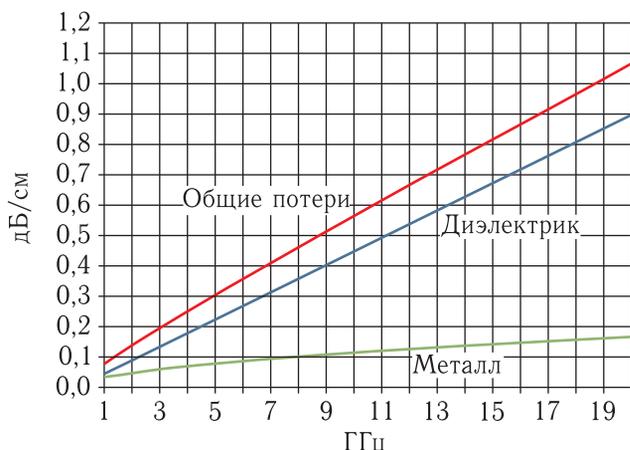


Рис. 5. Погонное затухание низкоомной микрополосковой линии ( $W/h \gg 1$ ) с параметрами ( $\epsilon = 2,9$ ,  $\text{tg } \delta = 0,03$ ,  $h = 0,17$  мм,  $\text{RMS} = 3$  мкм, материал типа K15, табл. 3)

ковой линии с жидкокристаллической пленкой (подложкой) для различной толщины подложки ( $h$ ).

Как следует из этих данных, основной вклад в величину погонных потерь вносит диэлектрик. Причем анизотропия  $\epsilon$  и  $\text{tg } \delta$  не вызывает фатального изменения погонного затухания.

Анализ расчетных результатов и экспериментальных данных показывает, что для практической оценки погонных потерь в микрополосковых линиях и дальнейшего моделирования с учетом (3, 4, табл. 8) можно принять

$$\alpha_0 = \alpha_d + \alpha_c = 0,91 \text{ tg } \delta f(\epsilon)^{1/2} + 545(f \cdot \rho)^{1/2} / (Z_0 \cdot W) K_r, \text{ дБ/см}, \quad (5)$$

где  $Z_0$  — волновое сопротивление (2);

$K_r = 1 + 2/\pi \arctg\{1,4(\text{RMS}/\delta)^2\}$  — корректирующий коэффициент (см. табл. 4, 5).

## Краткие итоги

Показано, что погонное затухание типовой микрополосковой линии незначительно выше, чем микрополосковой линии с относительно широким проводником ( $W/h \gg 1$ ). Расчетные результаты с высокой точностью подтверждаются экспериментальными данными компании Rogers Corp.

Однако представленные оценки погонного затухания справедливы исключительно для оценки потерь в регулярных относительно широкополосных микрополосковых устройствах, например разводки (запитки) излучателей. При оценке потерь в резонансных устройствах, в частности в микрополосковых антеннах (излучателях) следует учитывать их резонансные свойства. Для оценки реальных диссипативных потерь в микрополосковом излучателе требуется анализ его резонансной модели. Математическая резонансная модель микрополосковой антенны, представленная в виде эквивалентного направленного графа, будет рассмотрена во второй части статьи.

Полученные результаты уже показывают, что реализация ФАР в диапазонах частот Ку-, Ка- (тем более выше) с использованием микрополосковой техники приводит к значительным дополнительным тепловым потерям. Например, основываясь на оценке размеров антенных решеток абонентских терминалов OneWeb, представленных в [42]

и результатах данной работы, можно констатировать, что в случае их реализации с использованием микрополосковой техники дополнительные диссипативные потери в приемной решетке будут более 1,5 дБ, а в передающей более 3,8 дБ в линиях запитки излучателей (более подробный анализ будет представлен во второй части статьи). Эти результаты показывают, что в настоящее время использование зеркальных антенных систем остается основным решением для применения в наземных абонентских терминалах систем спутниковой связи диапазона частот Ку-, Ка- и выше.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки РФ (договор № 03.G25.31.0269) в рамках реализации Постановления Правительства РФ №218 «О мерах государственной поддержки развития кооперации российских высших учебных заведений и организаций, реализующих комплексные проекты по созданию высокотехнологичного производства».

## Список литературы

1. *Курушин А.* Моделирование планарной антенны GPS с помощью современных программных комплексов // Современная электроника, 2012, № 6. С. 48–53.
2. Качественная оценка вычислительных методов электродинамики на примере программных продуктов для высокоточного моделирования микрополосковых антенн / А. Васильченко, И. Схольц, В. Раад, Г. Ванденбош // Технологии в электронной промышленности, 2008, № 3. С. 52–56.
3. *Puttaswamy P. et al.* Analysis of loss tangent effect on Microstrip antenna gain // Int. Journal of Applied Sciences and Engineering Research, 2014, vol. 3, Is. 6. P. 1102–1107.
4. *Nascimento D. C., Lacava J. C. da S.* Design of Low-Cost Probe-Fed // Microstrip Antennas. Chapter 1, April 04, 2011. <https://www.intechopen.com/books/microstrip-antennas/design-of-low-cost-probe-fed-microstrip-antennas> (дата обращения: 20.08.2018).
5. *Богданов Ю., Кочемасов В., Хасьянова Е.* Фольгированные диэлектрики — как выбрать оптимальный вариант для печатных плат ВЧ/СВЧ-диапазонов (ч. 1) // Печатный монтаж, 2013, № 2(00043). С. 156–168.
6. *Закирова Э. А.* Исследование печатных плат с многослойными диэлектрическими подложками и работка СВЧ устройств на их основе: Дисс... канд. тех. наук: 05.12.2007 / Закирова Э. А. М.: МИЭИМ, 2014. 178 с. <http://www.dslib.net/antenny/issledovanie-pechatnyh-plat-s-mnogoslojnymi-dielektricheskimi-podlozhkami-i.html> (дата обращения 11.09.2018).
7. *Yaghmaee P., Karabey O. H., Bates B., Fumeaux C., Jakoby R.* Electrically Tuned Microwave Devices Using Liquid Crystal Technology // International Journal of Antennas and Propagation, 2013, vol. 2013. Article ID 824214, 9 p. <http://dx.doi.org/10.1155/2013/824214> (дата обращения: 20.08.2018).
8. *Weickhmann C., Jakoby R., Constable E., Lewis R. A.* Time-domain spectroscopy of novel nematic liquid crystals in the terahertz range // International Conference on Infrared, Millimeter, and Terahertz Waves, 2013. <http://ro.uow.edu.au/cgi/viewcontent.cgi?article=3083&context=eisapers> (дата обращения: 20.08.2018).
9. *Karabey O. H. et al.* Liquid crystal based reconfigurable antenna arrays, 21 October 2015. <https://www.researchgate.net/publication/268357621> (дата обращения: 20.08.2018).
10. *Анпилогов В. Р.* О фазированных антенных решетках Ка-диапазона на основе метаматериала // Технологии и средства связи, 2013, № 5(98). С. 66–67.
11. <http://www.intellectualventures.com/inventions-patents/our-inventions/msa-t> (дата обращения: 20.08.2018).
12. *Хохлов А.* Три поколения отечественных планарных антенн // Технологии и средства связи, 2014, № 6-2(105). С. 56–57.
13. Технологии радиолокации: К 55-летию ПАО «Радиофизика». М: Вече, 2015. 672 с.
14. *Horn A. F., III, Reynolds J. W., Rautio J. C.* Conductor Profile Effects on the Propagation Constant of Microstrip Transmission Lines // Institute of Mathematical Statistics, IMS 2010. P. 868–871. [https://www.sonnetsoftware.com/support/downloads/publications/IMS2010\\_Roughness.pdf](https://www.sonnetsoftware.com/support/downloads/publications/IMS2010_Roughness.pdf) (дата обращения: 20.08.2018).
15. *Hammerstad E. O., Jensen Ø.* Accurate Models for Microstrip Computer Aided Design // IEEE MTT-S Int. Microwave Symp. Dig., May 1980. P. 407–409.
16. *Hammerstad E. O., Bekkadal F.* Microstrip Handbook, ELAB Report STF 44A74169, Univ. Trondheim, Norway, February 1975.
17. *Morgan S. P.* Effect of Surface Roughness on Eddy Current Losses at Microwave Frequencies // Journal of Applied Physics, April, 1949, vol. 20. P. 352–362.

18. *Hinaga S., Koledintseva M., Anmula P., Drewniak J.* Effect of Conductor Surface Roughness upon Measured Loss and Extracted Values of PCB Laminate Material Dissipation Factor // Proceedings of the Technical Conference, IPC Expo/APEX 2009, Mar. 31–Apr. 2, 2009, Las Vegas, USA, paper S20-2. [http://web.mst.edu/~marinak/files/My\\_publications/Papers/S\\_Hinaga-IPC2009\\_Formatted.pdf](http://web.mst.edu/~marinak/files/My_publications/Papers/S_Hinaga-IPC2009_Formatted.pdf) (дата обращения: 20.08.2018).
19. *Horn A.F., III, Reynolds J.W., Rautio J.C.* Effect of conductor profile on the insertion loss, phase constant, and dispersion in thin high frequency transmission lines, DesignCon 2010. [http://www.sonnetsoftware.com/support/downloads/publications/5-TA1\\_A1\\_Horn.pdf](http://www.sonnetsoftware.com/support/downloads/publications/5-TA1_A1_Horn.pdf) (дата обращения: 20.08.2018).
20. *Horn F., III, Reynolds J.W., Rautio J.C.* Conductor Profile Effects on the Propagation Constant of Microstrip Transmission Lines // 2010 IEEE MTT-S International Microwave Symposium. P. 868–871. [http://www.sonnetsoftware.com/support/downloads/publications/IMS2010\\_Roughness.pdf](http://www.sonnetsoftware.com/support/downloads/publications/IMS2010_Roughness.pdf) (дата обращения: 20.08.2018).
21. *Богданов Ю., Кочемасов В., Хасьянова Е.* Фольгированные диэлектрики — как выбрать оптимальный вариант для печатных плат ВЧ/СВЧ-диапазонов (ч. 2) // Печатный монтаж, 2013, №3. С. 142–147.
22. *Koledintseva M.* Extraction of dielectric properties of PCB laminate dielectrics on PCB striplines taking into account conductor surface roughness, EMC Society, May 13 2014. <http://www.scvemc.org/archive/2014/052014Marina.pdf> (дата обращения: 20.08.2018).
23. *Hinaga S., Koledintseva M.Y., Anmula P.K.R., Drewniak J.L.* Effect of Conductor Surface Roughness upon Measured Loss and Extracted Values of PCB Laminate Material Dissipation Factor. [http://web.mst.edu/~marinak/files/My\\_publications/Papers/S\\_Hinaga-IPC2009\\_Formatted.pdf](http://web.mst.edu/~marinak/files/My_publications/Papers/S_Hinaga-IPC2009_Formatted.pdf) (дата обращения: 20.08.2018).
24. *Morgan S.P. Jr.* Effect of Surface Roughness on Eddy Current Losses at Microwave Frequencies // Journal of Applied Physics, April 1949, vol. 20. P. 352–362.
25. *Groisse S., Bardi I., Biro O., Preis K., Richter K.R.* Parameters of lossy cavity resonators calculated by the finite element method // IEEE Transactions on Magnetics, 1996, vol. 32, №3. P. 894–897.
26. *Hammerstad E., Jensen O.* Accurate models of computer aided microstrip design // IEEE MTT-S Symposium Digest, May 1980. P. 407.
27. *Lukic M.V., Filipovic D.S.* Modeling of 3-D Surface Roughness Effects With Application to Coaxial Lines // IEEE Trans. on MTT, 2007, vol. 55, №3. P. 518–525.
28. *Balanis C.A.* Antenna theory: analysis and design / 3-rd edition, Hoboken. NJ: Wiley, 2005. 1095 p.
29. *Reinhold Ludwig, Pavel Bretchko.* RF circuit design: theory and applications. Prentice Hall, 2000. 653 p.
30. *Constantine A. Balanis.* Advanced engineering electromagnetic. New York: Wiley, cop. 1989. 1002 p.
31. *Bhartia P., Rao K.V.S., Tomar R.S.* Millimeter — Wave Microstrip and printed circuit Antennas. Artech House, 1991, p. 322.
32. *Edwards T.C. and Steer M.B.* Foundations of Interconnect and Microstrip Design. NY: John Wiley & Sons, 2000. P. 499.
33. *Фельдштейн А.Л., Явич Л.Р., Смирнов В.П.* Справочник по элементам волноводной техники: 2-е изд., перераб. и доп. М.: Сов. радио, 1967. 651 с.
34. *Ефимов И.Е., Останькович Г.А.* Радиочастотные линии передачи. М.: Связь, 1977. 408 с.
35. *Coonrod J., Rautio B.* Comparing Microstrip and CPW Performance, Microwave Journal, July 2012. P. 74–82.
36. *Maloratsky L.* Reviewing the basics of microstrip lines. Microwaves&RF, March 2000, pp. 79–88.
37. *Collin R.E.* Foundations for Microwave Engineering. New York: McGraw-Hill, 1992. P. 153–164.
38. Accurate Models for Microstrip Computer-Aided Design // Symp. on Microwave Theory and Technique, 1977, vol. 25, №8. P. 631–647.
39. Справочник по элементам полосковой техники / Ред. А.Л. Фельдштейн. М.: Связь, 1979. С. 336.
40. *Гунта К., Гардж Р., Чардха Р.* Машинное проектирование СВЧ устройств. М.: Радио и связь, 1987. С. 43.
41. *Coonrod J.* Insertion Loss Comparisons of Common High Frequency PCB Construction // IPC APEX EXPO, 2013. [http://www.globalcommhost.com/rogers/semiprivate\\_test/docs/IPC\\_2013\\_PCB\\_losses\\_John\\_Coonrod\\_Final\\_100412.pdf](http://www.globalcommhost.com/rogers/semiprivate_test/docs/IPC_2013_PCB_losses_John_Coonrod_Final_100412.pdf) (дата обращения: 20.08.2018).
42. *Анпилогов В.Р., Шишлов А.В., Эйдус А.Г.* Анализ систем ЛЕО-HTS и реализуемости фазированных антенных решеток для абонентских терминалов // Технологии и средства связи, 2015, №6–2 (Спец. вып. «Спутниковая связь и вещание-2016»). С. 14–26. <http://www.tsonline.ru/articles2/sputnik/analiz-sistem-leo-hts-i-realizuemosti-fazirovannyh-antennyh-reshetok-dlya-abonentskih-terminalov> (дата обращения: 20.08.2018).

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

УДК 629.7 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.70.77

**Планирование контроля надежности  
бортового оборудования космических аппаратов  
с использованием усеченных рисков**

**В. А. Мироничев**, *v.mironichev@mail.ru*

*Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос», Москва, Российская Федерация*

**В. Б. Рудаков**, *д.т.н., профессор, info@niiks.com*

*«НИИ КС им. А. А. Максимова»–филиала АО «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева»,  
город Королев, Московская область, Российская Федерация*

**Аннотация.** Получены математические зависимости для определения усеченных рисков принятия ошибочных решений, возникающих при контроле надежности изделий космических аппаратов (КА) на этапе их отработки, использование которых позволяет учесть всю накопленную априорную информацию о надежности изделий. Наличие этих рисков обусловлено стохастическим характером проявления отказов изделий, ограниченным временем проведения наземных испытаний, а в случае автоматизированного контроля, погрешностями системы контроля. При этом риски входят в состав целевой функции экономических затрат на контроль и потерь, минимизация которой приводит к оптимальным статистическим планам контроля надежности изделий.

Разработана математическая постановка задачи определения оптимальных планов.

**Ключевые слова:** иерархия, контроль, надежность, оптимизация, параметры, планирование, потери, риски 1 и 2 рода, требования, целевая функция, экономические затраты, изделие КА

**Planning Onboard Equipment Reliability Control  
by Using Truncated Risks**

**V. A. Mironichev**, *v.mironichev@mail.ru*

*State Space Corporation Roscosmos, Moscow, Russian Federation*

**V. B. Rudakov**, *Dr. Sci. (Engineering), info@niiks.com*

*Space Systems Research and Development Institute “(NII KS)”–Branch of Khrunichev State Research  
and Production Space Center, Korolev, Moscow Region, Russian Federation*

**Abstract.** Mathematical dependencies for defining the truncated risks of making wrong decisions were obtained. Such risks arise during control of spacecraft product reliability in the development phase and help take into account the accumulated a priori information regarding product reliability. The presence of these risks is due to the stochastic nature of the manifestation of product failures, the limited time of ground tests, and control system errors in the case of automated control. At the same time, risks are part of the target function of economic expenditures on control and losses, the minimization of which leads to optimal statistical plans for monitoring the reliability of products.

The mathematical formulation of the problem of determining optimal plans is developed.

**Keywords:** hierarchy, control, reliability, optimization, parameters, planning, losses, risk types 1 and 2, requirements, target function, economic expenditures, product, spacecraft

В настоящее время актуальным является направление совершенствования методологии обеспечения и подтверждения требуемого уровня надежности изделий КА на этапе их экспериментальной отработки. Реализация этого этапа традиционно требует вложения больших финансовых средств. Поскольку при отработке реализуются принципы статистического выборочного контроля, совершенствование методического обеспечения должно идти и в направлении дальнейшего развития моделей и алгоритмов планирования и проведения статистического выборочного контроля надежности изделий.

В работах [1, 2] были предложены методы оптимального планирования контроля надежности изделий КА, основанные на минимизации целевой функции затрат на контроль и потерь, связанных с рисками принятия ошибочных решений, возникающих при контроле. Эта целевая функция вытекают из самой статистической структуры контроля и имеет в общем случае следующий вид:

$$C_{\Sigma} = C_{1\alpha}\alpha + C_{1\epsilon}\beta + C_{1K}n, \quad (1)$$

где  $C_{1\alpha}\alpha$  — математическое ожидание потерь за счет браковки годного изделия, то есть удовлетворяющего заданным требованиям по надежности ( $\alpha$  — риск 1-го рода);

$C_{1\beta}\beta$  — математическое ожидание потерь за счет приемки дефектного изделия, то есть не удовлетворяющего заданным требованиям по надежности ( $\beta$  — риск 2-го рода);

$C_{1\alpha}, C_{1\beta}, C_{1K}$  — математические ожидания потерь и затрат на контроль одного изделия;

$n$  — объем контроля (количество изделий, подвергаемых контролю, либо количество циклов контроля, связанное с постоянной длительностью контроля и т. д.), подлежащий определению.

Для биномиального плана контроля *априорные* риски 1-го и 2-го рода  $\alpha$  и  $\beta$ , входящие в (1), представляют собой *безусловные* вероятности забраковать годное (удовлетворяющее требованиям по надежности) или принять дефектное изделие (не удовлетворяющее требованиям)

соответственно. Они определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} \alpha &= \int_{P_{\text{ТР}}}^1 (1 - P^n) f(P) dP = \\ &= \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} \int_{P_{\text{ТР}}}^1 (1 - P^n) P^{b-1} (1 - P)^{a-1} dP, \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \beta &= \int_0^{P_{\text{ТР}}} P^n f(P) dP = \\ &= \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} \int_0^{P_{\text{ТР}}} P^{n+b-1} (1 - P)^{a-1} dP, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\Gamma(\cdot)$  — полная гамма-функция, или интеграл Эйлера 2-го рода [1];

$P_{\text{ТР}}$  — заданное значение вероятности безотказной работы изделия;

$P$  — показатель надежности изделия, трактуется как случайная величина (в байесовском смысле), имеющая плотность бета-распределения

$$\begin{aligned} f(P) &= \frac{1}{B(b, a)} P^{b-1} (1 - P)^{a-1} = \\ &= \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} P^{b-1} (1 - P)^{a-1}, \end{aligned} \quad (4)$$

$$B(b, a) = \frac{\Gamma(a)\Gamma(b)}{\Gamma(a+b)} \text{ — полная бета-функция.}$$

Параметры  $a$  и  $b$  априорного бета-распределения определяются известными методами по накопленной априорной статистической информации о надежности изделий с учетом ее неоднородности по известным моделям [1].

В [1] показано, что риски 1-го и 2-го рода с увеличением объема контроля  $n$  изменяются в противоположных направлениях, поэтому целевая функция (1), в зависимости от величин, в нее входящих, может быть возрастающей, убывающей и иметь минимум, которому соответствует оптимальный статистический план контроля ( $n^*, \alpha^*, \beta^*, c = 0$ ). Здесь  $c$  — приемочное число плана контроля (контрольный норматив), которое для высоконадежных изделий КА равно нулю.

Если функция является возрастающей, то контроль надежности проводить нецелесообразно, поскольку это приведет к увеличению экономических затрат и потерь, связанных с рисками принятия ошибочных решений. Если функция является убывающей, то необходим стопроцентный контроль всех изделий партии (если рассматривается партия изделий) или всех технических параметров изделия (если рассматриваются независимые параметры, определяющие надежность). И, наконец, если функция имеет минимум, то контроль следует проводить по оптимальному плану ( $n^*, \alpha^*, \beta^*, c = 0$ ). То есть сама целевая функция является как бы индикатором необходимости проведения контроля и испытаний.

Формализованная постановка задачи оптимального планирования контроля надежности [1, 2] записывается следующим образом: найти такое значение  $n > 0$  и соответствующие ему значения рисков  $\alpha$  и  $\beta$ , которые доставляют минимум целевой функции (1), то есть найти

$$\min_{n, \alpha, \beta} C_{\Sigma} = \min_{n, \alpha, \beta} [C_{1\alpha}\alpha + C_{1\beta}\beta + C_{1k}n], \quad (5)$$

где

$$\alpha = \int_{P_{\text{ТР}}}^1 (1 - P^n) f(P) dP, \quad (6)$$

$$\beta = \int_0^{P_{\text{ТР}}} P^n f(P) dP, \quad (7)$$

в области

$$\alpha \geq 0, \quad \beta > 0, \quad 0 < n \leq N. \quad (8)$$

Минимизация такой целевой функции при контроле любого изделия КА [1, 2] по переменной  $n$  позволяет найти оптимальные планы контроля надежности ( $n^*, \alpha^*, \beta^*, c = 0$ ), включающие в себя оптимальные значения объема контроля и рисков 1-го и 2-го рода  $\alpha^*$  и  $\beta^*$ , которые учитывают накопленную априорную информацию с учетом ее статистической неоднородности.

Приведенная постановка задачи (5)–(8) входит в состав метода оптимального планирования контроля надежности. В дальнейшем этот метод был развит в более сложные методы: метод иерархиче-

ского контроля надежности, метод иерархического контроля технических параметров изделий КА [1–3], которые получили достаточно широкое распространение. При этом в [1] и [4] были разработаны математические зависимости для определения апостериорных рисков 1-го и 2-го рода, использование которых позволяет учесть на уровне вероятностей результаты контроля изделий нижних уровней иерархии при оптимальном планировании контроля изделий более высоких уровней.

Поскольку к изделиям КА предъявляются очень высокие требования по надежности, целесообразно, как отмечалось выше, устанавливать нулевое приемочное число или контрольный норматив  $c = 0$  в планах контроля их надежности. При этом отказы изделий, которые могут возникнуть в процессе проведения их отработки, необходимо учитывать через параметры  $a$  и  $b$  априорного (4) и апостериорного бета-распределения показателя надежности изделия. Эти рекомендации находят в полном соответствии с выводом академика А. Н. Колмогорова, приведенном в работах [5, 6].

Анализируя выражения (2) и (3) для определения рисков 1-го и 2-го рода, можно увидеть, что они учитывают накопленную априорную информацию о надежности только через параметры бета-распределения (4), поскольку областью определения возможных значений показателя надежности  $P$  изделия КА является область  $0 < P < 1$ . Такая область определения представляет собой наиболее общий случай и ограничивает применение разработанных методов.

В то же время практика отработки показывает, что изделия, используемые в настоящее время в составе бортового оборудования КА, обладают высокой степенью преемственности и по ним накопленна достаточная априорная статистическая информация о надежности. С учетом указанных обстоятельств конкретизируем границы области возможных значений показателя  $P$  в формулах (2) и (3) для определения рисков. При этом заметим, что математическое ожидание случайной величины  $P$ , которая трактуется в байесовском смысле, при известной плотности распределения (4) определяется по формуле [1, 2]

$$m(P) = \frac{b}{a+b}. \quad (9)$$

Запишем заданные требования к показателю надежности изделия КА в следующем виде:

$$P_1 < P_{\text{тр}} < P_2, \quad (10)$$

где  $P_1$  и  $P_2$  — границы области возможных значений показателя  $P$ .

Значения  $P_1$ ,  $P_2$  могут быть определены по априорной информации о показателе надежности  $P$  с использованием плотности (4) бета-распределения следующим образом.

Представим гипотетически некоторое множество изделий (гипотетическая генеральная совокупность), которое условно разделим на два подмножества:

- подмножество изделий, удовлетворяющих требованию  $P_{\text{тр}}$  (годное подмножество);
- подмножество изделий, не удовлетворяющих требованию  $P_{\text{тр}}$  (дефектное подмножество).

Тогда в качестве границ  $P_1$ ,  $P_2$  могут быть приняты их оценки, выраженные через математические ожидания показателя  $P$  изделий соответственно 1-го и 2-го подмножества. Механизм перехода бета-распределения от области определения  $0 < P < 1$  к области определения показателя надежности  $P_1 < P_{\text{тр}} < P_2$  связан с усечением априорной плотности распределения по этой области. То есть распределение возможных значений показателя надежности в годном подмножестве  $f_{\Gamma}(P)$  является усеченным в области определения  $P_{\text{тр}} \leq P < 1$ , а распределение возможных значений в дефектном подмножестве  $f_{\Delta}(P)$  является усеченным в области определения  $0 < P < P_{\text{тр}}$ .

Используя известное правило [1, 2, 7] определения плотности распределения  $f_y(x)$  усеченной непрерывной случайной величины  $X$  с интервалом усечения  $(a, b)$ , получаем выражения для определения  $f_{\Delta}(P)$  и  $f_{\Gamma}(P)$ :

$$f_{\Delta}(P) = \frac{f(P)}{\int_0^{P_{\text{тр}}} f(p) dp}, \quad (11)$$

$$f_{\Gamma}(P) = \frac{f(P)}{\int_{P_{\text{тр}}}^1 f(p) dp}. \quad (12)$$

Учитывая эти выражения, определяем математические ожидания показателя надежности  $P$

для дефектного и годного подмножества:

$$P_1 = m[P_1] = \int_0^{P_{\text{тр}}} P f_{\Delta}(P) dP = \frac{\int_0^{P_{\text{тр}}} P f(P) dP}{\int_0^{P_{\text{тр}}} f(P) dP}, \quad (13)$$

$$P_2 = m[P_2] = \int_{P_{\text{тр}}}^1 P f_{\Gamma}(P) dP = \frac{\int_{P_{\text{тр}}}^1 P f(P) dP}{\int_{P_{\text{тр}}}^1 f(P) dP}. \quad (14)$$

Далее получим выражение для математического ожидания  $P_1$  с учетом вида априорной плотности бета-распределения (4). Для этого подставим (4) в выражение (13):

$$P_1 = m[P_1] = \frac{\int_0^{P_{\text{тр}}} P \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} P^{b-1} (1-P)^{a-1} dP}{\int_0^{P_{\text{тр}}} P \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} P^{b-1} (1-P)^{a-1} dP} = \frac{\int_0^{P_{\text{тр}}} P^{(b+1)-1} (1-P)^{a-1} dP}{\int_0^{P_{\text{тр}}} P^{b-1} (1-P)^{a-1} dP}. \quad (15)$$

В формуле (15) рассмотрим интеграл, который находится в числителе, и выполним преобразование, умножив и разделив его на величину полной бета-функции  $B(b+1, a)$ , которая табулирована в [8, 9]:

$$\begin{aligned} \int_0^{P_{\text{тр}}} P^{(b+1)-1} (1-P)^{a-1} dP &= \frac{B(b+1, a)}{B(b+1, a)} \times \\ &\times \int_0^{P_{\text{тр}}} P^{(b+1)-1} (1-P)^{a-1} dP = B(b+1, a) \times \\ &\times \left[ \frac{1}{B(b+1, a)} \int_0^{P_{\text{тр}}} P^{(b+1)-1} (1-P)^{a-1} dP \right] = \\ &= B(b+1, a) I_{P_{\text{тр}}}(b+1, a). \end{aligned} \quad (16)$$

Выражение, стоящее в квадратных скобках, представляет собой интегральную функцию бета-распределения, обозначается  $I_{P_{\text{тр}}}(b+1, a)$  и называется неполной бета-функцией [1, 2, 8, 9], таблицы которой содержатся, например, в [8, 9].

По аналогии интеграл, стоящий в знаменателе выражения (15), разделим и умножим на величину полной бета-функции  $B(b, a)$ , получим

$$\begin{aligned} \int_0^{P_{TP}} P^{(b-1)}(1-P)^{a-1} dP &= \\ &= B(b, a) \left[ \frac{1}{B(b, a)} \int_0^{P_{TP}} P^{b-1}(1-P)^{a-1} dP \right] = \\ &= B(b, a) I_{P_{TP}}(b, a). \end{aligned} \quad (17)$$

Учитывая (15)–(17), получаем

$$P_1 = m[P_1] = \frac{B(b+1, a)}{B(b, a)} \frac{I_{P_{TP}}(b+1, a)}{I_{P_{TP}}(b, a)}. \quad (18)$$

Поскольку аргументы  $a$  и  $b$  являются положительными действительными числами, бета-функция может быть выражена через гамма-функцию [8, 9] в соответствии с выражением (4). Тогда формулу (18) можно записать в виде

$$P_1 = m[P_1] = \frac{I_{P_{TP}}(b+1, a)}{I_{P_{TP}}(b, a)} \frac{\Gamma(b+1)\Gamma(a)\Gamma(b+a)}{\Gamma(b+1+a)\Gamma(b)\Gamma(a)}. \quad (19)$$

Используем известное свойство гамма-функции [8, 9]:

$$\Gamma(b+1) = b\Gamma(b) \quad \text{и} \quad \Gamma(b+a+1) = (b+a)\Gamma(b+a).$$

Подставив эти выражения в (19), окончательно получаем

$$P_1 = m[P_1] = \frac{b}{b+a} \frac{I_{P_{TP}}(b+1, a)}{I_{P_{TP}}(b, a)}. \quad (20)$$

Теперь определим математическое ожидание показателя надежности  $P$  для годного подмножества, используя формулу (14). Как и в предыдущем случае, преобразуем эту формулу к виду

$$\begin{aligned} P_2 = m[P_2] &= \frac{\int_{P_{TP}}^1 P P^{b-1}(1-P)^{a-1} dP}{\int_{P_{TP}}^1 P^{b-1}(1-P)^{a-1} dP} = \\ &= \frac{\int_{P_{TP}}^1 P^{(b+1)-1}(1-P)^{a-1} dP}{\int_{P_{TP}}^1 P^{b-1}(1-P)^{a-1} dP}. \end{aligned} \quad (21)$$

Далее рассмотрим числитель (21), умножим и разделим его на величину полной бета-функции  $B(b+1, a)$  и выполним преобразования

$$\begin{aligned} \int_{P_{TP}}^1 P^{(b+1)-1}(1-P)^{a-1} dP &= B(b+1, a) \times \\ &\times \left[ \frac{1}{B(b+1, a)} \int_{P_{TP}}^1 P^{(b+1)-1}(1-P)^{a-1} dP \right] = \\ &= B(b+1, a) \left[ \frac{1}{B(b+1, a)} \int_0^1 P^{(b+1)-1}(1-P)^{a-1} dP - \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{B(b+1, a)} \int_0^{P_{TP}} P^{(b+1)-1}(1-P)^{a-1} dP \right] = \\ &= B(b+1, a) \times \\ &\times \left[ 1 - \frac{1}{B(b+1, a)} \int_0^{P_{TP}} P^{(b+1)-1}(1-P)^{a-1} dP \right] = \\ &= B(b-1, a) [1 - I_{P_{TP}}(b+1, a)]. \end{aligned} \quad (22)$$

Теперь рассмотрим знаменатель (21), умножим и разделим его на величину полной бета-функции  $B(b, a)$  и выполним аналогичные преобразования

$$\begin{aligned} \int_{P_{TP}}^1 P^{b-1}(1-P)^{a-1} dP &= \\ &= B(b, a) \left[ \frac{1}{B(b, a)} \int_{P_{TP}}^1 P^{b-1}(1-P)^{a-1} dP \right] = \\ &= B(b, a) \left[ \frac{1}{B(b, a)} \int_0^1 P^{b-1}(1-P)^{a-1} dP - \right. \\ &\quad \left. - \frac{1}{B(b, a)} \int_0^{P_{TP}} P^{b-1}(1-P)^{a-1} dP \right] = \\ &= B(b, a) \left[ 1 - \frac{1}{B(b, a)} \int_0^{P_{TP}} P^{b-1}(1-P)^{a-1} dP \right] = \\ &= B(b, a) [1 - I_{P_{TP}}(b, a)]. \end{aligned} \quad (23)$$

Учитывая (21)–(23), получаем

$$P_2 = m[P_2] = \frac{\int_{P_{\text{TP}}}^1 P P^{b-1} (1-P)^{a-1} dP}{\int_{P_{\text{TP}}}^1 P^{b-1} (1-P)^{a-1} dP} = \frac{B(b+1, a)[1 - I_{P_{\text{TP}}}(b+1, a)]}{B(b, a)[1 - I_{P_{\text{TP}}}(b, a)]}. \quad (24)$$

Поскольку аргументы  $a$  и  $b$  являются положительными действительными числами, бета-функция может быть выражена через гамма-функцию [1, 8, 9], с использованием свойств которой окончательно получаем

$$P_2 = m[P_2] = \frac{B(b+1, a)[1 - I_{P_{\text{TP}}}(b+1, a)]}{B(b, a)[1 - I_{P_{\text{TP}}}(b, a)]} = \frac{b\Gamma(b)\Gamma(a)\Gamma(b+a)}{(b+a)\Gamma(b+a)\Gamma(b)\Gamma(a)} \frac{[1 - I_{P_{\text{TP}}}(b+1, a)]}{[1 - I_{P_{\text{TP}}}(b, a)]} = \frac{b}{(b+a)} \frac{[1 - I_{P_{\text{TP}}}(b+1, a)]}{[1 - I_{P_{\text{TP}}}(b, a)]}. \quad (25)$$

Если сравнить полученные выражения (20) и (25) с выражением (9), которое определяет математическое ожидание исходного бета-распределения (4), то видно, что усечение исходного распределения изменяет его математическое ожидание на величину соответствующих дробей, содержащих неполные бета-функции.

Таким образом, в результате получены выражения (20) и (25), которые определяют соответствующие границы области возможных значений показателя надежности  $P$ . Следует заметить, что граничные значения  $P_1$  и  $P_2$  являются переменными, поскольку зависят от величины заданных требований к показателю надежности  $P_{\text{TP}}$  изделия КА и от величин  $a$  и  $b$ , которые определяются наличием априорной информации. Но всегда выполняются неравенства

$$0 < P_1 < P_{\text{TP}} \quad \text{и} \quad P_{\text{TP}} \leq P_2 < 1.$$

Тогда с учетом (20), (25) математические зависимости для определения рисков 1-го и 2-го рода (2) и (3) при контроле показателей надежности

изделий КА на этапе обработки будут определяться следующими формулами:

$$\alpha = \int_{P_{\text{TP}}}^{P_2} (1 - P^n) f(P) dP, \quad (26)$$

$$\beta = \int_{P_1}^{P_{\text{TP}}} P^n f(P) dP, \quad (27)$$

где  $P_2$  и  $P_1$  вычисляются по формулам (25) и (20).

Таким образом, в результате разработаны математические зависимости для определения рисков 1-го и 2-го рода, которые являются усеченными и которые входят в формализованную постановку (5)–(8) задачи определения оптимальных планов контроля надежности изделий КА при обработке. Использование этих рисков значительно расширяет область практического применения методов оптимального планирования, о которых говорилось выше. Эти риски являются функциями заданных требований к надежности изделия  $P_{\text{TP}}$ , размера области  $P_1 \leq P \leq P_2$ , то есть математических ожиданий возможных значений показателя надежности  $P$ , определяемых на основе априорной информации, и параметров  $a$  и  $b$  априорного бета-распределения этого показателя.

Проведем исследование функций рисков 1-го и 2-го родов (26) и (27) в зависимости от изменения единственного аргумента  $n$  при крайних условиях, когда этот аргумент стремится к нулю и к бесконечности, то есть при  $n \rightarrow 0$  и  $n \rightarrow \infty$ . Воспользуемся теорией вычисления пределов функций.

Найдем пределы функций усеченных рисков (26) и (27), учитывая, что показатель надежности изделия  $P < 1$ . В результате получим:

$$1) \lim_{n \rightarrow 0} \alpha = \lim_{n \rightarrow 0} \int_{P_{\text{TP}}}^{P_2} [1 - P^n] \cdot f(P) \cdot dP = 0,$$

$$\lim_{n \rightarrow 0} \beta = \lim_{n \rightarrow 0} \int_{P_1}^{P_{\text{TP}}} P^n \cdot f(P) \cdot dP = \int_{P_1}^{P_{\text{TP}}} f(P) \cdot dP;$$

$$2) \lim_{n \rightarrow \infty} \alpha = \lim_{n \rightarrow \infty} \int_{P_{\text{TP}}}^{P_2} [1 - P^n] \cdot f(P) \cdot dP = \int_{P_{\text{TP}}}^{P_2} f(P) dP,$$

$$\lim_{n \rightarrow \infty} \beta = \lim_{n \rightarrow \infty} \int_{P_1}^{P_{\text{TP}}} P^n \cdot f(P) \cdot dP = 0.$$

Анализ полученных выражений позволяет сделать следующие выводы.

1. При  $n \rightarrow 0$ :

– риск 1-го рода  $\alpha$  становится равным нулю. Это совпадает с результатами, которые получены в [1, 2];

– риск 2-го рода  $\beta$  совпадает с вероятностью того, что изделие является дефектным (то есть не удовлетворяет заданным требованиям по надежности); причем величина этой вероятности есть  $\int_{P_1}^{P_{\text{ТР}}} f(P) \cdot dP$  и она определяется априорной накопленной статистической информацией о надежности изделия, а также величиной заданных требований  $P_{\text{ТР}}$ .

2. При  $n \rightarrow \infty$ :

– риск 2-го рода  $\beta$  становится равным нулю;

– риск 1-го рода  $\alpha$  совпадает с вероятностью того, что изделие является годным (то есть удовлетворяет заданным требованиям по надежности); причем величина этой вероятности есть  $\int_{P_{\text{ТР}}}^{P_2} f(P) \times dP$  и она также определяется накопленной статистической информацией о надежности изделия (в том числе и результатами гипотетически бесконечных испытаний), а также величиной заданных требований  $P_{\text{ТР}}$ .

При этом поскольку плотность (4) бета-распределения  $f(P)$  является усеченной в области  $P_1 < P_{\text{ТР}} < P_2$ , то очевидно, что

$$\int_{P_1}^{P_{\text{ТР}}} f(P) \cdot dP + \int_{P_{\text{ТР}}}^{P_2} f(P) \cdot dP = \int_{P_1}^{P_2} f(P) \cdot dP = 1.$$

Таким образом, проведенные исследования подтверждают противоположный характер изменения рисков 1-го и 2-го рода, что обосновывает использование функций потерь в качестве целевых функций для определения оптимальных планов контроля надежности изделий КА на этапе их обработки. При этом формализованная постановка задачи определения оптимальных планов контроля надежности вида  $(n^*, \alpha^*, \beta^*, c = 0)$  имеет следующий вид: найти

$$\min_{n, \alpha, \beta} C_{\Sigma} = \min_{n, \alpha, \beta} [C_{1\alpha} \alpha + C_{1\beta} \beta + C_{1k} n], \quad (28)$$

где

$$\alpha = \int_{P_{\text{ТР}}}^{P_2} (1 - P^n) f(P) dP = \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} \int_{P_{\text{ТР}}}^{P_2} (1 - P^n) P^{b-1} (1 - P)^{a-1} dP, \quad (29)$$

$$\beta = \int_{P_1}^{P_{\text{ТР}}} P^n f(P) dP = \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} \int_{P_1}^{P_{\text{ТР}}} P^{n+b-1} (1 - P)^{a-1} dP, \quad (30)$$

$$P_2 = m[P_2] = \frac{b}{(b+a)} \frac{[1 - I_{P_{\text{ТР}}}(b+1, a)]}{[1 - I_{P_{\text{ТР}}}(b, a)]}, \quad (31)$$

$$P_1 = m[P_1] = \frac{b}{b+a} \frac{I_{P_{\text{ТР}}}(b+1, a)}{I_{P_{\text{ТР}}}(b, a)}, \quad (32)$$

в области

$$\alpha \geq 0, \quad \beta > 0, \quad 0 < n \leq N. \quad (33)$$

То есть формализованная постановка задачи определения оптимальных планов контроля изделий КА при отработке (28)–(33) совпадает с постановкой (5)–(8), однако вместо выражений для рисков (2) и (3) в ней присутствуют выражения (26) и (27), в которых  $P_2$  и  $P_1$  вычисляются по формулам (25) и (20).

Для решения задачи оптимизации (28)–(33) можно использовать в качестве основы алгоритм решения, разработанный в [1], и определить оптимальные статистические планы контроля надежности изделий КА, включающие в себя оптимальные объемы испытаний  $n^*$  и оптимальные риски 1-го и 2-го родов  $\alpha^*$  и  $\beta^*$  при приемочном числе (контрольном нормативе)  $c = 0$ .

## Список литературы

1. Волков Л. И., Рудаков В. Б. Статистический контроль иерархических систем. М.: Изд-во СИП РИА, 2002. 360 с.

2. *Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н.* Контроль качества космических аппаратов при отработке и производстве. М.: Машиностроение, 2009. 400 с.
3. *Макаров М.И., Рудаков В.Б., Макаров В.М.* Риски принятия ошибочных решений в задаче рационального планирования контроля надежности электронных изделий ракетно-космической техники // *Двойные технологии*, 2017, № 4. С. 21–30.
4. *Макаров М.И., Рудаков В.Б. и др.* Апостериорные риски при планировании наземной отработки ракетно-космической техники // *Двойные технологии*, 2013, № 3. С. 31–34.
5. *Беляев Ю.К., Колмогоров А.Н.* Экономичные планы приемочного контроля // Доклад на IV Всесоюзном математическом съезде. Ленинград, 1966. С. 173–176.
6. *Беляев Ю.К.* Вероятностные методы выборочного контроля. М.: Наука, 1975. 406 с.
7. *Шор Я.Б.* Статистические методы анализа и контроля качества и надежности. М.: Советское радио, 1962. 551 с.
8. *Большев Л.Н., Смирнов Н.В.* Таблицы математической статистики. М.: Наука, 1983. 416 с.
9. *Пагурова В.И.* Таблицы неполной гамма-функции. М.: ВЦ АН СССР, 1963. 239 с.

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

УДК 621.396 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.78.86

## Выбор состава бортовых средств для обеспечения заданной живучести наноспутника

**А. М. Егоров**, аспирант, *eandrm07@mail.ru*

*Самарский университет, Самара, Российская Федерация*

**И. В. Белоконов**, д. т. н., профессор, *ibelokonov@mail.ru*

*Самарский университет, Самара, Российская Федерация*

**Аннотация.** В работе рассматривается задача формирования проектного облика малоразмерных космических аппаратов (КА) класса наноспутник (НС), обладающих требуемым уровнем живучести. Особенностью КА такого класса является широкое применение коммерческих комплектующих общего назначения, при этом для удешевления конструкции, как правило, отсутствует дублирование отдельных бортовых систем. В связи с этим при создании НС предлагается учитывать требования по живучести как возможности системы адаптироваться и сохранять способность выполнять целевую задачу при возникновении отказов в бортовых системах. Предложена методика построения математической модели для расчета количественной оценки живучести НС. В основу модели положено отношение эффективности функционирования совокупности обеспечивающих систем НС, сохраняющейся после фиксированного набора неблагоприятных воздействий, к начальному значению эффективности функционирования НС.

Рассмотрено применение модели на этапе разработки технических предложений при проектировании НС, приведена методика выбора состава бортовых средств из доступных комплектующих для создания байпасности и достижения требуемой живучести НС. Приведен пример использования данной методики при выборе состава бортовых средств низковысотного НС формата CubeSat 3U, совершающего ориентированный полет и имеющего показатель живучести 0,9.

**Ключевые слова:** наноспутник, живучесть, эффективность, оценка, надежность, отказ, целевая задача, элементы борта, критичность

## Selection of the Onboard Elements' Composition to Ensure the Specified Survivability of the Nanosatellite

**A. M. Egorov**, *postgraduate student, eandrm07@mail.ru*

*Samara University, Samara, Russian Federation*

**I. V. Belokonov**, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., ibelokonov@mail.ru*

*Samara University, Samara, Russian Federation*

**Abstract.** The paper considers the design of small-size spacecraft of a nanosatellite class with the required level of survivability. A feature of this class of spacecraft is the wide utilization of commercial components for a general purpose, while to reduce the cost of construction, as a rule, there is no duplication of individual onboard systems. In this regard, it is proposed to take into account the survivability requirements as an opportunity for the system to adapt and save the ability to perform the target task in case of failures in onboard systems. A method of constructing a mathematical model for calculating the quantitative estimation of survivability of a nanosatellite is proposed. The model is based on the ratio of the efficiency of performance of a set of support systems of a nanosatellite, which remains stable after a fixed row of harmful interferences, to the initial value of effectiveness of nanosatellite performance.

The application of the model at the stage of development of technical proposals in the design of a nanosatellite is considered; the method of selection of the composition of the onboard elements from the available components to create bypass and achieve the required survivability of a nanosatellite is given. An example of using this method in selecting the composition of the onboard equipment of a low altitude nanosatellite of a CubeSat 3U type performing an oriented flight and having the increased survivability of 0.9 is offered.

**Keywords:** nanosatellite, survivability, effectiveness, assessment, reliability, failure, target, onboard elements, criticality

## Введение

Современное направление развития космических экспериментов, проводимых университетами мира, неразрывно связано с использованием наноспутников (НС) стандарта CubeSat.

Широкое использование НС во многом обусловлено малым временем их разработки, а также значительной дешевой попутного запуска, небольшой стоимостью.

При разработке НС с целью удешевления проекта часто применяются коммерческие комплектующие общего назначения, дублирование отдельных систем избегается. Статистические данные по НС [1, 2] свидетельствуют о высоком проценте аварийных ситуаций, не связанных со средствами выведения, а обусловленных работой самих НС. Это связано с тем, что на ранних этапах проектирования НС до настоящего времени не закладывались условия достижения требуемого уровня живучести НС.

Высокий процент аварийных ситуаций НС доказывает необходимость обеспечения живучести НС, что достигается введением структурной избыточности бортовых средств, байпасности [3, 4], реализацией специальных алгоритмов работы бортовой системы управления.

## Постановка задачи оценки живучести НС

В данной работе ставится задача разработать математическую модель, позволяющую произвести количественную оценку живучести НС как сложной системы, обладающей набором структурно и информационно связанных элементов бортовых систем. Реализация специальных алгоритмов работы бортовой системы управления не рассматривается.

Свойство живучести в общем случае состоит в способности объекта противостоять развитию критических отказов вследствие возникающих дефектов и повреждений [5]. Применительно к НС живучесть — это свойство системы адаптироваться и сохранять способность выполнять целевую задачу полета с некоторым снижением качества при возникновении отказов в элементах бортовой системы [6].

Живучесть отражает стойкость НС к неблагоприятным воздействиям (отказоустойчивость системы), а также избыточный потенциал, заложенный в алгоритмическую и аппаратную части НС, позволяющий парировать возникающие отказы.

В нештатных условиях полета предусматривается возможность изменения структуры и алгоритмов работы бортовой системы НС. Живучесть может быть реализована за счет использования избыточности различных типов, а также от эффекта синергии при взаимодействии различных систем [7].

Наиболее простая оценка живучести сложной системы может быть получена путем анализа способности выполнять определенный набор функций в условиях неблагоприятных воздействий. При возникновении отказов в элементах бортовой системы часть функций НС может быть не выполнена, что снижает качество выполнения миссии. Такой подход к оценке живучести описан в [9].

В качестве показателя количественного измерения живучести  $G$  целесообразно использовать отношение эффективности  $E_F$ , сохраняющейся у системы после возникновения определенной совокупности негативных воздействий, к начальной эффективности функционирования НС  $E_0$  до возникновения отказов [8]:

$$G = \frac{E_F}{E_0}.$$

При разработке математической модели для оценки живучести НС принимаются следующие допущения и ограничения.

1. При определении количественного показателя эффективности учитываются основные характеристики элементов бортовых систем (энергопотребление, объем запоминающих устройств, скорость приема и передачи данных и т. д.), однако не учитывается режим работы НС, включение и выключение отдельных бортовых систем НС.

2. Формируемая математическая модель оценки живучести НС учитывает состав бортовых средств и является актуальной до наступления первого отказа, после возникновения отказа модель оценки живучести корректируется.

3. Случаи одновременного отказа нескольких элементов бортовых систем НС не рассматриваются.

Согласно принятой системе допущений, оценка живучести НС  $G$  осуществляется путем анализа



Рис. 1. Обобщенная функциональная схема НС

эффективности выполнения им всех  $i = 1 \dots N$  задач в рамках космической миссии при различных возможных состояниях НС.

Состояние НС рассматривается с точки зрения возможности выполнения миссии и может быть охарактеризовано совокупностью работоспособных элементов бортовой системы или совокупностью неработоспособных элементов  $S = (F_1, F_2, \dots, F_M)$ .

Типовые задачи, решаемые при функционировании НС:

$Z_1$  — обеспечение электропитания всех бортовых систем,

$Z_2$  — формирование и накопление телеметрической информации,

$Z_3$  — передача телеметрической информации с НС на наземный комплекс управления,

$Z_4$  — прием команд НС с НКУ,

$Z_5$  — определение текущей ориентации и угловой скорости движения НС относительно центра масс,

$Z_6$  — обеспечение требуемой ориентации и стабилизации НС.

Выполнение всех перечисленных задач является необходимым условием выполнения миссии НС. Поэтому эффективность функционирования НС  $E_S$  для каждого состояния  $S$  определяется произведением коэффициентов эффективности  $\Phi_{Si}$

выполнения задач и вероятности  $P_S$  нахождения системы в рассматриваемом состоянии [8]:

$$E_S(F_1, F_2, \dots, F_M) = P_S \cdot \prod_{i=1}^N \Phi_{Si}. \quad (1)$$

Для решения каждой задачи используется определенный набор элементов бортовых систем, что иллюстрирует обобщенная функциональная схема бортовой системы НС на рис. 1, где  $\Phi_{ij}$  — коэффициент эффективности элемента  $j$  при решении  $i$  задачи при условии отсутствия отказов.

Считая отказы отдельных элементов независимыми событиями, вероятность нахождения системы в рассматриваемом состоянии  $P_S$  определяется произведением вероятностей работоспособности всех элементов бортовой системы с учетом информации о произошедших отказах. При исправной работе элемента вероятность его работоспособности принимается равной надежности  $P_{ij}$ , в противном случае — равной вероятности отказа  $(1 - P_{ij})$ .

Для рассмотренной функциональной схемы бортовой системы НС эффективность его функционирования может быть определена как сумма эффективностей работы во всех возможных состояниях:

$$E = \sum_S E_S = \sum_S P_S \cdot \prod_{i=1}^N \Phi_{Si}. \quad (2)$$

Для каждого элемента бортовой системы в модели задается перечень функций, для решения которых он может быть использован, а также рассчитывается коэффициент эффективности:

$$\Phi_{Sij} = k_{ij} \cdot \frac{q_{Sij}}{e_{Sij} \cdot m_{Sij} \cdot v_{Sij}}, \quad (3)$$

где  $q_{Sij}$  — показатель качества работы элемента при выполнении заданной функции (точность измерения, скорость вычисления),  $e_{Sij}$  — потребляемая электрическая мощность,  $m_{Sij}$  — масса,  $v_{Sij}$  — занимаемый объем,  $k_{ij}$  — коэффициент нормирования.

Коэффициент нормирования определяется из условия:  $\max \Phi_{ij} \leq 1$  для всех элементов, выполняющих одну функцию.

При проектировании бортовой системы НС одна и та же задача (или часть задачи) может реализовываться различными способами. Это требует описания логической связи элементов функциональной схемы.

Целесообразно рассматривать несколько подходов.

1. Аддитивный: функция выполняется хотя бы одним из элементов, коэффициенты эффективности суммируются (горячий резерв):

$$\Phi_i = \sum_j \Phi_{ij} \mid \Phi_i \leq 1.$$

2. Замещающий: функция выполняется одним из работоспособных элементов, имеющим наибольший коэффициент эффективности (холодный резерв):

$$\Phi_i = \max_j (\Phi_{ij} \mid \Phi_{ij} > 0).$$

3. Совместный: функция выполняется всеми элементами одновременно, коэффициенты эффективности перемножаются:

$$\Phi_i = \prod_j \Phi_{ij}.$$

При синтезе архитектуры типовой бортовой системы НС в отсутствие аддитивных связей и с учетом использования нормирующего коэффициента коэффициент эффективности выполнения каждой задачи и работы системы в целом не будет превышать 1. При отсутствии отказов в элементах бортовой системы НС коэффициент эффективности

будет максимальным, эффективность функционирования НС в этом случае определяется вероятностью безотказной работы (надежностью) элементов бортовой системы НС.

При введении в бортовую систему НС аддитивных связей значения отдельных коэффициентов эффективности могут превысить значение 1. Чтобы этого избежать, все коэффициенты эффективности элементов всех типов, которые задействованы в аддитивных связях, дополнительно нормируются.

Описанная математическая модель позволяет получить количественную оценку живучести НС в диапазоне от 0 до 1. При возникновении отказов в элементах бортовой системы НС и использовании альтернативного набора бортовых средств показатель эффективности функционирования и живучесть НС снижаются.

## Методика выбора состава бортовых средств

При проектировании НС одним из целевых показателей, приведенных в техническом задании, должен быть количественный показатель живучести  $G_P(T_{AC}) \geq \text{const}$  при заданном времени активного существования  $T_{AC}$ .

Данный уровень живучести, помимо специальных алгоритмов работы бортового компьютера, обеспечивает совокупность элементов бортовой системы НС. Постановка задачи синтеза бортовой системы НС может быть сформулирована следующим образом: требуется определить набор бортовых средств (элементов) НС, который одновременно позволит выполнить все задачи НС и будет обеспечивать заданную живучесть НС  $G_P$  на заданном времени активного существования  $T_{AC}$ .

На практике основанием для выбора бортовых средств для научно-образовательного НС является стоимость, которую нужно минимизировать при учете ограничений на массу, габариты и заданное. Минимально допустимое значение живучести НС переводится в разряд ограничений.

Возможны следующие подходы к решению задачи.

1. Выбор состава элементов бортовой системы НС, обладающей высокой живучестью, за счет

увеличения надежности (и, как правило, стоимости) отдельных элементов. При этом необходимо вести конструкторские работы, модифицировать стандартные комплектующие, что сложно реализовать в условиях создания малоразмерного космического аппарата в короткие сроки и с малым объемом финансирования.

2. Последовательное изменение (наращивание) структуры бортовой системы типового НС по критерию увеличения живучести с одновременной минимизацией стоимости. Данный подход заслуживает внимания, учитывая практику создания НС из готовых унифицированных модулей, использование которых позволяет создавать НС в кратчайшие сроки [9].

3. Разработка новой (оригинальной) бортовой системы НС для решения конкретной целевой задачи НС. Подход не является рациональным, так как потребует большого времени на разработку, изготовление и отладку специальных элементов бортовой системы, что увеличит время разработки НС и его стоимость.

Из возможных подходов наиболее эффективным с точки зрения времени и стоимости разработки НС является принцип выбора состава бортовых средств НС путем изменения структуры бортовой системы типового НС.

Типовой НС представляет собой платформу КА нанокласса, обладающую минимальным набором аппаратных средств, необходимых для решения обеспечивающих задач [8]. Такой НС содержит бортовой компьютер (БК) с одним вычислительным ядром и запоминающим устройством (ЗУ), приемопередатчик, состоящий из приемной и передающей частей, антенны с модулем раскрытия, солнечные панели, контакт отделения (КО), систему электропитания, системы определения ориентации, системы стабилизации НС.

Резервирование отдельных элементов не предусмотрено. Наличие двух экземпляров приемных и передающих антенн, расположенных на противоположных гранях, а также солнечных панелей, расположенных ортогонально, обусловлено необходимостью сохранять возможность работы при различных угловых положениях НС.

При наращивании структуры бортовой системы НС необходимо определить критерии и огра-

ничения (по массе  $m$ , габаритам  $v$ , стоимости  $e$ , живучести  $G$ ) для выбора элементов, планируемых к добавлению в бортовую систему НС. Для НС CubeSat 3U их можно представить в виде математической записи:

$$\begin{aligned} G(T_{AC}, S) &= \prod_{i=1}^N \Phi_i \cdot P \geq G_P(T_{AC}), \\ \sum_S m &\leq 4,5 \text{ кг}, \\ \sum_S v &\leq 100 \times 100 \times 340 \text{ мм}^3 \\ \sum_S e &\rightarrow \min. \end{aligned} \quad (4)$$

Принимается допущение, что мощность источников электроэнергии, установленных на НС, окажется достаточной для обеспечения работы всех элементов бортовой системы проектируемого НС. При расчете общей стоимости НС не принимаются во внимание затраты на элементы и конструкции сопряжения элементов борта.

С целью определения элементов бортовой системы НС, для которых введение избыточности наиболее востребовано, также используется описанная выше математическая модель оценки живучести. В процессе моделирования дополнительно проводится анализ последствий от отказа каждого из элементов бортовой системы. Те отказы, которые приводят к невозможности выполнения задачи НС, считаются критическими. Вероятность наступления таких отказов определяет критичность элемента  $Cr_j$  для бортовой системы НС.

Избыточность следует вводить прежде всего для элементов, имеющих максимальную критичность. При равных значениях критичности выбирается элемент, имеющий максимальное значение критерия, характеризующего экономическую эффективность введения избыточности:

$$\min_e \max_j J = \min_e \max_j \left( \frac{Cr_j}{m_j \cdot e_j} \right). \quad (5)$$

Синтез структуры бортовой системы НС производится последовательным выполнением итераций добавления бортовых средств. На каждой итерации для элементов бортовой системы вычисляется

значение критерия  $J$ , производится резервирование элемента, имеющего наибольшее значение критерия до достижения заданного уровня живучести.

При введении избыточности происходит изменение структуры бортовой системы, поэтому после каждой итерации требуется повторная оценка живучести с использованием математической модели. В случае если значение живучести оказывается меньше предыдущего или неравенства (4) не выполняются, следует отказаться от выбранного способа введения избыточности, использовать альтернативный способ или создать избыточность для другого критичного элемента бортовой системы НС. Таким образом реализуется контроль корректности создаваемой конфигурации бортовой системы НС.

### Пример использования методики

Рассмотрим случай проектирования НС формата CubeSat 3U с заданным показателем живучести не ниже 0,9.

В качестве прототипа выберем типовой НС, совершающий ориентированный полет [10]. Аппарат решает обозначенные выше стандартные задачи  $Z_1 \dots Z_6$ . Для решения задач используются определенные компоненты бортовой системы, согласно функциональной схеме (рис. 2).

Для каждого из элементов бортовой структуры НС необходимо указать вероятность возникновения отказа (определяется из технической документации на комплектующие), вычислить коэффициент эффективности по формуле (3). На основе функциональной схемы и коэффициентов эффективности элементов бортовой системы НС рассчитываются коэффициенты эффективности решения задач в случае отсутствия отказов, а также начальное (максимально возможное) значение эффективности функционирования НС:

$$E_0 = \Phi_1 \cdot \Phi_2 \cdot \Phi_3 \cdot \Phi_4 \cdot \Phi_5 \cdot \Phi_6 \cdot P_0 = \\ = 1 \cdot 1 \cdot 1 \cdot 0,5 \cdot 0,5 \cdot 0,5 \cdot 0,928 = 0,116.$$

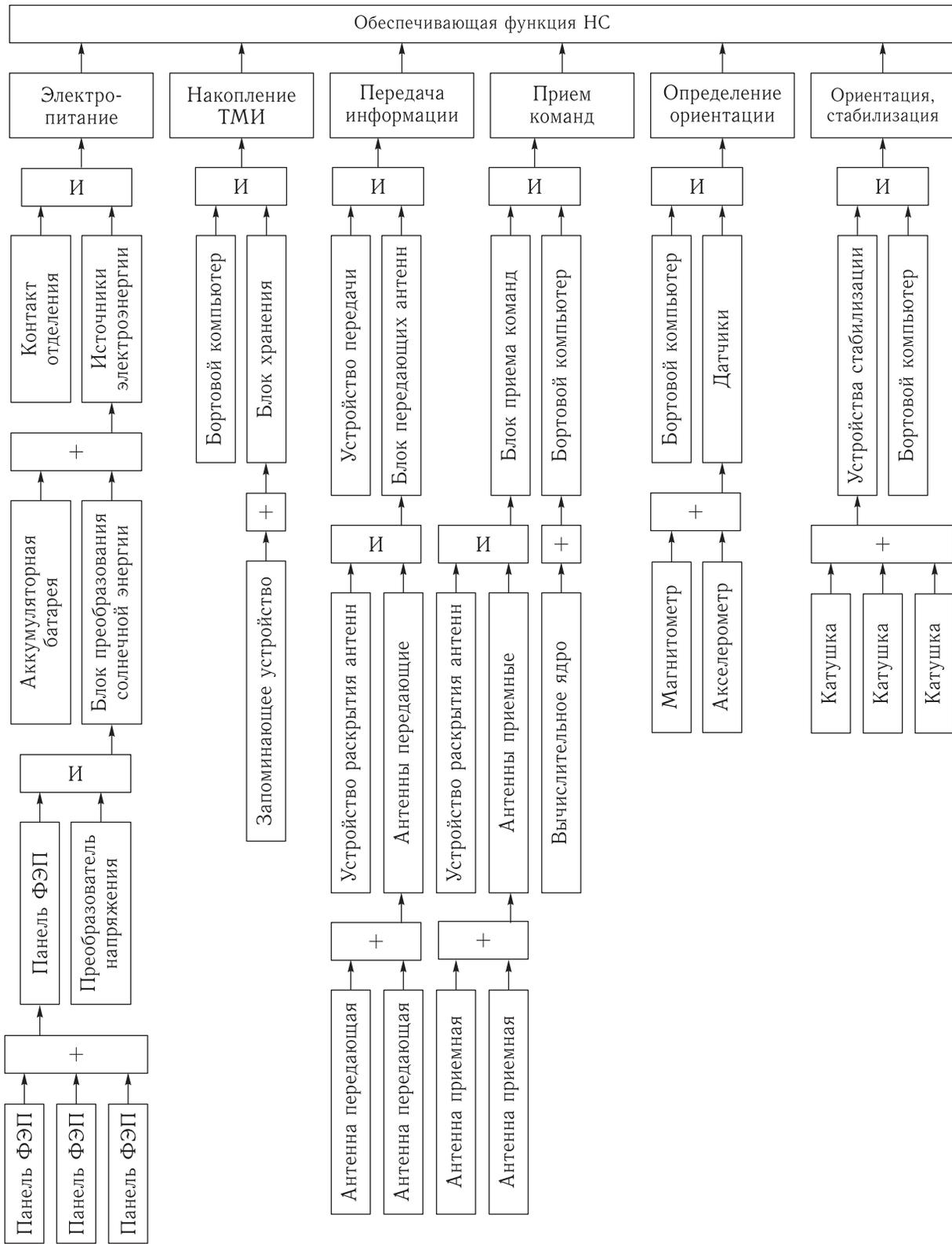
Для случаев отказа каждого из элементов бортовой системы НС рассчитывается эффективность функционирования НС (см. таблицу).

Анализ показал, что начальное значение живучести НС с рассмотренным составом бортовых средств составляет  $G = 0,32$ . Данное значение свидетельствует о том, что эффективность функционирования НС при возникновении отказов в среднем ухудшится почти втрое. Полученная оценка живучести оказалась ниже требуемой, необходимо произвести синтез структуры бортовой системы НС по приведенной выше методике.

По данным столбца 1 таблицы можно выделить ряд наиболее критичных элементов бортовой системы НС, отказ которых приводит к невыполнению миссии НС. Производя для них расчет критерия  $J$  по формуле (5), определяем элемент «Контакт отделения», для которого вводится резервирование на первой итерации. Живучесть НС повышается и составляет  $G = 0,46$ .

Действуя аналогично по данным столбца 2, рассмотрим случай резервирования БК как элемента, влияющего на выполнение многих задач. Расчет показал, что живучесть возрастет до  $G = 0,54$ . Однако более результативным подходом к выполнению второй итерации является реализация возможности выполнения программы полета из запоминающего устройства в случае отказа приемника. При этом потребуются минимальные затраты на коммутацию элементов, а живучесть возрастет до  $G = 0,88$ .

На третьей итерации выполняется резервирование ЗУ, также требующее минимальных затрат, живучесть возрастает до  $G = 0,89$ . Последующее усложнение бортовой системы будет связано с более значимыми затратами. Рассматривая возможные варианты реализации четвертой итерации, целесообразно рассмотреть возможность установки на НС дополнительно передающего модуля системы Иридиум, снабженного своей антенной. Данный модуль позволяет сохранить возможность передачи информации с НС на Землю, однако скорость передачи данных будет снижена (снижается качество выполнения целевой задачи полета — получение научной или целевой информации). Однако такой подход (создание байпасности) позволит понизить критичность сразу двух элементов бортовой системы НС: модуля раскрытия антенн и передающего устройства. Живучесть НС превысит требуемое значение:  $G = 0,91$ , рис. 3.



И — совместный тип связи, + — аддитивный

Рис. 2. Функциональная схема типового НС

Т а б л и ц а. Определение эффективности работы и живучести НС при различных отказах

	Начальное состояние (1)	Итерация 1: резервирование КО (2)	Итерация 2: резервирование БК (3)	Итерация 2: хранение команд в ЗУ (4)	Итерация 3: резервирование ЗУ (5)	Итерация 4: добавление передатчика системы Иридиум (6)
$E_0$	0,116	0,116	0,115	0,097	0,096	0,095
Контакт отделения № 1	0	0,125	0,125	0,104	0,104	0,104
Контакт отделения № 2	–	0,125	0,125	0,104	0,104	0,104
Аккумулятор	0,063	0,063	0,063	0,052	0,052	0,052
Панель ФЭП № 1	0,104	0,104	0,104	0,087	0,087	0,087
Панель ФЭП № 2	0,104	0,104	0,104	0,087	0,087	0,087
Панель ФЭП № 3	0,104	0,104	0,104	0,868	0,868	0,868
Преобразователь напряжения	0,063	0,063	0,063	0,052	0,052	0,052
Бортовой компьютер № 1	0	0	0,125	0	0	0
Бортовой компьютер № 2	–	–	0,125	–	–	–
Запоминающее устройство № 1	0,063	0,063	0,063	0,042	0,069	0,069
Запоминающее устройство № 2	–	–	–	–	0,069	0,069
Модуль раскрытия антенн	0	0	0	0	0	0,010
Передающая антенна № 1	0,063	0,063	0,063	0,052	0,052	0,052
Передающая антенна № 2	0,063	0,063	0,063	0,052	0,052	0,052
Передатчик	0	0	0	0	0	0,010
Приемная антенна № 1	0,063	0,063	0,063	0,069	0,069	0,069
Приемная антенна № 2	0,063	0,063	0,063	0,069	0,069	0,069
Приемник	0	0	0	0,035	0,035	0,035
Магнитометр	0,063	0,063	0,063	0,052	0,052	0,052
Акселерометр	0,063	0,063	0,063	0,052	0,052	0,052
Катушка индуктивности X	0	0	0	0	0	0
Катушка индуктивности Y	0	0	0	0	0	0
Катушка индуктивности Z	0	0	0	0	0	0
$E_F$	0,038	0,054	0,063	0,085	0,085	0,086
$G = E_F/E_0$	<b>0,32</b>	<b>0,46</b>	<b>0,54</b>	<b>0,88</b>	<b>0,89</b>	<b>0,91</b>

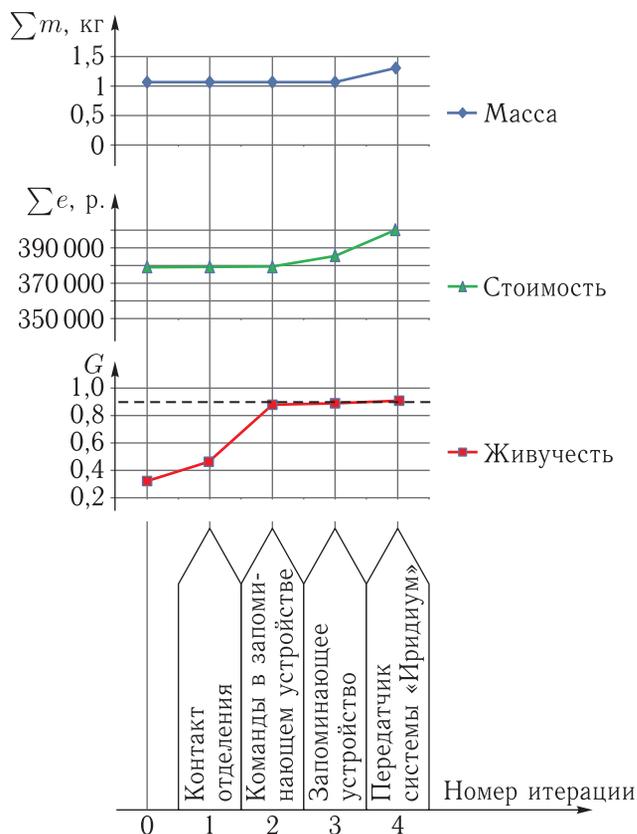


Рис. 3. Изменение параметров НС при введении избыточности

## Заключение

Важным этапом проектирования НС является определение конфигурации его бортовой системы. Совокупность бортовых средств является основой для реализации алгоритмов повышения живучести НС, которые управляют работой всех компонентов.

Математическая модель оценки живучести НС, предложенная в статье, может быть использована на этапе формирования технических предложений согласно изложенной методике. Это позволит создать конфигурацию бортовой системы НС, состоящего из типовых коммерческих комплектующих и обладающего заданной живучестью. При этом бортовой компьютер реализует алгоритм, обеспечивающий режим работы компонентов бортовой системы НС согласно функциональной схеме. Следующим

шагом является создание бортового алгоритма принятия решения о выборе схемы реконфигурации бортовой системы при возникновении отказов.

## Список литературы

1. Langer M., Bouwmeester J. Reliability of CubeSats – Statistical Data, Developers' Beliefs and the Way Forward // 30th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites SSC16-X-2. 2016. P. 1–12.
2. Nanosatellite database. [https://creator.zohopublic.com/plspace/nanosat-database-demo/view-perma/Nanosat\\_database](https://creator.zohopublic.com/plspace/nanosat-database-demo/view-perma/Nanosat_database) (дата обращения: 10.01.2018).
3. Кирилин А. Н. Методы обеспечения живучести низкоорбитальных автоматических КА зондирования Земли: математические модели, компьютерные технологии. М.: Машиностроение, 2010. 382 с.
4. Kirilin A., Belokonov I., Timbai I., Kramlikh A., Melnik M., Ustiugov E., Egorov A., Shafran S. SSAU Nanosatellite Project for the Navigation and Control Technologies Demonstration // Procedia Engineering. 3rd IAA-RACTs Conf. on Scientific and Technological Experiments on Automatic Space Vehicles and Small Satellites, SPEXP 2014, 2015, vol. 104. P. 97–106.
5. ГОСТ 27.002-89 Надежность в технике. Основные понятия. Термины и определения. М.: Издательство стандартов, 1989. 32 с.
6. Додонов А. Г. Живучесть информационных систем. Киев: Наукова думка, 2011. 256 с.
7. Ахметов Р. Н., Макаров В. П., Соллогуб А. В. Байпасность как атрибут живучести автоматических космических аппаратов в аномальных полетных ситуациях // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, 2015, № 4. С. 17–37. DOI: 10.18287/2412-7329-2015-14-4-17-37.
8. Черкесов Г. Н. Методы и модели оценки живучести сложных систем. М.: Знание, 1987. 55 с.
9. Егоров А. М. Оценка живучести наноспутника на примере SamSat-218D // Сборник статей VI Международной заочной научно-технической конференции ITRT-2016, 2016. С. 190–194.
10. Егоров А. М. Анализ возможных отказов типового наноспутника // Известия вузов. Приборостроение, 2016, т. 59, № 9. С. 471–476. DOI: 10.17586/0021-3454-2016-59-6-471-476.

## Деградационные процессы устройств микросистемной техники

**М. С. Харламов**, *contact@spacecorp.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**П. И. Дидык**, *к. т. н.*, *contact@spacecorp.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

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

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**В. П. Безмен**, *к. т. н.*, *contact@spacecorp.ru*

*АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация*

**Аннотация.** Представлен обзор современных данных о деградационных процессах устройств микросистемной техники различных типов. Рассматривается влияние дестабилизирующих факторов на физику процессов старения типовых устройств микросистемной техники (МСТ). Особое внимание уделяется наиболее типичным и распространенным явлениям деградации, таким как влияние внутрикорпусной влаги и ионизирующего излучения (ИИ) космического пространства. Рассматриваются различные источники активных летучих элементов внутрикорпусного пространства и методы снижения их количества в под-корпусной атмосфере. Проводится условное разделение влияния внешних и внутренних факторов на деградацию электрических и механических параметров чувствительных и исполнительных элементов устройств микросистемной техники. Предлагаются различные конструктивно-технологические методы увеличения показателей надежности на стадиях разработки и изготовления чувствительных и исполнительных элементов устройств микросистемной техники.

**Ключевые слова:** микросистемная техника, надежность, деградация, коррозионные процессы, радиационные воздействия

## Degradation Processes of Devices of Microsystem Technology

**M. S. Kharlamov**, *contact@spacecorp.ru*

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

**P. I. Didyk**, *Cand. Sci. (Engineering)*, *contact@spacecorp.ru*

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

**A. A. Zhukov**, *Dr. Sci. (Engineering)*, *contact@spacecorp.ru*

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

**V. P. Bezmen**, *Cand. Sci. (Engineering)*, *contact@spacecorp.ru*

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

**Abstract.** An overview of current data of the degradation processes of microsystem devices of various types is presented. The influence of destabilizing factors on the physics of the aging processes of typical microsystem devices is considered. Special attention is paid to the most typical and widespread phenomena of degradation, such as the effect of internal humidity and ionizing radiation of space. Various sources of active volatile components of internal elements and methods for reducing their quantity are considered. Conditional separation of the influence of external and internal factors on the degradation of electrical and mechanical parameters of sensors and actuators. Various design and technological methods for increasing reliability at the development and manufacturing stages of sensors and actuators are proposed.

**Keywords:** microsystem devices, reliability, degradation, corrosion processes, radiation effects

Приборы микросистемной техники переживают пик своего развития и расширения областей применения, включая космическую и военную отрасли, в которых к приборам предъявляются высокие требования по надежности и сроку активного существования (САС). Параметр надежности определяется двумя методами: проведением ускоренных испытаний (при повышенных параметрах: влажности, температуре, механической нагрузке, напряжении питания) и теоретическим прогнозированием и моделированием. Оба метода не являются взаимоисключающими, а, напротив, дополняют друг друга. Данные ускоренных испытаний являются наиболее полными и точными, однако требуют наличия рабочих образцов в необходимом количестве (для получения статистических данных), в то время как построение модели возможно на этапах разработки конструкции и технологии изготовления прибора.

Известно, что особенностью устройств микросистемной техники является наличие чувствительного или исполнительного элемента (ЧЭ, ИЭ), служащего преобразователем механических перемещений в электрический сигнал (датчик) и наоборот (актюатор) по различным физическим принципам (емкостные, магнитные, электростатические, пьезоэлектрические) в сочетании с управляющими устройствами на основе микроэлектронных приборов. Таким образом, надежность устройств микросистемной техники является производением надежностей управляющей микроэлектроники и ЧЭ/ИЭ. Изучение механизмов деградации микроэлектронных приборов — транзисторов, диодов — позволило создать полупроводниковые приборы с САС до 25 лет [1–4]. В то же время систематические данные по САС устройств микросистемной техники отсутствуют, что и обуславливает актуальность настоящей работы.

Целью работы является обзор данных о деграционных процессах и механизмах отказов чувствительных и исполнительных элементов устройств микросистемной техники.

Из анализа теоретических и практических подходов к прогнозированию надежности и САС устройств микросистемной техники следует, что необходимо учитывать весь комплекс взаимосвязанных процессов, протекающих в конструкционных материалах при их эксплуатации. В этой связи

в работе рассмотрены деграционные процессы механических, электрических параметров элементов МЭМС-прибора, радиационные и размерные эффекты.

## Деграция механических параметров

В зависимости от конструкции и условий эксплуатации ЧЭ/ИЭ прибора испытывает различные виды деформации: изгиб, растяжение, сжатие, кручение, трение, касание (удар) двух элементов, циклические нагрузки, вибрационные и ударные. Одним из основных параметров актюаторов (СВЧ-реле, цифровые микрозеркальные устройства и другие) является количество циклов переключения, которое прибор должен выдержать без значительных изменений собственных характеристик. Анализ деградации МЭМС-переключателей подробно рассмотрен авторами [7–9]. Для контактных МЭМС-переключателей наблюдается точечная коррозия и задубливание металлических контактов в местах соприкосновения, что значительно уменьшает площадь контакта и, следовательно, увеличивает контактное сопротивление переключателя [7] (рис. 1). Для переключателей емкостного типа наиболее типичными являются эффекты залипания консоли в замкнутом положении и изменение напряжения переключения. Оба эффекта связаны с накоплением заряда в диэлектрических

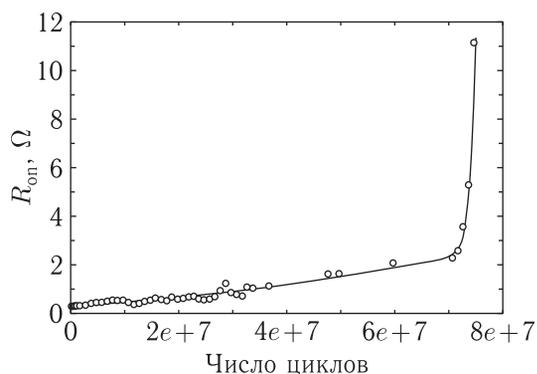


Рис. 1. Электрическое сопротивление МЭМС-переключателя с контактной областью из золота при токе 4 мА при варьируемом числе циклов переключения [8]

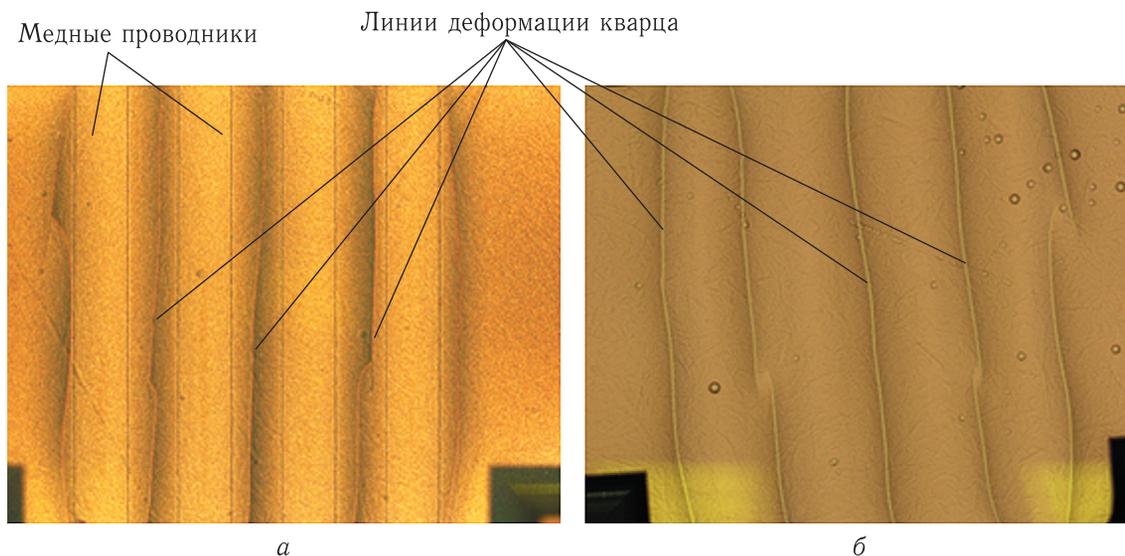


Рис. 2. Пластическая деформация поверхности кварцевой мембраны толщиной 20 мкм после формирования медных проводящих дорожек: а) — изображение с лицевой стороны мембраны с металлизацией; б) — изображение обратной стороны мембраны с металлизацией, увеличение 5х

слоях и на поверхностных состояниях из-за структурных нарушений.

Причиной всех вышеперечисленных процессов является образование дислокационных дефектов в структуре моно- и поликристаллической решетки материала переключателя при наличии механических напряжений, превышающих пороговое значение [5], так, для кремния эта величина составляет  $10^5$ – $10^6$  Па [10].

Нагрузка на чувствительный элемент может быть вызвана не только механическим воздействием при эксплуатации, но и деформациями структуры при перепадах температур в случае адгезионного контакта материалов с различным ТКЛР. Деформация структуры чувствительного элемента может проявляться еще на стадии изготовления при использовании некоторых высокотемпературных процессов (осаждение диэлектриков, напыление металлов, «сухое» плазменное травление, бондинг) (рис. 2), что крайне негативно сказывается на характеристиках МЭМС-акселерометров, гироскопов, датчиков давления и прочих приборов и является актуальной проблемой для разработчиков и производителей некоторых датчиков [6].

Общая скорость деградации механических параметров во многом зависит от динамики перемещения дислокаций в объеме решетки, так как

стремление дислокаций к объединению приводит к появлению микротрещин и неупругой деформации кристалла. Автором [10] описан эффект динамического старения дислокационных дефектов в кремнии, вызванный закреплением и ограничением подвижности дислокаций из-за накопления примесных атомов. Таким образом, для улучшения механических свойств и прочностных характеристик чувствительных элементов может использоваться материал со специально введенными либо неконтролируемыми легирующими примесями [10].

Одним из наиболее перспективных методов повышения механической надежности является использование наноматериалов при формировании структур ЧЭ/ИЭ приборов МСТ. В целом наноматериалы обладают более высокими механическими характеристиками по сравнению с традиционными структурными материалами [15]. Это обусловлено возникновением размерных эффектов, проявляющихся в твердом теле с размером зерен порядка 100 нм, малым количеством структурных дефектов кристаллической решетки и низкой динамикой дислокаций.

На рис. 3 качественно проиллюстрированы преимущества наноструктурированных материалов перед крупнозернистыми [15]. Увеличение твердости при переходе размера зерен в нанометровый

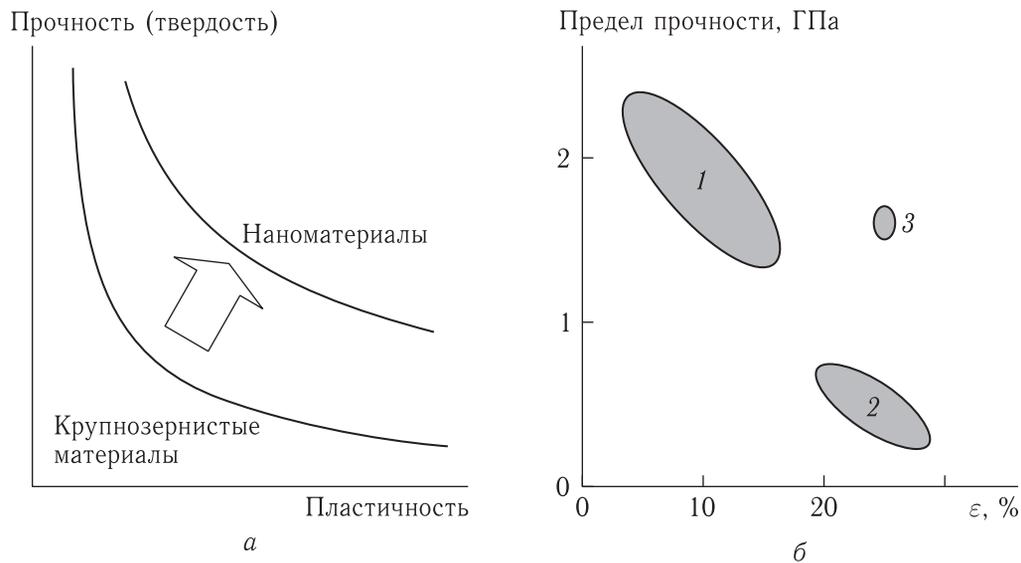


Рис. 3. Качественная связь между прочностью (твердостью) и пластичностью материалов (а) и соотношение предела прочности от относительного удлинения до разрушения для различных сталей (б): 1 — высокопрочные; 2 — низкоуглеродистые; 3 — нанокристаллические [15]

диапазон для металлов может составлять 500–600%, а для хрупких материалов — до 300%. Использование сверхрешеток и 2D-наноструктур также позволяет значительно повысить механическую надежность подвижных элементов, однако применение подобных материалов многократно повышает стоимость приборов из-за сложности изготовления.

Таким образом, вклад деградации механических параметров в общую надежность и САС прибора является отличительной особенностью устройств микросистемной техники. Старение вызвано ростом и объединением дислокационных дефектов при механической нагрузке на ЧЭ/ИЭ.

## Деградация электрических параметров

Для описания деградации электрических параметров приборов МСТ можно использовать модели, применяемые в микроэлектронике. Основная проблема в применении этих моделей заключена в том, что необходимо рассматривать кинетику и физику деградационных процессов при наличии механических напряжений. Известно, что скорость коррозионных процессов зависит от состава атмосферы

подкорпусного пространства. Наличие летучих компонентов (углеводородов, галогенов и других) приводит к химическому окислению металлизации. Вода, помимо окислителя, выступает переносчиком соединений, в том числе органики, а повышенный уровень влажности может привести к образованию конденсата на поверхности кристалла и, как следствие, процессам электрохимической коррозии проводников.

Известно, что вода существует на внутренних поверхностях прибора в двух формах: адсорбированной пленки или конденсированных капель [16]. Толщина и площадь образовавшегося слоя зависит от свойств поверхности (шероховатость, смачиваемость), а также относительной влажности атмосферы подкорпусного пространства. При эксплуатации прибора при температуре ниже точки росы внутренние поверхности прибора покрываются каплями сконденсированной влаги (росы). Скорость коррозионных процессов зависит от особенностей топологии металлизации и состояния влаги на поверхности кристалла. В случае адсорбированной тонкой пленки, толщина которой не превышает нескольких монослоев, преимущественно наблюдается постепенное «старение» прибора, сопровождающееся медленной деградацией электрических параметров. При перекрывании же соседних

проводящих дорожек или контактных площадок конденсированной каплей, по данным [16], скорость электрохимической коррозии возрастает на 4–6 порядков, а также появляется большая вероятность возникновения короткого замыкания. В случае контакта разных металлов скорость коррозии зависит от значения контактной разности потенциалов, причем электрохимические реакции протекают при отсутствии внешнего напряжения.

В работе [17] описана кинетика электрохимической коррозии алюминиевой металлизации в интегральных схемах, однако указанная модель не учитывает скорость разрушения пассивирующих покрытий. В обычных атмосферных условиях алюминий обладает высокой коррозионной стойкостью благодаря пассивирующей пленке  $Al_2O_3$  толщиной 5–10 нм, однако наличие галогенов, особенно хлора, приводит к локальной коррозии, или питтингу. Высвобожденные ионы хлора продолжают участвовать в окислении алюминия, поэтому даже малое количество галогенов вызывает обширные повреждения металлизации [4].

Образование влаги на поверхностях подвижных частей ЧЭ/ИЭ может вызывать изменение частотно-механических характеристик конструкции, а также вызывать залипание подвижных контактов. При конденсации влаги в маленьких воздушных зазорах электростатических устройств происходит полный отказ из-за замыкания емкостей через воду.

Известно, что процесс электромиграции также оказывает большое влияние на деградационное старение и последующий отказ прибора. Локальное увеличение плотности тока возможно в местах утонения алюминиевой пленки, например в результате длительной коррозии вглубь металлизации или на углах ступеней. Образование углублений и трещин на поверхности полупроводника, вызванных электромиграцией, увеличивает общую площадь контакта металла с атмосферой подкорпусного пространства, что, в свою очередь, увеличивает общий объем и скорость глубинной коррозии, влекущей за собой локальное утонение проводника, рост плотности тока и дополнительный рост электромиграции ионов алюминия.

Для улучшения стойкости алюминия к электромиграции осуществляется добавка различных примесей при напылении металла [1]. Небольшое

количество кремния (до 1%) позволяет снизить показатели электромиграции, при этом электрическое сопротивление металлизации сильно зависит от массовой доли примеси. Увеличение стойкости может быть достигнуто в сплавах алюминия с различными металлами. Введение дополнительных слоев тугоплавких металлов также позволяет увеличить долговечность алюминиевых пленок. По данным [1], хорошую долговечность продемонстрировали пленки чистого алюминия с подслоем Ti-W.

Наилучшим решением проблемы электромиграции до сих пор остается подбор правильной ширины алюминиевых проводников по мере их размещения. Максимальной стойкостью обладают проводники, ширина которых меньше среднего размера зерна металла (приблизительно 1 мкм), так как в этом случае передвижение ионов в пустотах в направлении тока будет блокироваться материалом самих зерен.

Увеличение сопротивления между подвижным и неподвижным металлическими электродами, вызванное точечной коррозией и задубливанием, явным образом проявляется в МЭМС-переключателях контактного типа. Хотя механизмы данного явления сложны и находятся на стадии исследования, установлено, что деградационные процессы идут по двум параллельным направлениям:

- уменьшение эффективной контактной площади вследствие задубливания и точечной коррозии металла в месте контакта;
- локальный рост плотности тока, приводящий к электромиграции и микросварке электродов.

В некоторых типах устройств МСТ наиболее выражено проявляется деградационный процесс в диэлектрических слоях. В работе [7] описывается два процесса деградации маломощных емкостных ВЧ МЭМС-переключателей:

- увеличение напряжения активации и размыкание ключа из-за утечки заряда из кантилевера и накопления на поверхностных состояниях «металл–диэлектрик» и «диэлектрик–воздух»;
- инжекция заряда в диэлектрический слой из электрода, приводящие к залипанию кантилевера в нижнем положении.

Причиной этих деградационных процессов является увеличение плотности объемных и поверхностных ловушек в диэлектрике из-за роста

дислокационных дефектов, вызванных механическими нагрузками при замыкании ключа. Авторами [7] приводятся несколько методов решения проблемы зарядки диэлектрического слоя: модернизация конструкции прибора с использованием биполярной активации, боковых управляющих электродов и других нетипичных конструкций.

Таким образом, деградация электрических параметров ЧЭ/ИЭ устройств МСТ базируется на тех же физических принципах, что и в традиционных микроэлектронных приборах. Однако при расчете кинетики требуется учитывать конструктивные особенности чипов и наличие механических нагрузок.

## Источники летучих соединений

Известно, что состав летучих соединений подкорпусного пространства влияет на скорость коррозионных процессов металлизации приборов МСТ. Уровень содержания влаги в атмосфере подкорпусного пространства задается условиями герметизации. Она должна проходить в атмосфере инертного газа с содержанием влаги, не превышающей 50 ppm. Другими источниками влаги и летучих соединений являются внутренние поверхности корпуса: крышка, керамическое основание корпуса и адгезив, натекающие и диффундирующие газы из окружающей атмосферы. Уровень натекания определяется условиями и качеством герметизации и обычно хорошо контролируется. Исследование морфологии поверхности материалов металлокерамического корпуса и отвержденного адгезива обнаружило большое количество капиллярных каналов размером 0,2–3,9 мкм на поверхности отвержденного адгезива и развитую структуру керамического основания корпуса. По данным дифференциального термографического анализа (ДТА) керамики и отвержденного адгезива, были получены значения потери веса керамики (0,07 %) и клея (0,3 %) в результате десорбции воды из пор при нагревании до 150 °С и при этом отмечается рост поверхностного сопротивления керамики с  $10^{14}$  Ом до  $10^{15}$  Ом [12]. Показано [12], что термообработка перед герметизацией при температуре 150 °С не позволяет эффективно удалить влагу с поверхностей, так как расчетное давление внутри капилляра диаметром 200 нм

доходит до 1,4 МПа, что увеличивает температуру кипения воды в нем до 250 °С. Это ограничение по минимальной температуре отжига можно снять, если проводить термообработку в вакууме. Проведение термообработки ИК-отжигом с дополнительной откачкой позволило снизить содержание подкорпусной влаги до 0,01–0,2 об. %.

Клеевые соединения являются основным источником остаточных летучих элементов из-за повышенного газоотделения в вакууме, связанного с десорбцией и диффузией летучих компонентов из клеевых швов и продуктов реакций, протекающих в адгезиве. Кроме того, органические соединения, входящие в состав адгезива, хорошо абсорбируют атмосферную влагу еще до герметизации, а развитая пористая поверхность клеевого шва многократно увеличивает его открытую площадь и, как следствие, общий объем адсорбированной влаги. Состав и количество выделяемых летучих примесей зависит от исходного состава адгезива и различных технологических особенностей монтажа кристалла, например дополнительной термообработки клеевого шва. В работе [13] приводится обзор различных типов клеевых композитов, их сравнение по степени газовой выделению и элементному составу выделяемых летучих примесей. Термообработка отвержденного клеевого шва позволяет значительно уменьшить остаточное газовыделение: скорость диффузии летучих соединений при повышении температуры возрастает, и в течение сравнительно короткого времени концентрация этих компонент в приповерхностном слое уменьшается.

Несмотря на обилие различных типов адгезивов, применяемых в микроэлектронной промышленности, нет прямых данных о составе и количестве остаточных летучих соединений, выделяемых после отверждения. В качестве косвенных параметров для сравнения степени газовой выделению различных составов клеев можно использовать значение массовой усадки клея и термостойкость. Использование геттера в составе сборки МЭМС-изделий способствует поддержанию низкого уровня концентрации активных газов в подкорпусном объеме, а также позволяет значительно снизить количество адсорбированной влаги на поверхности ЧЭ/ИЭ [23, 24].

Из всего вышесказанного можно сделать вывод, что улучшенные условия герметизации прибора

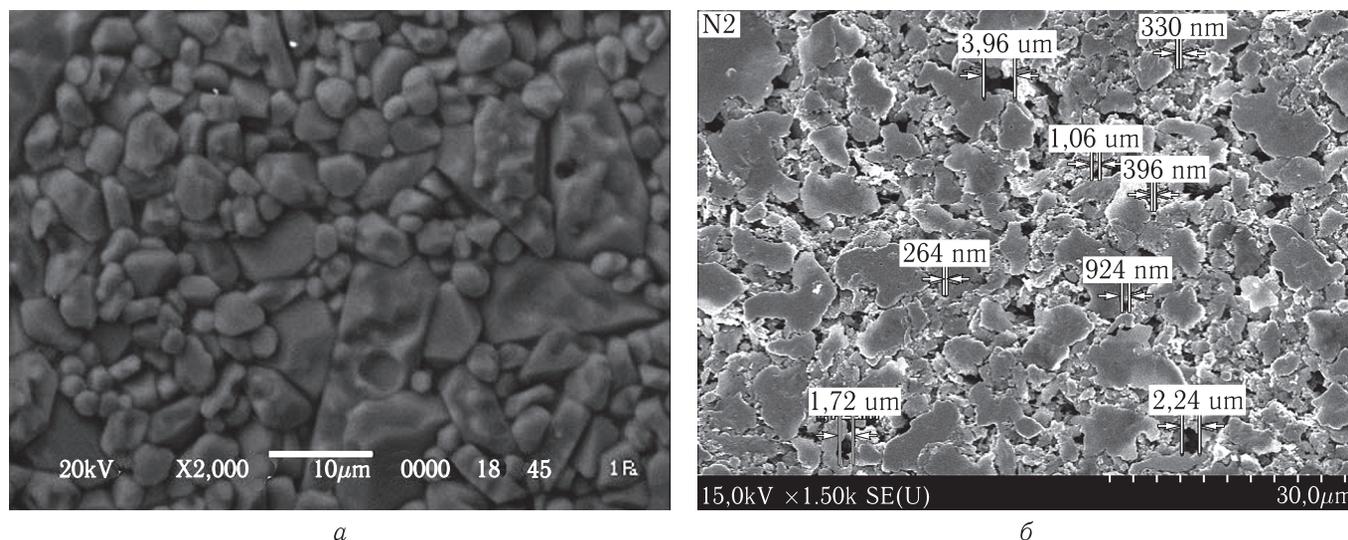


Рис. 4. Снимок с РЭМ внешнего вида поверхности керамического основания корпуса (а) и адгезива после сушки при 175 °С в течение 1 ч в среде азота (б) [12]

при сборке, а также предварительная сушка и использование геттера позволяют значительно увеличить надежность и САС прибора в целом.

## Радиационные эффекты

Известно, что информация об уровнях радиационной стойкости устройств микросистемной техники ограничена, но среди имеющихся публикаций можно найти информацию о деградации особо чувствительных приборов при дозах порядка 100 крад [20]. По сравнению с приборами микроэлектроники изделия микросистемной техники обладают рядом отличительных конструктивных и функциональных особенностей, обусловленных различными принципами работы приборов, использующих разные физические эффекты для преобразования энергии (электростатические, электромагнитные, пьезоэлектрические, электротермические и пр.). При анализе деградационных процессов, вызванных космическим излучением, особый интерес представляют чувствительные и исполнительные элементы датчиков и актуаторов. Основными причинами трудности расчета и прогнозирования радиационной стойкости устройств МСТ являются многообразие используемых материалов (полупроводники, металлы, диэлектрики, полимеры) и различные физических принципы активации и преобразования.

В общем случае при воздействии ИИ на материал исполнительных и чувствительных элементов приборов МСТ образуются дефекты смещения и объемные ионизационные дефекты.

Дефекты смещения — структурные нарушения кристаллической решетки материала, обусловленные выбиванием атомов из узлов кристаллической решетки с образованием различных структурных дефектов (вакансии, межузлия, пары Френкеля, дислокации). Влияние дефектов смещения на параметры полупроводниковых материалов были изучены при анализе радиационной стойкости интегральных схем, центральным элементом которых является транзистор. Так, например, для кремния эти эффекты проявляются при облучении электронами с энергией от 1 МэВ.

Появление дефектов смещения сказывается на механических свойствах облучаемых материалов. Например, в работе [21] представлены данные об изменении микротвердости монокристаллического кремния под действием низкоинтенсивного  $\beta$ -излучения. Установлено, что пики разупрочнения (рис. 5) связаны с образованием комплексов структурных дефектов:  $V_2-O-C$  и/или  $V_2-O_2$  (первый пик),  $V_2$  и/или  $C_i-C_j$  (второй пик), здесь  $V$  — вакансия,  $O$  — атом кислорода,  $C_i$  и  $C_j$  — межузельный атом углерода и атом углерода, находящийся в узле кристаллической решетки соответственно. В той же работе показано влияние типа

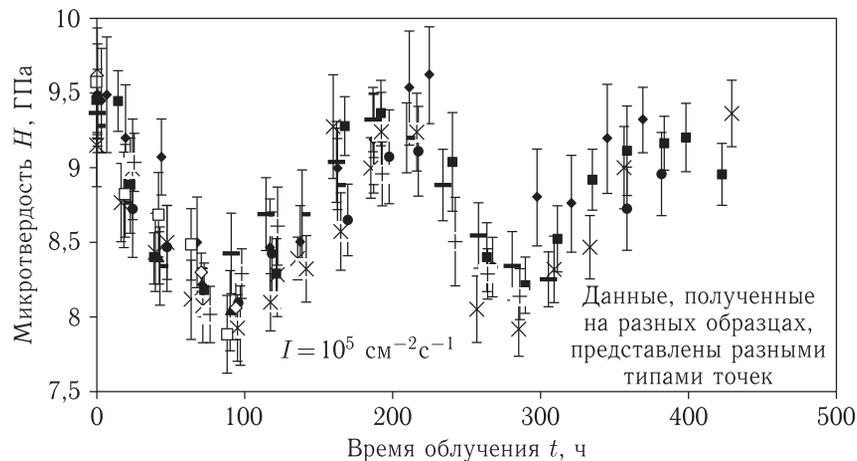


Рис. 5. Микротвердость монокристаллического кремния при варьируемом времени низкоинтенсивного  $\beta$ -излучения со средней энергией  $E \approx 0,5$  МэВ [21]

и концентрации легирующей примеси на зависимость микротвердости от времени облучения.

Известно, что изменение модуля Юнга в условиях космического применения даже на самых высоких орбитах может не превышать нескольких десятков ррт в течение 10 лет. Такое изменение мало влияет на эксплуатационные характеристики низкочастотных датчиков, а также приборов, работающих в двух статических состояниях (ВЧ-переключатели, актюаторы), однако ряд высокочастотных приборов требует устойчивости в 10 ррт от резонансной частоты, которая пропорциональна квадратному корню модуля Юнга.

В металлах и диэлектриках из-за поликристаллической/аморфной структуры дефекты смещения, вызванные космическим ионизирующим излучением, практически не влияют на их параметры. Тем не менее в оптически прозрачных материалах структурные дефекты могут создавать паразитные центры рассеяния, приводящие к деградации некоторых МОЭМС устройств.

Большинство имеющихся экспериментальных данных и результатов моделирования о влиянии дефектов смещения на работоспособность изделий МСТ показывают, что структурные нарушения, вызывающие механическую и электрическую деградацию конструктивных материалов ЧЭ/ИЭ, наступают при дозах и плотности облучения, превышающих уровни радиационной стойкости более уязвимых к ИИ современных ИС и электронных компонентов.

Ионизационные дефекты возникают при передаче энергии от частицы или кванта ионизирующего излучения электронам кристаллической решетки полупроводника или диэлектрика, которые переходят в зону проводимости с созданием электронно-дырочной пары. Данный тип дефектов чаще всего становится причиной деградации и отказов устройств МСТ, так как гамма-излучение имеет большую глубину проникновения через материалы, что создает проблемы при создании эффективной защиты от его воздействия.

Наиболее пагубно ионизационные дефекты влияют на диэлектрические слои. Возникновение электронно-дырочных пар приводит к появлению электрически активных дефектов, что влечет за собой ухудшение изолирующих свойств и увеличение проводимости, вплоть до токовых утечек и пробоя. Кроме того, накопление захваченного заряда в диэлектриках и полупроводниках влияет на электрические характеристики МЭМС-приборов, имеющих емкостные элементы. По различным данным, деградация некоторых электростатических устройств МСТ в результате накопления заряда возникает при дозах от 30 крад.

Ионизационные дефекты могут проявляться не только в структуре кристалла. Например, для некоторых электростатических МЭМС-акселерометров и гироскопов, использующих гребенчатую структуру с малым зазором (порядка нескольких микрон), наблюдался эффект пробоя через емкостные элементы по вакууму ( $\sim 10^{-4}$  Па) между

обкладками конденсатора, что приводило к отказу датчика, устранимому после снятия напряжения и перезагрузки прибора.

Одним из наиболее эффективных методов увеличения радиационной стойкости устройств МСТ является корпусирование. Металлическая крышка корпуса экранирует большинство ионизирующих частиц, что на несколько порядков увеличивает требуемую дозу радиации, после которой начинают проявляться деградационные процессы в сенсоре или актуаторе. Однако это не позволяет полностью ликвидировать ионизационные дефекты и дефекты смещения, так как подобная защита очень слабо поглощает нейтроны и гамма-кванты. По уровню чувствительности к радиационному воздействию космического пространства МЭМС-устройства можно выстроить в следующий ряд:

электростатические  $\Rightarrow$  пьезоэлектрические  $\Rightarrow$   
 $\Rightarrow$  электротермические  $\Rightarrow$  магнитные.

В работе [22] приводится вариант анализа применимости имитационного моделирования для оценки радиационной стойкости приборов МСТ, а также предложена схема построения автоматизированного комплекса для радиационных исследований изделий.

Таким образом, проблема влияния ионизирующего космического излучения на надежность ЧЭ/ИЭ является в настоящее время актуальной проблемой и требует дополнительных исследований в области физики деградационных процессов, вызываемых эффектами смещения и накопления дозы. Отсутствие активных полупроводниковых объемов в большинстве типов устройств МСТ делает их стойкими к воздействию ИИ, однако для оценки радиационной стойкости требуется проведение дополнительных исследований по влиянию радиации на механические характеристики исполнительных и чувствительных элементов приборов.

## Заключение

Немногочисленные данные по физике и механизмах типичных отказов устройств микросистемной техники позволяют сделать следующие выводы:

– механизмы механического старения и деградации исполнительных и чувствительных элемен-

тов устройств МСТ связаны со структурным несовершенством конструкционных материалов и рядом эффектов, соотносящихся с генерацией и перемещением дислокаций — ползучесть материалов, усталостные явления и пр.;

– деградация электрических параметров ЧЭ/ИЭ устройств МСТ базируется на тех же физических принципах, что и в традиционных микроэлектронных приборах. Однако при расчете кинетики требуется учитывать конструктивные особенности чипов и наличие механических нагрузок;

– старение и деградация ускоряются под действием активирующих процессов: температурных воздействий, радиации, повышенной влажности и механических нагрузок;

– деградация электропроводящих контактов, необходимых для преобразования электрической энергии в механическую, или наоборот, частотные характеристики зависят как от наличия подкорпусной влаги, так и от выделения химически активных летучих компонентов, приводящих к коррозионным процессам и выходу из строя устройства.

## Список литературы

1. *Строгонов А. В.* Долговечность субмикронных БИС и ПЛИС // Микроэлектроника, 2005, т. 34, № 2. С. 138–158.
2. *Горлов М. И., Емельянов В. А., Строгонов А. В.* Геронтология кремниевых интегральных схем. М., 2004. 240 с.
3. *Доценко Н. С., Соболев В. В.* Долговечность элементов радиоэлектронной аппаратуры (влияние влаги). СПб., 1973. 160 с.
4. *Горлов М. И., Данилин Н. С.* Физические основы надежности интегральных схем. М., 2008. 404 с.
5. *Адарчин С. А.* Деградация микроэлектромеханических структур измерительных тензопреобразователей датчиков давления. Дисс... к. т. н. Калуга, 2003.
6. *Сео Дж. Б.* Оптимизация параметров и моделирование рабочих режимов в компенсационных акселерометрах типа q-flexSi-flex. Дисс... к. т. н. Москва, 2012.
7. *Лагош А. В., Корляков А. В.* Механизмы деградации ВЧ МЭМС-ключей // Нано- и микросистемная техника, 2016, т. 18, № 5. С. 316–125.

8. *Mihailovich R.E. and DeNatale J.* Personal communications. Agoura Hills: Rockwell Scientific, 2001.
9. *Rebeiz G.M.* RF MEMS theory, design, and technology. Hoboken: John Wiley & Sons, 2003.
10. *Петухов Б.В.* Различные типы динамики дислокаций как следствие их динамического старения // Журнал технической физики, 2003, т. 73, вып. 7. С. 82–87.
11. *Матвеев В.А., Лунин Б.С., Басараб М.А., Захарян Р.А.* Газопоглотители для вибрационных гироскопов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение», 2013, №2. С. 90–99.
12. *Солодуха В.А., Турцевич А.С., Рубцевич И.И., Соловьев Я.А., Керенцев А.Ф., Довженко А.А., Самцов Е.П.* Обеспечение надежности интегральных схем на стадии производства // Современные информационные и электронные технологии, 2013. С. 8–11.
13. *Захарян Р.А.* Клеевые соединения в электронных и электронно-механических приборах. Дисс... к. т. н. Таруса, 2014.
14. *Zhao P., Pecht M.* Field failure due to creep corrosion on components with palladium pre-plated leadframes // Microelectronics Reliability, 2003, 43. P. 775–783.
15. *Новиков Л.С., Воронина Е.Н.* Перспективы применения наноматериалов в космической технике. Учеб. пособие. М.: Университетская книга, 2008. 188 с.
16. *Волков С.И., Григорашвили Ю.Е., Полякова У.В.* Моделирование коррозионных отказов интегральных схем // Электронная техника, Сер. «Упр. качеством, стандартизация, метрология, испытания», 1981. С. 24–27.
17. *Русанова А.Л.* Исследование кинетики коррозии металлизации и разработка модели времени до отказа ИС // Электронная техника, Сер. «Упр. качеством, стандартизация, метрология, испытания», 1983, вып. 2. С. 65–70.
18. *Адарчин С.А.* Дegradaция микроэлектромеханических структур измерительных тензопреобразователей датчиков давления. Дисс. к. т. н. Калуга, 2003.
19. *Петухов Б.В.* Различные типы динамики дислокаций как следствие их динамического старения // Журнал технической физики, 2003, т. 73, вып. 7. С. 82–87.
20. *Данилин Н.С., Димитров Д.М., Сабиров И.Х.* Инновационные космические микросистемы в корпусе. М., 2011. 72 с.
21. *Дмитриевский А.А.* Механические свойства кремния в условиях низкоинтенсивных воздействий // Вестник ТГУ, 2009, т. 14, вып. 6.
22. *Артамонов А.С., Бойченко Д.В., Никифоров А.Ю., Согоян А.В., Телец В.А., Яшанин И.Б.* Особенности экспериментальных исследований доминирующих механизмов деградации параметров функциональных узлов изделий микросистемной техники при радиационных воздействиях // Авиакосмическое приборостроение, 2010, №12. С. 13–17.
23. Патент 2439739 С1 (РФ) МПК7 H01K1/56. Нанокompозитная газопоглощающая структура / С. П. Тимошенко, Д. С. Гаев, А. Н. Бойко. Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Национальный исследовательский университет «МИЭТ» (МИЭТ). №20100148881. Заявл. 01.12.2010; опубл. 01.10.2012.
24. *Зубков Н.П., Пелипец О.В., Бобырь Н.П., Спицын А.В., Касимцев А.В.* Сорбционные и механические характеристики титан-ванадиевых геттеров // Электронная техника, сер. 1, СВЧ-техника, 2013, вып. 4(519). С. 154–161.

УДК 629.783 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3.97.10

## Стартовая программа исследования Луны Е1

Г. М. Федоренко, к. т. н, *dogen@yandex.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

**Аннотация.** 4 октября 1957 г. состоялся запуск первого советского искусственного спутника Земли ИСЗ-1, который ознаменовал начало космической эры человечества. 20 марта 1958 г. было принято Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 343-166, которое предусматривало разработку Лунной станции и трехступенчатой ракеты 8К72 «Восток». Так началась первая космическая программа Е1. В дальнейшем системам, способным выполнять эту программу, присвоили названия АМС (Автоматическая межпланетная станция) и АЛС (Автоматическая лунная станция). В Постановлении Правительства от 20 марта 1958 г. предписывалось разработку и изготовление всего комплекса бортовой и наземной радиотехнической аппаратуры поручить НИИ-885.

Первые три запуска оказались неудачными из-за отказов ракеты 8К72, и только пуск 2 января 1959 г. вывел Лунную станцию на орбиту. АМС «Луна-1» стала первым в мире космическим аппаратом, достигшим второй космической скорости и ставшим искусственным спутником Солнца.

13 сентября 1959 г. на Луну были доставлены вымпелы «Союз Советских Социалистических Республик, сентябрь 1959 года» и пятиугольники с гербом СССР.

**Ключевые слова:** ИСЗ-1, первый спутник Земли, космическая эра, автоматическая межпланетная станция, автоматическая лунная станция

## The Start Program of the Moon Exploration E1

G. M. Fedorenko, *Cand. Sci. (Engineering)*, *dogen@yandex.ru*

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

**Abstract.** October 4, 1957, marked the launch of the first Soviet artificial satellite, Sputnik 1, which was the beginning of the space era of humanity. The Decree No. 343-166 of the Central Committee of the Communist Party of the Soviet Union and the Council of Ministers as of March 20, 1958, envisaged the development of the lunar probe and three-stage Vostok launcher vehicle (8K72). That was the start of the first space program E1. Further, the systems capable of fulfilling this mission, were called the unmanned interplanetary probe and unmanned lunar probe. According to the Decree, the development and building of the whole complex of the onboard and ground radio engineering equipment was instructed to NII-885.

The first three launches were unsuccessful because of the failures of the 8K72 launcher. Only the launch on January 2, 1959, put the lunar probe into orbit. The Luna 1 probe became the first spacecraft that gained a second space velocity and artificial satellite of the Sun.

On September 13, 1959, the pennants “The Union of Soviet Socialist Republics, September 1959” and pentagons with the USSR emblem was placed onto the Moon.

**Keywords:** Sputnik 1, first artificial satellite, space era, unmanned interplanetary probe, unmanned lunar probe

4 октября 1957 г. произошло событие, значение которого переоценить невозможно: впервые в мире с помощью ракеты Р7 была достигнута первая космическая скорость и запущен советский искусственный спутник Земли. Сергей Павлович Королев мечтал перейти к исследованиям Вселенной. Для полета к планетам космического пространства необходимым и главным условием являлось достижение запускаемыми аппаратами соответствующих скоростей.

Инициатором создания космического аппарата, способного развить вторую космическую скорость, выступил он же, Сергей Павлович. Именно Королев еще в конце 1957 г. представил программу исследования Луны, и уже в начале 1958 г. она как новаторская, ключевая и чрезвычайно важная была поддержана президентом Академии Наук СССР М. В. Келдышем.

Значительный интерес, особенно среди молодых специалистов, начинающих работать в области межпланетных исследований, вызывают вопросы рождения первых Лунных программ, и прежде всего их занимает вопрос, как это начиналось. Основные глобальные факты истоков этих программ изложены в книге заместителя Королева по испытаниям Бориса Евсеевича Чертока «Ракеты и люди» [1]:

*«...Но при всем том в итоге предложение выглядело необычайно простым. Однако, чтобы все это реализовать быстро и на должном техническом уровне, потребовались интуиция Келдыша и воля Королева. На двух примерах я покажу, как удивительно они дополняли друг друга.*

*В январе 1958 года Келдыш направил лично Королеву письмо под грифом «секретно», в котором писал, что успешный запуск двух искусственных спутников Земли позволяет перейти к отправке ракеты на Луну. В этом письме предлагались только два варианта:*

*1. Попадание в видимую поверхность Луны. При достижении поверхности Луны производится взрыв, который может наблюдаться с Земли. Один или несколько пусков могут быть осуществлены без взрыва, с телеметрической аппаратурой, позволяющей производить регистрацию движения ракеты к Луне и установить факт ее попадания.*

*2. Облет Луны с фотографированием ее обратной стороны и передачей изображения на Землю. Передачу информации на Землю предлагается осуществить с помощью телевизионной аппаратуры при сближении ракеты с Землей. Возвращение на Землю материалов наблюдений является более трудной задачей, ее решение может мыслиться только в дальнейшем.*

*Решение указанных задач связано с необходимостью преодоления ряда серьезных технических сложностей.*

*Далее следовал подробный перечень задач, которые необходимо решить для преодоления этих трудностей.*

*В заключение Келдыш писал: “При весьма напряженной работе и при условии всесторонней и постоянной помощи разработка, проектирование и постройка лунной ракеты могли быть закончены в ближайшие два–три года”.*

*Подкрепленная фундаментальными теоретическими исследованиями интуиция Келдыша инициировала резкое ускорение практической реализации новых идей благодаря энтузиазму Королева.*

*Сроки, обозначенные в письме Келдыша, не испугали Королева. Первые пробные пуски с попыткой прямого попадания в видимую поверхность Луны начались в том же 1958 году. В сентябре 1959 года была решена задача прямого попадания, а в октябре получены фотографии обратной стороны Луны.*

*Дотошные историки могут спорить, кому же принадлежит приоритет в разработке первых лунных программ. Такие исследования мне представляются в значительной степени схоластическими. Не только Келдыш и Королев, но и десятки ученых и инженеров в те годы очень тесно сотрудничали друг с другом, горячо обсуждали всевозможные альтернативы, бескорыстно обменивались идеями, не задумываясь о будущей славе. Поэтому приоритет идеи в данном случае нельзя приписать какому-то одному человеку, даже великим Королеву и Келдышу...»*

Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 343-166 предусматривало разработку Лунной станции и трехступенчатой ракеты 8К72 «Восток» — дооснащенной третьей ступенью

ракеты Р7. Таким образом родилась первая космическая программа Е1.

Лунный космический аппарат под номером 1 (Лунник) оказался очень похож на первый искусственный спутник Земли (ИСЗ). В герметичном корпусе сферической формы диаметром около метра были установлены: аппаратура автоматики и радиотехнического комплекса, оборудование для исследования метеорных частиц, штанга магнитометра для измерения магнитного поля Земли и Луны, а также источники бортового питания — серебряно-ртутные батареи.

На поверхности корпуса располагались антенны, штанга с датчиком магнитометра, ионные ловушки, датчики микрометеоритов и другие приборы. Масса первого Лунника составляла около 187 кг [2].

Первой космической программе был присвоен индекс Е1. В дальнейшем системам, способным выполнять эту программу, присвоили названия АМС (Автоматическая межпланетная станция) и АЛС (Автоматическая лунная станция). В Постановлении Правительства от 20 марта 1958 г. предписывалось разработку и изготовление всего комплекса бортовой и наземной радиотехнической аппаратуры поручить НИИ-885. В институте работы выполнялись в отделении, а именно:

- над приемным устройством трудилась лаборатория В. И. Лаппо, где имелись разработчики соответствующей квалификации, начальником группы инженеров-исследователей был Н. П. Пряхин;

- передающее устройство разрабатывала лаборатория Г. А. Барановского, а затем Н. Е. Иванова, начальник группы инженеров-исследователей — Г. М. Федоренко;

- над всевозможными датчиками работала лаборатория К. И. Грингауза, начальник группы инженеров-исследователей — А. И. Зиньковский.

Общий контроль за ходом работ по программе Е1 осуществлял М. С. Рязанский.

Для исключения попадания земных микроорганизмов на Луну в корпусе Лунника установили стеклянный флакон с раствором формальдегида, который при столкновении с Луной разбивался и таким образом стерилизовал всю аппаратуру Лунника.

Также в Луннике размещался металлический шар с наклеенными вымпелами в форме металли-

ческих пятиугольников с гербом Советского Союза и прямоугольные полоски с надписью: «Союз Советских Социалистических Республик. Сентябрь, 1959». Внутри шара размещался заряд взрывчатки, которая детонировала при столкновении с Луной. При этом укрепленные на поверхности шара вымпелы разлетались в разные стороны. Энергия взрыва гасила у некоторых из них скорость падения, и они должны были, согласно замыслу, остаться на поверхности Луны.

Только за год, с 23 сентября 1958 г. по 4 октября 1959 г., были проведены семь запусков Лунных станций с целью выполнения Лунной программы Е1.

Сыграла значительную роль в таком «скоростном формате» запусков и продолжительность лунного месяца — 29,53059 земных суток, в течение которых только несколько дней Луна находится на ближайшем расстоянии от Земли. Поэтому пуски можно было проводить каждый лунный месяц в течение двух–трех дней. При этом следует иметь в виду, что изготовленная ракета-носитель 8К72 «Восток» запускалась впервые.

Выполнение поставленных задач в такие сжатые сроки потребовало изменения формата работы: всех основных разработчиков аппаратуры незамедлительно перевели на казарменный режим. На предприятии оборудовали несколько комнат, в которых установили раскладушки и незамысловатую мебель. Организовали трехразовое горячее питание. Домой разработчиков отпускали один раз в неделю, обычно — в субботу с возможностью ночевки на воскресенье; в конце выходного дня следовало прибыть на рабочее место в институт. В таком графике трудились все создатели и исполнители программы Е1. Стоит отметить, что такая напряженная работа оплачивалась весьма достойно — в дни получения зарплат кассир нередко спрашивал: «За что вам платят больше, чем директору?»

В цехах собирались приборы и там же работники 16-го отдела снимали для архива копии с электрических схем, по которым изготавливалась аппаратура. Одновременно готовилась необходимая документация. Военная приемка (ВП) была подключена к процессу разработки и изготовления приборов; испытания, сдача ОТК и ВП — все проходило в одно и то же время.

Технические вопросы решались на комплексных совещаниях, в которых принимали участие заказчики, изготовители, разработчики, представители ОТК и ВП. Совещания проводились регулярно, оперативно, без бюрократических проволочек.

Впервые в институте в ходе этих работ были применены полупроводниковые элементы в блоках питания бортовой аппаратуры Лунника. Специально для выходного каскада передающего устройства во Фрязино, в НИИ-160, разработали выходную лампу «Трамплин». Остальные лампы оставались прежними — стержневого типа, ранее используемые в аппаратуре радиовзрывателей артиллеристских снарядов зенитных пушек.

Первые три запуска (23 сентября, 11 октября и 4 декабря 1958 г.) оказались неудачными из-за отказов ракеты 8К72, и только пуск 2 января 1959 г. вывел Лунную станцию на гелиоцентрическую орбиту, она и получила название Лунник.

3 января в 03 ч 53 мин по московскому времени, когда Лунник находился на расстоянии 113 000 км от Земли, с третьей ступени было проведено испарение 1 кг натрия. «Натриевая комета» наблюдалась многими обсерваториями мира [3].

Спускаемый аппарат пролетел на расстоянии около 5995 км от поверхности Луны и вышел на гелиоцентрическую орбиту (вокруг Солнца) с перигелием 146 400 000 км и афелием 197 200 000 км.

В ходе полета станции были получены данные об интенсивности и составе космических лучей, метеорных частицах, корпускулярном излучении Солнца. Было установлено, что Луна не имеет сильного магнитного поля.

Радиосвязь со станцией поддерживалась в течение 62 часов, до 6 января, до тех пор, пока полностью не разрядились бортовые источники питания. Последние сигналы со станции были приняты с расстояния 597 000 км.

Несмотря на то что станция в Луну не попала, АМС «Луна-1» стала первым в мире космическим аппаратом, достигшим второй космической скорости и ставшим искусственным спутником Солнца.

Таким образом, в целом этот полет можно характеризовать как частично успешный, рекордный для своего времени и весьма продуктивный с научной точки зрения:

1. За счет применения бортового магнитометра впервые зарегистрирован внешний радиационный пояс Земли.

2. При помощи ионных ловушек и счетчиков частиц осуществлены первые прямые измерения параметров солнечного ветра.

3. Была успешно создана искусственная комета — в вакууме она светилась оранжевым светом в течение нескольких минут и наблюдалась с Земли как звезда 6-й величины.

4. Установлено отсутствие у Луны значительного магнитного поля.

По результатам полета станции «Луна-1» и с учетом появившейся возможности увеличить полезную нагрузку РН в конструкцию следующей станции были внесены некоторые изменения. В частности, установлен более чувствительный магнитометр. На станции разместили дополнительно еще один металлический шар с вымпелами. Таким образом на станции оказались шары диаметром 75 см и 12 см.

После Лунника, ставшего спутником Солнца, состоялся еще один запуск объекта, который сначала был представлен участникам пуска как искусственный спутник Луны. Потом уточнили, что он пролетел на расстоянии 5995 км от поверхности Луны и вышел на гелиоцентрическую орбиту, как и первый Лунник.

12 сентября 1959 г. — следующий КА «Лунник» (станция Е-1А № 7) достиг орбиты Луны. После окончания работы двигателей произошло разделение третьей ступени блока Е и приборного контейнера.

13 сентября с находящейся на орбите вокруг Луны третьей ступени был испарен натрий, образовавший яркое оранжевое облако, по которому удалось уточнить траекторию полета и провести изучение распространения газов в вакууме.

13 сентября в 21 ч 22 мин 24 с приборный контейнер упал на Луну в районе Болота Гниения в западной части Моря Дождей. В честь этого события часть Моря Дождей получила международное наименование Залив Лунника. Через 30 минут на поверхность Луны упала и третья ступень — блок Е.

В результате этого полета впервые в мире на Луну были доставлены вымпелы — «Союз Советских Социалистических Республик, сентябрь 1959»

и пятиугольники с гербом СССР, изготовленные на Земле и транспортированные на естественный спутник Земли Луну.

Всего по программе Е1 осуществлены семь запусков станций «Лунник» [4]. Часть неудовлетворительных пусков была вызвана ракетой-носителем.

Вывод космических аппаратов на траекторию полета к Луне обеспечивался системой радиоуправления ракетой-носителем на активном участке.

Связь с Лунниками осуществлялась наземной станцией, созданной с использованием снятых с линкора антенных систем, а также с применением приемных и передающих устройств. Эта станция слежения размещалась в Крыму, в Голубом заливе, вблизи поселка Симеиз. В 70-е гг. прошлого века она использовалась для связи с ИСЗ «Космос-97» (пуск 26 ноября 1966 г.) и «Космос-145» (пуск 3 марта 1967 г.), на которых проводились ЛКИ бортовых молекулярных генераторов разработки НИИ-885 и ФИАН им. П. Н. Лебедева [5].

Следует отметить реализованную на наземных станциях возможность работы радиолинии в режиме «альтиметра». На подлете объекта к Луне включался этот режим и на станцию передавались как запросный сигнал Лунника в сторону Луны,

так и отраженный от Луны сигнал. Они принимались на Земле. Такой режим давал возможность фиксировать точное время прилунения объекта.

Седьмым запуском успешно завершилось выполнение основных задач первой в мире космической программы исследования Луны Е1, а именно достижение рукотворным космическим объектом, изготовленным на Земле, второй космической скорости и доставка на естественный спутник Земли Луну изделий, изготовленных на Земле.

## Список литературы

1. *Черток Б.Е.* «Ракеты и люди», Фили-Подлипки-Тюратам, 3-е изд. М.: Машиностроение, 2002.
2. [http://astronaut.ru/luna/ussr\\_a/htm](http://astronaut.ru/luna/ussr_a/htm) (дата обращения 04.07.2018).
3. The First Man-Made Planet: Russian Rocket Launched into Solar Orbit // Flight International. 9 January 1959. Vol. 75, № 2607. P. 56.
4. *Гудилин В.Е., Слабкий Л.И.* Ракетный комплекс Р-7 // Ракетно-космические системы (История. Развитие. Перспективы). М., 1996. 326 с. (доступно на <http://www.buran.ru/htm/gud11.htm>).
5. Космические исследования, 1967, т. V, вып. 4.

Scientific and technical journal

# ROCKET-SPACE DEVICE ENGINEERING AND INFORMATION SYSTEMS

Volume 5. No. 3. 2018

Founder:  
Joint Stock Company "Russian Space Systems"

## Advisory Council

### Chair:

Tyulin A.E., Dr. Sci. (Econ.), Cand. Sci. (Eng.), Corresponding Member of Russian Academy of Missile and Artillery Sciences, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

### Deputy Chairmen:

Ezhov S.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, International Academy of Astronautics, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Nesterov E.A., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

## Members of the Advisory Council:

Artemyev V.Yu., Joint Stock Company "Scientific and Production Association of Measurement Equipment", Moscow, Russian Federation  
Baturin Yu.M., Doctor of Law, Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, S.I. Vavilov Institute for the History of Science and Technology of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation  
Blinov A.V., Cand. Sci. (Eng.), Corresponding Member of Russian Engineering Academy, Joint-Stock Company "Research institute of physical measurements", Penza, Russian Federation  
Bugaev A.S., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Academician, Russian Academy of Sciences, Kotelnikov Institute of Radio Engineering and Electronics of RAS, Moscow, Russian Federation  
Zhantayev Zh.Sh., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Academician of Kazakhstan National Academy of Natural Sciences, Joint-Stock Company "National Center of Space Research and Technology", Almaty, Republic of Kazakhstan  
Zhmur V.V., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russian Federation  
Kolachevsky N.N., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation  
Kuleshov A.P., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, Russian Academy of Sciences, Skolkovo Institute of Science and Technology, Moscow, Russian Federation  
Nosenko Yu.I., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Research Institute of Precision Instruments", Moscow, Russian Federation  
Perminov A.N., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Member of International Academy of Astronautics, Russian Engineering Academy, Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Petrukovich A.A., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation  
Rainer Sandau, Dr. Sci. (Eng.), Adjunct Professor, International Academy of Astronautics, Berlin, Germany  
Stupak G.G., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Chebotarev A.S., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Stock Company "Special research bureau of Moscow power engineering institute", Moscow, Russian Federation  
Chernyavsky G.M., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Chetyrkin A.N., branch of Joint Stock Company "United Rocket and Space Corporation" – "Institute of Space Device Engineering", Moscow, Russian Federation

The publication frequency is four issues per year.

The journal is included into the Russian Science Citation Index.

The journal is included into the List of peer-reviewed scientific publications approved by the Higher Attestation Commission (VAK RF).

The opinions expressed by authors of the papers do not necessarily those of the editors.

ISSN 2409-0239

DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3

The subscription number of the journal in the united catalogue "The Russian Press" is 94086.

## Editorial Board

### Editor-in-Chief:

Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, International Academy of Astronautics, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

### Deputy Editor-in-Chief:

Fedotov S.A., Cand. Sci. (Eng.), Senior Researcher, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

## Members of the Editorial Board:

Alekseyev O.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Alybin V.G., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Akhmedov D.Sh., Dr. Sci. (Eng.), Corresponding Member of National Engineering Academy of the Republic of Kazakhstan, SLLP "Institute of Space Systems and Technologies", Almaty, Republic of Kazakhstan  
Betanov V.V., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member of Russian Academy of Missile and Artillery Sciences, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Vasilkov A.P., Ph. Doctor in Physics and Mathematics, Science Systems and Applications Inc., Lanham, Maryland, the USA  
Valutin V.M., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Danilin N.S., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician of Russian and International Engineering Academies, Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Zhodzhishky A.I., Dr. Sci. (Eng.), Academician of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Zhukov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Mikhaylov V.Yu., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation  
Moroz A.P., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Scientific and Production Association of Measurement Equipment", Moscow, Russian Federation  
Novikov D.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation  
Pobedonostsev V.A., Dr. Sci. (Eng.), branch of Joint Stock Company "United Rocket and Space Corporation" – "Institute of Space Device Engineering", Moscow, Russian Federation  
Povalyayev A.A., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Rimskaya O.N., Cand. Sci. (Econ.), Assoc. Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Sviridov K.N., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Selivanov A.S., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Strelnikov S.V., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Scientific Production Association Orion", Krasnoznamensk, Russian Federation  
Sychev A.P., Cand. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Research Institute of Precision Instruments", Moscow, Russian Federation  
Tokarev A.S. (Tech. Sec.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation  
Tuzikov A.V., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Correspondent Member of the National Academy of Sciences of Belarus, The State Scientific Institution "The United Institute of Informatics Problems of the National Academy of Sciences of Belarus, Minsk, Republic of Belarus  
Yazeryan G.G., Cand. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Joint Stock Company "Russian Space Systems",  
ul. Aviamotornaya 53, Moscow, 111250 Russia  
Tel. +7 (495) 673-96-29, www.russianspacesystems.ru  
e-mail: journal@spacecorp.ru

© Joint Stock Company "Russian Space Systems"  
© FIZMATLIT



Moscow  
FIZMATLIT®  
2018



ISSN 2409-0239

DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.3

