



РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Научно-технический журнал

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 2. Выпуск 1. 2015



Содержание

Том 2, Вып. 1, 2015

Космические системы и технологии спутникового мониторинга, системы поиска и спасания

Малоразмерные космические аппараты мониторинга подвижных объектов ОАО «Российские космические системы»: состояние и перспективы

А. А. Романов, А. А. Романов, А. Е. Тюлин

3

Наземные и бортовые комплексы управления КА, обработка информации и системы телеметрии

Алгоритм робастного оценивания результатов обработки цифровых массивов бортовых вычислительных комплексов изделий ДЗЗ

А. В. Лобан

11

Применение экспериментального алгоритма расчета параметров движения КА после выведения его на орбиту

С. В. Стрельников, С. Г. Лапшин

19

Моделирование приема коллизий сигналов АИС на борту КА

А. М. Кузнецов, А. А. Романов, А. А. Романов

25

Космические системы связи и ретрансляции: информационные системы космической техники

Сравнение вариантов построения абонентской аппаратуры ретрансляции телеметрической информации РН, РБ и КА через спутник-ретранслятор системы «Луч»

С. И. Ватулин

37

К оценке помехозащищенности радиосистем с широкополосными сигналами

П. З. Баулин, М. А. Кобелев, А. И. Куприянов

42

Космические навигационные системы и приборы

Анализ результатов космического эксперимента по передаче расширенного альманаха в ЦИ КА ГЛОНАСС

Н. Б. Инкаев

47

Основные принципы реализации режима «квартирования» в модернизированном бортовом радиотехническом комплексе спасания БРКС-К2 КА «Глонасс-К» системы КОСПАС-SARSAT

Ю. Б. Дорофеев, А. Б. Курьята, С. В. Матвеев, А. С. Суринов, Е. О. Романов

58

Экспериментальное определение коэффициента прохождения электромагнитных волн через щели и отверстия в экране

А. А. Чухланцев, Г. Г. Язерян

65

Технологии приборостроения и производства ЭКБ

Внедрение новых микроэлектронных технологий в бортовую космическую аппаратуру — системы в корпусе

Н. С. Данилин, И. Ю. Булаев, Д. А. Белов, И. А. Морозов

69

Научно-образовательная деятельность

К вопросу повышения эффективности корпоративного обучения на предприятиях ракетно-космической отрасли

С. Г. Назаренко, В. В. Бетанов

77

История ракетно-космического приборостроения

Памяти Л. И. ГУСЕВА

86

Contents

Vol. 2, Iss. 1, 2015

Space Monitoring, Search and Rescue Space Systems and Technologies

- Small Satellites for Vessels and Airplanes Monitoring in JSC “Russian Space Systems”: Status and Perspectives
A. A. Romanov, A. A. Romanov, A. E. Tyulin 3

Ground and on-Board Systems of Spacecraft, Data Processing and Telemetry Systems

- The Algorithm of Robust Estimation of Results of Digital Processing of Digital Arrays Onboard
Computing Systems for Space Remote Sensing
A. V. Loban 11
- Application of Experimental Algorithm for Calculating of Spacecraft Parameters of Motion After Launching
it Into Orbit
S. V. Strelnikov, S. G. Lapshin 19
- Model for Receiving AIS Signals Collisions in Space
A. M. Kuznetsov, A. A. Romanov, A. A. Romanov 25

Space Communications and Relay Systems: Space Technology Information Systems

- Comparison of Construction Variants of Retransmitting Equipment of TM-Information from Carrier Rockets,
Upper-Stage Rockets and Space Vehicles Via “Luch” Satellite Re-Transmitter
S. I. Vatutin 37
- To the Estimation of Broadband Radio Systems Interference Immunity
P. Z. Baulin, M. A. Kobelev, A. I. Kuprijanov 42

Space Navigation Systems

- Analysis of Results of Space Experiment on Transmission of Expanded Almanac in Digital Information
of GLONASS Satellites
N. B. Ipkaev 47
- Basic Principles of Realization of “Handshaking” Mode in Modernized On-Board Radio Complex BRKS-K2
of COSPAS–SARSAT Rescue System of Glonass-K Satellites
Yu. B. Dorofeev, A. B. Kuryata, S. V. Matveev, A. S. Surinov, E. O. Romanov 58
- Experimental Determination of the Transmission Ratio of Electromagnetic Waves through Slits
and Holes in a Screen
A. A. Chukhlantsev, G. G. Yazeryan 65

Device Engineering and Radio Components Production

- Introduction of New Microelectronic Technologies into On-Board Space Equipment — System in Package
N. S. Danilin, I. Yu. Bulaev, D. A. Belov, I. A. Morozov 69

Research and Education Activity

- On the Question of Enhancing the Effectiveness of Corporate Training at Entities of the Rocket-and-Space Industry
S. G. Nazarenko, V. V. Betanov 77

History of Rocket-Space Device Engineering

- In Memory of L. I. GUSEV 86

УДК 629.783

Малоразмерные космические аппараты мониторинга подвижных объектов ОАО «Российские космические системы»: состояние и перспективы

А. А. Романов¹, А. А. Романов², А. Е. Тюлин³

¹д. т. н., ²д. т. н., проф., ³к. т. н.

ОАО «Российские космические системы»

e-mail: romulas@mail.ru

Аннотация. В ОАО «Российские космические системы» в рамках проекта «КосмоАИС» были разработаны два типа полезных нагрузок для регистрации сигналов АИС в космическом пространстве. Кроме бортовой аппаратуры были разработаны и наземные комплексы приема и обработки информации, а также центр приема, обработки и отображения данных. С учетом опыта, полученного при реализации проекта «КосмоАИС», в ближайшей перспективе предполагается построить ряд космических аппаратов с массой до 250 кг, на которых будет размещена аппаратура регистрации сигналов АИС, АЗН-В и, возможно, КОСПАС–SARSAT. Если опыт создания подобного аппарата будет успешным, платформа КА может быть масштабирована, а набор полезной нагрузки расширен за счет оптической или инфракрасной камеры среднего или высокого разрешения. Созданный новый класс аппаратов позволит не только получать информацию о местоположении надводных и воздушных объектов, но также и в режиме реального времени совмещать ее с данными дистанционного зондирования Земли в оптическом диапазоне. Совместное использование подобной информации повысит эффективность решения не только мониторинговых, но и поисково-спасательных задач на море и в труднодоступных регионах Земли.

Ключевые слова: АИС, АЗН-В, спутник, коллизия, мониторинг

Small Satellites for Vessels and Airplanes Monitoring in JSC “Russian Space Systems”: Status and Perspectives

A. A. Romanov¹, A. A. Romanov², A. E. Tyulin³

¹doctor of engineering science

²doctor of engineering science, professor

³candidate of engineering science

Joint Stock Company “Russian Space Systems”

e-mail: romulas@mail.ru

Abstract. JSC “Russian Space Systems” developed two types of satellite payloads for AIS signals registration during the “CosmoAIS” project. In addition to AIS payload ground complexes for data receiving, processing and dissemination were developed. According to experience gathered in the frameworks of “CosmoAIS” project realization several satellites up to 250 kg with AIS/ADS-B and, possibly, COSPAS–SARSAT payloads are considered to be developed. If the perspective satellite missions will be successful then the satellite platform will be rescaled and the payloads list will be extended with optical or infrared camera of high or medium resolution. New satellite could be used not only for gathering planes and vessels monitoring information but it allows combining monitoring data with optical band remote sensing information in near real time. The complexity of these two information kinds will increase the efficiency both monitoring and search&rescue tasks in the sea and remote areas of the Earth.

Key words: AIS, ADS-B, satellite, collision, monitoring

1. Введение

Проблемы обеспечения эффективного управления, а также безопасности надводных и воздушных перевозок становятся все более актуальными с учетом постоянно растущего грузового и пассажирского потока в мире. В этих условиях активное развитие спутниковых систем мониторинга позволяет отвечать тем вызовам, которые появляются при решении задач транспортной отрасли.

Последние несколько лет ОАО «Российские космические системы» реализовывало программу (проект «КосмоАИС») по созданию технологии мониторинга надводных объектов с использованием сигналов автоматической идентификационной системы (АИС) [1]. За сравнительно короткий промежуток времени была поставлена задача создать и провести базовые испытания замкнутой технологии, которая бы обеспечивала прием информации АИС на борту космического аппарата, ее передачу на наземные станции приема, обработку и представление мониторинговой информации потенциальным потребителям услуги.

В статье представлены первые результаты работы технологии на борту космического аппарата «Ресурс-П» №2, а также перспективы развития технологии с учетом совместного использования данных АИС и информации дистанционного зондирования, а также запуска космического аппарата нанокласса «КосмоАИС».

2. Технология мониторинга судов по данным АИС

Основным элементом технологии мониторинга объектов является бортовая аппаратура приема сигналов АИС (рис. 1).

Аппаратура состоит из частотного селектора в диапазоне 156,025–162,025 МГц с малошумящим усилителем на входе, АЦП, ПЛИС для оцифровки сигналов, памяти для хранения управляющих программ, а также ряда телеметрических датчиков.

При габаритах $9,8 \times 9,8 \times 5,0$ см, массе 0,2 кг и энергопотреблении до 5 Вт приемник имеет чувствительность не менее -117 дБмВт и интерфейс I²C.

Бортовая аппаратура приема сигналов также размещена на КА «КосмоАИС» (рис. 2), который построен на базе платформы типа CubeSat 3U. Космический аппарат [2] оснащен радиолинией УКВ-диапазона для передачи команд по линии «Земля–КА» и сброса целевой информации на станцию приема, бортовой цифровой вычислительной машиной, системами электропитания, а также ориентации и стабилизации, построенной с использованием магнитометра и магнитных катушек. Предполагаемый САС КА «КосмоАИС» должен составить не менее 1 г.

Предполагается, что КА «КосмоАИС» будет запущен не позднее конца 2015 г. попутно с другим космическим аппаратом.

Для приема информации с КА «КосмоАИС» на территории России (в гг. Москва, Южно-Сахалинск, Новосибирск, Норильск, Мурманск и Петропавловск-Камчатский) развернуты несколько наземных станций приема и обработки информации (СПОИ АИС) (рис. 3).

Точки размещения СПОИ АИС выбирались с учетом необходимости создания непрерывного поля приема сигнала радиолинии целевой информации космического аппарата на всей территории России. Преимущественно меридиональная направленность размещения СПОИ АИС позволила фактически создать горячий резерв при работе оборудования.

СПОИ АИС (рис. 4) состоит из антенной системы ОВЧ/УВЧ-диапазонов, базовой станции в стойке 19", включающей в себя приемопередатчик диапазона ОВЧ/УВЧ, персональный компьютер, блок управления опорно-поворотными устройствами, источник бесперебойного питания, блок сопряжения с центром приема, обработки и представления данных АИС и дистанционного управления СПОИ, а также средств отображения информации.

Со СПОИ АИС информация поступает в центр приема, обработки и представления информации ЦПОПД АИС (рис. 5). ЦПОПД АИС фактически центральный узел наземной инфраструктуры, ее основное функциональное ядро, он реализует задачи консолидации и интегрированной аналитической обработки данных АИС, полученных от региональных СПОИ, а также предоставления результатов их обработки авторизированным конечным пользователям.

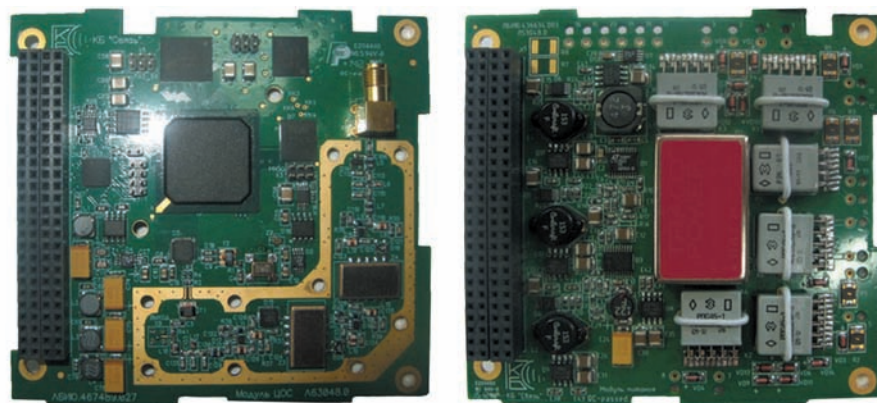


Рис. 1. Внешний вид аналоговой и цифровой частей аппаратуры приема сигналов АИС, предназначенной для размещения на борту КА «КосмоАИС»



Рис. 2. Внешний вид и компоновка КА «КосмоАИС»



Рис. 3. Расположение СПОИ АИС УКВ-диапазона на территории Российской Федерации



Рис. 4. Внешний вид антенно-фидерного устройства и станции приема информации с КА нанокласса «КосмоАИС»

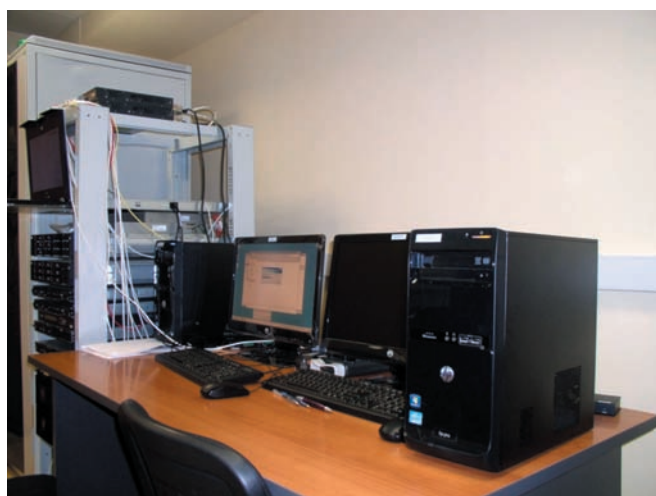


Рис. 5. Аппаратура ЦПОПД АИС

3. Предварительные результаты летных испытаний аппаратуры приема сигналов АИС

На первом этапе аппаратура регистрации сигналов АИС, аналогичная размещенной на борту ЭН КА «КосмоАИС», была установлена на борту КА «Ресурс-П» №2, запуск которого состоялся 26.12.2014 г.

Частная программа летных испытаний бортовой аппаратуры приема сигналов АИС состояла из двух основных этапов. На первом этапе приемник включался в режиме самотестирования, проводи-

лась базовая оценка его работоспособности, а также возможностей его взаимодействия с аппаратурой передачи информации на наземные станции приема. Запись сигнала с антенн на этом этапе не проводилась.

В результате нескольких тестовых включений было установлено, что оба полуконспекта бортовой аппаратуры функционируют нормально, а телеметрическая информация передается через каналы связи без сбоев и искажений.

После успешного завершения первого этапа испытаний бортовая аппаратура приема сигналов АИС была включена на запись реального сигнала. Первым декодированным сообщением АИС в рамках космического эксперимента стало сообщение от сухогруза Solar Breeze, который на тот момент курсировал в южной части Индийского океана (рис. 6).

В дальнейшем было осуществлено еще несколько включений приемника над различными акваториями Мирового океана в целях поиска оптимальных настроек аппаратуры приема сигналов АИС, а также проведено несколько дополнительных экспериментов. На рис. 7 представлены результаты сравнения информации, полученной из космоса, и данных ресурса marinetraffic.com.

Как видно из рисунка, зарегистрированная приемником АИС позиция судна Накоеа, курсирующего на Гавайях, совпадает с траекторией корабля, построенной на основе данных Интернет-сервиса.

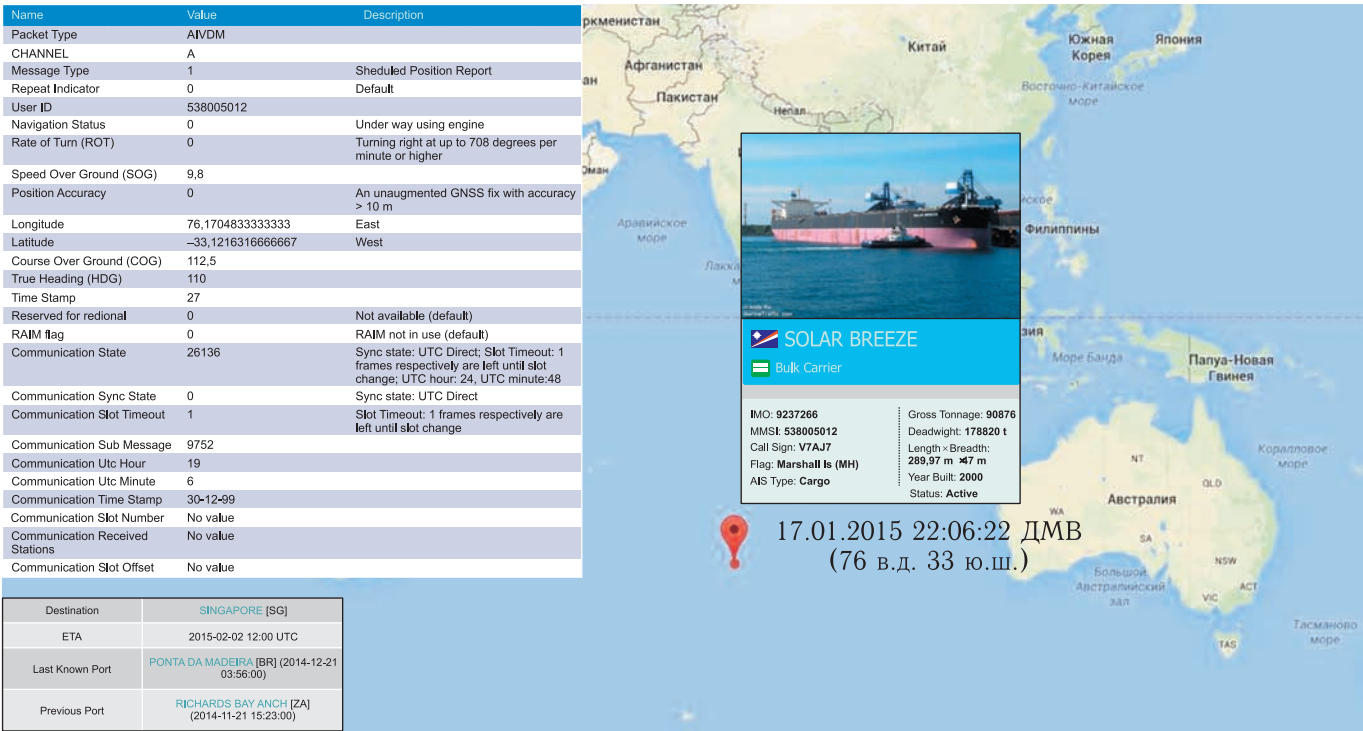


Рис. 6. Первое зарегистрированное сообщение АИС

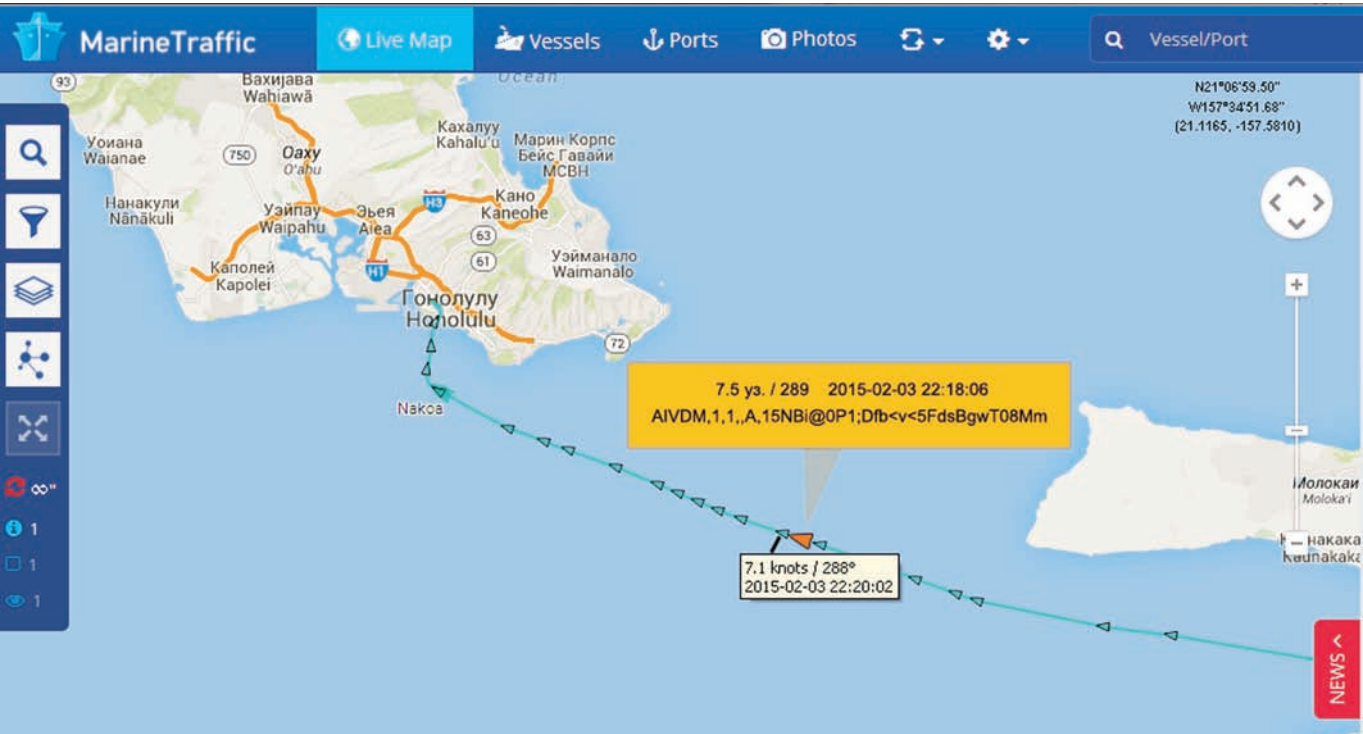


Рис. 7. Валидация информации от аппаратуры космического базирования на основе данных наземных служб



Рис. 8. Результаты проверки возможностей аппаратуры в интересах тематического заказчика

На последнем этапе испытаний была проведена проверка возможности использования аппаратуры регистрации сигналов АИС в интересах тематических потребителей. Совместно с уполномоченной организацией Минтранса Российской Федерации были определены регионы включения аппаратуры космического базирования, а также определен и согласован порядок представления данных.

В основном целевая работа велась по Северному морскому пути, северо-западным акваториям Атлантического и восточной части Тихого океанов. С учетом возможностей КА «Ресурс-П» № 2 проводилось до 5 включений (записи сигнала на протяжении 30 с) аппаратуры регистрации сигналов АИС в сут, таким образом, с 01.03.2015 по 31.03.2015 было проведено 146 сеансов. Всего было получено 2426 сообщений, детектировано 1146 уникальных судов (рис. 8).

Распределение принятой информации по типам сообщений приведено в таблице. Проведенный анализ показал, что подавляющее большинство информации АИС зарегистрировано в сообщениях первого типа, также были детектированы сообщения второго, третьего и четвертого типов, но их количество не превышало 30% от общего количества информации.

Кроме того, зарегистрированы сообщения пятого типа, содержащие дополнительную информацию о названии судна, маршруте его следования, дате прибытия в ближайший порт и пр. Небольшое количество сообщений пятого типа (менее 1%), принятых за время эксперимента, объясняется коротким временем включения аппаратуры

Таблица. Распределение принятой информации АИС по типам сообщений

Величина	Количество
Сообщений типа 1	2021
Сообщений типа 2	9
Сообщений типа 3	301
Сообщений типа 4	55
Сообщений типа 5	40
Всего сообщений	2426
Всего судов	1146
Включений аппаратуры	146

для записи сигнала АИС по сравнению со скважностью излучения судами сообщений этого типа.

Кроме того, необходимо отметить, что БРК АИС зарегистрировал несколько сообщений 18-го типа, которые излучаются аппаратурой АИС класса «Б».

Таким образом, в результате проведенных проверок было показано, что аппаратура приема сигналов АИС полностью работоспособна и регистрирует сигналы АИС от судов в различных акваториях. Космический эксперимент по отработке технологии мониторинга судов по данным сигналов АИС следует признать успешным.

4. Перспективы развития технологии мониторинга судов

Вторым по значимости элементом технологии является программный комплекс обработки информации с бортовой аппаратуры, который

осуществляет декодирование сообщений АИС и выделение координат судов из полученного потока входной информации. На первом этапе развития технологии для выделения полезного сигнала используется обработка на станциях приема информации на Земле. Основная отработка программно-математического комплекса обработки информации АИС проходит в рамках летных испытаний КА «Ресурс-П» №2. С учетом опыта обработки реальных сигналов АИС, полученных космическим аппаратом, предполагается создать эффективные алгоритмы декодирования сообщений системы непосредственно на борту космического аппарата, которые будут учитывать возможность устранения коллизий пакетов и максимально эффективно выделять координаты объектов.

КА серии «Ресурс» в дальнейшем предполагается оснащать бортовой аппаратурой регистрации сигналов АИС. В ближайшей перспективе предполагается модернизировать блок, аналогичный размещенному на борту КА «Ресурс-П» №2 в целях увеличения его производительности. Предполагается доработать программное обеспечение аппаратуры и добавить функциональность декодирования сообщений на борту КА, что позволит обеспечить непрерывную регистрацию сообщений АИС. С учетом модернизации антенно-фидерного устройства предполагается увеличить количество принимаемых сообщений АИС минимум в 5 раз.

С учетом опыта по разработке и созданию бортовой аппаратуры регистрации сигналов АИС предполагается на следующем этапе начать работы по проектированию приемников сигналов АЗН-В, которые размещены на борту воздушных судов. Общие принципы передачи сигналов систем близки, однако необходимо отметить, что сигнал АЗН-В излучается в другом диапазоне частот, поэтому потребуются создание нового вида бортовой аппаратуры.

Следующий этап развития технологии будет направлен на реализацию принципов «дополненной реальности» при решении мониторинговых задач. Предполагается разработать специальное программное обеспечение, которое позволит совмещать данные АИС и информацию ДЗЗ в реальном времени, в том числе для идентификации морских подвижных объектов, которые

по каким-либо причинам не передают координатной информации.

Технологии получения мониторинговой информации, разработанные в рамках реализации проекта «КосмоАИС», предполагается использовать при создании специализированного космического аппарата, который будет решать исключительно задачу мониторинга надводных и воздушных объектов, а также регистрировать сигналы системы поиска и спасения КОСПАС–SARSAT. По предварительным оценкам, проведенным специалистами ОАО «Российские космические системы» с учетом текущего уровня развития отраслевых технологий, подобный аппарат может быть построен на платформе общей массой до 250 кг при условии совместного размещения аппаратуры регистрации сигналов АИС/АИС-САРТ/АЗН-В и камер дистанционного зондирования.

5. Выводы

В заключение необходимо отметить, что в результате реализации проекта «КосмоАИС» была создана технология мониторинга морских и речных подвижных объектов на базе регистрации сигналов АИС.

Были созданы ключевые элементы технологии: бортовая аппаратура регистрации сигналов АИС на орбите, КА нанокласса «КосмоАИС»; станции приема и обработки информации; центр приема, обработки и представления данных, а также программное обеспечение для декодирования данных АИС из исходного потока информации.

В настоящее время проходят летные испытания КА «Ресурс-П» №2, по результатам которых будут доработаны алгоритмы выделения и декодирования сообщений АИС из исходного потока информации. С учетом полученного опыта обработки данных предполагается создать адаптивные алгоритмы обработки потока АИС непосредственно на борту космического аппарата.

В ближайшей перспективе технологии, разработанные в рамках проекта «КосмоАИС», предполагается внедрить при проектировании специализированного космического аппарата, предназначенного для регистрации сигналов

АИС/АИС-САРТ/АЗН-В и системы поиска и спасения КОСПАС–SARSAT.

Commercial Constellations, IAA Book Series, 2014. V. 1, № 4, p. 91–99. ISBN EAN IAA: 978-2-917761-32-8.

Список литературы

1. *Kuznetsov A.M., Romanov A.A.* The probability of ship with AIS transponder detection at the northern and eastern sea borders of Russian Federation/Small Satellites For Earth Observation, Missions&Technologies Operational Responsive Space
2. *Romanov A.A., Trusov S.V., Romanov A.A., Urlichich U.M.* Space system of ionosphere tomography and its perspectives using small satellites // Digest of the 9th International Symposium «Small Satellites for the Earth Observation», Berlin, April 8–12, 2013. Ed. by R. Sandau, H.-P. Rosser, A. Valenzuela, p. 133–137. ISBN 978-89685-574-9.

УДК 681.3.06

Алгоритм робастного оценивания результатов обработки цифровых массивов бортовых вычислительных комплексов изделий ДЗЗ

А. В. Лобан

к. т. н, ОАО «Российские космические системы»

e-mail: aloban@mail.ru

Аннотация. Рассматривается робастный алгоритм обработки цифровых массивов бортовых вычислительных комплексов, позволяющий повысить помехоустойчивость системы телеконтроля на фоне дестабилизирующих факторов. Приводится формализация задачи оценивания групп цифровых массивов, алгоритм оценивания (вербальный и в виде программы на языке C++), а также представлены результаты его работы в составе комплекса обработки телеметрии по реальному изделию ДЗЗ.

Ключевые слова: алгоритм, робастные оценки, плотность распределения, гистограмма, дестабилизирующие факторы, цифровой массив

The Algorithm of Robust Estimation of Results of Digital Processing of Digital Arrays Onboard Computing Systems for Space Remote Sensing

A. V. Loban

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

e-mail: aloban@mail.ru

Abstract. Considered robust algorithm of digital arrays onboard computing systems that improve the immunity system of telecontrol on the background of destabilizing factors. Formalization of the problem of estimating groups of digital arrays, the estimation algorithm (verbally and in the form of a program in C++), and presents the results of his work in the complex processing of telemetry for real-product of RS.

Key words: algorithm, robust estimation, frequency distribution, histo-grams, destabilizing factors, digital array

Введение

Характерной особенностью большинства существующих и вновь разрабатываемых сложных динамических объектов (СДО), решающих задачи дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), является то, что все большую часть общего потока телеметрической информации (ТМИ) занимает «программная» телеметрия, формируемая на объекте в виде массивов бортовых вычислительных комплексов (БВК). Так, для примера по одному из новых изделий ДЗЗ число параметров «приборной» телеметрии составляет около 2000, а число параметров «программной» телеметрии — около 6000.

Массивы БВК передаются в полном потоке ТМИ по отдельным позициям телеметрического кадра. Причем в зависимости от разрядности программного регистра и способа передачи массивов выделяется соответствующее число позиций кадра. Кроме того, на объекте может быть одновременно несколько видов программных регистров и интерфейсов их встраивания в общий поток информации телеконтроля.

В данной статье рассматривается один из способов передачи массивов БВК с помощью регистра «ЗУПР». Суть способа состоит в следующем: массив БВК, накопленный на борту на «невидимых» сеансах, разбивается на группы по 130 байт и затем передается в режиме воспроизведения (ВП) группа за группой несколько раз (пока включен режим ВП). Например, на реальном сеансе накоплены группы с номерами от 0 до 255, повторены в режиме ВП 48 раз. В случае когда в тракте доставки полного потока ТМИ отсутствуют дестабилизирующие факторы (сбои, разрывы поступления информации по времени и др.), достаточно выделить одну любую из поступивших последовательностей групп и «нарезать» отчеты из цифрового массива БВК.

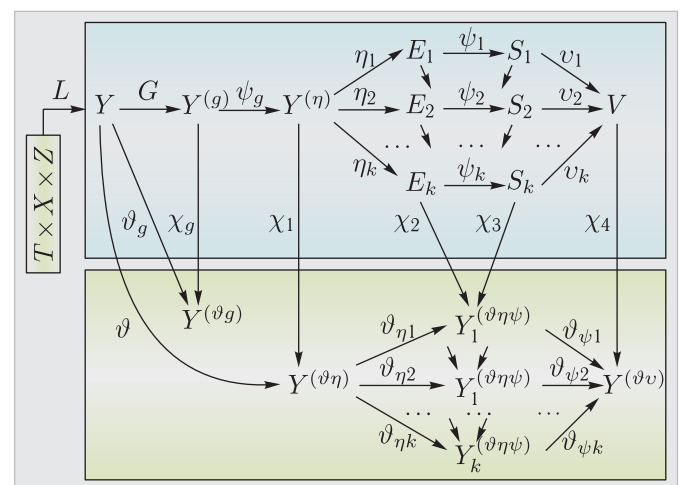
Однако на практике рассчитывать на такую ситуацию нельзя, ввиду того, что сбойные точки-отсчеты присутствуют практически на любом сеансе телеконтроля. Как наиболее рационально использовать особенности такого способа передачи массивов БВК и какой должен быть алгоритм оценивания поступивших групп, чтобы обеспечивалась робастность оценок (устойчивость к воздействию помех с неизвестным законом распределения)? В статье дается ответ на эти вопросы.

Формализация задачи

Полный поток ТМИ содержит совокупность телеметрических кадров, по отдельным позициям которых (каналам группового сигнала) вставляется информация с «программных регистров» БВК. Как правило, процесс «вставки» массивов БВК асинхронный. Рассматриваемый способ характерен тем, что часть массива БВК (группа — 128 байт, плюс 2 байта — номер группы) передается в одном кадре, в следующем кадре — следующая группа и т. д. до тех пор, пока не будут переданы все группы. Затем процесс повторяется заново и так до конца режима ВП сеанса обработки.

Ввиду того, что на разных участках сеанса связи воздействие дестабилизирующих факторов на поток ТМИ различно, возникает задача оценивания результатов обработки информации телеконтроля в виде выделенных групп общего цифрового массива БВК. Лишь после ее решения можно приступить к «нарезке» массива БВК на множество массивов регистра (номенклатуру отчетов) — результаты диагностирования подсистем СДО на борту.

В соответствии с этим принятие решения о виде поступившего отчета получается многослойным и представимо с помощью математической структуры переработки цифрового массива БВК [1, 2]:



(1)

где T — множество моментов времени телеконтроля объекта;

X, Y — множества входных и выходных сигналов объекта соответственно;

Z — множество состояний объекта;
 L — отображение «наблюдения» СДО;
 G — отображение «наблюдения» групп массива БВК;

χ_g — отображения импликации группирования;

$Y^{(\vartheta g)}$ — фактор-множество $Y^{(g)}$ каналов группирования цифровой информации регистра БВК;

$Y^{(\vartheta \eta)}$ — фактор-множество $Y^{(\eta)}$ каналов массива цифровой информации БВК;

ψ_g — отображение робастного оценивания групп массива БВК;

$Y_i^{(\vartheta \eta \psi)}$, $i = \overline{1, k}$ — фактор-множество классифицированных и истинных отчетов БВК;

$\chi_1, \chi_2, \chi_3, \chi_4$ — отображения импликации классифицирования, оценивания и визуализации отчетов БВК;

E_i, S_i , $i = \overline{1, k}$ — множества заданных и истинных отчетов БВК;

η_i, ψ_i, v_i , $i = \overline{1, k}$ — отображения классифицирования, оценивания и визуализации отчетов БВК;

$Y^{(\vartheta v)}$ — фактор-множество формуляров визуализации V ;

$\vartheta, \vartheta_g, \vartheta_{\eta_i}, \vartheta_{\psi_i}$, $i = \overline{1, k}$ — отображения факторизации выделения, группирования, стратифицированного классифицирования и оценивания соответственно.

Реализация процесса (1) заключается в осуществлении трех последовательно выполняемых этапов. На первом этапе формируются фактор-множества $Y^{(\vartheta g)}$, $Y^{(\vartheta v)}$, $Y_i^{(\vartheta \eta \psi)}$, $i = \overline{1, k}$, $Y^{(\vartheta v)}$ по группам и отчетам массива БВК, а также множество видов отчетов E_i , $i = \overline{1, k}$. Эти сведения составляют стратифицированную модель «программной» телеметрии БВК (нижняя часть структуры). Модель содержит данные о том, как выделить из полного потока ТМИ цифровые группы массива программного регистра, как объединить группы в единый массив, опознать отчеты («нарезать» массив на отчеты), описать цифровые параметры, входящие в отчеты. Сведения берутся из конструкторской документации на СДО.

На втором этапе выполняется отображение G «наблюдения» групп массива БВК, причем соблюдается условие $G\chi_g = \vartheta_g$. Затем выделенные группы оцениваются с помощью отображения ψ_g для сборки общего массива БВК ($\psi_g: Y^{(g)} \rightarrow Y^{(\eta)}$).

В данной статье рассматривается робастная процедура оценивания, не зависящая от ограничений на виды распределений помех, которые присутствуют в цифровой информации групп множества $Y^{(g)}$.

Третий этап заключается в определении видов реальных отчетов массива БВК по телеизмерениям и включает выполнение отображений η_i, ψ_i, v_i , $i = \overline{1, k}$.

Структура (1) дает наглядное представление о процессах выделения, классифицирования, оценивания и визуализации отчетов БВК, а также о функционально достаточном составе и структуре алгоритмов подготовки исходных данных и переработки информации цифровых массивов. Важно отметить, что для компактного хранения и обмена данными имеется возможность фиксировать результаты переработки в сечении перед множеством V , т.е. без визуализации. При этом объем данных результатов сокращается в несколько раз. Например, если группы, образующие массив БВК, повторяются 30–50 раз на сеансе обработки, то коэффициент сжатия «программной» телеметрии тоже будет таким же.

Пусть массив БВК передается с помощью m групп по 128 байт каждая n раз за сеанс, т.е. состояние массива определяется mn -мерным вектором $y^{(g)} \in \mathbb{R}^{mn}$. Пространство $\mathbb{R}^{mn}$ — пространство состояний массива БВК. В результате процесса телеконтроля (отображение G) определяется значение $y^{*(\eta)}$ вектора $y^{(\eta)} \in \mathbb{R}^m$. Пространство $\mathbb{R}^m$ — пространство измеряемых параметров. Задано однозначное отображение $H: \mathbb{R}^{mn} \rightarrow \mathbb{R}^m$, определяемое вектор-функцией $y^{(g)} = H(y^{(\eta)})$, где $H(y^{(\eta)})$ — истинное значение вектора измеряемых параметров, когда массив находится в состоянии $y^{(g)}$.

Измеренное значение $y^{*(\eta)}$ отличается от истинного значения $H(y^{(\eta)})$ на вектор ошибок измерений $\rho \in \mathbb{R}^m$, т.е. $y^{*(\eta)} = H(y^{(\eta)}) + \rho$.

Оцениваемый параметр выделяется заданием отображения $\delta: Y^{(g)} \rightarrow Y^{(\eta)}$, определяемого функцией $\delta = \delta(y^{(g)})$.

В результате отображения оценивания $\psi_g: Y^{(g)} \rightarrow Y^{(\eta)}$ каждому $y^{*(\eta)}$ ставится в соответствие число $\hat{\delta} = \psi_g(y^{*(\eta)})$, называемое оценкой параметра δ . Предполагаются неизвестными

характеристики вероятностного распределения ошибок измерений.

Задача состоит в том, чтобы найти такое отображение оценивания (процедуру, алгоритм), при котором модуль разности $|\delta - \widehat{\delta}|$ оказывается в некотором смысле наименьшим.

Постановка задачи близка к классическим способам минимаксного оценивания при неизвестной корреляции ошибок измерений [3] (оценивание методом наименьших квадратов, задача о наилучшей корреляции, использование методов линейного программирования и др.). Однако следует учитывать, что взаимная корреляция отдельных байт, входящих в группу цифровых данных, практически отсутствует. Измерения, передаваемые в составе отдельной группы, нельзя сжать, а значит, повысить их достоверность.

Учитывая это, предлагается робастный алгоритм оценивания групп, основная идея которого состоит в следующем. В процессе оценивания поступивших на сеансе групп строится гистограмма частоты повтора значений кода каждого байта, входящего в группу. В качестве результата формируются группы, у которых входящие байты характеризуются максимальной частотой повторения значений кодов. По существу, это первый шаг робастной процедуры оценивания — «редактирование» данных усечением выделяющихся наблюдений по некоторому правилу [4], в данном случае по частоте повторов. Полученный результирующий массив БВК можно подвергнуть разбору на содержащиеся в нем отчеты. Этот короткий путь получения результатов хорошо работает в случае, когда уровень сбоев сравнительно невелик. Если больше ничего не предпринимать, то это обычная процедура оценивания, которая допускает на выходе грубые ошибки при значительном влиянии дестабилизирующих факторов.

Робастная процедура должна минимизировать максимальное ухудшение (минимаксная процедура). Поэтому в качестве следующего шага необходимо количественно и качественно оценить результаты процедуры, «а затем последовательно провести переподгонку до тех пор, пока не появится сходимости» [4]. Качественная оценка — это когда «нарезка» на отчеты происходит успешно. Количественные оценки можно связать с частотой

повторов значений кодов байтов группы, а также количеством сформированных отчетов при «нарезке» массива БВК. Так, например, если байт, входящий в группу, имеет два различных значения с примерно равной максимальной частотой, то при подгонке следует получить результат оценивания для каждого случая, затем выбрать вариант с большим количеством сформированных отчетов. Целесообразно также сопровождать результаты обработки количественной оценкой робастности.

Практическая реализация

При постановке объекта ДЗЗ на информационно-телеметрическое обслуживание (при подготовке исходных данных по документации на изделие) для обработки массивов БВК формируются три структуры данных (см. рис. 1): описание регистров (MBVK), номенклатура отчетов по регистрам (TOF) и перечень параметров отчетов (TUPF).

Структуры иерархически упорядочены и позволяют описать для каждого «программного» регистра состав массивов и состав параметров для отчетов. Причем параметры цифровых отчетов и манипуляции с ними описываются по общим правилам типового комплекса программ обработки телеизмерений (ТХР — таблица характеристик параметров, вход по условному номеру параметра — УН). По существу, после подготовки исходных данных формируется модель отчетов БВК, представленная соответствующими компонентами в нижней части структуры (1).

Этих данных достаточно, чтобы выделить из общего потока телеметрии каналы, по которым передаются цифровые массивы БВК (отображение L «наблюдения» СДО), сформировать группы (отображение G «наблюдения» групп массива БВК), проверить монотонность поступления групп, оценить (проголосовать) группы, собрать общий массив БВК и затем его обработать.

Суть обработки массива БВК после операции оценивания групп состоит в том, чтобы выделить из массива слов отчеты и нужные параметры и представить пользователю в удобном виде. В настоящее время накоплен опыт представления

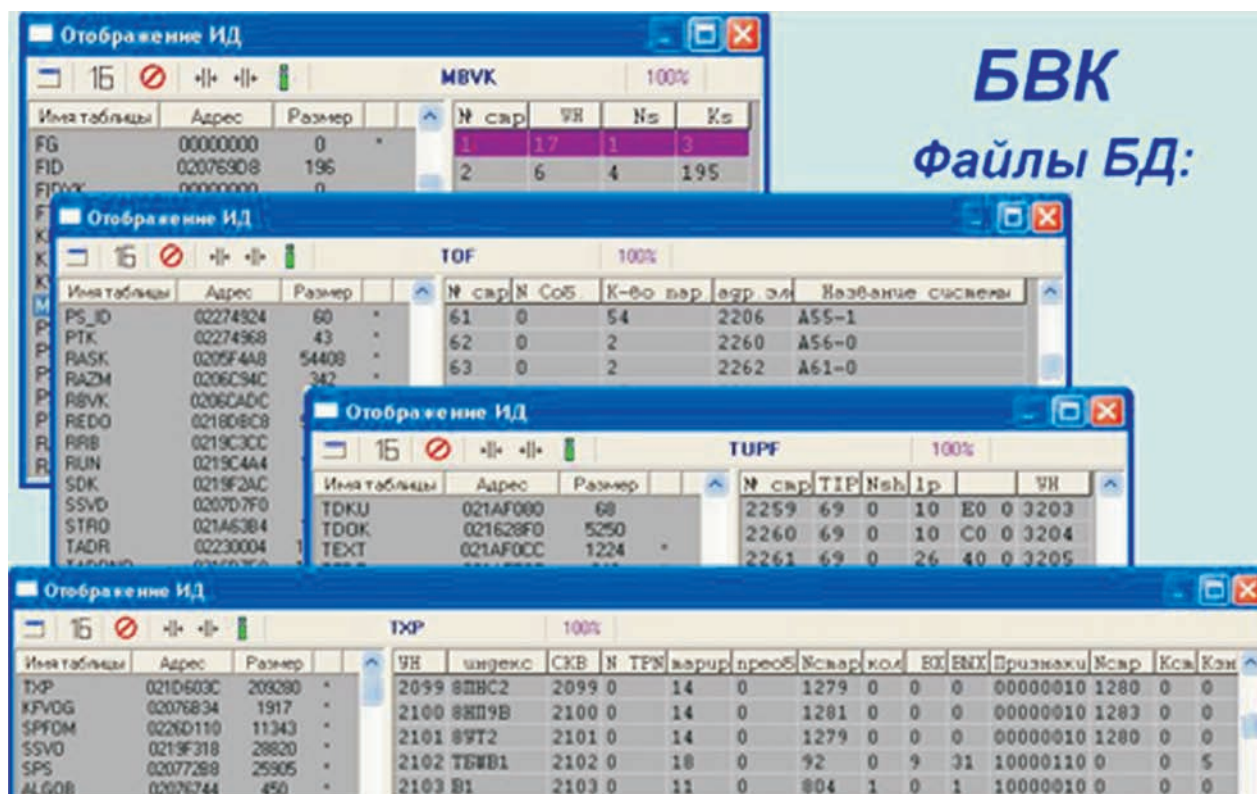


Рис. 1.

результатов обработки (визуализации) в следующих видах:

- ✓ последовательность массивов в виде «экспресс-отчета» с распечаткой параметров в физических величинах и в двоичном виде;
- ✓ отчеты после «фильтрации» по контролируемым системам СДО;
- ✓ таблицы групп параметров (например, баллистический вектор);
- ✓ обобщенные формуляры контроля основных событий работы СДО и др.

Алгоритм оценивания групп массива БВК и «нарезки» отчетов реализован в виде программы на языке C++ (см. таблицу) и используется на практике по одному из изделий ДЗЗ. Анализ воздействия сбоев на цифровые данные группы с номером 007Е (см. рис. 2) показывает, что отдельные биты искажены (соответствующие слова массива помечены символом * — звездочкой на правой части рисунка) по сравнению с массивом,

полученным в результате процедуры оценивания. На рисунке представлены 32 слова группы 007Е в 16-ричном и битовом форматах. На правом поле показан пример воздействия помех на отдельные биты массива. За эталонную распечатку (левое поле рисунка) взято представление этой же группы массива после оценивания разработанным алгоритмом.

Воздействие помех на группы различно для разных участков сеанса обработки. Поэтому необходимо брать при оценивании все поступившие повторы групп для получения устойчивых результатов обработки массива БВК.

Воздействие сбоев по разному отражается на отчеты после их «нарезки» из массива БВК. Так, например, сбой в 18-м слове (код '12C91AAA' изменен на код '12C918AA') приведет к тому, что массив отчета не будет опознан, так как испорчена константа-маркер начала массива 'AAA'.

Если же сбой воздействует на биты внутри отчета, то искажаются лишь значения отдельных параметров (помечены символом * — звездочка) отчета (см. рис. 3).

Таблица.

Алгоритм (программа) оценивания цифровых массивов БВК

```

unsigned char s[512], out_n, nsl;
int lpup, lpup, ngmin, ngmax;
char * p_zup, p_pup;
union {unsigned long l; int in; unsigned char m[4]; } rez;
int mg[130][256]; // Массив для голосования групп
//
lpup = (ngmax - ngmin + 1)*130;
if(lpup > 130) { // Страница ЗУП
(char*)p_pup = new char[lpup];
memset(p_pup, 0, lpup);
for(j=ngmin; j<= ngmax; j++) { // от ngmin -> до ngmax
for(k=0; k < 130; k++) {for(l=0; l < 256; l++) {mg[k][l] = 0; }}
mn = 0; // Обнуление полей статистики
for(i=0; i < (lpup/130); i++) {
memcpy(&s[0], p_zup+i*130, 130);
rez.m[0] = s[1]; rez.m[1] = s[0]; rez.m[2] = 0; rez.m[3] = 0;
nt = rez.in; // Текущий номер группы
if(j==nt) {
for(k=0; k < 130; k++) { // Номер байта в группе
l = s[k]; // Значение байта
mg[k][l]++; // Число повторов (набор статистики)
} } }
memset(&s[0], ' ', 256);
rez.in = j; // Текущий номер группы
s[1] = rez.m[0]; s[0] = rez.m[1];
for(k=2; k < 130; k++) { // Номер байта в группе
nt = 0;
for(l=0; l < 256; l++) { // Наиболее вероятное значение байта
if(mg[k][l] > nt) {nt = mg[k][l]; mn = l; }
}
rez.in = mn;
s[k] = rez.m[0]; // Значение байта
}
memcpy(p_pup+lpup-j*130-130, &s[0], 130);
} // К следующей группе
nz = 0; // Число отчетов БВК
out_n = 0; // Буфер накопления в исходное
//
for(j=0; j < (lpup/130); j++) {
memset(&s[0], 0, 256);
for(i=0; i < 32; i++) {
memcpy(&s[i*4], (p_pup+lpup-j*130-i*4-4), 4);
}
for(i=0; i < 32; i++) { // Группа 128 байт регистра БВК
if(out_n==0) { // Поиск начала массива
memset(&s[256], 0, 256);
s[256+0]=s[(4*i)+3]; s[256+1]=s[(4*i)+2];
s[256+2]=s[(4*i)+1]; s[256+3]=s[(4*i)+0];
if( ((s[256+1]&0x0F)==0x0A)&&((s[256+0]&0xFF)==0xAA) ) {
out_n = 1; // Признак начала массива
} }
else {
nsl = (s[256+3] >> 2)&0x3F;
if(nsl > out_n) { // Число слов 6 разрядов
s[256+out_n*4+0]=s[(4*i)+3]; s[256+out_n*4+1]=s[(4*i)+2];
s[256+out_n*4+2]=s[(4*i)+1]; s[256+out_n*4+3]=s[(4*i)+0];
out_n++;
if(nsl == out_n) {
... // Запись накопленного массива в БД
nz++; // Число сформированных отчетов БВК
out_n = 0; // Буфер накопления в исходное
} } } } }
} } } } }

```

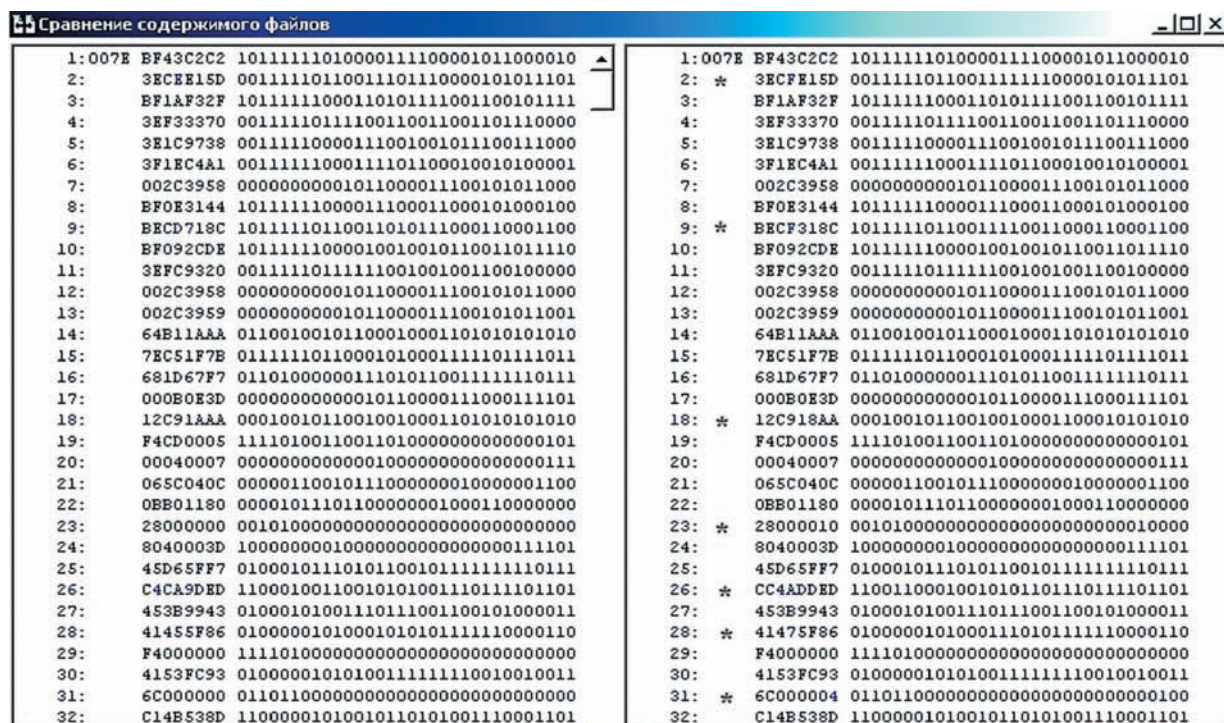


Рис. 2.

Сравнение содержимого файлов					Сравнение содержимого файлов				
108:-----					108:-----				
109: 9 U20-4 Считывание ПДЦМ					109: 9 U20-4 Считывание ПДЦМ				
110: Т#И 8/ 07:56:28,000					110: Т#И 8/ 07:56:28,000				
111: X 2.621440000e+05 м					111: X 2.621440000e+05 м				
112: Y 5.242880000e+05 м					112: Y 5.242880000e+05 м				
113: Z 2.621440000e+05 м					113: Z * 4.194304000e+06 м				
114: VX 6447.696777344 м/с					114: VX 6447.696777344 м/с				
115: VY -4102.890625 м/с					115: VY -4102.890625 м/с				
116: VZ 101.838722229 м/с					116: VZ 101.838722229 м/с				
117: GF 2.4375					117: GF 2.4375				
118: SP\$GLO 00000000101000000110000011000000					118: SP\$GLO * 00000000111000000110000011000000				
119: SP\$GPS 10001000000000010000010000001101					119: SP\$GPS 10001000000000010000010000001101				
120: СКПХ 6.125 м					120: СКПХ * 6.140625 м				
121: СКПУ 5.28125 м					121: СКПУ 5.28125 м				
122: СКПЗ 9.109375 м					122: СКПЗ 9.109375 м				
123: СКПВХ 0.01171875 см/с					123: СКПВХ 0.01171875 см/с				
124: СКПВУ 0.01171875 см/с					124: СКПВУ 0.01171875 см/с				
125: СКПВЗ 0.51953125 см/с					125: СКПВЗ * 0.01953125 см/с				
126: КОНТРСУМ 0111001111001000					126: КОНТРСУМ * 3111001111001001				
127:-----					127:-----				

Рис. 3.

В приведенном примере (справа на рис. 3) показан результат формирования отчета «U20-4» с важными для баллистических расчетов данными. Кроме параметра «Z» искажение коснулось параметра «КОНТРСУМ», что свидетельствует о присутствии аномальных измерений по критерию проверки на совпадение контрольной суммы отчета.

Заключение

Предложенная формализация и практическое апробирование моделей и алгоритма робастного оценивания результатов обработки массивов БВК показывают, что предпочтительным является подход реализации обработки «программной»

телеметрии в рамках типовой технологии сбора и обработки телеизмерений, причем практика требует, чтобы методы обеспечения робастности преобразований сводились к достаточно простым приемам и не нуждались в коренной переделке тех программ, которые сейчас используются.

Выделение, группирование, классифицирование, оценивание и визуализацию отчетов БВК целесообразно реализовывать в виде компонентов согласно предлагаемой структуре (1), используя существующий апробированный интерфейс взаимодействия типовых средств комплекса обработки телеметрии.

Высокая помехоустойчивость робастного алгоритма оценивания групп массива БВК позволит обрабатывать данные телеконтроля в сложной помеховой обстановке и тем самым даст возможность получать устойчивые результаты обработки отчетов БВК. Реализуемость и возможность практического применения предлагаемого алгоритма доказана на примере обработки телеметрии по реальному

изделию ДЗЗ. Применение подобных алгоритмов предполагает существенное увеличение эффективности информационных технологий, прежде всего за счет повышения их помехоустойчивости.

Список литературы

1. Лобан А. В. Информационная технология распределенного диагностирования космических аппаратов. М.: ДПК Пресс, 2015. 144 с. ISBN 978-5-91976-069-6.
2. Лобан А. В. Новая эффективная технология распределенной переработки измерительной информации в АСУ космическими аппаратами // Вестник ФГУП НПО им. С. А. Лавочкина. М., 2014. № 4. С. 81–88.
3. Лидов М. Л. Минимаксные методы оценивания // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2010. № 71. 87 с. <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-71>
4. Хьюбер П. Робастность в статистике. М.: Мир, 1984. 304 с.

УДК 629.76

Применение экспериментального алгоритма расчета параметров движения КА после выведения его на орбиту

С. В. Стрельников¹, С. Г. Лапшин

¹д. т. н., ОАО «НПО «Орион»

e-mail: orionsvs@mail.ru

Аннотация. Проведены численные исследования экспериментального алгоритма определения орбиты, обеспечивающего устойчивость вычислительной схемы к возмущениям начального приближения параметров орбиты. Исследования показали возможность расчета параметров орбиты низкоорбитального КА по измерениям наземных средств радиоконтроля при значительных отклонениях параметров начального приближения от искомого решения.

Ключевые слова: определение орбиты космического аппарата, устойчивый процесс вычисления, наземный комплекс управления

Application of Experimental Algorithm for Calculating of Spacecraft Parameters of Motion After Launching it Into Orbit

S. V. Strelnikov¹, S. G. Lapshin

¹doctor of engineering science, Joint Stock Company "Scientific-Production Association Orion"

e-mail: orionsvs@mail.ru

Abstract. Numerical study of experimental algorithm for determining the orbit, ensuring stability of the computational scheme to perturbations of the initial approximation of the orbital parameters. Studies have shown the ability to calculate the parameters of the orbit LEO spacecraft by measuring ground-based radio with significant deviations from the parameters of the initial approximation of the desired solution.

Key words: determination of the orbit of the spacecraft, a steady process of calculation, ground control

Введение

При значительных отклонениях параметров фактической орбиты от параметров орбиты, используемой в качестве начального приближения, существующие алгоритмы определения орбиты баллистического центра (БЦ) НАКУ не обеспечивают устойчивой сходимости итерационного процесса к искомому решению. Значительные отклонения параметров начального приближения могут возникнуть в следующих неблагоприятных случаях:

1) после завершения этапа выведения КА на орбиту, когда параметры полученной орбиты существенно отличаются от априори заданных орбитальных параметров;

2) при продолжительных интервалах между навигационными определениями, когда действительные значения параметров орбиты существенно отличаются от прогнозируемых значений вследствие воздействия факторов космической среды, неучтенных в математической модели движения КА.

В связи с высокими требованиями к уровню автоматизации процесса определения орбиты и значительным влиянием свойств алгоритмов расчета на порядок выполнения операций технологического цикла управления разработка новых алгоритмов определения орбиты, устойчивых к возмущениям начального приближения, является актуальной.

Основные приемы, обеспечивающие устойчивость вычислений

Для построения процедуры расчета, устойчивой к возмущениям начального приближения, разработан экспериментальный алгоритм, основанный на идеях, изложенных в статьях [1, 2] и описании патента [3]. В экспериментальном алгоритме применяются три основных приема:

1) для поиска решения используется новый функционал;

2) в качестве текущего навигационного параметра применяется новый навигационный параметр — значение времени, при котором радиальная скорость или дальность КА относительно навигационного ориентира равна некоторому заданному значению;

3) применяется новый алгоритм вычисления расчетных значений навигационных измерений.

Краткое содержание используемых приемов. Вектор результатов Z измерений параметров орбиты представим в виде

$$Z = [z_1(t_1), \dots, z_j(t_j), \dots, z_m(t_m)]^T,$$

где z_j — измеренное значение; t_j — время проведения j -го измерения.

Если ошибки измерений подчиняются нормальному закону распределения, определение орбиты в рассматриваемом экспериментальном алгоритме сводится к минимизации функционала наименьших квадратов вида

$$\sum_{j=1}^m [t(z_j) - t_p(z_j, X_0)]^2 \omega_j \rightarrow \min_{X_0}, \quad (1)$$

где $t(z_j)$ — значение времени измерения параметра z_j ; $t_p(z_j, X_0)$ — расчетное значение времени, соответствующее параметру z_j на орбите X_0 ; ω_j — веса значений $t(z_j)$; $X_0 = [x_1, \dots, x_n]^T$ — искомый вектор параметров орбиты.

Заметим, что традиционно используемый функционал имеет вид

$$\sum_{j=1}^m [z(t_j) - z_p(t_j, X_0)]^2 \omega_j^* \rightarrow \min_{X_0}, \quad (2)$$

где $z_p(t_j, X_0)$ — расчетное значение параметра на орбите X_0 , соответствующее времени t_j на орбите X_0 , ω_j^* — веса значений $z(t_j)$.

В функционале (1) применяется новый навигационный параметр — $t(z_j)$. В экспериментальном алгоритме используется новый алгоритм вычисления расчетных значений навигационных параметров $t_p(z_j, X_0)$, направленный на создание процедуры расчета, при которой обеспечивается взаимнооднозначное соответствие между измеряемыми и искомыми параметрами орбиты в широком диапазоне их возможных значений.

Использование радиальной скорости в качестве измеряемого параметра — первый шаг к достижению такого соответствия. Так как зависимость радиальной скорости от времени в зоне радиовидимости наземных средств является монотонной функцией, использование радиальной скорости

в качестве измеряемого параметра обеспечивает необходимое взаимнооднозначное соответствие параметров.

Вторым шагом достижения взаимнооднозначного соответствия является следующий порядок вычисления расчетных значений радиальной скорости. Пусть в зоне радиовидимости некоторого измерительного средства получено k измерений радиальной скорости $z_1, \dots, z_k$, а расчетная орбита задана вектором X_0 . Новый алгоритм вычисления расчетных значений включает такую последовательность действий. На орбите X_0 находят точку $x^*(X_0)$, минимально удаленную от измерительного средства. Затем в окрестности точки $x^*(X_0)$ вычисляют моменты времени $t_p(z_1, X_0), \dots, t_p(z_k, X_0)$, в которые при движении КА по расчетной орбите X_0 радиальная скорость КА относительно измерительного средства достигает значений $z_1, \dots, z_k$.

Исследование алгоритма

Исследование экспериментального алгоритма проведено при определении орбиты КА «Родник», выведенного на орбиту 23 мая 2014 г., по натурным измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП), выполненным 30–31 мая 2014 г.

Следует подчеркнуть, что схема навигационных измерений КА «Родник» предусматривала наличие продолжительного интервала полета от момента выведения КА на орбиту и начала проведения ИТНП. Как правило, первые сеансы ИТНП после выведения КА на орбиту выполняют на первых витках полета. Схема ИТНП КА «Родник» предусматривала выполнение первых сеансов ИТНП на 92-м, 93-м, 100-м, 101-м витках полета.

Результаты расчета параметров орбиты КА показали:

1) применение алгоритма штатного комплекса БЦ НАКУ и параметров целевой орбиты в качестве начального приближения задачи определения орбиты не обеспечило получение решения задачи определения параметров орбиты КА;

2) применение экспериментального алгоритма определения орбиты (основанного на приемах, изложенных в настоящей статье) и параметров целевой орбиты в качестве начального приближения позволило решить задачу;

3) параметры целевой орбиты, использованные в качестве начального приближения при определении орбиты, на витке начала проведения ИТНП (92-м витке) имеют существенные отклонения от искомых параметров по двум переменным вектора состояния:

- по оси абсцисс гринвичской системы координат отклонение составило 330 км;
- по времени прохождения КА плоскости экватора в восходящем узле 92-го витка отклонение составило 10 мин 01,679 с;

4) использование решения задачи определения орбиты, полученного при применении экспериментального алгоритма, в качестве начального приближения алгоритма штатного комплекса БЦ НАКУ позволило удачно провести расчеты с помощью штатного комплекса БЦ НАКУ и получить решение; при этом параметры орбиты обоих решений настолько близки, что приемлемо говорить о полном совпадении двух решений.

Результаты итерационного расчета параметров орбиты, полученные при проведении расчетов с помощью экспериментального алгоритма, приведены в табл. 1–5.

В табл. 2 представлены:

- значения систематических погрешностей ($\sigma_{1z}, \dots, \sigma_{4z}$) навигационных сеансов;
- значение времени прохождения экватора t_z в восходящем узле 92-го витка (время привязки искомых параметров), уточняемое при итерационных вычислениях, при этом в строке с номером итерации «0» указано начальное приближение времени, соответствующее априори заданной орбите выведения;
- число обусловленности матрицы частных производных ζ системы нормальных уравнений метода наименьших квадратов.

Значения систематических погрешностей навигационных сеансов, найденные штатным комплексом программ БЦ для 1, 2, 3, и 4 навигационных сеансов составили соответственно:

$$\sigma_{1z} = 0,02630 \text{ км}; \quad \sigma_{2z} = 0,02591 \text{ км};$$

$$\sigma_{3z} = 0,02631 \text{ км}; \quad \sigma_{4z} = 0,02687 \text{ км}.$$

Указанные значения погрешностей близки значениям погрешностей, полученным при расчетах

Таблица 1. Величины приращений к параметрам вектора состояния

Номер итерации	ΔV_x , км/с	ΔV_y , км/с	ΔV_z , км/с	Δx , км	Δy , км	Δz , км
1	0,31653	3,60816	-0,97857	532,1426	1085,6302	4014,7928
2	0,15534	-0,36429	0,04767	150,5995	94,6994	-475,0447
3	-0,07411	0,36141	-0,09352	-77,3170	-84,0266	474,4801
4	0,37456	0,36262	-1,02512	580,9532	1093,5909	4044,6539
5	0,02222	0,01075	-0,00710	15,0706	-5,7271	15,0894
6	0,00669	-0,00196	-0,00078	4,4505	-0,1514	-2,2672
7	0,00091	-0,00045	-0,00005	0,6309	0,0373	-0,5467
8	0,00020	0,00012	-0,00007	0,14156	-0,0651	0,1684
9	-0,00011	-0,00002	0,00002	-0,0752	0,0159	-0,0265
10	0,00001	0	0	-0,0038	0,0019	0,0139

Таблица 2. Систематические погрешности, значение времени прохождения экватора, число обусловленности матрицы частных производных

Номер итерации	σ_{1z} , км	σ_{2z} , км	σ_{3z} , км	σ_{4z} , км	t_3 , чч.мм.сс	ζ
0	0	0	0	0	15.54.10,0462	—
1	-0,65526	0,02515	0,06548	-0,04064	15.44.05,1069	155814
2	0,13884	-0,00111	0,35031	0,53008	15.45.16,5908	166437
3	-0,05879	0,00393	-0,32322	-0,41683	15.44.09,4316	374591
4	-0,01982	-0,00197	-0,04909	-0,064448	15.44.05,1273	255207
5	0,23060	0,00040	-0,01697	0,00986	15.44.02,9904	192496
6	0,00644	-0,00043	-0,00015	0,00775	15.44.03,3117	197342
7	0,00085	-0,00009	0,00018	0,00128	15.44.03,3891	202625
8	0,00023	0,00003	-0,02632	0,02707	15.44.03,3652	199935
9	-0,00011	0,02587	0,02639	0,02700	15.44.03,3693	200326
10	0,02634	0,02584	0,02636	0,02698	15.44.03,3702	204738

экспериментальным алгоритмом и приведенными в последней строке табл. 2. Взаимное отличие двух наборов систематических погрешностей (полученных штатным и экспериментальным алгоритмами) не превышает 0,4 м, что составляет 0,15% их абсолютной величины.

Следует отметить, что значения параметров вектора состояния, рассчитанных при решении задачи определения орбиты, зависят от состава измерительной информации. Навигационные измерений, исключенные из выборки навигационных измерений, влияют на результаты решения. В табл. 3 приведено:

1) количество выполненных навигационных измерений;

2) количество измерений, оставшихся в обработке при определении вектора состояния штатным программным комплексом БЦ НАКУ;

3) количество измерений, оставшихся в обработке экспериментального алгоритма.

В данных табл. 3 видно, что количество измерений, использованных при определении орбиты обоими рассмотренными программными комплексами, отличается незначительно — на 0,3% от общего количества выполненных измерений.

В табл. 4 представлены результаты определения параметров орбиты на 92-м витке:

— в столбце 2 — параметры орбиты (параметры орбиты А), рассчитанные с помощью экспериментального алгоритма;

Таблица 3. Количество навигационных измерений

Номер сеанса	Количество навигационных параметров измеренных в сеансах	Количество измерений, использованных комплексом БЦ НАКУ	Количество измерений, использованных экспериментальным алгоритмом
1	180	164	165
2	232	213	213
3	184	167	166
4	95	078	80
σ	691	622 (90 %)	624 (90,3 %)

Таблица 4. Результаты расчета параметров орбиты экспериментальным алгоритмом

Параметр	Пар. орбиты А (экспер. алгоритм)	Пар. орбиты Б (начал. приближение)	(Пар. орбиты А)– (пар. орбиты Б)
1	2	3	4
дата	30.05.2014	30.05.2014	30.05.2014
время	15.44.03,37021	15.54.05,04620	–00.10.01,67598
V_x , км/с	0,361670	0,352749	0,008922
V_y , км/с	–0,029697	–0,036288	0,006591
V_z , км/с	7,060759	7,056767	0,003992
x , км	–513,87784	–843,48577	329,60793
y , км	–7849,99718	–7829,47269	–20,52449
z , км	0	0	0
$H_{\text{ЭКВ}}$, км	1488,66298	1496,640878	–7,977897
$L_{\text{ЭКВ}}$, °	266,254648	263,851137	2,403501
T_D , мин	115,881491	115,991760	–0,110269
a , км	7876,54349	7881,527614	–4,984117
e	0,001497	0,000889	0,000608
Ω , °	345,223344	345,333672	–0,110328
i , °	82,444753	82,501573	–0,056828
ω , °	325,663016	15,634348	310,028674

– в столбце 3 — параметры орбиты начального приближения (параметры орбиты Б), т.е. параметры целевой орбиты выведения КА, априори заданной перед стартом;

– в столбце 4 — разность (параметры орбиты А)–(параметры орбиты Б).

В табл. 5 представлены результаты определения параметров орбиты на 92 витке с помощью штатного алгоритма БЦ НАКУ, в случае, когда в качестве начального приближения используются параметры орбиты, рассчитанные экспериментальным алгоритмом:

– в столбце 2 — параметры орбиты (параметры орбиты В), рассчитанные с помощью штатных алгоритмов БЦ НАКУ;

– в столбце 3 — параметры орбиты начального приближения (параметры орбиты А), т.е. параметры, рассчитанные с помощью экспериментального алгоритма;

– в столбце 4 — разность (параметры орбиты В)–(параметры орбиты А).

Из данных столбца 3 табл. 5 следует, что решение, полученное штатным алгоритмом БЦ НАКУ близко решению, полученному экспериментальным

Таблица 5. Результаты расчета параметров орбиты

Параметр	Пар. орбиты В (алгоритмы БЦ)	Пар. орбиты А (экспер. алгоритм)	(Пар. орбиты В)– (Пар. орбиты А)
1	2	3	4
дата	30.05.2014	30.05.2014	30.05.2014
время	15.44.03,35458	15.44.03,37021	–00.00.00,01271
V_x , км/с	0,361582	0,361670	–0,00007961
V_y , км/с	–0,029051	–0,029697	–0,00000101
V_z , км/с	7,060745	7,060759	–0,00001701
x , км	–513,919907	–513,87784	–0,021530
y , км	–7850,022561	–7849,99718	–0,028694
z , км	0	0	0
$H_{\text{экв}}$, км	1488,60105	1488,66298	0,03004
$L_{\text{экв}}$, град	266,256076	266,254648	–0,0001428
T_{∂} , мин	115,881508356	115,881491	0,000010695
a , км	7876,5441727	7876,54349	0,0003639
e	0,001496	0,001497	–0,0000027
Ω , град	345,2229845	345,223344	–0,0001960
i , град	82,4454222	82,444753	0,0005974
ω , град	325,5342932	325,663016	–0,1050897

алгоритмом, так значения радиусов-векторов обоих решений отличаются на 35 м, векторов скорости — на 0,085 м/с.

целевой орбиты, а второе — штатным комплексом БЦ НАКУ и в качестве начального приближения использовано решение, рассчитанное экспериментальным алгоритмом.

Заключение

Проведенные исследования показали:

1) экспериментальный алгоритм следует рекомендовать к применению в БЦ НАКУ при значительном отклонении параметров начального приближения от искомого решения;

2) применение алгоритма штатного комплекса БЦ НАКУ не позволяет рассчитать параметры орбиты КА при отклонении времени привязки начального приближения от действительного времени на 10 мин;

3) в пределах заданных допустимых отклонений совпадают два решения задачи определения орбиты, полученные при обработке одинаковой измерительной информации, одно из которых рассчитано экспериментальным алгоритмом и в качестве начального приближения использованы параметры

Список литературы

1. Стрельников С.В. Метод определения орбиты по радиотехническим измерениям параметров траектории // Космические исследования, 2007, т. 45, № 4, с. 387–391.
2. Лапшин С.Г., Стрельников С.В. Метод расчета параметров орбиты низкоорбитального КА, устойчивый к возмущениям исходных данных. Труды VI Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий». М.: Радиотехника, 2013.
3. Стрельников С.В., Лапшин С.Г. Патент на изобретение №2509041 от 19.12.2012, МПКЗ G 01 С 21/24. Способ определения орбиты космического аппарата.

УДК 629.783

Моделирование приема коллизий сигналов АИС на борту КА

А. М. Кузнецов¹, А. А. Романов², А. А. Романов³

¹аспирант, ²д. т. н., ³д. т. н., проф.

ОАО «Российские космические системы»

e-mail: amk.rss@gmail.com, romulas@mail.ru

Аннотация. При приеме сигналов АИС из космоса существенной проблемой является уменьшение количества принятых сообщений из-за «коллизии сигналов» — одновременного приема нескольких сигналов от разных судов. В данной статье представлен анализ модели АИС и частоты появления коллизий сигналов. Рассчитаны требования к методике обработки сигнала, которая позволит обрабатывать коллизии и тем самым увеличит количество детектированных судов. Проведено сравнение модельных и реальных результатов по количеству детектированных судов.

Ключевые слова: АИС, спутник, мониторинг

Model for Receiving AIS Signals Collisions in Space

A. M. Kuznetsov¹, A. A. Romanov², A. A. Romanov³

¹post-graduate student

²doctor of engineering science

³doctor of engineering science, professor

Joint Stock Company “Russian Space Systems”

e-mail: amk.rss@gmail.com, romulas@mail.ru

Abstract. When AIS signals are received in space onboard the satellite it provides significant problem, so called “messages collision” — receiving several AIS signals simultaneously. This problem results in reducing the number of detected ships. In this article the analysis of AIS model signals and messages collisions are presented. Parameters of collision separating algorithms are researched and potential profit of it usage is presented. Model and real satellite AIS data are compared.

Key words: AIS, satellite, monitoring

Введение

Автоматическая идентификационная система (АИС) — информационная система, предназначенная для повышения безопасности мореплавания, в рамках которой суда обмениваются между собой информацией о навигационном статусе: координатах, векторе скорости и др., а также рейсовой информацией: порт отправления, назначения, степень опасности груза и пр. [1]. Согласно конвенции SOLAS ООН «О безопасности на море» судовая аппаратура АИС обязательна к установке на все крупные грузовые и пассажирские суда [2], таких насчитывается порядка 90 тыс. Суда в открытом море продолжают передавать навигационные сообщения АИС, при этом мощность принимаемых сигналов является достаточной для декодирования сообщений на борту низкоорбитальных КА [3]. Это позволяет производить мониторинг местоположения судов в удаленных от берега акваториях.

Протоколы АИС изначально не были предназначены для приема сигналов на борту КА, поэтому при размещении приемника АИС в космосе сообщения от разных судов могут приходить одновременно, повышая уровень внутриканальной интерференции и образуя «коллизию сигналов» или «коллизию сообщений». Порядок коллизии — это количество сообщений в коллизии. Чем больше сообщений принято в коллизии, тем больше ее порядок.

Сообщения в коллизии искажаются, это не позволяет выделять сообщения с помощью методик, предназначенных для наземных приемников, что приводит к потере информации. При наличии более 2000 судов в ЗРВ КА детектируются не более 20 % судов за 15 мин пролета КА над целевой акваторией, в наиболее загруженных акваториях в ЗРВ попадают порядка 8000 судов [4, 5].

В последнее время все большую актуальность приобретают решения, связанные с адаптацией алгоритмов обработки сигналов АИС к специфическим условиям увеличенной ЗРВ приемника, в том числе к явлению коллизии сигналов. В ряде методик по обработке сигнала [6–8] предлагается совместная обработка двух сообщений в коллизии 2-го порядка на основе принципа максимума правдоподобия. Как известно, при одинаковой цене

ошибки такой подход позволяет добиться минимальной вероятности ошибки [9]. Но при использовании подобного подхода на практике возникают следующие задачи: определение количества дополнительных судов, которые детектируются при разделении коллизий сообщений АИС 2-го порядка, определение минимального порядка коллизии для детектирования заданного процента судов в акватории; сравнение полученных данных с числом судов, детектируемых реальными КА.

В данной статье предложен алгоритм получения оценки порядка коллизии для определения требуемого числа судов в отдельных районах Мирового океана. Данный алгоритм был применен к модели сигнала АИС [10], полученные результаты сравнивались с реальными данными действовавших КА с приемником АИС.

Алгоритм оценки минимального порядка коллизии АИС

В качестве входных параметров алгоритм получения оценки порядка коллизии принимает данные о распределении судов в интересующей пользователя акватории Мирового океана и параметры орбиты спутника с приемником АИС. Выходные данные алгоритма — это массивы, в которых рассчитано, какое количество судов будет детектировано, если с помощью методики обработки коллизии были разрешены все коллизии не более чем N -го порядка.

При расчетах неявно использовалось следующее предположение: если методика позволяет разделить коллизию N сообщений, то та же методика позволяет разделить и коллизию $N - 1$ сообщений.

Первоначальные данные о движении судов в заданной акватории приводятся к распределению судов на регулярной сетке. Акватория разбивается на ячейки $1^\circ \times 1^\circ$, для каждой ячейки в акватории рассчитывается, какое количество судов находится в ней в течение дня. Затем данные суммируются с весовым коэффициентом, полученным исходя из того, сколько часов в сутки судно было в ячейке, и усредняются. Получившееся среднее количество судов для каждой ячейки формирует новое распределение судов.

На первом этапе работы алгоритм на основе параметров орбиты КА и рассчитывает те ячейки, которые попали в ЗРВ КА в начальной точке траектории. Принимающая антенна КА считается всенаправленной, для передающей антенны судна ДНА берется из [11]. Средний период передачи сообщения одним судном составляет 6 с [5]. Поэтому моделирование принятого на КА информационного сигнала ведется с шагом 6 с, вплоть до крайней расчетной точки траектории. На каждом шаге ведется перерасчет ячеек и судов, попавших в ЗРВ КА, и учитывается, сколько пришло сообщений в каждый отдельный слот.

Для расчета требуемых параметров сообщений, нужных для составления статистики распределения сигналов в коллизиях, используется физическая модель распространения сигнала АИС, реализованная в работе [10, 12].

В рамках этой модели для каждого переданного сообщения рассчитывается время прихода на борт КА, мощность принятой энергией сигнала и сдвиг центральной частоты из-за эффекта Доплера.

Полученные данные оформляются в виде таблиц и гистограмм, отражающих количество принятых коллизий N -го порядка. Из этих данных рассчитывается количество принятых сообщений в коллизиях N -го порядка.

Чтобы связать количество принятых сообщений и количество детектированных судов, используется обновляемый массив данных, где для каждого судна отмечается коллизия минимального порядка, в которой от него за интервал моделирования было получено сообщение. Полученный массив позволяет оценить минимальный порядок коллизии, которую надо разрешать для обнаружения заданного числа судов в отдельной акватории Мирового океана.

Из полученных таблиц рассчитывается доля судов, которая может быть обнаружена с использованием методики разделения коллизии 2-го порядка. Чтобы оценить преимущества применения методики, необходимо вычесть из полученного числа детектированных судов те, которые могли быть обнаружены без применения методики разделения коллизий, — только по декодированным сообщениям, которые приняты без коллизий.

Из материалов, опубликованных по результатам работы уже запущенных приемников С-АИС, рассчитывается среднее количество обнаруженных в секунду судов и декодированных сообщений. Эти данные сравниваются с оценкой числа судов, обнаруженных в результате применения методики обработки коллизий сигналов АИС.

Применение алгоритма оценки порядка коллизии АИС на модельных данных

На основе представленного алгоритма оценки минимального порядка коллизии АИС разработано ПМО, которое проверено на данных модели сигнала АИС, принимаемого на борту КА.

Проблема построения модели сигнала АИС, принимаемого на борту КА, подробно изложена в диссертации [12]. Модель, предложенная в [12], используется в данной работе.

Основой модели стало распределение судов, приведенное в PasteMare, которое было дополнено в северных широтах данными, приведенными ФГУП «Морсвязьспутник». Данные по распределению судов, опубликованные по итогам проекта PasteMare, получены с КА с приемником АИС на борту. В силу особенностей работы КА, собиравших сообщения АИС для PasteMare, данные о судах в северных широтах (выше 65° с. ш. и ниже 65° ю. ш.) неполные. Для северных акваторий Российской Федерации плотность распределения судов была восстановлена на основе отчетов о положении судов АИС, находящихся в навигации весной-летом 2013 г., предоставленных ФГУП «Морсвязьспутник».

Для проведения численного эксперимента выбрано несколько акваторий в Мировом океане, сигналы АИС из которых были смоделированы, а затем проанализированы. Акватории выбирались из следующих соображений: акватории вблизи границ Российской Федерации, акватории Мирового океана, содержащие различное число судов, акватории, по которым известны результаты работы КА с приемником АИС на борту. Расположение модельных акваторий обозначено красными прямоугольниками на рис. 1.

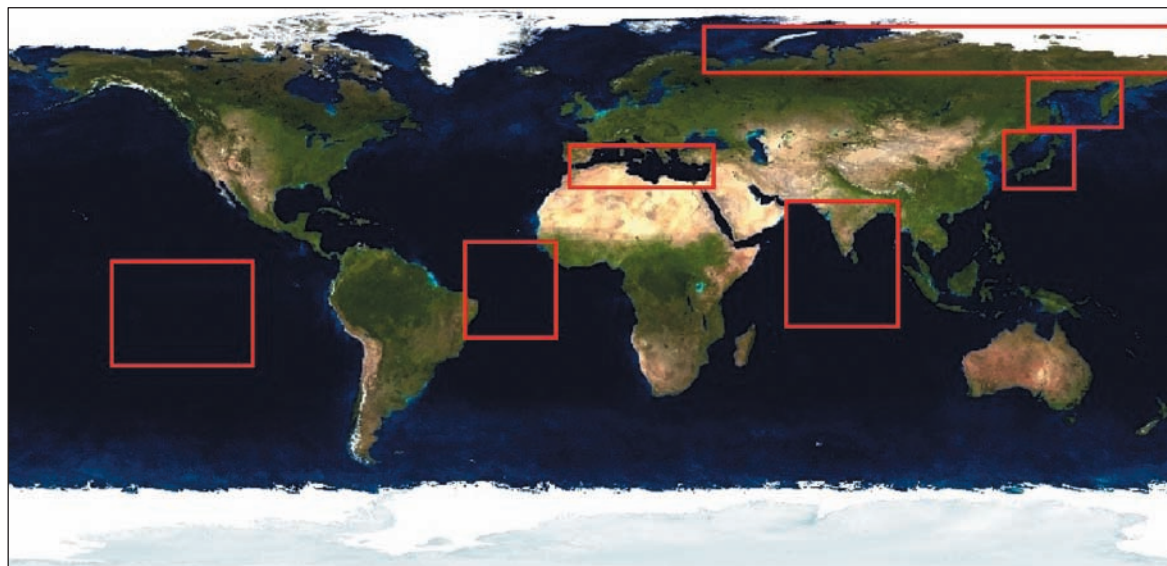


Рис. 1. Местоположение акваторий для получения модельных данных

Таблица 1. Параметры модельных сигналов АИС

Название акватории	Общее число сообщений, ед.	Сообщений принято без коллизий, ед.	Сообщений в коллизии 2-го порядка, ед.
Северная акватория РФ	735 (100 %)	531 (72 %)	180 (24 %)
Акватория Дальнего Востока РФ	40386 (100 %)	5805 (14 %)	8274 (20 %)
Тихий океан	23763 (100 %)	8199 (36 %)	8536 (36 %)
Атлантический океан	82520 (100 %)	2167 (2,6 %)	7728 (9 %)
Средиземное море	212334 (100 %)	26 (0,01 %)	222 (0,1 %)
Желтое море, побережье Японии	306011 (100 %)	0 (0 %)	0 (0 %)
Индийский океан	338208 (100 %)	231 (0,06 %)	1564 (0,46 %)

При моделировании пролета КА над всеми модельными акваториями наклонение КА принималось равным 90° , направление движения — с юга на север, высота орбиты 670 км, радиус ЗРВ — 2700 км. Высота орбиты взята в качестве средней высоты для запущенных низкоорбитальных космических аппаратов с приемником АИС в период 2002–2014 гг. Наклонение орбиты в 90° применяется для удобства отслеживания движения спутника вдоль меридиана. Статистика по количеству принятых сообщений приведена в табл. 1.

Анализ полученных данных показывает, что максимум количества сообщений, извлеченных из коллизии и правильно декодированных, приходится на акватории со средним числом судов: 750–2300 (акватория Дальнего Востока РФ, Тихий океан,

Атлантический океан). Это связано с распределением сообщений по коллизиям: в регионах со средним числом судов велико количество коллизий 2-го порядка — оно составляет до 35 % от всего числа принятых сообщений.

В районах с малым числом судов (Арктика) ожидаемо мало коллизий, т. к. в эфире достаточно свободных временных слотов для того, чтобы сообщения принимались без наложения друг на друга.

В акваториях с большим числом судов (Средиземное море, Желтое море, побережье Японии) число судов и переданных ими сообщений настолько велико, что принять коллизию даже 2-го порядка — большая удача, число правильно декодированных сообщений, извлеченных из коллизии, близко к нулю.

Таблица 2. Количество детектированных судов при разделении коллизии 2-го порядка

Название акватории/число судов при пролете	Детектировано судов без разрешения коллизий, ед./% от общего числа	Детектировано судов из коллизии 2-го порядка, ед./% от общего числа	Детектировано судов из коллизии 2-го порядка, которые не детектированы без разрешения коллизий, ед./% от общего числа
Северная акватория РФ 151	150 (100 %)	151 (100 %)	1 (<1 %)
Акватория Дальнего Востока РФ 1854	1095 (59 %)	1328 (71 %)	436 (23,5 %)
Тихий океан 750	698 (93 %)	710 (94 %)	25 (3 %)
Атлантический океан 2348	1291 (55 %)	1830 (78 %)	518 (22 %)
Средиземное море 6469	26 (<1 %)	102 (1,6 %)	98 (1,5 %)
Желтое море, побережье Японии 7298	0 (–)	0 (–)	0 (–)
Индийский океан 4880	227 (4 %)	725 (15 %)	558 (11,4 %)

Индийский океан представляет собой смешанную акваторию: на протяжении первых 50 с полета в ЗРВ КА находится небольшое число судов, затем их количество стремительно растет. Этот факт отразился в числе принятых сообщений: 1564 — промежуточная величина между крайне загруженными акваториями, где число сообщений 2-го порядка стремится к 0, и акваториями со средним числом судов, где количество декодированных из коллизий сообщений 2000–4000.

Для расчета количества детектированных судов с помощью методики обработки коллизий 2-го порядка для каждого судна ведется запись, какой минимальный порядок коллизии, где было получено его сообщение.

Если от судна есть хотя бы одно сообщение, принятое без коллизии, то судно считается детектированным без применения методики разделения коллизии. В этом случае его сообщения, извлеченные из коллизии 2-го порядка, не учитываются. Если сообщение от судна было принято в коллизии не менее 2-го порядка, то количество обнаруженных судов при разделении коллизии учитывается как число судов, обнаруженных благодаря использованию методики.

Результаты анализа по количеству детектированных судов, а также оценка потенциального выигрыша при применении методики разделения коллизий изложена в табл. 2.

Анализ таблицы показывает, что наибольший абсолютный выигрыш 22–23 % наблюдается в регионах со средним количеством судов (Атлантический океан, акватория Дальнего Востока РФ). В них велико количество сообщений, извлеченных из коллизий 2-го порядка, а судов, детектированных по сообщениям без коллизий, относительно немного. За счет этого сообщения, извлеченные из коллизии 2-го порядка, играют значительную роль. За счет разделения коллизий доля детектированных судов в этих регионах близка к 80 %.

В Северной акватории РФ и в акватории Тихого океана судов относительно немного, за время полета накапливается достаточно сообщений без коллизий, чтобы детектировать почти каждое судно. При этом в Северной акватории РФ коллизий сообщений почти не наблюдается, а в акватории Тихого океана их достаточно, но их обработка не имеет смысла, т. к. все суда детектируются при обработке сообщений без коллизий.

В загруженных акваториях — Желтое море, побережье Японии и Средиземное море —

преобладают коллизии старших порядков, вероятность детектировать хотя бы небольшое количество судов невелика.

В Индийском океане наблюдается значительное количество судов, сообщения без коллизии приходят достаточно редко, поэтому роль сообщений, выделенных из коллизии 2-го порядка, велика. Эти факты вместе с увеличенным временем обзора приводят к тому, что для этого региона выделенные из коллизии сообщения почти всегда позволяют детектировать новое судно. Но выделенных сообщений не хватает для того, чтобы детектировать 80 % судов.

Совместный анализ табл. 1 и 2 показывает, что, несмотря на большое количество сообщений, извлеченных из коллизий 2-го порядка, число вновь обнаруженных судов во многих акваториях относительно невелико. В тех случаях, когда сообщений без коллизий достаточно много и их количество превышает число всех судов в несколько раз, большая часть судов может быть детектирована по сообщениям без коллизий. В случае акватории Тихого океана и Северной акватории РФ большая часть судов детектируется по сообщениям без коллизий.

Если сообщений в коллизиях 2-го порядка больше, чем сообщений без коллизий, и число последних сопоставимо с количеством судов в акватории или меньше, то после детектирования судов без методики разделения коллизий остается значительная доля недетектированных судов, которая может быть дополнительно обнаружена. Это хорошо видно на примере акваторий Атлантического и Индийского океанов. Часть этих судов как раз и детектируется по сообщениям, извлеченным из коллизий 2-го порядка.

Таким образом, количество новых судов, которые обнаружены по сообщениям, извлеченным из коллизий, и не обнаружены по сообщениям без коллизий, сильно зависит от отношения числа сообщений без коллизий к числу судов. Если число сообщений без коллизий превышает число судов в 5–10 раз, большая часть судов будет детектирована без применения методики разделения коллизий.

Анализ модели сигналов АИС на основе предложенного выше алгоритма показал, что применение методики разделения коллизий 2-го порядка

позволяет дополнительно обнаруживать в акватории до 23 % судов в абсолютном выражении и до 3 раз в относительном. Успешность применения методики зависит от количества судов в акватории и их пространственного распределения. Наилучшие показатели можно ожидать в акваториях со средним числом судов (2500–3500).

Оценка порядка коллизии, которую надо разрешать для определения заданного числа судов в акватории

Полученные в предыдущих параграфах данные были дополнены результатами следующего исследования: коллизии какого порядка должны разрешаться, чтобы детектировать 80 % судов в акватории за время пролета 300 с.

При моделировании пролета КА последовательно помещался в географические точки на земном шаре с шагом 10° , начиная с 0° с.ш., 0° в.д. на высоте 670 км. В каждой точке на протяжении 300 с велась запись сигнала, который затем был проанализирован на предмет количества детектированных судов при разделении всех коллизий сообщений 2, 3, 4-го порядка или без разрешения коллизий. Полученные результаты линейно аппроксимированы и нанесены на географическую карту. Результаты представлены на рис. 2.

Анализ полученных карт показал, что разделение коллизии 4-го порядка позволяет добиться высокого уровня детектированных судов почти для всех акваторий Мирового океана, кроме самых загруженных. К таким относятся: побережье Северной Америки, Средиземное море, моря Восточной и Юго-Восточной Азии.

Численный эксперимент также показал, что конечный результат зависит от траектории пролета КА над акваторией. Например, при пролете КА над Японией с запада в ЗРВ КА попадает 6000–8000 судов в прибрежных водах Китая и Кореи, при пролете с восточной стороны в ЗРВ КА попадают акватории Тихого океана с малой плотностью расположения судов, тогда общее количество судов 3500–4500. В первом случае сложно будет детектировать хотя бы одно судно, во втором часть судов из той же акватории будет обнаружена.

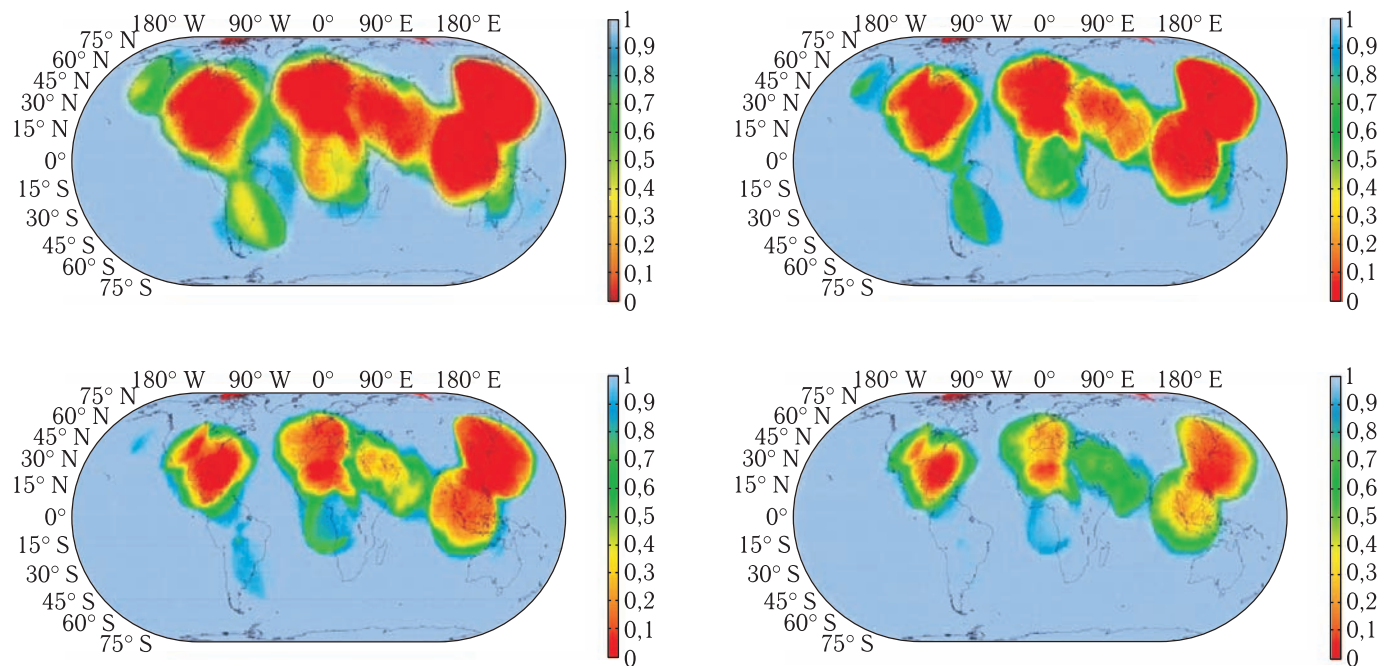


Рис. 2. Доля детектированных судов при условии разделения коллизий N -го порядка. Слева сверху — без разделения, справа сверху — коллизия 2-го порядка, слева внизу — 3-го, справа внизу — 4-го

Таблица 3. Параметры сигналов в коллизии 2-го порядка

Название акватории	Порядок коллизии, которую надо разделять для детектирования 80 % судов в акватории
Северная акватория РФ	0
Акватория Дальнего Востока РФ	2
Средиземное море	6
Тихий океан	0
Желтое море, побережье Японии	8
Индийский океан	4
Атлантический океан	2

Тем не менее, для указанных на рис. 1 акваторий проведены численные эксперименты по анализу гистограмм принятых коллизий сообщений. Используя значения минимального порядка коллизии, для каждой акватории рассчитан процент судов, детектированных при применении методики разделения коллизии N -го порядка. Усредненные оценки порядка коллизии, которую надо разрешать для определения 80 % судов в акватории, приведены в табл. 3.

На основании этих оценок можно сформулировать следующий вывод: методика разделения кол-

лизий 2-го порядка позволяет эффективно детектировать суда (обнаруживать более 80 %) в акваториях со средним количеством судов (до 2500 судов в акватории). При обзоре акваторий с небольшим числом судов (до 800) в использовании методики нет необходимости, если время наблюдения акватории значительное (порядка сотен секунд). В акваториях с большим числом судов (более 6000) необходимо применять другие подходы, позволяющие уменьшить порядок коллизий. Для акваторий с числом судов 3000–5000 методика разделения коллизий 2-го порядка дает существенный,

но недостаточный для детектирования 80 % судов эффект. В таких акваториях может быть эффективным выбором подходящей траектории пролета КА.

Оценка количества детектированных судов при малом времени записи сигнала АИС на борту КА

Численные эксперименты, указанные в предыдущих параграфах, чаще всего проводились при времени записи сигнала 300 с. Хотя для отдельного наблюдателя на Земле время пролета КА при прохождении через зенит от одного края небесной полусферы до другого составляет 900 с, в данной работе считается, что за 300 с параметры принимаемого сигнала меняются несущественно. Таким образом, становится возможно оценить статистические параметры принимаемого сигнала из целевой акватории при примерно постоянных характеристиках.

Но для реальных космических программ время работы приемника АИС может быть меньше из-за ограничений служебных подсистем спутника: скажутся недостаток энергии подсистемы энергоснабжения, малый объем передаваемых данных из-за низкой скорости передачи данных.

Поэтому был проведен численный эксперимент по записи сигнала на 2 каналах АИС над акваторией Дальнего Востока в течение 30 с. Параметры орбиты КА совпадают с параметрами КА в ходе полноценных экспериментов по записи 300 с сигнала.

Материалы, полученные в ходе экспериментов по записи 30 с и 300 с, приведены в табл. 4 и 5.

Анализ приведенных таблиц показывает, что при меньшей длительности записанного сигнала сообщения, извлеченные из коллизии, вносят большую роль в число обнаруженных судов. Это связано с тем, что за короткое время работы не успевает накопиться достаточно сообщений без коллизий, чтобы детектировать достаточное количество судов, и почти каждое сообщение, извлеченное из коллизии, позволяет детектировать новое судно. В этих условиях 309 сообщений, извлеченных

из коллизий 2-го порядка, позволили дополнительно детектировать 286 судов. Число обнаруженных судов увеличилось в 2,5 раза.

Сравнение данных модели АИС и реальных КА с приемником АИС на борту

В 2002–2014 гг. в космос запущено более 30 приемников АИС. По ряду приборов имеется обобщенная статистика: известно, сколько в среднем в сутки детектируется судов, декодируется сообщений. В некоторых случаях приводятся результаты по количеству декодированных за 1 с сообщений. Так как большое количество приборов работает в сеансном режиме, то часть усредненных результатов не отражает цельную картину работы приемников, кроме того, усреднение не позволяет провести анализ отдельных акваторий.

Информация по спутникам AprizeSat-3,4 [13, 14], AISsat-1 [15], NORAIS [16], VesselSat-1,2 [17], EV-1 [18] представлена обобщенными данными, выраженными в среднем количестве детектированных судов и декодированных сообщений в сутки, эти показатели собраны в табл. 6. Данные по среднему количеству сообщений АИС, принятых на КА Orbcomm FM-39, NTS-1, Pathfinder-2, TacSat-2 (с использованием монополярной антенны) [19], TacSat-2 (с использованием фазированной антенной решетки (ФАР)) [19], получены путем умножения среднего количества судов, детектированных в секунду, на количество секунд в сутках.

В то же время для части КА с приемником АИС известны результаты по конкретным акваториям. Большая часть опубликованных данных по результатам работы приемников АИС была приведена в 2010 г. в отчете по итогам эксперимента PasteMare, в рамках которого сделан сравнительный анализ работающих на тот момент приемников КС-АИС [10]. В тестировании принимали участие приемники, установленные на КА NTS-1 (высота орбиты 630 км, наклонение 90°), Pathfinder-2 компании LuxSpace (высота орбиты 720 км, наклонение 98,3°), 2 идентичных спутника FM-39, -37 компании Orbcomm (высота орбиты 670 км, наклонение 48°). Для сравнения выбирались акватории,

Таблица 4. Обработанные сообщения в ходе записи сигнала

Параметр	Значение параметра	Процент от общего числа сообщений	Значение параметра	Процент от общего числа сообщений
Время записи сигнала	30 с		300 с	
Всего сообщений принято	8707	100 %	40386	100 %
Получено сообщений без коллизии	186	2 %	5805	14 %
Получено сообщений в коллизии 2-го порядка	722	8 %	8274	20 %

Таблица 5. Детектированные суда в ходе записи сигнала

Параметр	Значение параметра	Процент от общего числа сообщений	Значение параметра	Процент от общего числа сообщений
Время записи сигнала	30 с		300 с	
Всего судов в ЗРВ	1854	100 %	1854	100 %
Получено судов без разделения коллизии	177	9,5 %	1095	59 %
Детектировано судов при обработке коллизии 2-го порядка	286	15,5 %	1064	57 %
Всего детектировано судов	452	24 %	1452	78 %

Таблица 6. Обобщенные показатели работы приемников АИС

Название КА	Среднее количество принятых сообщений АИС в сут, тыс.	Среднее количество детектированных судов в сут, тыс.
TacSat-2 (монополь)	4*	–
Orbcomm FM-39	11*	–
TacSat-2 (ФАР)	112*	–
Pathfinder-2	158*	–
AprizeSat-3, 4 (суммарно)	460	25
AISsat-1	500	20
NORAIS	350	22
VesselSat-1	900	23
NTS-1	1166*	–
VesselSat-2	1200	30
ExactView-1	1500	45

* — показатели, рассчитанные на основе опубликованных данных

над которыми указанные КА пролетали с разницей по времени не более часа, так чтобы их зоны радиовидимости (ЗРВ) максимально пересекались.

По итогам эксперимента лучшие показатели продемонстрировал КА NTS-1, в результате анализа его данных было детектировано до 2 раз больше

судов, чем для остальных КА, снимавших ту же акваторию в то же время. Количество детектированных судов сильно зависит от географической области и для NTS-1 составляет от 200 до 1100. FM-39, -37 и Pathfinder-2 показали примерно одинаковые результаты, в среднем на 30–40 % хуже,

Таблица 7. Результаты экспериментов по приему сообщений АИС в разных акваториях

Акватория	Количество судов в ЗРВ	Спутники					
		PF-2		FM-39		NTS-1	
		М. о.	Ст. откл.	М. о.	Ст. откл.	М. о.	Ст. откл.
Южная Африка	2000–3000	302	165	218	111	–	–
Тихий океан	1800–2500	433	164	266	142	–	–
Восточное поб. Сев. Америки	3000–4000	373	147	–	–	530	268
Япония	6000–8000	–	–	268	–	1000	–

Таблица 8. Результаты работы различных приемников, полученные в ходе эксперимента над Тихим океаном

КА с приемником АИС	Общее число судов с приемником АИС, обнаруженных в 1 с	Общее число сообщений АИС, декодированных в 1 с
NTS-1	8,35	32,9
Pathfinder-2	0,16	1,85
Orbcomm FM 39	0,09	0,13

чем NTS-1. В отдельных акваториях Pathfinder-2 детектировал на 20% больше судов, чем FM-39, -37. Результаты экспериментов по приему сообщений АИС в разных акваториях приведены в табл. 7.

Как видно из таблицы, в среднем для простых приемников ожидаемое количество детектированных судов составляет 200–250 при наличии в ЗРВ 2000–3000 судов и 300–400 для более совершенных приемников.

В табл. 8 показаны усредненные за 10 пролетов результаты работы приемников над одной и той же областью в Тихом океане вблизи западного побережья США.

Как видно из таблицы, NTS-1 детектировал в 50–90 раз больше судов в единицу времени, чем другие КА. При этом бортовой приемник АИС работал над каждой областью лишь 90 с, что в 7–10 раз меньше, чем на других спутниках, но не проводил обработку сообщений на борту. По команде с Земли КА записывал входящий оцифрованный сигнал длительностью 90 с, который в течение недели передавался на наземные станции связи, декодирование сообщений производилось в лаборатории на Земле. По результатам работы за 7 мес, NTS-1 записал 52 мин оцифрованного сигнала, в котором было декодировано 42 тыс. сообщений от 14 тыс. судов. Это дает в среднем 13,5 декодированных сообщений, 4,5 детектированных судна в 1 с. Видно, что полученные результаты

отличаются от данных, приведенных в табл. 8. Это связано прежде всего с неравномерностью распределения судов в Мировом океане.

Сравнение результатов по количеству декодированных сообщений для КА FM-37, -39 не совсем корректно, потому что для уменьшения трафика с наземной станцией связи спутники фильтруют поступающие сообщения АИС с целью оставить 1–2 от каждого судна за сеанс. Поэтому приемники, установленные на спутниках Orbcomm, можно сравнивать с остальными приемниками только по количеству детектированных судов.

Сигнал из данной области Тихого океана сгенерирован с помощью модели АИС, характеристики полученного сигнала проанализированы для расчета количества декодированных сообщений, разделенных коллизий сигналов и детектированных судов.

Время съемки акватории составило 90 с, координаты начальной точки КА — 30° с. ш., 153° з. д., высота орбиты 670 км, наклонение 90°. Направление движения КА — с юга на север. Основные результаты вместе с рассчитанными относительными характеристиками приведены в табл. 9.

С учетом разделения коллизий общее число судов с приемником АИС, обнаруженных в секунду, — 18, общее число сообщений АИС, декодированных в секунду, — 28. Таким образом, результаты КА NTS-1 по числу обнаруженных судов оказались

Таблица 9. Основные результаты разделения сигналов в акватории Тихого океана с помощью методики разделения коллизий 2-го порядка

Название параметра	Величина параметра	В единицу времени (в 1 с)
Всего сообщений передано	21637	240,4
Всего судов было в ЗРВ КА	1848	–
Декодировано сообщений без разделения коллизий	1111	12,3
Декодировано сообщений с учетом разделения коллизий	2541	28
Детектировано судов без разделения коллизий	852	9,6
Детектировано судов с учетом разделения коллизий	1620	18

улучшенными в 2,1 раза, по числу декодированных сообщений — хуже в 1,2 раза. Если не применять методику разделения коллизий, то число судов, детектированных КА NTS-1, примерно совпадает с предсказанным на модельном сигнале, что говорит о корректности сравнения производительности методик.

Уменьшение количества декодированных сообщений может быть связано с неравномерным усилением антенны NTS-1 на границах ЗРВ [15, 20, 21]. Часть времени в ЗРВ КА попадало большое количество судов, находящихся вдоль береговой линии Северной Америки, это привело к тому, что сигналы от них дополнительно ослаблялись на антенне и воспринимались как шум на фоне более мощных сигналов от судов в открытом океане, поэтому сообщения в коллизии легко декодировались.

Таким образом, на основе материалов о работоспособности реальных КА с приемником АИС подтверждена актуальность применения методик разделения коллизий сообщений АИС 2-го порядка для решения задачи увеличения количества детектированных судов.

Заключение

В данной работе предложен алгоритм получения оценки порядка коллизии для определения требуемого числа судов в отдельных районах Мирового океана. В результате применения данного алгоритма к модели сигнала АИС показано, что разделение коллизий 2-го порядка позволяет дополнительно обнаруживать в акватории до 23 % судов в абсолютном выражении и до 3 раз в относительном.

Применение методики разделения коллизий 2-го порядка при обзоре акватории со средним количеством судов (1000–2500) в течение 300 с позволяет обнаруживать до 80 % судов. При записи сигнала в течение меньшего времени — 30 с — применение методики позволит увеличить абсолютное число обнаруженных судов в 2,5 раза.

Для наиболее загруженных акваторий (6000–8000 судов) необходимо разделять коллизии 6–8 порядка для детектирования 80 % судов. Для акваторий с числом судов 3000–5000 необходимо разделять коллизии 3 и 4 порядков.

Сравнение результатов, полученных при обработке модельного сигнала АИС, с результатами реальных КА с приемником АИС на борту, показали увеличение количества обнаруженных в 1 с судов в 2,1 раз.

Проведенная работа позволила количественно оценить влияние коллизий на число обнаруженных судов при приеме сигнала АИС из космоса. Полученные результаты необходимо учитывать при проектировании спутниковой АИС.

Список литературы

1. ITU, Recommendation ITU-R M.1371-4: Technical characteristics for an automatic identification system using time-division multiple access in the VHF maritime mobile band. [сайт] <http://www.itu.int> (дата обращения: 10/январь/2013).
2. Международная организация ИМО, конвенция SOLAS. [Веб-узел организации ИМО] <http://www.imo.org> (дата обращения: 10/январь/2013).

3. Международный союз электросвязи, «МСЭ-R М.2084», отчет 2006.
4. Hoyer G. Observation modelling and detection probability for space-based AIS reception — Extended observation area. Norwegian Defence Research Establishment, FFI/RAPPORT-2004/04390, 2004.
5. Ginesi A., Cervera M. A. On the performance analysis of a satellite-based AIS system // Tenth International Workshop on Signal Processing for Space Communications. — Rhodos, Greece, 2008.
6. Meehan T. J. Joint demodulation of low-entropy narrowband cochannel signals, Naval postgraduate school, Monterey, California. Дисс. NSN 7540-01-280-5500, 2006.
7. Coulon M., Bonacci D., LeMaitre J., Millerioux J.-P., Tourneret R. J.-Y. Prevost Interference mitigation and error correction method for AIS signals received by satellite // 20th European Signal Processing Conference. — Бухарест, 2012.
8. Thibaud Calmettes Jeremie Giraud. Method for demodulating signals from a multi-access system able to collide and equipment for implementing same. Алгоритм US 8,963,587 B2. Май 11, 2011.
9. Скляр Б. Цифровая Связь. Теоретические основы и практическое применение, 2-е изд. Под ред. А. В. Назаренко. М.: Вильямс, 2007.
10. Романов А. А., Кузнецов А. М. Мониторинг судов в северных широтах Российской Федерации с помощью космического сегмента АИС // XXXVII академические чтения по космонавтике. Москва, 2013. С. 245–248.
11. OHB systems, ESPAIS AIS System Study — Final Report. Отчет ESPAIS-OHB-FR-01, 08.12.2010.
12. Маслов А. П. Моделирование сигнала автоматической идентификационной системы, принимаемого на борту космического аппарата. Дисс. ... на соискание ученой степени магистра. Московский физико-технический институт, 2014.
13. Lorenzini D. A. and CaJacob D. E. Rapid Construction, Launch, and On-Orbit Operation of Two AIS Satellites // 8th Responsive Space Conference. — Лос-Анджелес, 2010.
14. Turner Brinton Space Hardware Firm Doubles Down on Ship Tracking Service // Space News, 2010, с. 14.
15. Skauen T., Eriksen A. N. et al. Tracking Ship Traffic with Space-Based AIS: Experience Gained in First Months of Operations // Waterside Security Conference (WSS), 2010.
16. [Веб-узел компании SpaseQuest] www.spasequest.com (дата обращения: 10/январь/2013).
17. Ruy G., Schwarzenbarth K., van Schie B., Frapé J.-B., Ries Ph., Moser H., Buursink J. VesselSat: Building two Microsatellites in one Year // Proceedings of the 4S (Small Satellites Systems and Services) Symposium. — Портоторо, 2012.
18. [Веб-узел компании ExactEarth] www.exactearth.com (дата обращения: 10/январь/2013).
19. Huffine Ch., Nicholson St., Duffey T. On-orbit results from the TACSAT-2 ACTD target indicator experiment ais payload // The 4S Symposium. Small Satellites Systems and Services. — Нордвейк, 2008.
20. Ole Fredrik Haakonsen Dahl «Space-Based AIS Receiver for Maritime Traffic Monitoring Using Interference Cancellation», Norwegian University of Science and Technology, Диссертация 2006.
21. Hoyer G., Narheim B., Meland B. J., Eriksen T. Maritime traffic monitoring using a space-based AIS receiver // Acta Astronautica, 2006, № 58. Iss. 10. P. 537–549.

УДК 621.396.677

Сравнение вариантов построения абонентской аппаратуры ретрансляции телеметрической информации РН, РБ и КА через спутник-ретранслятор системы «Луч»

С. И. Ватутин

к. т. н., ОАО «Российские космические системы»

e-mail: otd0943_vsi@mail.ru

Аннотация. Проведено сравнение вариантов построения абонентской аппаратуры ретрансляции на основе многоканальных радиолиний и на базе одноканальной радиолинии с фазированной антенной решеткой. Предложено трехступенчатое построение абонентской аппаратуры ретрансляции на основе трехканальной радиолинии.

Ключевые слова: энергетический потенциал радиолинии, антенна, коэффициент усиления антенны, скорость передачи информации, активная фазированная антенная решетка

Comparison of Construction Variants of Retransmitting Equipment of TM-Information from Carrier Rockets, Upper-Stage Rockets and Space Vehicles Via “Luch” Satellite Re-Transmitter

S. I. Vatutin

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

e-mail: otd0943_vsi@mail.ru

Abstract. It is done comparison of construction variant of subscriber retransmitting equipment on multi-channel radio link base as compared with variant on single-channel radio link with phased-array antenna base. It is proposed three-stage construction variant of subscriber retransmitting equipment on three-channel radio link base.

Key words: radio link power budget, antenna, antenna gain, information rate, phased-array antenna

При запуске космического аппарата (КА) с космодрома Байконур на геостационарные орбиты и орбиты ГЛОНАСС импульсы разгона для выхода с опорной на переходную орбиту, как правило, осуществляются разгонными блоками вне зоны радиовидимости с территории России примерно над Южной Америкой. При этом, в силу отсутствия в настоящее время системы ретрансляции телеметрии на территорию России с обратной стороны Земли, контроль проведенных импульсов разгона разгонного блока (РБ) осуществляется путем нацеливания антенн телеметрических средств на «штатную» и «аварийную» орбиту, соответственно, для запланированной величины разгонного импульса двигателей РБ и полного отсутствия такового. Всевозможные промежуточные аварийные значения импульса разгона во внимание не принимаются из-за отсутствия в наземном автоматизированном комплексе управления (НАКУ) КА достаточного количества станций слежения. Ситуация существенно усложняется в связи с появлением в настоящее время «интеллектуальных» РБ типа «Волга», которые могут самостоятельно принимать решение о требуемой величине разгонного импульса в зависимости от фактических параметров опорной орбиты, что может привести к нескольким возможным реализациям переходной орбиты и, соответственно, к нескольким возможным точкам входа в зону радиовидимости телеметрических средств НАКУ. Отсюда настоятельная необходимость знать вектор состояния РБ (X, Y, Z, V_X, V_Y, V_Z) на момент окончания импульса разгона. Та же самая проблема существует относительно КА при отделении его от ракеты-носителя (РН) на обратной стороне Земли: для телеметрического контроля на территории России надо знать векторы состояния РН и КА на момент их разделения. Таким образом, минимально необходимый объем информации, который надо передать с РН, КА и РБ через спутник-ретранслятор (СР) для их своевременной и надлежащей встречи по нужному направлению средствами НАКУ, состоит в передаче вектора состояния из 6 параметров плюс время окончания импульса. Пусть для передачи координаты, скорости или времени достаточно 4 байтов. Тогда минимально необходимый объем информации для встречи КА и РН составляет всего 28 байтов или 224 бита,

что с учетом накладных расходов приведет к объему порядка 1 Кбит. То есть по радиолинии со скоростью порядка 1 кбит/с минимально необходимый объем информации для «встречи» объекта ракетно-космической техники (ОРКТ — РН, РБ или КА) после импульса разгона, отделения или совершения маневра может быть передан не более чем за 1–2 с.

Теперь перейдем к оценке скорости передачи информации через спутник-ретранслятор, которую может обеспечить одна антенна абонентской аппаратуры ретрансляции (ААР) с опорной орбиты.

Энергетический потенциал радиолинии ОРКТ–СР определяется классической формулой [1, 2]:

$$P_r = \frac{P_t \cdot G_t \cdot \eta_p \cdot S_{\text{эфр}}}{4 \cdot \pi \cdot r^2}, \quad (1)$$

где:

P_r — мощность сигнала на входе приемника, Вт;

$\eta_p = \eta_t \cdot \eta_r \cdot \eta_{\text{пол}} \cdot \eta_n$ — результирующий коэффициент потерь при передаче сигнала в тракте ОРКТ–СР;

P_t — мощность передатчика;

G_t — коэффициент усиления антенны передатчика;

η_t — коэффициент полезного действия АФУ передатчика;

η_r — коэффициент полезного действия АФУ приемника;

$\eta_{\text{пол}}$ — коэффициент поляризационных потерь;

η_n — коэффициент потерь от неточного наведения антенн;

$S_{\text{эфр}}$ — эффективная поверхность приемной антенны;

r — наклонная дальность.

С другой стороны, справедливо выражение [1]:

$$P_r = \left(\frac{P_r}{P_{\text{ш}}} \right)_{\text{треб}} \cdot 2 \cdot k_0 \cdot m \cdot t^\circ \cdot R, \quad (2)$$

где $k_0 = 1,38 \cdot 10^{-23}$ — постоянная Больцмана;

t° — эквивалентная шумовая температура входного каскада приемника;

R — скорость передачи информации;

m — коэффициент, учитывающий количество лепестков спектра радиосигнала, попадающих в полосу приемника, обычно $m = 1, 2$, максимум 3.

Из (1) и (2) получаем:

$$R = \frac{G_t \cdot K_t \cdot \eta_{\text{п}} \cdot S_{\text{эфр}}}{4 \cdot \pi \cdot r^2 \cdot \left(\frac{P_r}{P_{\text{ш}}} \right)_{\text{треб}} \cdot 2 \cdot k_0 \cdot m \cdot t^\circ} \quad (3)$$

Коэффициент усиления апертурной антенны определяется известным выражением:

$$G = \frac{4 \cdot \pi \cdot S_{\text{эф}}}{\lambda^2} = \frac{4 \cdot \pi \cdot S_{\text{эф}}}{\left(\frac{c}{f_{\text{н}}} \right)^2}, \quad (4)$$

где λ и $f_{\text{н}}$ — длина волны и значение несущей частоты, c — скорость света в свободном пространстве. Из (3) с учетом (4) получаем следующее выражение для оценки достижимой скорости передачи информации по исходным данным из [3] для радиолинии ОРКТ–СР:

$$R = \frac{P_t \cdot G_t \cdot \eta_{\text{п}} \cdot \left(\frac{c}{f_{\text{н}}} \right)^2 \cdot G_r}{(4 \cdot \pi \cdot r)^2 \cdot \left(\frac{P_r}{P_{\text{ш}}} \right)_{\text{треб}} \cdot 2 \cdot k_0 \cdot m \cdot t^\circ} \quad (5)$$

Опираясь на исходные данные разработчиков ААР [3], приняв коэффициент усиления микрополосковой антенны ААР равномерным в полусфере и равным 2, а также считая, что при фазовой манипуляции на $\pm 180^\circ$ с запасом достаточно полоса частот с 2 лепестками спектра радиосигнала, получены следующие опорные значения допустимых скоростей передачи информации в одном канале с одной антенны ОРКТ:

- для широкого луча СР в режиме многостанционного доступа (МСД): 97 бит/с;
- для узкого луча СР в режиме индивидуального доступа (ИД): 9260 бит/с.

Таким образом, из линейки типовых скоростей передачи ТМИ в 1, 8, 32, 64, 128, 256, 512 кбит/с, 1, 2, 3 Мбит/с одна антенна на ОРКТ при отсутствии помехоустойчивого кодирования радиосигнала обеспечивает только две низшие скорости в 1 и 8 кбит/с и только при работе по узкому лучу.

В работе [4] показано, что из кодов с исправлением ошибок наибольший энергетический выигрыш в 8,9 дБ или в 7,76 раза дают так называемые

турбокоды. С учетом кодирования турбокодом получаем следующие допустимые скорости передачи информации с одной антенны ОРКТ:

- для широкого луча СР в режиме МСД: $97 \times 7,76 = 752$ бит/с;
- для узкого луча СР в режиме ИД: $9260 \cdot 7,76 = 71\,857$ бит/с.

Таким образом, при помехоустойчивом кодировании одноканальная система передачи информации через одну антенну ОРКТ может обеспечить 4 низшие скорости передачи информации в 1, 8, 32 и 64 кбит/с по узкому лучу СР.

Широкий луч может использоваться только для передачи малых объемов наиболее существенной информации типа навигационного вектора состояния ОРКТ. Но поскольку экспертные оценки показывают, что успешными были только 75% попыток наведения узкого луча спутника-ретранслятора на космическую станцию «Мир» для первой реализации системы «Луч» на базе КА «Альтаир», то возможностью работы по широкому лучу пренебрегать нельзя.

Поэтому система передачи информации с ОРКТ через СР должна содержать две компоненты: низкоскоростную систему передачи по широкому лучу телесигнализации о навигационном векторе состояния ОРКТ после маневра и систему передачи ТМИ по узкому лучу.

Для реализации передачи ТМИ по узкому лучу со скоростями 128, 256, 512 кбит/с, 1, 2, 3 Мбит/с потребуется соответствующим образом увеличить энергетический потенциал радиолинии ОРКТ–СР, установив на ОРКТ, соответственно, 2, 4, 8, 15, 29, 43 антенны и передатчика. При этом, естественно, не возбраняется передавать информацию через несколько антенн и по широкому лучу спутника-ретранслятора. Данные о возможных скоростях передачи информации в многоантенной ААР через одноканальную радиолинию с активной фазированной антенной решеткой (АФАР) и через многоканальную радиолинию (МКРЛ) сведены в таблицу.

Далее можно поступить двояко:

- 1) объединить все N всенаправленных в полусфере антенн в антенную решетку и направить ее

Таблица. Допустимые скорости передачи информации в многантенной ААР с помехоустойчивым кодированием турбокодом

Количество антенн в ААР	1	2	4	8	15	29	43
Индивидуальный доступ							
Скорость передачи информации, кбит/с	64	128	256	512	1024	2048	3072
Мощность на передачу АФАР	20	20	20	20	20	20	20
Мощность на передачу МКРЛ	20	40	80	160	300	580	860
Многостанционный доступ							
Скорость передачи информации, кбит/с	0,7	1,4	2,9	5,8	11	21	31
Мощность на передачу АФАР	20	20	20	20	20	20	20
Мощность на передачу МКРЛ	20	40	80	160	300	580	860

на СР. Тогда суммарная эффективная площадь антенн будет равна $N \cdot S_{\text{эфт}}$, где $S_{\text{эфт}}$ — эффективная площадь одной передающей антенны ОРКТ, и в соответствии с (4) коэффициент усиления антенной решетки из N антенн будет равен $G_{Nt} = N \cdot G_t$, а в соответствии с (5) скорость передачи информации может быть увеличена в N раз;

2) использовать N -канальную систему передачи на N несущих частотах через те же N передатчиков и N антенн, что приведет к тому же увеличению суммарной скорости передачи информации в N раз, не потребует дополнительных средств наведения антенной решетки ОРКТ на СР, но в N раз увеличит потребляемую мощность, что очень критично для бортовых систем, особенно для КА и РБ.

Очевидно, второй способ гораздо проще и надежнее, но требует большего энергопотребления кратно количеству используемых антенн.

Основной недостаток применения направленной антенной решетки для передачи телеметрии с ОРКТ состоит в том, что предполагает безотказность систем ориентации, стабилизации и управления абонентских РН/РБ/КА, иначе радиолиния РН/РБ/КА–СР работать не будет. Жесткое требование работоспособности основных бортовых систем справедливо при передаче целевой информации КА, но недопустимо при передаче с РН/РБ/КА телеметрической информации, которая является основой при идентификации неисправностей на борту РН/РБ/КА. Отказы или нарушения в работе систем управления, ориентации и/или стабилизации РН/РБ/КА отнюдь не редкое явление. Именно поэтому одно из основных требований к телеметрической радиолинии — способность ра-

ботать на ненаправленную антенну РН/РБ/КА. Однако многоканальная система имеет повышенное энергопотребление, что особенно критично для КА и РБ. Исходя из данных таблицы многоканальную ААР нецелесообразно применять при скоростях передачи данных свыше 256 кбит/с при работе с каналом индивидуального доступа спутника-ретранслятора и при скоростях свыше 3 кбит/с при работе с каналом многостанционного доступа спутника-ретранслятора.

Поэтому предлагается компромиссное трехступенчатое построение трехканальной ААР:

- в первом радиоканале ААР работает на одну антенну и передает в расчете на широкий луч спутника-ретранслятора в реальном масштабе времени со скоростью 700 бит/с минимально необходимое количество измерительной информации для встречи КА-абонента на территории России: вектор состояния на момент окончания динамической операции РН/РБ/КА и обобщенную информацию о состоянии систем РН/РБ/КА типа «нормане норма»;

- во втором радиоканале ААР работает на вторую антенну и передает в реальном масштабе времени со скоростью 64 кбит/с репортажную телеметрическую информацию, если спутнику-ретранслятору удалось узким лучом «захватить» КА-абонент;

- в третьем радиоканале ААР работает на АФАР и передает в реальном масштабе времени полный поток телеметрической информации с максимально предусмотренной скоростью, если с использованием данных системы управления о местоположении КА-ретранслятора, ОРКТ-абонента

и ориентации ОРКТ-абонента системе наведения АФАР ОРКТ-абонента удастся «поймать» КА-ретранслятор.

В соответствии с данными таблицы компромиссное трехступенчатое трехканальное построение ААР потребует суммарной излучаемой мощности радиосигналов 60 Вт и позволит в худшем случае гарантированно получить минимально необходимый объем измерительной информации для «встречи» ОРКТ-абонента на территории России с последующим получением телеметрии в записи, а в лучшем случае получить полный поток телеметрии о состоянии и местоположении КА-абонента в реальном масштабе времени. Такая реализация ААР удачно дополняет НАКУ и существенно повышает надежность информационно-телеметрического обеспечения выведения и управления КА.

Вывод

Применение трехступенчатой трехканальной абонентской аппаратуры ретрансляции наряду с АФАР надежно решает проблему передачи телеметрической информации с объекта ракетно-космической техники через спутник-ретранслятор

и является удачным дополнением НАКУ КА и измерений.

Список литературы

1. Гришмановский В. А., Степанов В. С. Расчет дальности, времени видимости КА и энергетических характеристик радиолиний для передачи телеметрической информации. Учебно-методическое пособие к практическим занятиям по курсу «Командно-измерительный комплекс управления». ВИКИ им. А. Ф. Можайского. 1985 г.
2. Энергетические характеристики космических радиолиний / Под ред. О. А. Зенкевича. М.: Сов. радио, 1972.
3. ОАО «НИИ КП». Создание абонентской аппаратуры ретрансляции многофункциональной космической системы ретрансляции «Луч». Пояснительная записка. Основные проектные решения и технические характеристики. Книга 1. 2013 г.
4. Министерство образования и науки Российской Федерации. Национальный исследовательский университет «МЭИ». Материалы эскизного проекта по составной части опытно-конструкторской работы «Исследование и расчеты радиолиний абонентской аппаратуры ретрансляции многофункциональной системы “Луч”». Москва, 2013 г.

КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ СВЯЗИ И РЕТРАНСЛЯЦИИ:
ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

УДК 621.391:623.61

К оценке помехозащищенности радиосистем с широкополосными сигналами

П. З. Баулин¹, М. А. Кобелев², А. И. Куприянов³

^{1,2}ОАО «Российские космические системы»

³д.т.н., профессор Московского авиационного института
(национального исследовательского университета)

e-mail: ^{1,2}contact@spasecorp.ru, ³mai@mai.ru

Аннотация. Рассматриваются потенциальные характеристики помехозащищенности цифровых систем передачи информации, использующие сигналы с расширением спектра. В качестве моделей помех анализируются шумовые, узкополосные (квазигармонические) и имитирующие сигналоподобные. В качестве критерия качества помехозащиты используется вероятность ошибки приема символа.

Ключевые слова: помехозащищенность, расширение спектра, узкополосные и имитирующие помехи

To the Estimation of Broadband Radio Systems Interference Immunity

P. Z. Baulin¹, M. A. Kobelev², A. I. Kuprijanov³

^{1,2}Joint Stock Company "Russian space systems"

³doctor of engineering science, professor of the Moscow aviation institute
(national research university)

e-mail: ^{1,2}contact@spasecorp.ru, ³mai@mai.ru

Abstract. Potential characteristics of protection against hindrances of digital systems the information transfers using signals with expansion of a spectrum are considered. As models of hindrances are analyzed noise, narrow-band (as though harmonious) and similar to a signal hindrances. As criterion of quality protection against hindrances the probability of a mistake of reception of a symbol is used.

Key words: protection against hindrances, signals with expansion of spectrum, narrow-band and similar to a signal hindrances

Введение

Для информационных систем современных ракетно-космических комплексов весьма актуальна проблема обеспечения помехоустойчивости и помехозащищенности. При этом считается, что именно сигналы с расширением спектра способны обеспечивать высокую помехозащищенность, эффективно противостоять средствам активного радиопротиводействия [2–4], то есть у систем разного функционального назначения, использующих подобные сигналы, высокая помехозащищенность. В данной статье приводятся результаты оценки потенциальной помехозащищенности систем с сигналами, формируемыми с использованием методов расширения спектра [4]. В качестве моделей помеховой обстановки рассматриваются шумовые, узкополосные (станционные) и имитирующие помехи.

1. Действие помех на систему приема и регенерацию символов

Сигналы с расширением спектра формируются за счет фазовой модуляции расширяющей последовательностью. Практические схемы приема таких сигналов используют, как правило, подсистемы регенерации символов с последующей согласованной (корреляционной) обработкой регенерированной последовательности.

1.1. Шумовая помеха

Вероятность ошибки приема (регенерации) символа сигнала в условиях действия шумовой помехи известна и равна [1–4]

$$p_{\text{ош}} = p(s_0)p(s_1 | s_0) + p(s_1)p(s_0 | s_1) = \frac{1}{2} \left[1 - \Phi \left(\sqrt{\frac{Q}{2N}}(1 - \rho) \right) \right], \quad (1)$$

где ρ — коэффициент взаимной корреляции сигналов, которыми передаются противоположные символы; в рассматриваемом случае оптимальных противоположных сигналов $\rho = -1$; Q — энергия сигнала — $Q = P_{\text{сг}}$; N — суммарная спектральная

плотность шума приемника и организованной помехи; $\Phi(x)$ — интеграл вероятности в форме

$$\Phi(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-z^2} dz. \quad (2)$$

В популярных пакетах программ для математических вычислений интеграл вероятностей именуется $\Phi(x) = \text{erf}(x)$.

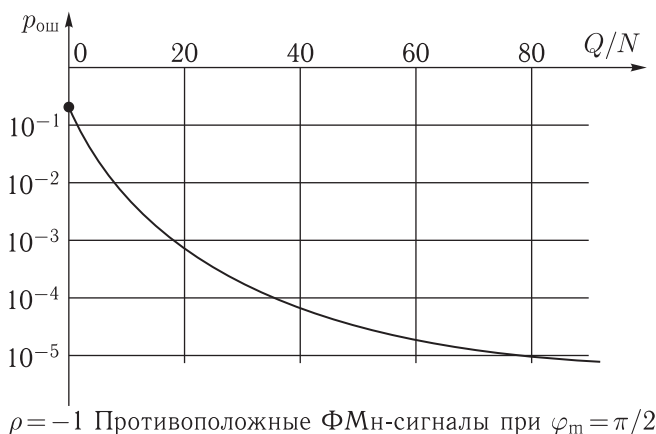


Рис. 1. Зависимость вероятности ошибки от отношения сигнал/шум

Зависимость вероятности ошибки от отношения сигнал/шум представлена на рис. 1 [1].

1.2. Синусоидальная помеха

Синусоидальная (узкополосная, станционная) помеха с уровнем, не приводящим к срыву синхронизма в подсистемах слежения за несущей и тактовой частотами, вызовет флуктуации фазы принимаемого и обрабатываемого сигнала. При таком помеховом воздействии на входе демодулятора приемника широкополосного сигнала наблюдается колебание:

$$x(t) = s(t) + u_{\text{п}}(t) + n(t) = a_{\text{с}} \cos [\omega_{\text{с}} t + g(t) \cos \varphi_{\text{м}} + \varphi_0] + a_{\text{п}} \cos \omega_{\text{п}} t + n(t), \quad (3)$$

где $s(t)$ — полезный сигнал; $u_{\text{п}}(t)$ — узкополосная помеха, вероятно и со скользящей частотой; $n(t)$ — аддитивный шум; $\omega_{\text{с}}$ — частота несущей сигнала; $\omega_{\text{п}}$ — частота помехи; $g(t) = \pm 1$ — модулирующая

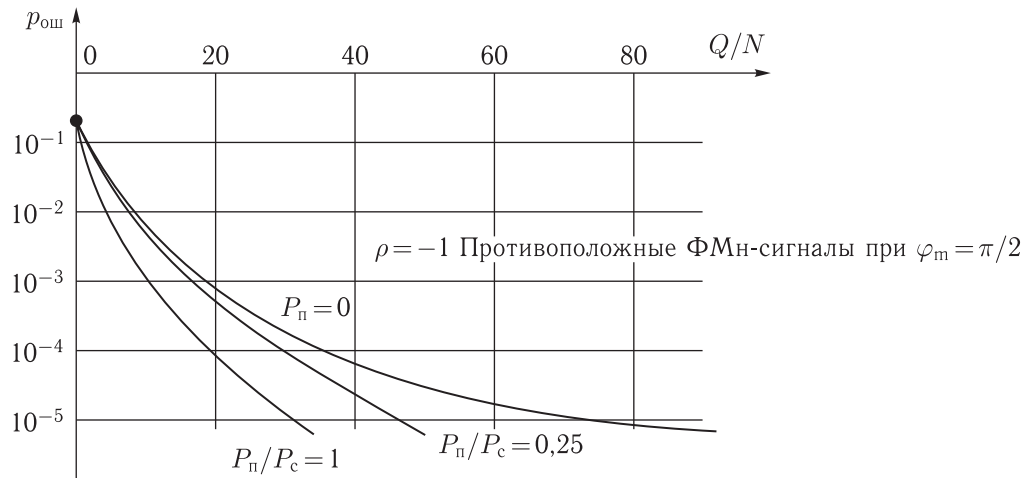


Рис. 2. Зависимость вероятности ошибки от соотношения сигнал/шум при наличии узкополосной помехи

функция сигнала; φ_m — индекс фазовой модуляции сигнала, расширяющей спектр последовательностью $g(t)$.

При этом на выходе демодулятора

$$\xi_c = \pm u_c + u_n \cos \psi + n'(t) = \pm u_c + \xi(t),$$

где $\psi(t) = (\omega_c - \omega_n)t + \varphi_n$ — случайная фаза помехового колебания, равномерно распределенная на сегменте $\pm\pi$.

Вероятность ошибки компаратора, принимающего решения по каждому принятому символу в соответствии с правилом

$$g^* = \begin{cases} +1, & \text{если } \xi_c \geq 0; \\ -1, & \text{если } \xi_c < 0. \end{cases} \quad (4)$$

В среднем по множеству символов составит

$$\langle p_{\text{ош}} \rangle = \left\langle \Phi \left(\frac{u_c + u_n \cos \psi}{\sigma} \right) \right\rangle, \quad (5)$$

где $\Phi(\cdot)$ — интеграл вероятностей; σ — с.к.о. шума; угловые скобки означают усреднение по множеству.

Численное интегрирование и результат усреднения в (5) позволяет дополнить приведенные на рис. 1 графики зависимости вероятности ошибок для ситуаций, когда наряду с аддитивными шумами на демодулятор действует узкополосная помеха рис. 2.

1.3. Имитирующая помеха

При действии имитирующей помехи сигнал на выходе интегратора корреляционного приемника составит

$$\xi_c = \pm u_c + \int_0^{\tau_n} u_n g_n(t) \cos \psi(t) dt + \int_0^{\tau_n} n(t) dt, \quad (6)$$

где $g_n(t) = \pm 1$ — модулирующая функция сигнала-подобной помехи; τ_n — длительность символа полезного сигнала.

Искажение принятого сигнала помехой будет наиболее сильным в том случае, когда помеха в наибольшей степени совпадает по параметрам с подавляемым сигналом. Прежде всего — по длительности символа и несущей частоте. При этом $\psi(t)$ в (6) равна нулю, $\cos \psi(t) = 1$ и вероятность ошибки приема каждого символа сигнала будет максимальной. Но помеха не может быть синхронизована с подавляемым сигналом по моментам начала и конца каждого символа в точке приема. Временной сдвиг начала каждого символа сигнала-подобной помехи относительно начала интегрирования (момента $t = 0$ в (2)) случаен и равновероятен на сегменте $\tau \in [1; \tau_n]$. Поэтому среднее значение помеховой составляющей в (2) составит

$$\pm u_n \int_0^{\tau_n} (\tau_n - 2\tau) \frac{1}{\tau_n} d\tau = 0, \quad (7)$$

а дисперсия этой составляющей соответственно

$$u_{\pi}^2 \int_0^{\tau_{\pi}} (\tau_{\pi} - 2\tau)^2 \frac{1}{\tau_{\pi}} d\tau = \frac{u_{\pi}^2 \tau_{\pi}^2}{3} = P_{\pi} \frac{\tau_{\pi}^2}{6} = \frac{2}{3} P_{\pi} \frac{1}{\Delta f_c^2}, \quad (8)$$

где $\Delta f_c = \frac{2}{\tau_c}$ — ширина спектра сигнала (и сигнала подобной помехи); P_{π} — мощность помехи в точке приема.

Таким образом, действие имитирующей помехи эквивалентно действию аддитивного шума со спектральной плотностью $N_{\pi} = \frac{2}{3} \frac{P_{\pi}}{\Delta f_c}$ и, следовательно, с достаточной степенью подробности описывается зависимостью рис. 1.

2. Действие помех на систему синхронизации

2.1. Синусоидальная помеха

Скользящая по частоте узкополосная (в пределе — синусоидальная) помеха, попав в полосу захвата системы ФАП по несущей, может вызвать ложный захват и, перестраиваясь по частоте, увести частоту гетеродина, вызвав срыв синхронизации. Это, естественно, сорвет и демодуляцию сигнала.

Считается [1], что для системы ФАП порядка второго и выше время вхождения в синхронизм определяется приближенным соотношением

$$t_{\text{захв}} \simeq \alpha \frac{(\Delta f_p)^2}{(\Delta f_{\text{ш}})^3}, \quad (9)$$

где Δf_p — расстройка по частоте; $\Delta f_{\text{ш}}$ — шумовая полоса системы ФАП; $\alpha = 4 \dots 5$ — коэффициент, зависящий от передаточной функции контура системы ФАП.

Очевидно, что с наибольшей вероятностью захват системы ФАП произойдет при расстройке частоты помехи, близкой к величине шумовой полосы. Поэтому можно считать, что время захвата составит $t_{\text{захв}} \simeq \frac{3 \dots 4}{\Delta f_{\text{ш}}}$ и в течение этого времени скользящая по частоте помеха будет присутствовать в полосе захвата системы ФАП. Следовательно, скорость перестройки частоты скользящей помехи, максимизирующая вероятность ложного захвата и срыв

синхронизации за счет увода частоты опорного колебания, должна быть не больше чем

$$\frac{\partial f}{\partial t} \sim \frac{\Delta f_{\text{ш}}}{t_{\text{захв}}} = (0,25 \dots 0,30) (\Delta f_{\text{ш}})^2, \quad (10)$$

что согласуется с данными, приведенными в [1].

При большей скорости перестройки вероятность захвата частоты помехового колебания и срыва синхронизации должна уменьшаться.

Другим фактором, влияющим на вероятность успеха деструктивного воздействия уводящей по частоте помехи на систему синхронизации, является мощность помехи. Захват частоты помехи наиболее вероятен в случае превышения мощности помехи над мощностью несущей сигнала $P_{\pi} > P_c$.

Точно определить вероятность срыва синхронизации скользящей помехой довольно сложно в силу неизвестности многих параметров, определяющих структуру систему приема и обработки сигнала. Основательные результаты можно получить только экспериментально. Но можно качественно иллюстрировать приведенные выше рассуждения о зависимости вероятности срыва системы синхронизации графиком рис. 3.

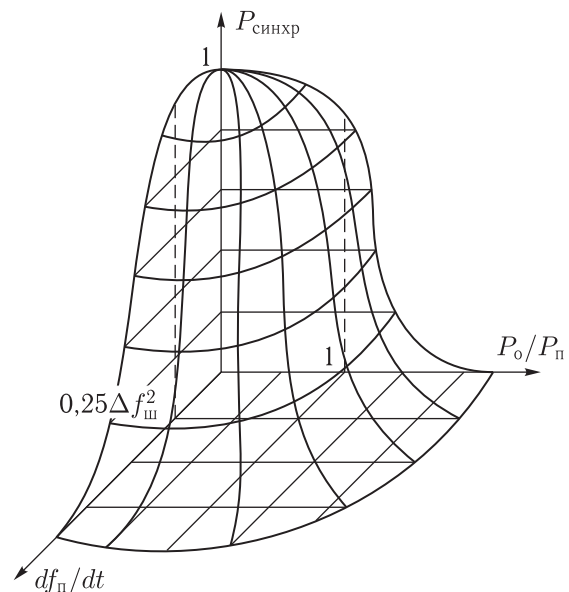


Рис. 3. Качественная зависимость вероятности срыва синхронизации скользящей по частоте узкополосной помехой

2.2. Шумовая помеха

Обычно считается [2], что синхронизм в системе ФАП возможен, если соотношение сигнал/шум в полосе ФАП не хуже 5–10 по мощности. Значит, условие срыва сопровождения при слежении за несущей принимаемого сигнала представляется в виде

$$(N_{\text{шп}} + N_{\text{ш}}) \Delta f_{\text{ш}} > 5, \quad (11)$$

где $N_{\text{шп}}$ — спектральная плотность шумовой помехи, а $N_{\text{ш}}$ — спектральная плотность; $\Delta f_{\text{ш}}$ — как и прежде, шумовая полоса системы ФАП.

Поскольку мощность организованной шумовой помехи, скорее всего, превосходит мощность собственных шумов приемника, влиянием спектральной плотности $N_{\text{ш}}$ можно пренебречь. Тогда приведенная ко входу приемника мощность организованной в ходе радиоэлектронного противодействия шумовой помехой, согласованной с полезным сигналом по ширине спектра, должна для срыва синхронизма иметь мощность

$$P_{\text{п}} > 5 \frac{\Delta f_{\text{с}}}{\Delta f_{\text{ш}}} \quad (12)$$

тем большую, чем шире спектр подавляемого сигнала.

2.3. Имитирующая помеха

Имитирующая помеха, даже согласованная с сигналом по ширине спектра, не может быть

когерентной сигналу в точке приема. Поэтому она будет помехой для системы ФАП постольку, поскольку покрывает шумовую полосу. Используя то же условие о соотношении сигнал/шум порядка 5–10 по мощности, можно утверждать, что мощность имитирующей помехи на входе приемника должна также составлять $P_{\text{п}} > 5 \frac{\Delta f_{\text{с}}}{\Delta f_{\text{ш}}}$. Это позволяет сделать вывод о том, что имитирующая, сигналоподобная приеха, которая традиционно считается самой опасной и поэтому предпочтительной для организации радиоэлектронного противодействия, в случае сигнала с расширением спектра не опаснее шумовой.

Список литературы

1. Витерби Э.Д. Принципы когерентной связи. М.: Сов. радио, 1970. 392 с.
2. Куприянов А.И., Шустов Л.Н. Радиоэлектронная борьба. Основы теории. М.: Вузовская книга, 2011. 800 с.
3. Борисов В.И. Помехозащищенность систем радиосвязи. Основы теории и принципы реализации. М.: Наука, 2009. 358 с.
4. Помехозащищенность систем со сложными сигналами / Под ред. Г.И. Тузова. М.: Радио и связь, 1985. 264 с.

УДК 621.398

Анализ результатов космического эксперимента по передаче расширенного альманаха в ЦИ КА ГЛОНАСС

Н. Б. Ипкаев

ОАО «Российские космические системы»

e-mail: nikasic@bk.ru

Аннотация. В статье речь идет о результатах космического эксперимента, прошедшего с 15 по 18 февраля 2014 г. Основной задачей космического эксперимента была практическая отработка возможности передачи расширенного альманаха ГЛОНАСС для космических аппаратов с системными номерами более 24.

С этой целью в ОАО «Российские космические системы» был разработан макет НАП станции сбора измерений СДКМ и специальное программное обеспечение контроля навигационных данных (СПО КОНД).

Результаты космического эксперимента показали практическую реализуемость передачи расширенного альманаха ГЛОНАСС при существующей структуре кадра навигационного сообщения.

Ключевые слова: космический эксперимент, ГЛОНАСС, СДКМ, расширенный альманах, новые технологии

Analysis of Results of Space Experiment on Transmission of Expanded Almanac in Digital Information of GLONASS Satellites

N. B. Ipkayev

Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: nikasic@bk.ru

Abstract. In article tells results of the space experiment which took place during the period from February 15 to 18, 2014. Practical working off of possibility of transmission of the expanded almanac GLONASS for spacecrafts with system numbers more than 24 was a main objective of space experiment.

For this purpose in JSC «Russian Space Systems» the prototype of station of measurements of collection of SDCM and the special software of monitoring of navigation data (software MND) was developed.

Results of space experiment showed practical implementability of transmission of the expanded almanac of GLOANSS in case of the existing frame structure of the navigation message.

Key words: space experiment, GLONASS, SDCM, expanded almanac, new technologies

Введение

Для обеспечения конкурентоспособных тактико-технических характеристик (ТТХ) ГЛОНАСС архитектура системы и ее составные части в дальнейшей перспективе должны сбалансированно развиваться на высоком конкурентоспособном уровне с учетом перспективных требований потребителей и мировых тенденций в развитии технологий спутниковой навигации. В связи с этим модернизированная орбитальная группировка системы с увеличенным составом навигационных космических аппаратов (НКА) на средневысотных орбитах будет способствовать повышению доступности, точности и устойчивости навигации потребителей системы ГЛОНАСС.

Увеличить количество НКА в составе опорной группировки (ОГ) ГЛОНАСС возможно следующими способами:

- запуск новых НКА на средневысотные орбиты;
- расширения состава группировки за счет существующих резервных НКА.

Первый способ увеличения состава ОГ повлечет большие денежные затраты, а также изменение существующего расположения НКА по орбитальным плоскостям, что повлияет на сокращение ресурса действующих НКА. Второй способ увеличения состава группировки не требует значительных денежных затрат и изменения существующего расположения НКА в орбитальных плоскостях. По данным сайта «Российская система дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ)» на данный момент в составе ОГ ГЛОНАСС находится 28 НКА (рис. 1).

Из рисунка следует, что уже можно расширить состав ОГ ГЛОНАСС как минимум на 1 НКА и при этом это никак не повлияет на срок службы НКА и на существующий парк ранее разработанных навигационных приемников.

Для быстрого вхождения в связь навигационному приемнику необходимо знать грубые координаты НКА, которые вычисляются по данным неоперативной информации (альманах), передаваемой в суперкадре навигационного сообщения. Существующий суперкадр позволяет передать альманах на 24 НКА. Поэтому в ОАО «Российские кос-

мические системы» была разработана новая редакция интерфейсного контрольного документа (ИКД) с изменениями в структуре суперкадра навигационного сообщения, связанными с появлением дополнительных альманахов НКА с номерами более 24. С целью приема расширенного альманаха и сравнения принятой информации с заложенными данными на борт НКА был разработан макет станции сбора измерений СДКМ и специальное программное обеспечение контроля навигационных данных.

С 15 по 18 февраля 2014 г. был проведен космический эксперимент, целью которого стала практическая отработка возможности передачи альманаха ГЛОНАСС для КА с системными номерами более 24.

Результаты космического эксперимента показали практическую реализуемость передачи расширенного альманаха ГЛОНАСС при существующей структуре кадра навигационного сообщения.

Подготовительный этап космического эксперимента

Навигационное сообщение всегда передается в виде последовательности символов цифровой информации (ЦИ), закодированной кодом Хемминга и преобразованной в относительный код. Поток ЦИ формируется в виде непрерывно повторяющихся суперкадров. Суперкадр состоит из нескольких кадров. Кадр состоит из нескольких строк.

Суперкадр навигационного радиосигнала СТ ГЛОНАСС имеет длительность 2,5 мин и состоит из 5 кадров длительностью 30 с. Каждый кадр состоит из 15 строк длительностью 2 с.

В каждом кадре суперкадра информация, содержащаяся в строках с первой по четвертую, относится к тому НКА, с которого она поступает (оперативная информация). Эта информация в пределах суперкадра не меняется. Строки с 6-й по 15-ю каждого кадра (за исключением 14-й и 15-й строк 5-го кадра) заняты неоперативной информацией (альманахами) для НКА с номерами от 1 до 24: для пяти НКА в кадрах с 1-го по 4-й и для четырех НКА в 5-м кадре. Неоперативная информация (альманах) для каждого НКА с номером

Дата: 09-04-2015
 Время: 14:45:00
 КА в составе орбитальной группировки: 28
 КА в системе: 24
 КА в резерве: 1 (КА 714)
 КА на исследовании: 1 (КА 725)
 КА на испытании: 2 (ст26 (КА 701), ст27 (КА 702))

Рис. 1. Состав ОГ по данным сайта СДКМ

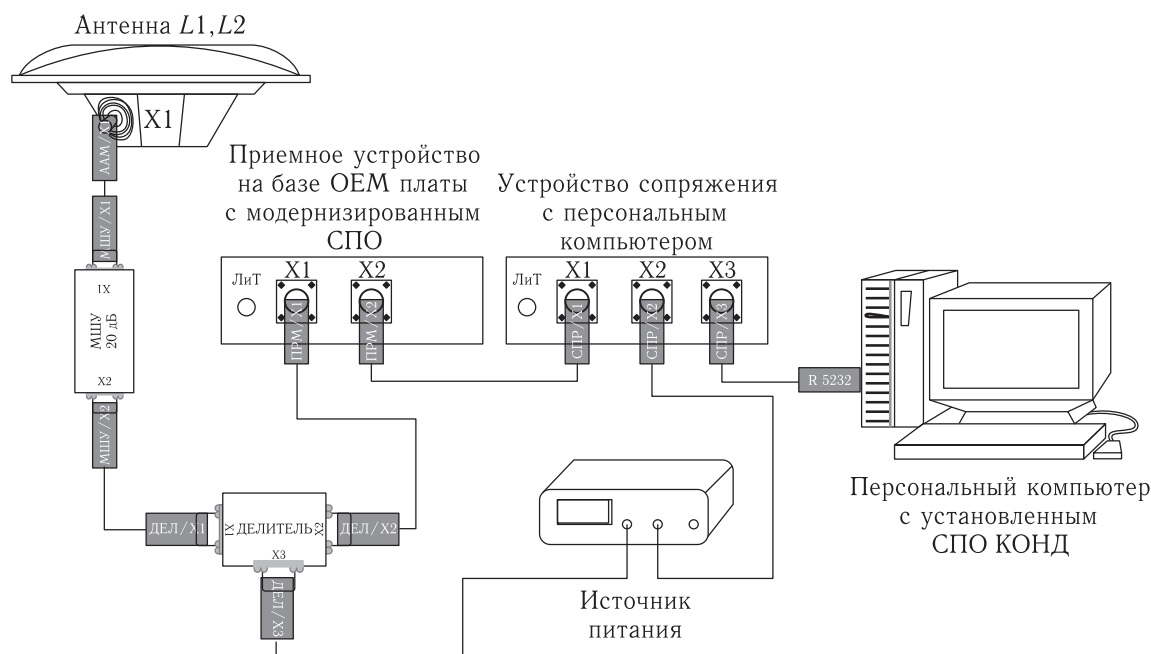


Рис. 2. Схема макета НАП станции сбора измерений

от 1 до 24 занимает две строки. Информация 5-й строки в кадре повторяется в каждом кадре суперкадра.

В новой редакции ИКД ГЛОНАСС дополнительно в 4-м и 5-м кадре суперкадра в четвертой строке передается часть альманаха одного из шести НКА с номерами, лежащим в диапазоне от 25 до 30. Номера этих НКА в последовательных суперкадрах могут идти в произвольном порядке и определяются только значением n^A . НКА «Глонасс-М» могут передавать в последовательных суперкадрах альманах одного и того же НКА с номером от 25 по 30 в течение 30 мин.

Для того чтобы проведение космического эксперимента не повлияло на аппаратуру существующего парка НАП в сигналах НКА, передающих расширенный альманах, был предусмотрен признак

«неисправность» в оперативной и неоперативной информации.

Разработанный макет НАП станции сбора измерений СДКМ состоит из:

- навигационной антенны частотных диапазонов $L1, L2$;
- приемного устройства с модернизированным программным обеспечением;
- устройства сопряжения с персональным компьютером;
- персонального компьютера с разработанным программным обеспечением СПО КОНД;
- комплекта кабелей;
- малошумящего усилителя;
- делителя переменного и постоянного сигнала;
- источника питания.

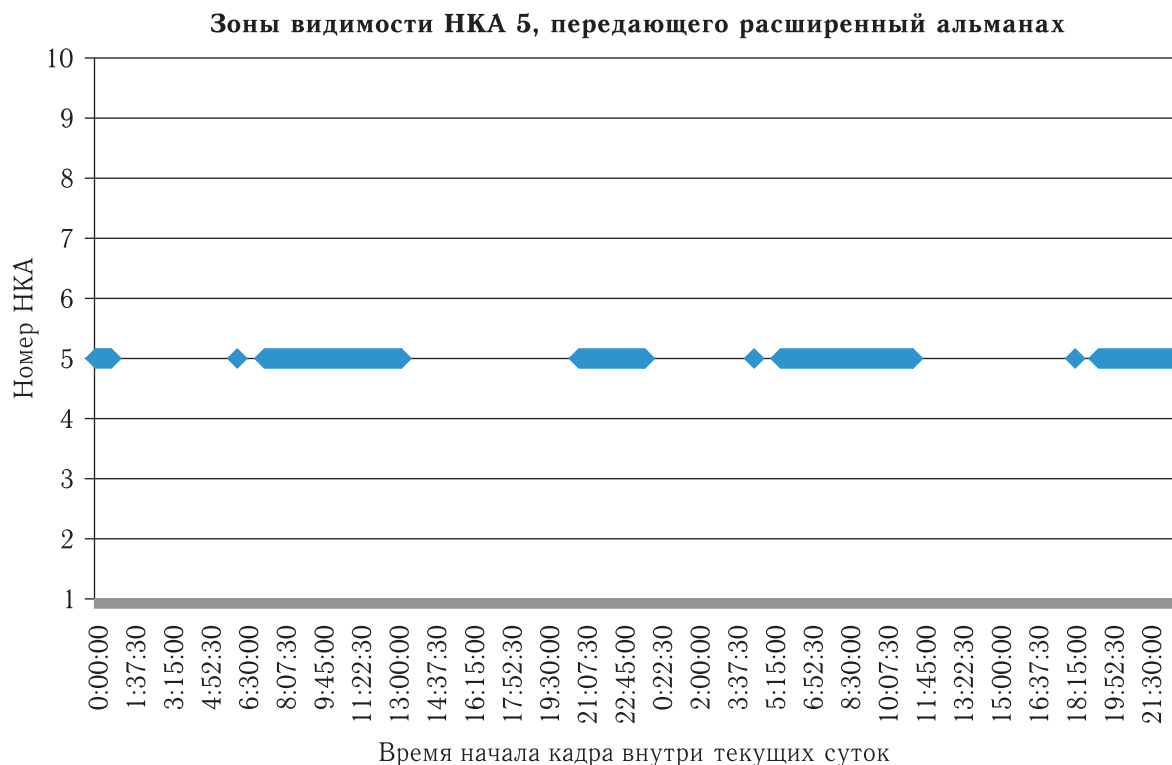


Рис. 3. Временная диаграмма считывания расширенного альманаха

Структурная схема макета НАП станции сбора измерений представлена на рис. 2.

Модернизированное программное обеспечение приемного устройства решало задачи приема сигналов навигационных космических аппаратов ГЛОНАСС со следующими характеристиками:

- 1) номера НКА больше 24;
- 2) частотные литеры находятся в пределах от -7 до $+7$;
- 3) альманах является модернизированным и содержит в дополнительных разрядах альманахи от одного до шести НКА.

СПО КОНД выполняет следующие задачи:

- прием и обработку битового потока навигационной информации с НКА (с модернизированной структурой суперкадра);
- выделение уточненного альманаха из битового потока;
- хранение информации об альманахе 30 НКА;
- решение (в апостериорном режиме) навигационной задачи для заданного набора НКА

с использованием уточненного альманаха в сигналах НКА;

- расшифровку информации резервных разрядов, формирование временной циклограммы их считывания, формирование полного массива альманаха с учетом альманахов дополнительных НКА;
- формирование файла, содержащего уточненный альманах, для сравнения с уточненным альманахом, заложенным на борт НКА.

Космический эксперимент проходил в два этапа. На первом этапе на борт НКА с системным номером 5 была произведена закладка альманаха НКА с системным номером 26 и обеспечена передача в течение 2 сут (4 витка) с момента закладки. На втором этапе в течение двух последовательных витков по каждому НКА была произведена закладка альманаха на борту шести НКА ГЛОНАСС, где в качестве расширения альманаха системы использовались данные НКА с системными номерами с 25 по 30.

Таблица 1. Результаты первого этапа космического эксперимента по сигналам СТ системы ГЛОНАСС

Исходные данные формирования суперкадра	Данные, полученные на макете станции сбора измерений СДКМ
C_n^A — обобщенный признак состояния КА	
1	1
M_n^A — признак модификации КА 00-Глонасс 01-Глонасс-М 0-3	
01	1
n^A — условный номер КА в системе 25-30	
26	26
H_n^A — номер частотной литеры	
27	27
τ_n^A — сдвиг шкалы времени $\pm 1,9 \cdot 10^{-3}$	
0,0003200872	0,0003204345703125
Δi_n^A — поправка к среднему значению наклона орбиты $\pm 0,067$	
0,01074123	0,0107412338256836
ε_n^A — эксцентриситет орбиты спутника	
0,0004816055	0,000481605529785156
ω_n^A — аргумент перигея 0-0,03	
-0,6976929	-0,69769287109375
λ_n^A — долгота ± 1	
-0,4478836	-0,447883605957031
$t_{\lambda n}^A$ — время прохождения первого восходящего узла 0-44 100	
20 758,375000	20 758,375
ΔT_n^A — поправка к драконическому периоду $\pm 3,6 \cdot 10^3$	
-2657,992188	-2657,9921875
$\Delta \Delta T_n^A$ — скорость изменения драконического периода $\pm 2^{-8}$	
0,0005493164	0,00054931640625

Далее рассмотрим результаты работы макета НАП станции сбора измерений СДКМ на протяжении всего космического эксперимента.

Результаты первого этапа космического эксперимента

В результате работы макета НАП станции сбора измерений СДКМ с 15 по 16 февраля 2014 г. на

НКА ГЛОНАСС с системным номером 5 и частотной литерой 1 с помощью программы СПО КОНД была зафиксирована ЦИ в резервных разрядах суперкадра, содержащая данные альманаха для НКА с системным номером 26 и номером частотной литеры 27.

Временная диаграмма считывания расширенного альманаха представлена на рис. 3.

Результаты работы СПО КОНД даны на рис. 4 (желтым цветом указаны резервные разряды).

Главное окно программы

СПО контроля и обработки навигационных данных (СПО КОНД)

Соединение Вид

Запустить

Номер кадра 5

Номер строки 4

Текущее время 21:44:55 Длительность работы День 00 Время 12:22:45 Номер спутника 5

Все Спутники ГЛОНАСС № 5 Навигационное решение

	SI	EL	AZ	EC	E1	E2	E3
GLN	24	50	114	53	53	46	48
GLN	23	73	25	53	53	47	49
GLN	6	16	3	50	49	41	42
GLN	14	65	149	47	46	42	43
GLN	7	13	28	50	49	40	41
GLN	22	17	24	48	47	42	43
GLN	15	15	163	46	46	39	41
GLN	13	50	86	49	48	46	48

Количество спутников 8

Геодезические проекции

Широта N55 deg 44 min 45.508

Долгота E37 deg 43 min 22.201

Высота 196.840283579842 м

Путь сохранения файла данных

Результат распаковки
прочей информации

Прочая
неоперативная информация
ГЛОНАСС № 5

τ_c	-1.80676579475403E-7
N_4	5
τ_{GPS}	-4.13507223129272E-7
N^A	777
B1	-0.1416015625
B2	-0.00103759765625
KP	0
UTC-TAI	0

Результат распаковки альманаха

Альманах системы ГЛОНАСС

Альманах ГЛОНАСС № 5

P_n^A	H_n^A	λ_n^A	$t_{\lambda_n}^A$	ΔI_n^A	ΔT_n^A	ΔT_n^A	ϵ_n^A	ω_n^A	M_n^A	τ_n^A	C_n^A
18	-3	-0.168620109558105	8792.875	0.0108556747436523	-2656.306640625	0.0006103515625	0.0023040771484375	-0.14691162109375	1	9.918212890625E-5	0
19	3	-0.306632041931152	14870.40625	0.011317253112793	-2656.5859375	0.0008544921875	0.000165939331054688	-0.5433349609375	1	8.392333984375E-5	1
20	2	-0.421968460083008	19851.25	0.0113859176635742	-2656.44140625	0.00054931640625	0.00123023986816406	-0.091217041015625	1	9.1552734375E-5	1
21	4	-0.529991149902344	24372.8125	0.010899543762207	-2655.912109375	0.0006103515625	0.00188922882080078	-0.986724853515625	1	4.9591064453125E-5	1
22	-3	-0.642791748046875	29174.8125	0.010772705078125	-2656.08203125	0.00054931640625	0.00299930572509766	-0.025848388671875	1	0.000110626220703125	1
23	3	-0.764347076416016	34405.53125	0.010676383972168	-2656.021484375	0.0006103515625	0.29696655273438E-5	0.597869873046875	1	0.0005950927734375	1
24	2	-0.877265930175781	39272.8125	0.0107307434082031	-2656.09765625	0.000732421875	0.000632286071777344	0.446014404296875	1	0.0001068115234375	1
26	27	-0.447883605957031	20758.375	0.0107412338256836	-2657.9321875	0.00054931640625	0.000481605529785156	-0.69769287109375	1	0.0003204345703125	1

Рис. 4. Результаты работы программы СПО КОНД

На протяжении всего времени приема ЦИ в резервных разрядах не изменялась. В ходе работы программы СПО КОД также был полученны файлы распаковки, содержащие численные значения в резервных разрядах. Значения полученных данных на макете станции сбора измерений СДКМ и исходные данные формирования СТ кадра с расширенным альманахом представлены в табл. 1.

Результаты второго этапа
космического эксперимента

В результате работы макета НАП станции сбора измерений СДКМ с 17 по 18 февраля 2014 г. на следующих 6 НКА ГЛОНАСС:

- с системным номером 1 и частотной литерой 1;
- с системным номером 23 и частотной литерой 3;



Рис. 5. Временная диаграмма считывания расширенного альманаха 6 НКА

- с системным номером 5 и частотной литерой 1;
- с системным номером 24 и частотной литерой 3;
- с системным номером 9 и частотной литерой –2;
- с системным номером 16 и частотной литерой –1

с помощью программы СПО КОНД была зафиксирована ЦИ в резервных разрядах суперкадра, содержащая данные расширенного альманаха для следующих 6 НКА:

- с системным номером 25 и номером частотной литеры 28;
- с системным номером 26 и номером частотной литеры 27;
- с системным номером 27 и номером частотной литеры 28;
- с системным номером 28 и номером частотной литеры 25;
- с системным номером 29 и номером частотной литеры 0;

- с системным номером 30 и номером частотной литеры 29.

Временная диаграмма считывания расширенного альманаха представлена на рис. 5. Результаты работы СПО КОНД при одновременном захвате 3 НКА представлены на рис. 6, 7 (желтым цветом указаны резервные разряды).

На протяжении всего времени приема ЦИ в резервных разрядах каждый НКА последовательно передавал альманах для НКА с номерами 25–30. Сам альманах по каждому из дополнительных НКА оставался неизменным в течение всего времени приема. Временная диаграмма приема альманахов для НКА 25–30 от 1 НКА представлена на рис. 8.

В ходе работы программы СПО КОД были получены файлы распаковки, содержащие численные значения в резервных разрядах. Значения полученных данных на макете станции сбора измерений СДКМ и исходные данные формирования СТ-кадра с расширенным альманахом представлены в табл. 2 на примере 30 НКА.

Альманах системы ГЛОНАСС											
Альманах ГЛОНАСС № 1											
Π_n^A	H_n^A	λ_n^A	$t_{\lambda_n}^A$	ΔI_n^A	ΔT_n^A	$\dot{\Delta T}_n^A$	ε_n^A	ω_n^A	M_n^A	τ_n^A	C_n^A
18	-3	-0.874485969543457	38711.78125	0.0108270645141602	-2656.296875	0.0003662109375	0.00230503082275391	-0.14727783203125	1	9.918212890625E-5	0
19	3	-0.0712985992431641	4244.46875	0.0112953186035156	-2656.59375	0.0009765625	0.000168800354003906	-0.53369140625	1	8.392333984375E-5	1
20	2	-0.186647415161133	9225.84375	0.0113639831542969	-2656.44921875	0.00067138671875	0.00123786926269531	-0.09185791015625	1	9.1552734375E-5	1
21	4	-0.294719696044922	13749.5	0.0108766555786133	-2655.908203125	0.00048828125	0.00188350677490234	-0.98565673828125	1	4.9591064453125E-5	1
22	-3	-0.407504081726074	18550.75	0.0107498168945313	-2656.07421875	0.0003662109375	0.00300216674804688	-0.026611328125	1	0.00011062622070312	1
23	3	-0.529064178466797	23781.6875	0.0106544494628906	-2656.009765625	0.0003662109375	7.72476196289063E-5	0.618255615234375	1	0.00059890747070312E	1
24	2	-0.641976356506348	28648.65625	0.0107088088989258	-2656.0859375	0.00042724609375	0.0006256103515625	0.44866943359375	1	0.0001068115234375	1
26	27	-0.212421417236328	10126.75	0.0107192993164063	-2657.99609375	0.0006103515625	0.00048065185546875	-0.6934814453125	1	0.0003204345703125	1

Альманах системы ГЛОНАСС											
Альманах ГЛОНАСС № 9											
Π_n^A	H_n^A	λ_n^A	$t_{\lambda_n}^A$	ΔI_n^A	ΔT_n^A	$\dot{\Delta T}_n^A$	ε_n^A	ω_n^A	M_n^A	τ_n^A	C_n^A
18	-3	-0.874485969543457	38711.78125	0.0108270645141602	-2656.296875	0.0003662109375	0.00230503082275391	-0.14727783203125	1	9.918212890625E-5	0
19	3	-0.0712985992431641	4244.46875	0.0112953186035156	-2656.59375	0.0009765625	0.000168800354003906	-0.53369140625	1	8.392333984375E-5	1
20	2	-0.186647415161133	9225.84375	0.0113639831542969	-2656.44921875	0.00067138671875	0.00123786926269531	-0.09185791015625	1	9.1552734375E-5	1
21	4	-0.294719696044922	13749.5	0.0108766555786133	-2655.908203125	0.00048828125	0.00188350677490234	-0.98565673828125	1	4.9591064453125E-5	1
22	-3	-0.407504081726074	18550.75	0.0107498168945313	-2656.07421875	0.0003662109375	0.00300216674804688	-0.026611328125	1	0.00011062622070312	1
23	3	-0.529064178466797	23781.6875	0.0106544494628906	-2656.009765625	0.0003662109375	7.72476196289063E-5	0.618255615234375	1	0.00059890747070312E	1
24	2	-0.641976356506348	28648.65625	0.0107088088989258	-2656.0859375	0.00042724609375	0.0006256103515625	0.44866943359375	1	0.0001068115234375	1
26	27	-0.212421417236328	10126.75	0.0107192993164063	-2657.99609375	0.0006103515625	0.00048065185546875	-0.6934814453125	1	0.0003204345703125	1

Альманах системы ГЛОНАСС											
Альманах ГЛОНАСС № 23											
Π_n^A	H_n^A	λ_n^A	$t_{\lambda_n}^A$	ΔI_n^A	ΔT_n^A	$\dot{\Delta T}_n^A$	ε_n^A	ω_n^A	M_n^A	τ_n^A	C_n^A
18	-3	-0.874485969543457	38711.78125	0.0108270645141602	-2656.296875	0.0003662109375	0.00230503082275391	-0.14727783203125	1	9.918212890625E-5	0
19	3	-0.0712985992431641	4244.46875	0.0112953186035156	-2656.59375	0.0009765625	0.000168800354003906	-0.53369140625	1	8.392333984375E-5	1
20	2	-0.186647415161133	9225.84375	0.0113639831542969	-2656.44921875	0.00067138671875	0.00123786926269531	-0.09185791015625	1	9.1552734375E-5	1
21	4	-0.294719696044922	13749.5	0.0108766555786133	-2655.908203125	0.00048828125	0.00188350677490234	-0.98565673828125	1	4.9591064453125E-5	1
22	-3	-0.407504081726074	18550.75	0.0107498168945313	-2656.07421875	0.0003662109375	0.00300216674804688	-0.026611328125	1	0.00011062622070312	1
23	3	-0.529064178466797	23781.6875	0.0106544494628906	-2656.009765625	0.0003662109375	7.72476196289063E-5	0.618255615234375	1	0.00059890747070312E	1
24	2	-0.641976356506348	28648.65625	0.0107088088989258	-2656.0859375	0.00042724609375	0.0006256103515625	0.44866943359375	1	0.0001068115234375	1
26	27	-0.212421417236328	10126.75	0.0107192993164063	-2657.99609375	0.0006103515625	0.00048065185546875	-0.6934814453125	1	0.0003204345703125	1

Рис. 6. Прием альманаха от НКА ГЛОНАСС с системными номерами 1, 9, 23

Прочая неоперативная информация ГЛОНАСС № 1	
τ_c	-1.84401869773865E-7
N_4	5
τ_{GPS}	-4.16301190853119E-7
N^A	779
B1	-0.14453125
B2	-0.0012359619140625
KP	0
UTC-TAI	0

Прочая неоперативная информация ГЛОНАСС № 9	
τ_c	-1.84401869773865E-7
N_4	5
τ_{GPS}	-4.16301190853119E-7
N^A	779
B1	-0.14453125
B2	-0.0012359619140625
KP	0
UTC-TAI	0

Прочая неоперативная информация ГЛОНАСС № 23	
τ_c	-1.84401869773865E-7
N_4	5
τ_{GPS}	-4.20026481151581E-7
N^A	779
B1	-0.14453125
B2	-0.001251220703125
KP	0
UTC-TAI	0

Рис. 7. Прием прочей неоперативной информации от НКА ГЛОНАСС с системными номерами 1, 9, 23

Таблица 2. Результаты второго этапа космического эксперимента по сигналам СТ системы ГЛОНАСС для расширенного альманаха 30 НКА

Исходные данные формирования суперкадра	Данные, полученные на макете станции сбора измерений СДКМ
C_n^A — обобщенный признак состояния КА	
0	0
M_n^A — признак модификации КА 00-Глонасс 01-Глонасс-М 0–3	
01	1
n^A — условный номер КА в системе 25–30	
30	30
H_n^A — номер частотный литеры	
29	29
τ_n^A — сдвиг шкалы времени $\pm 1,9 \cdot 10^{-3}$	
0,000110626	0,000110626220703125
Δi_n^A — поправка к среднему значению наклона орбиты $\pm 0,067$	
0,01074982	0,0107498168945313
ε_n^A — эксцентриситет орбиты спутника	
0,003002167	0,00300216674804688
ω_n^A — аргумент перигея 0–0,03	
–0,02664185	–0,026641845703125
λ_n^A — долгота ± 1	
–0,4075041	–0,407504081726074
$t_{\lambda n}^A$ — время прохождения первого восходящего узла 0–44 100	
18 550,750000	18 550,75
ΔT_n^A — поправка к драконическому периоду $\pm 3,6 \cdot 10^3$	
–2656,074219	–2656,07421875
$\Delta \Delta T_n^A$ — скорость изменения драконического периода $\pm 2^{-8}$	
0,0003662109	0,0003662109375

Обсуждение полученных результатов

На основании полученных результатов можно сделать выводы, что макет НАП станции сбора измерений СДКМ в результате экспериментальной отработки осуществлял прием сигналов с модернизированной структурой суперкадра, выделял уточненный альманах из суперкадра.

Наличие признака «неисправность» в оперативной и неоперативной информации не влияет на парк ранее разработанных НАП и позволяет вновь разрабатываемым НАП принимать расширенный альманах и использовать измерения от НКА с системными номерами более 24.

Различие исходных данных формирования суперкадра и полученных макетом НАП станции сбора измерений СДКМ (табл. 1, 2) в числах, где

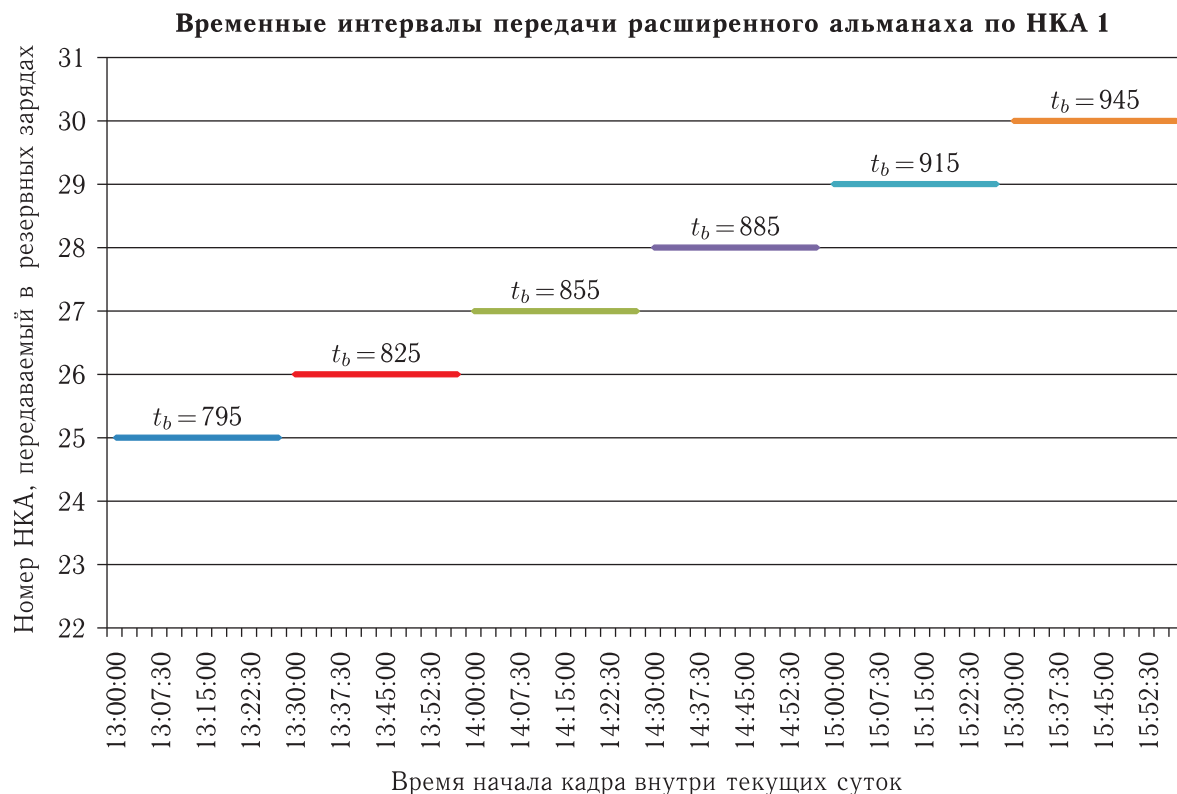


Рис. 8. Временная диаграмма считывания расширенного альманаха от НКА 1

нужно передать несколько цифр после запятой, связано с ограничениями разрядной сетки суперкадра.

Для передачи альманаха на несколько НКА (рис. 8) необходимо по прошествии времени t_b менять состав неоперативной информации суперкадра, так как в существующем суперкадре возможно

передать данные расширенного альманаха только на один НКА.

В ходе космического эксперимента также было показано, что изменения в математике НКА и системе закладки данных не повлияли на их работу и на точностные характеристики всей системы ГЛОНАСС в целом.

УДК 629.7.052

Основные принципы реализации режима «квитирования» в модернизированном бортовом радиотехническом комплексе спасания БРКС-К2 КА «Глонасс-К» системы КОСПАС–SARSAT

Ю. Б. Дорофеев¹, А. Б. Курьята, С. В. Матвеев², А. С. Суринов³, Е. О. Романов

^{1,2,3}к. т. н

ОАО «Российские космические системы»

e-mail: dorov56@yandex.ru

Аннотация. Объектом исследования является система передачи «квитанций» (СП КВТ) для среднеорбитального сегмента системы КОСПАС на базе КА «Глонасс-К» (SAR/ГЛОНАСС): приведены основные принципы построения и структурная схема системы передачи «квитанций».

Описан алгоритм реализации и структурная схема построения бортового радиотехнического комплекса спасания БРКС-К2 в части приема, обработки и хранения «квитанций».

Ключевые слова: бортовой радиотехнический комплекс, система поиска и спасания, среднеорбитальный сегмент системы КОСПАС

Basic Principles of Realization of “Handshaking” Mode in Modernized On-Board Radio Complex BRKS-K2 of COSPAS-SARSAT Rescue System of GLONASS-K Satellites

Yu. B. Dorofeev¹, A. B. Kuryata, S. V. Matveev², A. S. Surinov³, E. O. Romanov

^{1,2,3}candidate of engineering science

Joint Stock Company “Russian Space Systems”

e-mail: dorov56@yandex.ru

Abstract. Object of research is the system of transfer of “receipts” for a medium-orbiting segment of system of COSPAS on the basis of KA of Glonass-K (SAR/GLONASS).

The basic principles of construction and structural schemes of system of transfer of “receipts” for a medium-orbiting segment of system of COSPAS on the basis of KA of Glonass-K (SAR/GLONASS) are given.

The algorithm of realization and the block diagram of creation of an onboard radio engineering complex of rescue regarding reception, processings and “receipt” storages is described.

Key words: onboard radio engineering complex, search and rescue system, medium-orbiting segment of system of COSPAS

Введение

В настоящее время для расширения возможностей системы КОСПАС–SARSAT в европейской навигационной космической системе Galileo создается система передачи «квитанций». Подробное описание ее структуры и принципа действия приведено в документе C/S R-012 MIP [3].

В России в рамках доработки бортового радиотехнического комплекса спасания для космического аппарата «Глонасс-К2» ОАО «Российские космические системы» проводит работы по созданию модернизированного бортового радиотехнического комплекса спасания БРКС-К2. Одной из задач модернизированного радиокomплекса является реализация режима «квитирования» аварийных сообщений в SAR/ГЛОНАСС [1].

Создание системы передачи «квитанций» (СП КВТ) о доставке аварийной информации с использованием системы ГЛОНАСС позволит обеспечить психологическую и информационную поддержку владельцам персональных объектов, терпящих бедствие и, по оценке экспертов, повысит эффективность поисково-спасательных операций на 25–30 %.

Планируется обеспечить совместимость разрабатываемой СП КВТ с аналогичной зарубежной системой для SAR/Galileo по структуре и форматам передаваемых «квитанций».

Реализация режима «квитирования»

В состав системы передачи КВТ входят [2]:

- наземный комплекс приема заявок, формирования и передачи КВТ на КА «Глонасс-К2» (НК КВТ);

- радиолиния 2 БИНК КА–НАП АРБ-406 для передачи КВТ на АРБ-406 в диапазоне $L1$ (входит функционально);

- АРБ-406, оснащенные НАП ГЛОНАСС/GPS/Galileo и обеспечивающие прием и выделение КВТ, формирование сигнала оповещения о приеме КВТ.

1. Принцип работы СП КВТ в системе SAR/ГЛОНАСС.

Обсуждение требований и принципов построения SAR/Galileo началось в 2008 г. в условиях,

когда российская глобальная навигационная система ГЛОНАСС уже имела эксплуатационный космический и наземный сегменты.

В условиях России невозможно построить структуру СП КВТ для SAR/ГЛОНАСС, аналогичную СП КВТ для SAR/Galileo, так как радиолинии системы передачи навигационных данных давно разработаны и не обеспечивают режим КВТ.

В то же самое время для совместимости этих систем для потребителей предлагается унифицировать структуру и форматы передаваемых «квитанций».

Ниже приводятся предложения по построению СП КВТ для SAR/ГЛОНАСС.

Структурная схема СП КВТ приведена на рис. 1.

Входом СП КВТ является запрос КВТ, поступающий от МКВЦ. Запрос КВТ 6 битами, имеющимися в «длинной» посылке АРБ-406 передается в Центр КВТ, который должен к 60 бит ID АРБ-406 добавить дополнительные данные. Сформированная КВТ из 80 бит («короткая») и 160 бит («длинная») передается по специально разрабатываемой радиолинии ПРД КВТ–ПРМ КВТ в диапазоне 405,928 МГц на бортовой приемник-процессор, где выделяется КВТ и передается через УЗФИ в БИВК. В БИВК КА КВТ упаковывается в информационный кадр для передачи в навигационном сигнале на частоте $L1$ (1,6 ГГц) с кодовым разделением на НАП в составе АРБ-406.

НАП в составе аварийного АРБ-406 принимает КВТ и выделяет ID из КВТ. При совпадении ID аварийного АРБ-406 и ID принятого КВТ в АРБ-406 вырабатывается звуковой или световой сигнал о приеме КВТ.

Основной задачей СП КВТ является передача с минимальной задержкой КВТ о приеме аварийного сообщения АРБ-406 в системе КОСПАС–SARSAT и поисково-спасательных служб (ПСС), что подтверждает начало осуществления поиска и спасания.

Квитанция должна содержать сообщение об идентификационном номере АРБ-406 с объемом 60 бит (ID), который зарегистрирован в базе данных КОСПАС–SARSAT, и другие сведения, которые определены в «Плане реализации СП КВТ SAR/ГЛОНАСС».

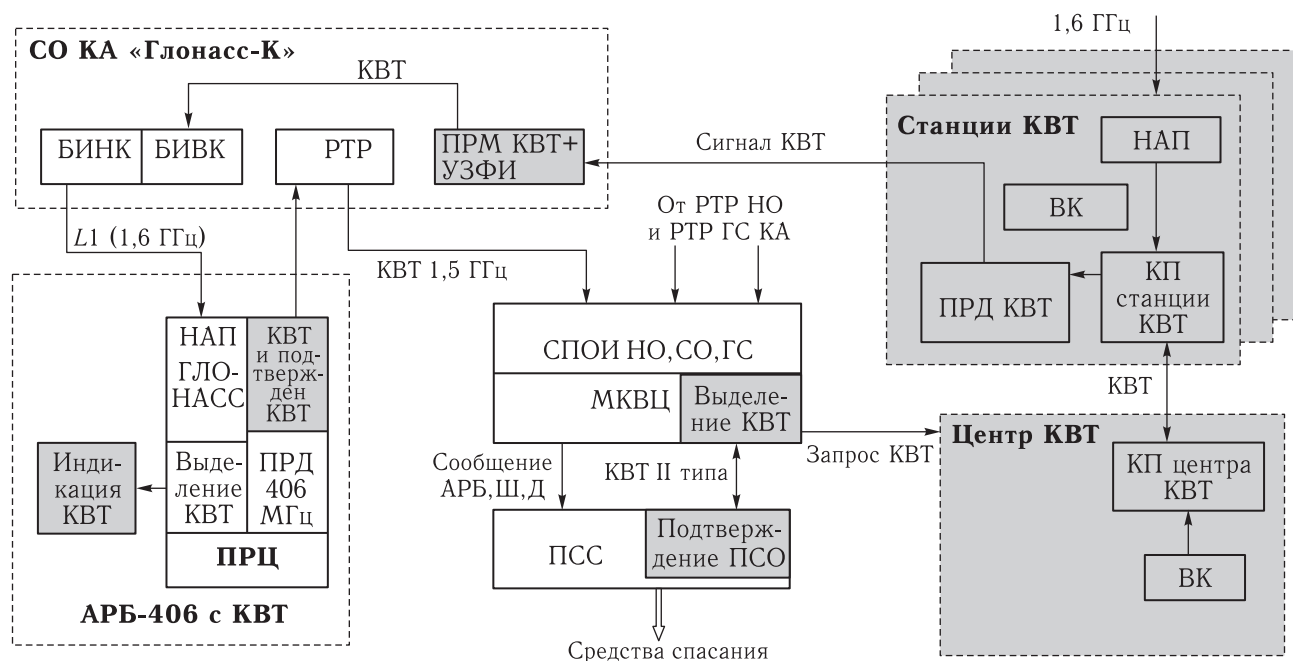


Рис. 1. Структурная схема СП КВТ для SAR/ГЛОНАСС

Другие данные согласуются с ПСС и позволяют в случае необходимости дистанционно включать и выключать АРБ-406 или изменять программу его работы в интересах ПСС. Эти данные согласуются с ИКАО.

Скорость передачи данных в радиолинии ПРД КВТ–ПРМ КВТ составляет 78,2 бит/с.

Средняя скорость передачи КВТ в радиолинии БИНК–НАП АРБ-406 составляет 15 бит/с.

Вероятность достоверного приема КВТ $\geq 0,99$ («длинной» и «короткой») в НАП АРБ-406.

Максимальное время доставки КВТ на НАП АРБ-406 в глобальном масштабе не должно превышать 15 мин.

2. Выбор структуры и параметров сигнала СП КВТ.

Выбор структуры и параметров сигнала КВТ (несущей частоты, метода и индекса модуляции, скорости передачи информации, вида и параметров кодирования, наличия/отсутствия «размывания» спектра излучения псевдослучайной последовательностью и т. п.) определяется рядом факторов. К числу основных из них следует отнести:

- объем передаваемой информации;

- рекомендуемые диапазоны частот в соответствии с Регламентом радиосвязи;
- энергетика радиолинии;
- возможность размещения на КА антенн выбранного диапазона;
- наличие на КА других радиоэлектронных систем (РЭС), работающих в выделенном диапазоне частот, и возможность электромагнитной совместимости (ЭМС) с ними;
- наличие аппаратного задела (в первую очередь по бортовой аппаратуре), позволяющего в заданный срок и с наименьшими затратами создать летные комплекты бортовой аппаратуры и необходимую наземную аппаратуру.

В данном случае почти по всем перечисленным факторам удовлетворяет полоса частот 405,878–405,978 МГц, выделенная Регламентом радиосвязи Российской Федерации в направлении «Земля–космос» для судовых средств спутниковой службы радиоопределения [4].

При использовании полосы частот 405,878–405,978 МГц для передачи «квитанций» структура и параметры сигналов, передающих «квитанции» на КА, должны иметь спектр не шире 80 кГц.

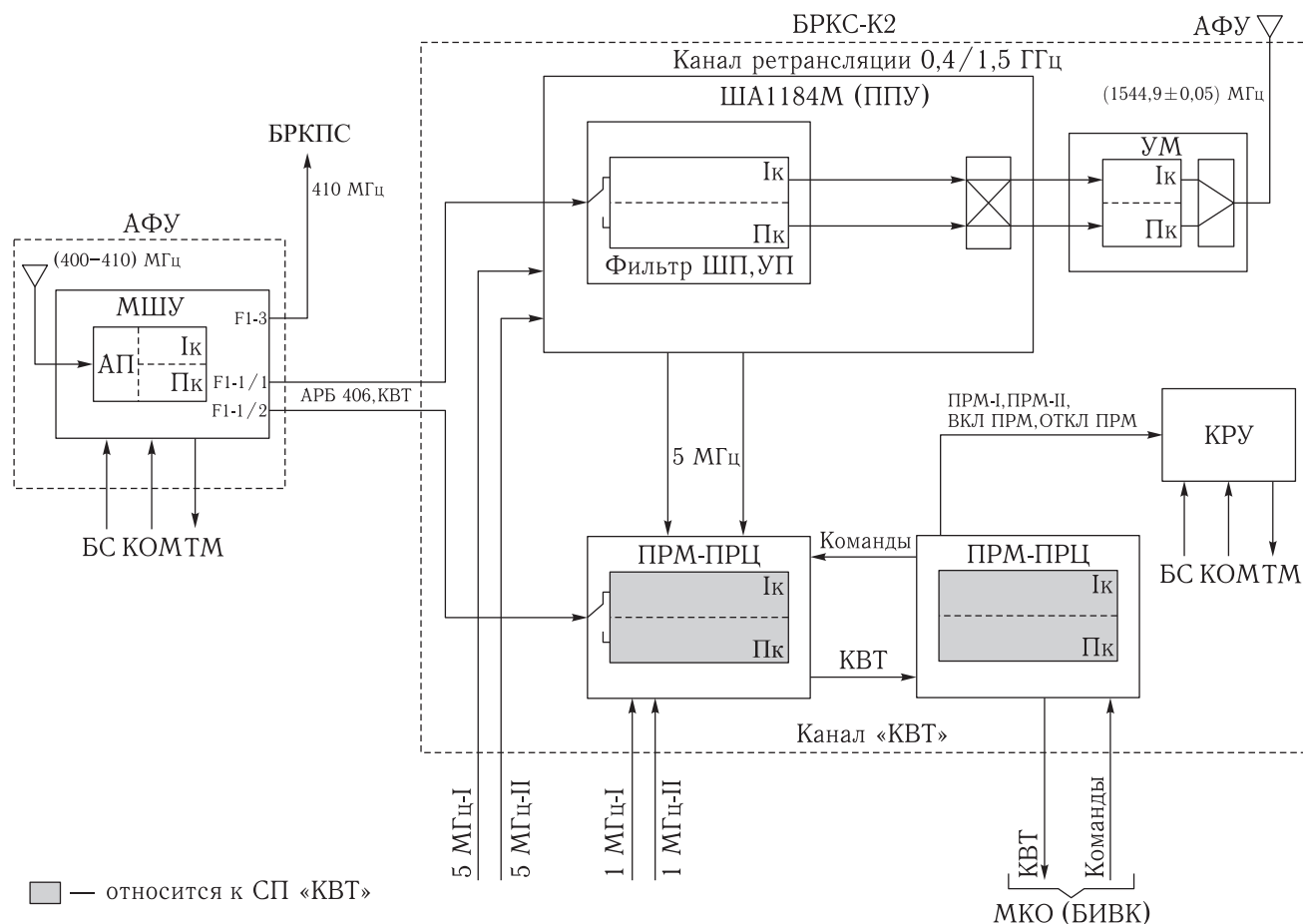


Рис. 2. Структурная схема БРКС-К2

В СП КВТ целесообразно использовать «широкополосный» сигнал. Спектр излучаемых передатчиками сигналов «квитанций» размещается в полосе 80 кГц за счет фазовой модуляции несущей сигнала информацией «квитанции», сложенной по модулю 2 с псевдослучайной последовательностью (ПСП) с тактовой частотой 80 кГц.

Выбор такого сигнала целесообразен по следующим причинам:

- позволяет производить адресный прием сигнала КВТ выбранными КА за счет кодового разделения сигналов, излучаемых с наземных станций;
- обеспечивает высокую помехоустойчивость принимаемых сигналов от паразитных сигналов других радиосистем, излучаемых в выделенном диапазоне;
- использование сигнала «закрытого» ПСП позволяет иметь возможность несанкционированного доступа к каналу передачи квитанций.

3. Бортовой радиотехнический комплекс спасения БРКС-К2 в части приема, обработки и хранения КВТ.

Бортовой радиотехнический комплекс спасения БРКС-К2 на КА «Глонасс-К2» с № 13 выполняет две задачи [5]:

- ретрансляция сигналов АРБ-406 с характеристиками, соответствующими C/S R-012 (Annex D);
- прием, обработка, запоминание «квитанций» (КВТ) и выдачу их в БИВК, для передачи в навигационном кадре для приема НАП, имеющейся в АРБ-406.

Структурная схема БРКС-К2 представлена на рис. 2.

Канал ретрансляции сигналов АРБ-406 осуществляет ретрансляцию без модуляции. Основные технические характеристики ретранслятора автономно и с привлечением наземных станций

России, США, Канады были измерены в процессе летных испытаний БРКС на КА «Глонасс-К» № 11 в 2011 г. Они в основном удовлетворяют требованиям МІР к системе MEOSAR и не требуют существенных изменений.

Канал КВТ состоит из ПРМ-ПРЦ и УЗФИ. ПРМ-ПРЦ принимает сигналы КВТ и осуществляет детектирование, выделение цифрового сообщения и декодирование кода БЧХ [6,7]. Далее посылка КВТ по интерфейсу RS232 поступает в УЗФИ. УЗФИ по запросу от БИВК передает данные КВТ по шине МКО в БИВК.

Аналоговый блок преобразует входной сигнал в сигнал промежуточной частоты. Цифровой блок осуществляет АЦП, обнаружение, детектирование, выделение цифрового сообщения и декодирование кода БЧХ. В результате обработки принятого сигнала «КВТ» выделенная приемником информация по дублированному интерфейсу RS-232 поступает на УЗФИ.

Передача информации производится пакетами. Состав пакетов уточняется дополнительно в «Протоколе обмена» сигналами между ПРМ-ПРЦ и УЗФИ.

На ПРМ-ПРЦ поступает опорная частота 5 МГц с долговременной нестабильностью за сутки не более 1×10^{-13} и кратковременной нестабильностью: за 100 с не более 5×10^{-12} , за 1 с не более 2×10^{-11} . Формирование частот гетеродинов осуществляется от опорной частоты.

На ПРМ-ПРЦ поступает сигнал 1 Гц, фронт которого сдвинут не более чем на ± 75 нс относительно фазы 180° сигнала «5 МГц».

Блок УЗФИ обеспечивает:

- запоминание «квитанций», поступающих с ПРМ-ПРЦ по интерфейсу RS232 в ЗУ;
- формирование ОТМИ (количество «квитанций», записанных в ЗУ УЗФИ на текущий момент);
- формирование пакетов информации и выдачу их по шине МКО в БИВК.

В навигационном кадре передается:

- 92 бита (80 бит «КВТ» + 12 бит ОТМИ) — при «короткой» КВТ;
- 184 бита (160 бит «КВТ» + 24 бит ОТМИ) — при «длинной» КВТ;
- прием по шине МКО кодовых команд управления и их дешифрацию;

- выдачу управляющих сигналов в КРУ;
- выдачу управляющих команд в ПРМ-ПРЦ по интерфейсу RS232.

4. Основные требования к наземному комплексу системы передачи квитанции (НК КВТ).

Для реализации режима «квитирования» составные части НК КВТ и привлекаемые функционально МКВЦ и СПС должны гарантировать решение основных описанных ниже задач.

Доработанный для режима «квитирования» МКВЦ должен обеспечивать:

- выделение сообщения АРБ, требующего КВТ-I;
- выдачу запроса КВТ-I в Центр КВТ;
- выдачу в СПС запроса на КВТ-II;
- получение от СПС КВТ-II;
- выдачу в центр КВТ запроса на КВТ-II;
- получение от Центра КВТ и передача в другие КЦС (по принадлежности) сообщения о закладке КВТ.

Создаваемый в рамках НК КВТ Центр КВТ должен обеспечивать:

- получение от МКВЦ аварийного сообщения, содержащего запрос АРБ на квитанцию первого типа;
- получение через МКВЦ запроса на «Квитанцию» второго типа (КВТ-II, «длинную» — 160 информационных бит, сформированных службой поиска и спасания (СПС));
- определение, через какие КА следует передавать квитанции (КВТ-I и КВТ-II) в зависимости от видимости КА-АРБ и загрузки каналов передачи КВТ на КА и с КА на АРБ;
- определение станции КВТ, через которые будут передаваться КВТ на КА;
- формирование задания на передачу КВТ через выбранные станции на выбранные КА;
- выдачу сформированного задания на КВТ на станции КВТ;
- передачу из Центра КВТ сообщения в МКВЦ о том, что квитанция № XXX передана на АРБ № YYY через КА № ZZZ во время ННН для сообщения об этом ПСС по принадлежности или КВЦ других стран, если терпящий бедствие объект находится в их компетенции.

Функциональная схема НК КВТ представлена на рис. 3.



Список литературы

1. План-содержание инженерной записки «Космическая система передачи “квитанции” для космической системы SAR/ГЛОНАСС» от 12 января 2012 г. Шифр «СП КВТ». ОАО «Российские космические системы». Москва, 2012.
2. Инженерная записка № 05/1040 «Система передачи “квитанции” для среднеорбитального сегмента системы КОСПАС на базе КА “Глонасс-К” (SAR/ГЛОНАСС)». Шифр «СП КВТ». Этап 1. ОАО «Российские космические системы». Москва, 2012.
3. Документ C/S R.012 «План реализации системы MEOSAR» (редакция 7, октябрь 2011 г., гл. 7).
4. Регламент радиосвязи Российской Федерации. Электронная версия. Москва.
5. Документ C/S T.001 «Технические требования к АРБ-406» (октябрь 2011 г.).
6. Питерсон У., Уэлдон Э. Коды, исправляющие ошибки. М.: Мир, 1976. Приложение В. С. 513–516.
7. Дж. Кларк-мл., Кейн Дж. Кодирование с исправлением ошибок в системах цифровой связи. М.: Радио и связь, 1987. С. 179–202.

УДК 537.877

Экспериментальное определение коэффициента прохождения электромагнитных волн через щели и отверстия в экране

А. А. Чухланцев¹, Г. Г. Язерян²

¹д. ф.-м. н., ФИРЭ им. В. А. Котельникова РАН

²к. т. н., ОАО «Российские космические системы»

e-mail: ¹alchuk51@mail.ru, ²gyazeryan@yandex.ru

Аннотация. Предложены методика и установка для измерения коэффициента прохождения электромагнитных волн через отверстия и щели в экране конечной толщины, а также через слой полупрозрачного вещества. Приведены примеры проведения измерений и их результаты.

Ключевые слова: коэффициент прохождения электромагнитных волн, дифракция волн, сечение рассеяния

Experimental Determination of the Transmission Ratio of Electromagnetic Waves through Slits and Holes in a Screen

A. A. Chukhlantsev¹, G. G. Yazeryan²

¹doctor of physical and mathematical science, Fryazino branch of Kotelnikov IRE RAS

²candidate of engineering science, editing group head at the Department of Scientific
and Technical Information, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: ¹alchuk51@mail.ru, ²gyazeryan@yandex.ru

Abstract. A method and unit for determining the transmission ratio of electromagnetic waves through slits and holes in a screen of finite thickness as well as through a semi-transparent substance layer are suggested. Examples of measurements and their results are given.

Key words: transmission ratio of electromagnetic waves, wave diffraction, scattering cross-section

Введение

Определение коэффициента прохождения электромагнитных волн через щели и отверстия в экране, а также через слой какого-либо вещества, является важным в ряде задач антенной техники, распространения радиоволн и дистанционного радиофизического зондирования. Как известно, аналитическое решение данной дифракционной задачи удается получить лишь для ограниченного количества идеализированных объектов. А известные экспериментальные методики, как правило, требуют привлечения сложного оборудования и прецизионной аппаратуры.

В данной работе предлагается простая методика и установка для измерения коэффициента прохождения электромагнитных волн через отверстия и щели в экране конечной толщины, а также через слой полупрозрачного вещества. Приведены результаты измерений коэффициента пропускания щели в экране (листе) из различных материалов — металлических, полупрозрачных, поглощающих.

Исходные положения

Дифракция электромагнитных волн характеризуется такими величинами, как пространственное распределение амплитуды и фазы рассеянного поля, элементы матрицы рассеяния, диаграмма рассеяния и пр. Во многих задачах вводят некоторые средние (интегральные) характеристики способности объекта переизлучать (рассеивать), поглощать или пропускать падающую на него плоскую волну. К таким характеристикам относятся интегральные сечения рассеяния, поглощения и ослабления тел, на которых рассматривается дифракция, или коэффициент пропускания для щелей и отверстий в экранах [1].

Интегральное сечение рассеяния σ_p определяется как отношение полной мощности рассеянной волны P_p к абсолютному значению вектора плотности потока мощности (вектора Пойнтинга) Π_0 падающей волны:

$$\sigma_p = \frac{P_p}{\Pi_0} = \frac{1}{\Pi_0} \oint_{\Sigma} \Pi ds,$$

где Σ — любая поверхность, охватывающая объект дифракции.

Аналогичным образом определяются интегральное сечение поглощения:

$$\sigma_{\Pi} = \frac{P_{\Pi}}{\Pi_0}.$$

Сечение ослабления в соответствии с оптической теоремой является суммой сечений рассеяния и поглощения.

Соответственно коэффициенты рассеяния (отражения) r , поглощения γ_{Π} и пропускания (прохождения) t через слой определяются как отношения P_p , P_{Π} и P_t к полной мощности падающей волны P_0 .

В основе предлагаемой методики лежат основные выводы теории теплового излучения, разработанной С. М. Рытовым и М. Л. Левиным [2]. В данной теории доказано, что интенсивность радиотеплового излучения тела на данной поляризации в каком-либо направлении прямо пропорциональна поглощению в данном теле энергии вспомогательной волны той же поляризации, падающей на тело с этого направления. При этом соотношение между размерами тел (α) и длиной волны (λ) никак не ограничивается, поэтому теория применима и к задачам, в которых α соизмерима с λ . Именно в этих условиях решение краевых задач электродинамики затруднено, особенно когда тело имеет сложную форму. Однако, как следует из вышесказанного, упомянутые энергетические (интегральные) характеристики дифракционного поля можно определять путем измерения параметров собственного радиотеплового излучения объектов.

Описание экспериментальной установки и методики

СВЧ радиометрическая установка (рис. 1) состоит из радиометрического приемника с антенной, помещенной в меньшее основание усеченной пирамиды из поглощающего материала — «черного тела» (с коэффициентом отражения, близким к нулю для данного диапазона волн). Большое основание пирамиды ориентировано в зенит и закрыто металлическим листом с круглым отверстием, диаметр которого много больше длины волны радиометра λ , что позволяет пренебречь краевыми эффектами на данной апертуре. Однако площадь отверстия (S_0)

меньше площади «пятна» (S) главного лепестка диаграммы направленности (ДН) антенны в плоскости верхнего основания пирамиды (схематически показано пунктирной линией), что уменьшает влияние на измерения неравномерности диаграммы направленности. Для удобства расположения и фиксации исследуемых объектов оно может быть закрыто сплошной радиопрозрачной пластиной (например, из тонкого и прочного оргстекла). Возможны, конечно и другие варианты конструкции для закрепления исследуемых объектов в зависимости от их формы и размеров.

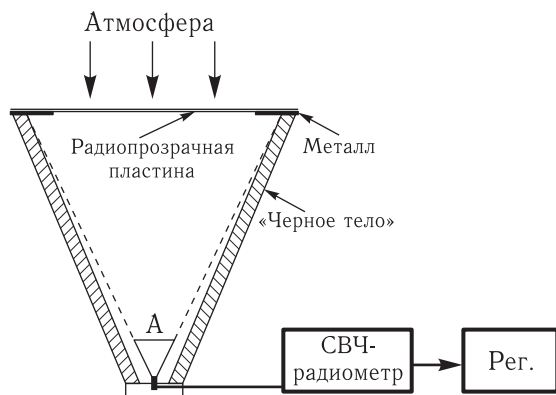


Рис. 1. Схема экспериментальной установки

Выходной сигнал радиометра регистрируется с помощью измерительного прибора (регистратора). Установка должна располагаться на открытой площадке (а не в помещении), чтобы исключить «подсветку» от посторонних объектов (от потолка и стен помещения).

Мощность на входе радиометра, выраженная в значениях яркостной температуры, при открытом отверстии равна:

$$T_1^{\text{Я}} = T_0(1 - t_0) - t_0 T_{\text{АЗ}}^{\text{Я}}, \quad (1)$$

а при закрытом металлическим листом отверстии

$$T_2^{\text{Я}} = T_0, \quad (2)$$

где T_0 — температура поглощающего материала («черного тела»); t_0 — коэффициент пропускания отверстия, принимаемый за единицу; $T_{\text{АЗ}}^{\text{Я}}$ — яркостная температура атмосферы (в зенит).

Проведением измерений уровня радиотеплового излучения (фиксируемого в виде напряжения

на выходе регистратора) при открытом и закрытом отверстиях формируется шкала коэффициента пропускания. На данной шкале уровень выходного напряжения при открытом отверстии соответствует значению коэффициента пропускания единица. Уровень выходного напряжения при закрытом отверстии соответствует коэффициенту пропускания ноль.

В случае закрытия отверстия металлическим экраном со щелью (или отверстиями) или полупрозрачным экраном мощность на входе антенны радиометра равна

$$T_3^{\text{Я}} = T_0(1 - t) + t \cdot T_{\text{А}}^{\text{Я}}, \quad (3)$$

где t — коэффициент пропускания экрана, $T_{\text{А}}^{\text{Я}}$ — яркостная температура атмосферы, усредненная с учетом индикатрисы рассеяния щели.

Решая совместно уравнения (1)–(3) относительно t и учитывая, что величина $(T_0 - T_{\text{АЗ}}^{\text{Я}})/(T_0 - T_{\text{А}}^{\text{Я}})$ в диапазоне сантиметровых волн близка к единице, получаем:

$$t = \frac{T_3^{\text{Я}} - T_2^{\text{Я}}}{T_1^{\text{Я}} - T_2^{\text{Я}}}. \quad (4)$$

Коэффициент прохождения через отверстие или щель находится в предлагаемом методе из соотношения

$$t_{\text{щ}} = t \cdot \frac{S_0}{S_{\text{щ}}} = \frac{T_3^{\text{Я}} - T_2^{\text{Я}}}{T_1^{\text{Я}} - T_2^{\text{Я}}} \cdot \frac{S_0}{S_{\text{щ}}}. \quad (5)$$

Точность измерения величины t определяется в основном флуктуационной чувствительностью радиометра и флуктуациями радиоизлучения атмосферы. В предложенной установке использован радиометр с длиной волны 2,25 см, имеющий флуктуационную чувствительность при постоянной времени выходного устройства 1 с не хуже 0,2 К и полосу пропускания 120 МГц. На этой волне флуктуации излучения атмосферы за время одного цикла измерений незначительны. По проведенным оценкам относительная погрешность измерений коэффициента прохождения не превышает 5 %.

Некоторые примеры измерений

С помощью описанной установки получены оценки коэффициента пропускания щелей в экранах, наиболее часто встречающихся в практике антенной техники и дистанционного радиофизического зондирования.

В качестве примера на рис. 2 представлены экспериментально полученные зависимости коэффициента пропускания щели в металлическом экране (t) от ее ширины (δ) при различных толщинах экрана (d) для E -поляризованной волны. Там же приведены аналогичные зависимости для щелей в слое пресноводного льда и «черного тела» разной толщины. Любопытно, что резонансные явления (при $\delta \approx \kappa\lambda/2$, $\kappa = 1, 2, \dots$), которые для щели в металлическом экране приводят как к увеличению t , так и к его уменьшению по сравнению с приближением геометрической оптики, для щели во льду приводят лишь к уменьшению t , а для щели в «черном теле» они практически не проявляются.

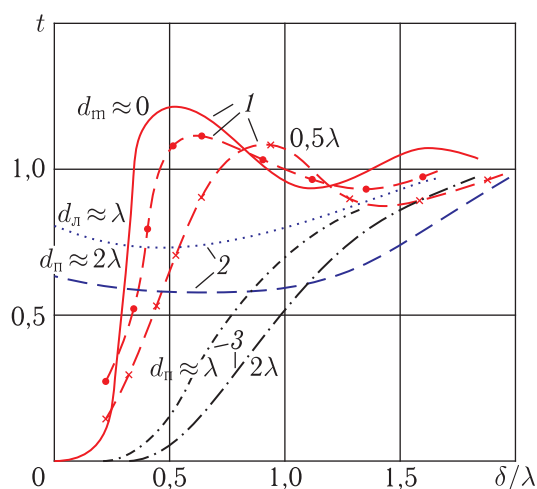


Рис. 2. Зависимость коэффициента пропускания щели t от ее ширины δ при нормальном падении E -поляризованной электромагнитной волны:

- 1 — щель в металлическом листе толщиной d_m , (красные кривые);
- 2 — щель в слое льда толщиной d_l , (синие);
- 3 — щель в листе из поглощающего материала толщиной d_n (черные)

На рис. 3 представлены зависимости коэффициента прохождения H -поляризованной электромагнитной волны через щель в металлическом экране от его толщины при разных значениях ширины щели (δ). Сплошной (красной) линией показан результат расчетов при $\delta = \lambda/\pi$, заимствованный из работы [3]. В плане показана схема эксперимента (исследуемого листа со щелью).

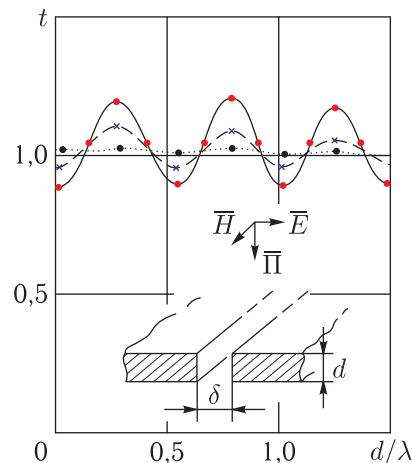


Рис. 3. Зависимость коэффициента пропускания щели в металлическом листе от его толщины (d) при нормальном падении H -поляризованной волны:

- красные точки соответствуют $\delta = 0,3\lambda$ ($\approx \lambda/\pi$);
- синие крестики с пунктиром: $\delta = 0,5\lambda$;
- черные кружки: $\delta = \lambda$

Заключение

В работе предложена методика и установка для определения коэффициента прохождения электромагнитных волн через отверстия и щели в экране по данным СВЧ радиометрических измерений. К основным достоинствам методики измерения следует отнести простоту ее реализации, обусловленную, в первую очередь, отсутствием активного источника излучения и фиксацией положения приемной антенны. Установку можно использовать для измерения коэффициента прохождения через экраны с отверстиями различной формы, через слой природной среды (лед, снег, растительность), через слой рассеивателей и пр.

Список литературы

1. Кинг Р., Тай-Цзунь У. Рассеяние и дифракция электромагнитных волн. М.: Издательство иностранной литературы, 1962. 190 с.
2. Рытов С.М., Левин М.Л. Теория равновесных тепловых флуктуаций в электродинамике. М.: Наука, 1967. 307 с.
3. Литвиненко Л.Н., Просвирин С.Л., Шестопалов В.П. Дифракция плоской H -поляризованной электромагнитной волны на щели в металлическом экране конечной толщины // Радиотехника и электроника. 1977, т. 22, № 3, с. 475–484.

УДК 629.78

Внедрение новых микроэлектронных технологий в бортовую космическую аппаратуру — системы в корпусе

Н. С. Данилин¹, И. Ю. Булаев², Д. А. Белов³, И. А. Морозов⁴

¹д. т. н., проф., ОАО «Российские космические системы»

^{2,3,4}ОАО «Российские космические системы»

e-mail: n_danilin@rambler.ru

Аннотация. Впервые в России разработаны теория и методические основы, подходы и принцип создания, развития и целевого использования инновационных космических микросистем в корпусе как основы макроуровня перспективных микроспутников. Прогрессивная технология позволяет снизить массогабаритные характеристики изделия, его энергопотребление, повысить функциональность в единице объема, сократить цикл «разработка–выпуск» новых космических аппаратов.

Ключевые слова: наноспутники, системы в корпусе, космические аппараты

Introduction of New Microelectronic Technologies into On-Board Space Equipment — System in Package

N. S. Danilin¹, I. Yu. Bulaev², D. A. Belov³, I. A. Morozov⁴

²doctor of technical science, professor, Joint Stock Company “Russian Space Systems”

^{2,3,4}Joint Stock Company “Russian Space Systems”

e-mail: n_danilin@rambler.ru

Abstract. For the first time in Russia the theory and methodological basis, approaches and principles of creation, development and proper use of innovative space microsystems in package were developed as the foundation of the macrolevel of advanced microsatellites. Innovative technology allows to reduce the product weight-size parameters and power consumption, increase the functionality per unit volume, and shorten the “development–production” cycle of new spacecraft.

Key words: nanosatellites, System in Package (SiP), spacecraft

Введение

Ведущие мировые фирмы космического и оборонного сегментов уже несколько лет используют в своих изделиях так называемые системы в корпусе (СвК) (System in Package), где на смену электронно-компонентной базы (ЭКБ) пришли микросистемы в корпусе. Система в корпусе — это технология, которая позволяет интегрировать КМОП, КНИ, КНС, биполярные и пленочные структуры с СВЧ, МЭМС оптоэлектронными и дискретными компонентами в одном корпусе. Уникальность этой технологии определяется соотношением между ценой реализуемых изделий и их функциональностью в единице объема корпуса.

Нами впервые в РФ разработаны теория и методические основы, подходы и принцип создания, развития и целевого использования инновационных космических микросистем в корпусе как основы макроуровня перспективных микроспутников. Эта прогрессивная технология позволяет снизить массогабаритные характеристики изделия, его энергопотребление, повысить функциональность в единице объема, сократить цикл «разработка–выпуск» новых космических аппаратов.

Результаты указанных исследований одобрены на коллегии Минэкономразвития (июль 2011 г.), вошли в проект «Сколково», а также в межправительственную Программу РФ–США по развитию космической техники [1].

Электронная компонентная база (ЭКБ) относится к критически важным высоким технологиям, оказывая определяющее влияние на технический облик и темпы развития космических систем (рис. 1). По результатам проведенных исследований в этом сегменте получена следующая информация.

Западные партнеры предпочитают создавать новые космические системы на основе типовых гибридных узлов, т. н. системы в корпусе (СвК). Выбор кристаллов для них осуществляется по технологии «Known to Good» — заведомо хорошие кристаллы, прошедшие квалификационные испытания на производстве с нормами проектирования 0,25–0,5 МКР, в будущем — 65 нм и 10–22 нм и имеющие срок хранения до 40 лет. СвК — это новые поколения реализации многокристалльных гибридных узлов. Основу СвК для космических систем

составляет интеграция полифункций на кристаллах цифровой, аналоговой и радиочастотной техники, активных и пассивных элементах (рис. 2). Программный продукт для них (Soft), что очень важно, на уровне системных достижений космического приборостроения, а это является существенным преимуществом для приборостроительных фирм. Достигнуто резкое увеличение функциональных возможностей в единице объема и массы при минимальном потреблении энергии. Происходит значительное уменьшение себестоимости проектов и сроков реализации за счет сокращения циклов проектирования и квалификационных испытаний. Создаются интегрированные аналого-цифровые системы с новыми качественными показателями. Основой для применения перспективных кремниевых пластин в СвК могут стать достижения отечественных фирм «Микрон» (академик Г. Я. Красников), НИИСИ РАН (академик В. Б. Бетелин), НИИСИ им. Ю. Е. Седакова (г. Нижний Новгород).

СвК — это новый реальный путь инновационного применения достижений современной микроэлектроники для целей создания наноспутников [2].

Радиационная стойкость новых космических систем не может быть обеспечена классическими пассивными методами (экранирование и защита с помощью титановых и алюминиевых пластин) — слишком мала активная масса спутника, чтобы защита превосходила ее в несколько раз. Поэтому основу радиационной стойкости составляет специальный подбор полупроводниковых пластин, в том числе и кремний на изоляторе (КНИ) и кремний на сапфире (КНС). Вторичным эшелоном радиационной защиты является корпус для СвК — керамический или металлокерамический, типа изготавливаемого фирмой «Киосера» (Япония). Нами во взаимодействии с отечественными специалистами проработан комплекс вопросов по физической архитектуре систем в корпусе, системным требованиям к ним, по специфике проектирования для космических объектов, включая наноспутники, по сборке СвК, по их надежности и радиационной стойкости, эффективности, по тестированию систем в корпусе. В данной работе сделан акцент на выборе некорпусированных кристаллов.

Системы в корпусе (СвК) являются одним из самых перспективных и экономически обоснованных

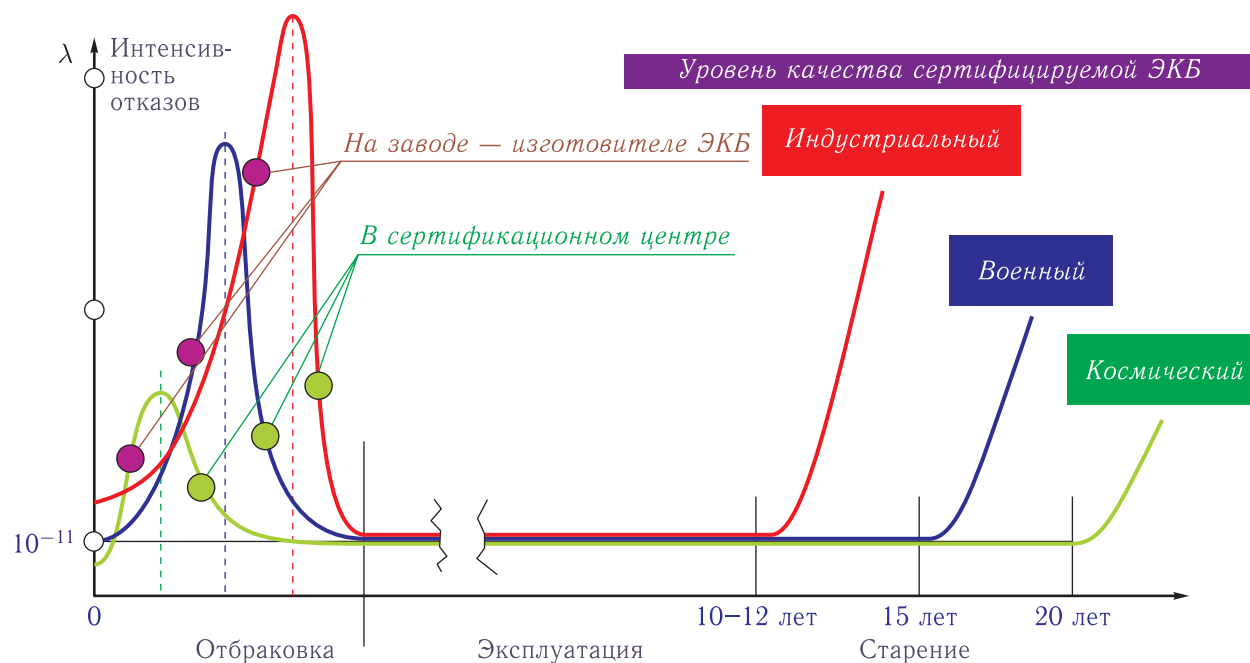


Рис. 1. Качество ЭКБ космических систем

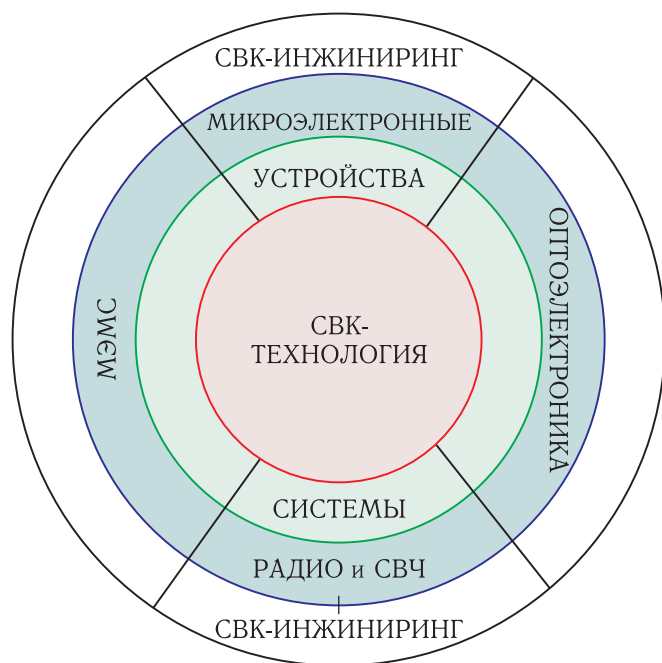


Рис. 2. Обобщенная концептуальная модель систем в корпусе

путей создания микроминиатюрных электронных систем сегодня (рис. 3).

Применение СвК в ряде стратегических направлений, как, например, космическая и военная

промышленность, определяется следующими факторами (табл. 1):

- необходимость в интеграции цифровых, аналоговых и СВЧ-подсистем с МЭМС модулями и тонко/толсто пленочными схемами с целью получения максимальной функциональности в единице объема;
- требования к уменьшению габаритных размеров изделий и снижению их веса;
- тенденция реализовать тестопригодные системы еще на уровне разработки проекта за счет соответствующего применения функциональной декомпозиции по всем уровням системной иерархии и использовании унифицированных и уже апробированных технических решений;
- необходимость в повышении технологичности и надежности выпускаемых изделий;
- требования к существенному снижению расходов разработки, испытаний и производства электронных микросистем (рис. 4).

Важнейшее значение при разработке и реализации СвК имеет выбор квалифицированных полупроводниковых кристаллов, или known good

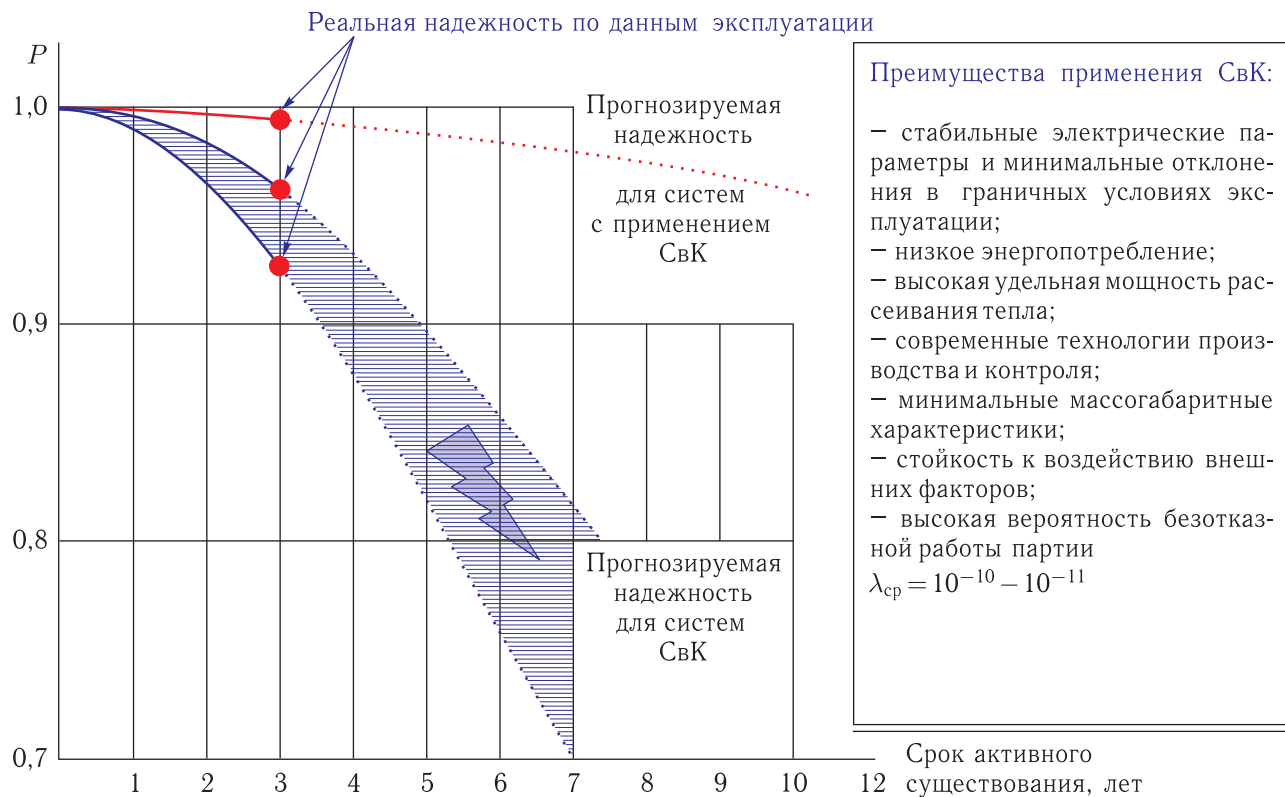


Рис. 3. Эволюция надежности радиоэлектронных космических систем на базе применения СвК

Таблица 1. Соотношение параметров Систем в Корпусе (СвК) и Систем на Кристалле (СнК)

Параметры	СвК	СнК
Стоимость проекта	X\$	(7–10)X\$
Время реализации до прототипа	6–9 мес	18–36 мес
Коллектив	Любой, для разработки системных электронных изделий	Высококвалифицированный специализированный
Отладка прототипа	1–2 мес	> 12 мес
Серийность	> 10 000	Малая
Радиационная стойкость	(100–1000) Крад	Не всегда достижима
Повторяемость производства	В течение 20 лет	С большими затратами

die (KGD), а также технология их установки в СвК. Монтаж полупроводниковых бескорпусных элементов (*baredie* — кристаллов) совместно с другими компонентами на общей подложке начался с 2005 г. Эта технология оставалась на исследовательском и экспериментальном уровне вплоть до начала 2000-х гг., когда с появлением новых подходов к корпусированию промышленность двинулась к созданию микросистем в корпусе. Сегодня в перечень микроэлектронных изделий, которые постав-

ляются потребителям, входят следующие типы квалифицированных кристаллов:

- (1) бескорпусной кристалл с алюминиевыми или золотыми контактными площадками (сигнальные и питания), готовый к разварке (*bondabledie*);
- (2) бескорпусной кристалл, распаянный на подложке (или микроплате) COB (*chip-on-board*);
- (3) полупроводниковые пластины (*wafervlevelpackagedie*) с механической защитой поверхности

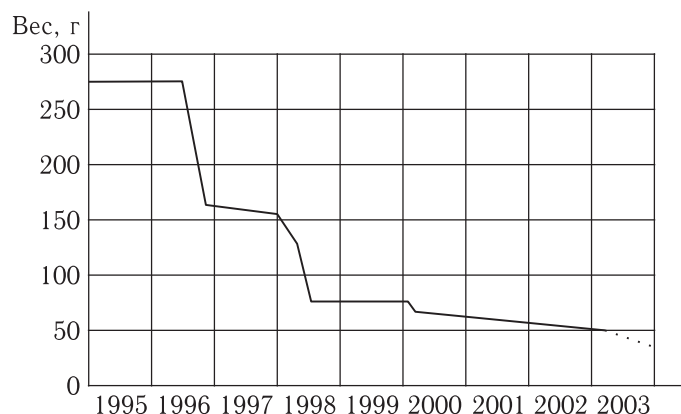


Рис. 4. Тенденция уменьшения веса бортовых управляющих устройств на базе СвК

кристаллов, с встроенными межсоединениями между портами ввода/вывода и площадками питания либо с возможностями модификации этих соединений.

Целью настоящего исследования является выявление основных вопросов применения KGD в СвК для нужд космической промышленности:

- производители, приобретение и особенности KGD;
- вопросы стандартизации KGD;
- вопросы технологий сборки и тестирования KGD.

Производители, приобретение и особенности KGD

Ввиду недостаточной информации и опыта по вопросам приобретения KGD в отечественной промышленности в работе приводится практика NASA и МО США [4].

В США к настоящему времени KGD предлагают AMI Semiconductor, Aeroflex, Avago Technology, Infineon Technology, NXP, Intel, Freescale, IBM, LSI Logic, Samsung Electronics, Texas Instruments, Analog Devices, Linear Technology, AMD, Catalyst, National Semiconductor, Maxim, Signal Process и др. Проблемы приобретения связаны с тем, что, во-первых, большинство предлагаемых KGD не соответствуют квалификациям QML Q/V

и, во-вторых, коммуникация с производителями достаточно сложна по ряду причин.

Следует отметить, что в 2005 г. для нужд ВПК США была создана ассоциация производителей KGD под названием Die Product Consortium (DPC), в которую входит большинство указанных производителей. До 2005 г. вся KGD-инфраструктура была связана только с программой DARPA (Defense Advanced Project Agency) МО США. В 2005 г. появилась программа DPC по расширению рынка многокристалльных сборок, а с 2006 г. DPC превратилась в орган стандартизации в области KGD. Дорожная карта DPC построена на двухгодичных циклах. В ней отдельное место занимает практическое развитие технологии СвК. Для этой цели в консорциуме создана SiP Project Team (Группа по развитию СвК). В ее задачи входит работа в области методологического и технологического развития СвК, обмен СвК-информации между членами консорциума, работа с партнерами вне консорциума в области технологии и рынка и др.

Первым шагом до приобретения KGD является выбор потенциального производителя, который проводится либо по методике Jet Propulsion Laboratory — Electronic Parts Engineering Office (для NASA), либо по методике МО США MIL-STD 1388-1A Logistic Support Analysis и IEC 62258 Semiconductor Die Products: Requirements for Procurement and Use. Выбор сводится к следующим основным процедурам:

- первоначальный выбор производителя на базе предварительных соображений о коммуникативности, технологичности, цене изделия и др.;
- определение изделия в продуктовой гамме производителя;
- ознакомление с технологическими особенностями производства пластин, из которых или на которых поставляется изделие;
- ознакомление с особенностями разработки изделия;
- анализ параметров системы качества, действующей на предприятии;
- анализ системы обеспечения надежности изделия;

- анализ тестовой среды и технология тестирования изделия;
- анализ системы отбраковки.

В продуктовой гамме предлагаемых на рынке кристаллов KGD самый большой класс составляют так называемые кристаллы на подложке, или COB (*chip-on-board*). Это бескорпусные кристаллы, которые распаяны (проводами или BGA) на подложке для межсоединений. Они отличаются следующими характеристиками:

- кристалл установлен на подложке (или на микрореплате);
- кристалл приклеен к подложке при помощи токопроводящей или изоляционной эпоксидной пасты с соответствующим составом;
- кристалл электрически присоединяется к подложке разваркой траверсов;
- кристалл капсулирован защитным покрытием.

В связи с этим процесс сборки COB достаточно простой и включает три базовых шага: закрепление кристалла на подложке, разварка электрических проводов и капсулирование. Одновременно следует отметить, что разработка COB достаточно критична как к области применения кристалла, так и к компонентам поверхностного монтажа, которые также требуется установить на той же подложке.

Вопросы стандартизации

В 2003 г. программа МО США DARPA поручила разработку первого стандарта по приобретению и распространению KGD-изделий, который теперь является индустриальным стандартом JESD 49 Procurement Standard for Known Good Die (KGD). К моменту написания статьи список KGD стандартов дополнен:

- J-STD-12 Implementation of Flip Chip and Chip Scale technology;
- J-STD-26 Semiconductor Design Standard for Flip Chip Applications;
- J-STD-28 Performance Standard for Construction of Flip Chip Scale Bumps;

- EDR-4703 Quality assurance quide lines for bare die including KGD;
- ES 59008 Data requirements for semiconductor die;
- IEC 62258 Semiconductor Die Products: Requirements for Procurements and Use.

Все эти стандарты требуют детального ознакомления, но необходимо обратить внимание на два из них в связи с небольшим опытом в области СвК и KGD в отечественных разработках. ES 59008 Data requirements for semiconductor die определяет, какие данные о KGD должен предоставлять производитель потребителю для принятия решения по применению выбранного KGD, а именно:

- данные по идентификации продукта и прослеживанию его создания;
- технические характеристики продукта;
- конструктивные параметры кристалла;
- данные по тестированию, качеству и надежности кристалла;
- требования к условиям работы с кристаллом, его хранению и установки в сборках;
- термодинамические и электрические характеристики кристалла в различных режимах его эксплуатации и в различной окружающей среде в соответствии с техническими условиями его применения.

IEC 62258 Semiconductor Die Products: Requirements for Procurements and Use рассматривает вопросы поставки и применения KGD-изделий следующих типов: пластины, кристаллы, готовые к разварке, кристаллы и пластины с подсистемой межсоединений и частично капсулированные кристаллы. Стандарт определяет минимальные требования к:

- данным, сопутствующим поставляемых KGD;
- условиям и процедурам по работе, хранению и транспортировке KGD.

Вопросы технологии сборки и тестирования KGD

Кристаллы, применяемые в СвК, могут быть расположены как в планарном монтаже, так

и в 3D-сборках на общей подложке. При этом высота таких сборок — весьма критический параметр конструкции СвК. При стыковке до 8–10 кристаллов современная технология позволяет сборку с высотой прядка 1,2 мм, но требования миниатюризации уже ставят требование к высоте в 1–0,8 мм. Это, в свою очередь, ставит ряд ограничений по размерам шариков пайки и петель электропроводов для распайки, по толщине подложки и капсулирующего покрытия. Все кристаллы производятся на пластинах толщиной около 350E-6 мм. Чтобы реализовать сборку из 8 кристаллов, пластина изначально утончается до 50E-6 мм. Для этого применяются несколько методов: механическое полирование, химико-механическое полирование, мокрое или сухое травление и плазменная обработка. После такой обработки механическая прочность пластины (и кристалла в частности) сильно уменьшается и при дальнейших обработках весьма вероятно появление трещин и зон с внутренними напряжениями. По этой причине тестирование и отбраковка после утончения обязательны и сфокусированы на производственных процессах для KGD.

В 3D-компановках кристаллы могут быть одного или разных размеров. Поэтому и применяется непосредственная пирамидальная стыковка (при кристаллах разного размера) или стыковка с прокладками (*interposer*) при кристаллах одного размера. Точность стыковки ухудшается из-за разных коэффициентов адгезии отдельных кристаллов.

Разварка электрических соединений для KGD также отличается существенными ограничениями. Так, например, стандартный изгиб разварки имеет высоту $150\text{--}170\text{E-6}$ мм, а в случае KGD этот размер меньше 100E-6 мм.

Технология сборки KGD, хотя достаточно точно определена, требует внимательной проработки в каждом отдельном случае и является всегда проблемно ориентированной.

Тестирование KGD — это часть общего тестирования СвК-изделий, что определяет и ряд особенностей при создании тестового подхода. Если тестирование и отбраковка прошли успешно на уровне пластины и/или кристалла на фабрике производителя и соответствующие тестовые данные переданы потребителю, то тестовая технология для собираемого на базе KGD-изделия должна

использовать эти данные, а конструкция СвК должна быть тестопригодной с учетом ее функционально независимых блоков (KGD).

Заключение

Применение KGD-кристаллов в СвК — эффективный путь к инновационным разработкам в микроэлектронике. Технология KGD используется повсеместно в космических технологиях. Многие мировые производители предлагают KGD-продукты (рис. 5).

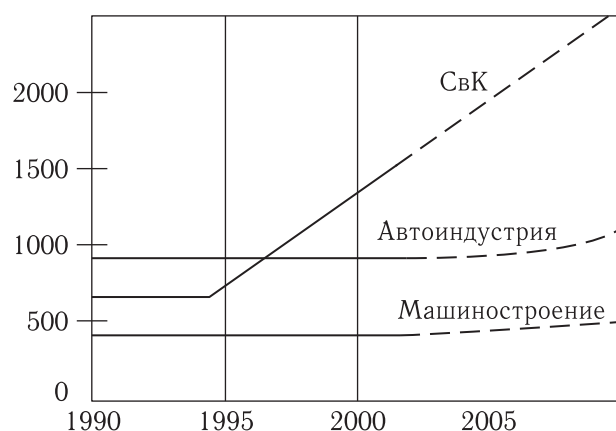


Рис. 5. Сравнительная тенденция рынка СвК в США

Требования к ним, к работе с ними, а также к условиям их приобретения, хранения и транспортировки стандартизованы в США и Европе.

Технология их применения в СвК-изделиях достаточно хорошо апробирована и ведущими производителями, накоплен уже 15-летний опыт.

Несмотря на достаточно хорошую обусловленность задачи применения квалифицированных кристаллов в СвК, от потенциального потребителя требуется достаточный опыт и необходимый уровень коммуникаций с производителями KGD и СвК.

Таким образом, СвК является стратегической технологией для мировой и отечественной космической промышленности и полностью определяет возможности по эффективному занятию рынка микроспутниковых систем (табл. 2). Доля СвК в космических аппаратах США за 2010 г. составляет 39% от общего объема ЭКБ — 0,5 млрд. долл. [3].

Эта тенденция стала практикой потому, что расходы на проектирование конечных изделий

Таблица 2. Зависимость стоимости микроспутников от степени внедрения систем в корпусе (СвК)

Реализация проекта с или без СвК	50–100 кг	10–50 кг	1–10 кг
Условная стоимость проекта в % без СвК	100	100	100
Условная стоимость проекта в % с СвК до 50 %	70	60	50
Условная стоимость проекта в % с СвК до 75 %	55	40	30
Условная стоимость проекта в % с СвК > 85 %	45	30	25

удешевились на 15–20 %. Процесс проектирования сокращен по времени на 40 %. Комплектация и построение изделий на базе заведомо исправных кристаллов known good die и типовых узлов в виде микросистем в корпусе сократила производственные расходы на 30 %. Тестирование изделий заняло не более 10 % от общего времени реализации изделий. В 2010 г. доля проектов с применением микроспутников составила 90 % от общего объема космических проектов США [5].

Список литературы

1. Прокопьев В. Ю., Кусь О. Н., Оссовский А. В. Малые космические аппараты стандарта CubeSat. Современные средства выведения // Вестник науки Сибири, Томск, 2014, № 2(12), с. 71–80.
2. Филонин О. В., Белоконов И. В., Гиранов З. Г. Микропроцессорная магнитноиндукционная система для запуска микро- и наноспутников на заданные орбиты // Авиакосмическое приборостроение. М.: Научтехлитиздат, 2015. № 1. С. 60.
3. Данилин Н. С., Димитров Д. М., Сабиров И. Х. Системы в корпусе — магистральный путь развития ЭКБ для авиации, космоса, ВПК // Вестник электроники, 2009, № 2.
4. Данилин Н. С., Димитров Д. М., Сабиров И. Х. Применение квалифицированных полупроводниковых некорпусированных кристаллов при разработке систем в корпусе // Современная электроника, 2010, № 3.
5. Данилин Н. С., Димитров Д. М., Сабиров И. Х. Электронная компонентная база систем в корпусе при разработке и реализации космической бортовой аппаратуры // Интеграл, 2011, № 1.

УДК 629.7.05

К вопросу повышения эффективности корпоративного обучения на предприятиях ракетно-космической отрасли

С. Г. Назаренко¹, В. В. Бетанов²

^{1,2}д. т. н., проф., ОАО «Российские космические системы»

e-mail: betanov_vv@spacecorp.ru

Аннотация. Исследуются вопросы разработки инструментария повышения эффективности обучения персонала корпорации. Рассматриваются достоинства и недостатки матриц компетенций, используемых в передовых организациях ведущих стран мира. Предлагается оперировать так называемым экраном развития компетенций (ЭРК), дополнительно отражающим состояние и планирование роста навыков (компетенций) персонала, а также анализирующим взаимозаменяемость работников подразделений. Исследуется типовой вариант построения ЭРК.

Ключевые слова: матрица компетенций, навык, экран развития компетенций, навигационно-баллистическое обеспечение

On the Question of Enhancing the Effectiveness of Corporate Training at Entities of the Rocket-and-Space Industry

S. G. Nazarenko¹, V. V. Betanov²

^{1,2}doctor of engineering science, professor, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: betanov_vv@spacecorp.ru

Abstract. Questions dealing with the development of a toolkit for enhancing the effectiveness of staff training at a corporation are examined. The advantages and disadvantages of competency matrices used at leading organizations in advanced countries are considered. It is suggested to employ the so-called competency development screen (model) (CDS) that provides additional information on the present state and the future improvement of staff skills (competencies) and analyzes the interchangeability of division personnel. A reference CDS is given.

Key words: competency matrix, skill, competency development screen, ballistic-navigational support

В настоящее время в условиях интенсификации процессов разработки и модернизации объектов ракетно-космической техники (РКТ) особую актуальность приобретают вопросы обеспечения их качественных параметров. Важную роль в процессе создания и отработки качества объектов РКТ играет АСУ персоналом (АСУП), в концептуально-логической модели [1, 2] которой (см. рисунок), включающей объект управления P_0 , функциональные подсистемы: измерения P_1 , наблюдения P_2 , идентификации P_3 , принятия решений P_4 , организационного управления P_5 , информационного обмена P_6 , частью контура, реализованной объединением функциональных задач, решаемых в подсистемах P_1 , P_2 и P_5 , является подсистема обучения (ПО) вообще и подсистема корпоративного обучения (ПКО) в частности.

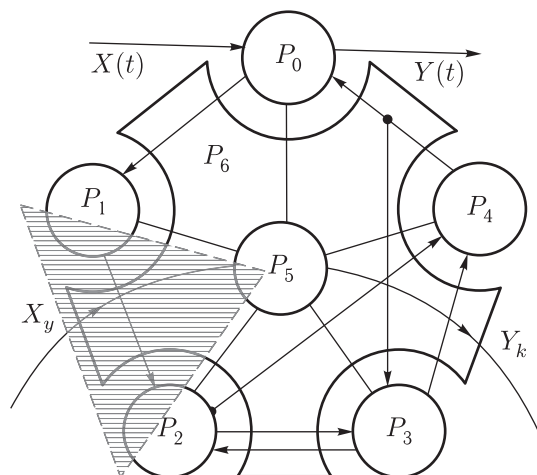


Рисунок. Инвариантный контур управления

Персонал является одним из наиболее сложных объектов управления в организации [3, 4, 5, 6], поскольку в отличие от материальных факторов производства персонал обладает возможностью принимать решения и критически оценивать предъявляемые к ним требования. Персонал также имеет субъективные интересы и чрезвычайно чувствителен к управленческим воздействиям, реакция на которые не определена.

Существуют различные модели построения системы управления персоналом в организации. Применение той или иной модели для конкретного предприятия (объединения) зависит от его организационной структуры. Организационная структура

определяет взаимоотношение (взаимоподчинение) между функциями, выполняемыми сотрудниками организации, а также проявляется в таких формах, как разделение труда, создание специализированных подразделений, иерархия должностей и т. д.

Цель функционирования ПКО состоит в получении значений объективных оценок существующих профессиональных и функциональных навыков (компетенций) персонала тематических подразделений X^* для решения ряда задач профессиональной деятельности подразделения организации.

Эксперты сферы образования определяют термин «компетенция» следующим образом [7]: интегрированное понятие, указывающее на способность индивида (коллектива) самостоятельно применять на практике в рамках обусловленных полномочий приобретенные им знания и умения. В общеупотребительном смысле термин «компетенция» означает круг вопросов, в которых кто-либо хорошо осведомлен, а также круг полномочий, прав действующего индивида, коллектива, организации. Несмотря на обилие формулировок, многие авторы сходятся во мнении, что ситуация проявления компетенции должна быть для субъекта новой, ранее не возникавшей. В противном случае выбор человеком определенного вида действия может быть обусловлен наличием предшествующего опыта и может его копировать. К примеру, ситуацией проявления индивидом некоторых компетенций будет впервые поставленная перед новым сотрудником тематического подразделения задача осуществления расчета на прочность элемента конструкции, в то время как для опытного сотрудника, выполнявшего подобные расчеты не раз, ситуация таковой являться не будет.

Таким образом, термин «компетенция» — это интегрированное понятие, указывающее на способность индивида (коллектива) самостоятельно применять на практике (в рамках обусловленных полномочий) приобретенные им знания и умения.

Европейская система квалификаций (ЕСК) определяет следующие базовые типы компетенций [6]:

- когнитивную компетенцию, предполагающую использование теории и понятий, а также «скрытые» знания, приобретенные на опыте;

- функциональную компетенцию (умения и ноу-хау), а именно то, что человек должен уметь делать в трудовой сфере, в сфере обучения или социальной деятельности;
- личностную компетенцию, предполагающую поведенческие умения в конкретной ситуации;
- социально-этическую компетенцию, предполагающую наличие определенных личностных и профессиональных ценностей.

Внутри каждого типа возможно выделение отдельных компетенций, значимых для той или иной профессиональной сферы. Исходя из обозначенных типов, например, могут быть выделены две основные группы компетенций в образовательном процессе, которыми должен обладать человек, включенный в профессиональную деятельность:

1. Личностные и социально-этические, отвечающие за поведение человека как личности в социальном окружении;
2. Профессиональные, характеризующие принадлежность и соответствие человека некоторой профессиональной деятельности (инженерия, искусство, наука, медицина и т. д.).

Помимо типов, ЕСК определяет также для каждой компетенции ряд уровней. Уровни компетенций могут разграничиваться по следующим основным критериям:

1. Комплексность и междисциплинарность задачи. Отражает количество отраслей знания, которых касается задача.
2. Конфликт технических требований. Отражает наличие конфликтующих требований, необходимость их учета (при формальном наличии), самостоятельного формулирования (при формальном отсутствии), нахождения компромисса между ними. Уровни компетенций ранжируются от отсутствия конфликтов (низшие уровни) до наличия широкомасштабных конфликтующих требований.
3. Конфликт интересов сторон. Отражает наличие или необходимость проектирования позиций заказчиков, формализованность их интересов. Уровни ранжируются в пределах

от единственной заинтересованной стороны и до неформализованного общественного заказа с необходимостью прорисовки позиций заинтересованных.

4. Учет последствий: от отсутствия их учета до моделирования ситуации и учета максимального количества контекстов последствий.
5. Известность вопроса: низший уровень — наличие заданного прототипа при решении задачи, высший — уникальность рассматриваемого вопроса и отсутствие аналогов.
6. Уровень задач: от описанных в стандартах или документированных профессиональных кодексах до находящихся вне поля таких задач.
7. Таксономия Блума [5]: от узнавания объектов области деятельности до их создания (творчества).

Эти критерии могут иметь для различных уровней компетенций качественно различные значения-формулировки. Формулировка дескрипторов уровней компетенций может сочетать в себе несколько значений разных критериев.

Для удобства восприятия информации о компетенциях, их уровнях и характеристиках деятельности человека она представляется в виде некоторой матрицы компетенций. Обычно матрица компетенций (МК) — документ в виде таблицы, содержащий принципиальный набор компетенций, их уровней, а также текстовые формулировки (дескрипторы), характеризующие определенные качества деятельности человека, соответствующие уровням компетенций, имеющихся у него. МК — универсальный показатель для характеристики знаний и умений предметной области сотрудником, коллективом (показатель качества подготовки сотрудника).

Технология работы с матрицей компетенций на примере ее применения в образовательной сфере включает в себя последовательность нескольких действий, осуществляемых над МК и при помощи матрицы компетенций на трех принципиально разных стадиях жизненного цикла [5, 7]:

1. На стадии разработки;
2. На стадии экспериментальной апробации;
3. На стадии функционирования образовательной программы.

1. Технология работы с МК на стадии разработки (первичное наполнение МК и разработка механизмов ее использования)

1) *Университет (разработчик образовательной программы)* как субъект образовательной деятельности разрабатывает МК для создания механизма качественной и «количественной» (имеется в виду выделение уровней компетенций) оценки профессиональной пригодности выпускника к практической деятельности.

2) *Работодатель* как потребитель продукта образовательной программы, заинтересованный в качестве подготовки своих потенциальных работников, выражает свое отношение к списку компетенций, дескрипторам уровней; формулирует субъективную оценку с точки зрения: а) понятности формулировки; б) собственных кадровых потребностей; высказывает предложения по изменению, добавлению, исключению существующих формулировок.

3) *Университет* обсуждает экспертные суждения круга основных работодателей и вносит соответствующие изменения в МК; принимает решение об актуальности, непротиворечивости и первичной пригодности МК в качестве универсального (для вуза и работодателей) средства оценки выпускников; описывает востребованный компетентный профиль выпускника с учетом кадровых потребностей работодателя и собственных соображений; разрабатывает механизм подтверждения наличия компетенций у выпускника через систему практик на предприятиях-работодателях; разрабатывает внутриуниверситетский механизм оценки существующего содержания подготовки на соответствие дескрипторам уровней первичной МК.

2. Технология работы с МК на стадии экспериментальной апробации (использование МК для первичной связи посредством образовательной программы потребностей работодателей и возможностей существующего учебного плана)

1) *Университет* использует МК для выявления единиц существующего учебного плана (курсы, курсовые работы, практики), способствующих формированию у выпускников обозначенных компетенций. Заключение об их применимости делается на основе внутренних экспертных суждений с позиции образовательной программы.

2) *Работодатель* в ходе практики студентов на своем предприятии субъективно оценивает уровень соответствия практикантов уровням компетенций МК.

3) *Университет* на основании статистической картины сведений, полученных от разных работодателей, формирует объективный компетентный профиль студента-практиканта; формулирует потребность в компетенциях на определенном уровне.

3. Технология работы с МК на стадии функционирования образовательной программы (элемент системы управления качеством образовательной программы)

В образовательной программе можно выделить три основных функциональных места, работающих с МК.

Место 1. Анализ и прогнозирование сферы социальных практик. В этом месте производится описание того, какие рабочие места имеются на рынке, каковы требования работодателей к ним, каковы тенденции рынка, какие изменения способен произвести сам вуз. Это место формирует адекватную картину для ответа на вопрос «Кого нам нужно готовить?».

Место 2. Анализ устройства существующего учебного процесса. В этом месте производится постоянная внутренняя оценка («assessment») состава учебных курсов, практик, курсовых, дипломных работ и проектов, их методического обеспечения, знаний и умений, которые они формируют, компетенций всего контингента обучающихся, уровня профессорско-преподавательского состава. Это место формирует картину для ответа на вопрос «Кого и как мы сейчас готовим?».

Место 3. Анализ возможных образовательных ресурсов и внесение изменений в учебный процесс. Это место сравнивает картины, полученные в результате работы мест 1 и 2, и в случае расхождений подбирает способ внесения изменений в учебный процесс, анализируя современные подходы к образованию и подготовке, образовательные ресурсы, включая мировые образцы, разрабатывает собственные либо импортирует готовые образовательные ресурсы, включая формы, технологии, персонал. Это место отвечает на вопрос «Как нам надо готовить?», а одним из рабочих

механизмов для него является биржа методических разработок.

В профессиональных и функциональных типах компетенций, характерных для предметной области деятельности отдельных подразделений организаций ракетно-космической отрасли, обычно выделяют четыре основных уровня.

0-уровень: предусматривает наличие сотрудников с общетехническими знаниями и практическим опытом работы, достаточными для успешного соответствия направлению предметной области деятельности подразделения организации (так называемый обучаемый начинающий сотрудник — обычно инженер низшей категории, техник);

1-уровень: предусматривает, кроме общетехнических знаний и умений сотрудника, знания общетеоретических основ направления деятельности своего подразделения и практических действий по реализации этих знаний и умений (соответствует компетенции инженеров 3-й и 2-й категории).

2-уровень: в дополнении к компетенциям 1-уровня предусматривает необходимость углубленных знаний отдельных разделов теории и практики по направлению деятельности, в т.ч. возможность разработки программно-математического обеспечения и соответствующих алгоритмов функционирования разрабатываемых комплексов (соответствует компетенции инженеров 1-й и 2-й категорий).

3-уровень: в дополнении к компетенциям 2-уровня предусматривает возможность разработки соответствующих методик, элементов технологий и научно-исследовательских работ по направлению деятельности (соответствует компетенции ведущих инженеров-исследователей и инженеров 1-й категории).

Группы-навыки на фиксированном уровне компетенций определяют знания и умения сотрудников в различных плоскостях профессиональной деятельности, необходимых для выполнения стоящих перед подразделением задач (обычно более 5–7).

Возможно также выделение особой группы дополнительных компетенций, имеющих косвенное отношение к профессии человека, однако состав этой группы можно формировать только экспертно для каждого вида деятельности и это не носит системного характера.

Использование на практике инструментария «матрица компетенций» показало свою обоснованность [3,5,6,7]. Вместе с тем эффективность управления персоналом может быть существенно повышена за счет коррекции МК и дополнительного учета состояния и планирования роста навыков (компетенций) персонала, а также анализа взаимозаменяемости работников подразделений. Полученная конструкция названа экраном развития компетенций (ЭРК).

Целью введения экрана развития компетенций является решение следующих важных задач:

- разрабатывать программы развития квалификации сотрудников;
- увязывать стратегические планы организации с планами подготовки специалистов для выполнения запланированных мероприятий;
- выявлять задачи, которые требуют стандартных компетенций, и, наоборот, определять задачи, решение которых невозможно для сотрудников со стандартной квалификацией;
- конструировать профили уникальных профессий на основе типовых профессиональных функций с последующим наймом сотрудников, имеющих как указанную квалификацию, так и дополнительные уникальные компетенции. Дополнительным уникальным компетенциям сотрудник может быть также обучен в организации;
- совершенствовать отлаженную систему подготовки кадров на сотрудниках, недавно принятых в организацию;
- создавать основу для оценки и развития персонала;
- выявлять требования к содержанию (модернизации) программ обучения в высших учебных заведениях, готовящих специалистов для организации;
- обеспечивать подбор профессорско-преподавательского состава от организации для проведения занятий на базовых кафедрах профильных вузов;
- обоснованно принимать решения о переводе исполнителей на вышестоящую должность и повышении оплаты труда.

Очевидно, что экран развития компетенций может применяться для оценки квалификации рабочих и специалистов (инженерно-технических работников) организации (корпорации), а также для анализа динамики освоения навыков работы сотрудниками подразделений и обеспечения специалистами выполняемых работ.

Внедрение экранов развития компетенций в практику управления и обучения персонала в организации должно осуществляется, как правило, по этапам.

На первом этапе определяются характерные подразделения (отделы или сектора), выполняющие ответственные работы по важным направлениям деятельности организации. Анализируются выполняемые ими задачи.

Затем формулируются необходимые знания и умения сотрудников, позволяющие их выполнить. Выявленные квалификации делятся по уровням и группам-навыкам.

Завершением указанных работ служит первоначальный вариант таблицы компетенций, который с течением времени и в зависимости от типа выполняемых работ (заказа) модернизируется и совершенствуется. Совокупность матриц компетенций и данные о росте компетенций каждого сотрудника, а также информация о наличии специалистов с заданными навыками для выполнения стоящих задач образуют экран развития компетенций (ЭРК) сотрудников (подразделений).

Детальный анализ ЭРК позволяет осуществлять решение целевых задач. Качество ответов на стоящие вопросы зависит от глубины разработки и детализации сформированных матриц компетенций.

После отработки указанной технологии применения ЭРК на экспериментальных участках производится его окончательная разработка и внедрение в других подразделениях организации.

Рассмотрим формирование ЭРК на примере деятельности типового подразделения навигационно-баллистического обеспечения. Экспертный состав варианта типовых, важных для эффективной работы направления профессиональных навыков сотрудников подразделения навигационно-баллистического обеспечения может включать следующий перечень.

1. Знать общетеоретические основы ракетно-космической техники, понятий навигационно-баллистического обеспечения управления КА.
2. Иметь твердые общетеоретические основы направления деятельности своего подразделения и практические навыки действий по реализации этих знаний, уметь относить задачу к той или иной части технологического цикла НБО и фиксировать предъявляемые требования.
3. Иметь углубленные знания основных разделов теории навигационно-баллистического обеспечения управления КА и практики их применения.
4. Знать состав проектируемых и применяемых космических систем, их основные целевые индикаторы, а также показатели реализации мероприятий космических программ.
5. Уметь выделять потребность в техническом решении вопросов координатно-временного и навигационного обеспечения и формулировать задачи из этого направления, требующие разработки новых моделей для анализа и применения.
6. Подбирать типовые стандартные решения (типовые задачи НБО), удовлетворяющие предъявленным требованиям.
7. Конструировать инженерное решение (разработку задачи НБО), удовлетворяющее предъявленным требованиям путем несложной модернизации известной типовой задачи НБО либо применением комбинации типовых решений (задач).
8. Конструировать новое инженерное решение (разработку новой задачи НБО) на основе поиска и анализа при наличии нескольких противоречивых требований.
9. Конструировать новое инженерное решение (разработку новой задачи НБО) на основе экспертной информации при наличии множества противоречивых требований. Оформлять проектную и сопроводительную документацию.
10. Знать характер качественного влияния возмущающих факторов на движение космических объектов.

Таблица 1. Экран развития компетенций

Организация ОАО «Российские космические системы»			Компетенции сотрудников типового навигационно-баллистического подразделения																						Количество освоенных компетенций				Рост компетенций (на 3/4 по каждому навыку)																							
																													1 кв.				2 кв.				3 кв.				4 кв.											
																													План.				Факт.				План.				Факт.				План.				Факт.			
																													Факт.				План.				Факт.				План.				Факт.							
Результат (на 3/4 не менее 2 исполнителей)	1	План.	6	4	2	3	2	3	1	2	1	2	2	1	2	4	2	2	1	2	3	2	49				56	58	60	5	6																					
	кв.	Факт.	6	4	3	3	3	2	1	2	2	2	2	2	2	4	2	2	2	2	3	2	53																													
	2	План.	6	4	3	3	3	2	2	2	2	2	2	2	2	4	2	2	2	2	3	2	56																													
	кв.	Факт.																																																		
	3	План.	6	4	3	3	3	2	2	2	2	2	2	2	2	4	2	2	2	2	3	2	58																													
	кв.	Факт.																																																		
	4	План.	6	4	3	3	3	2	2	2	2	2	2	2	2	4	2	2	2	2	3	2	60																													
	кв.	Факт.																																																		

Обозначения: ⊕ — отсутствие навыков; ⊖ — сотрудник владеет только теоретическими знаниями; ⊕ — может работать под наблюдением наставника; ● — может работать самостоятельно, качественно; ● — может быть наставником

Таблица 2. Экран развития компетенций

Организация ОАО «Российские космические системы»		Компетенции сотрудников типового навигационно-баллистического подразделения																Количество освоенных компетенций				Рост компетенций (на 3/4 по каждому навыку)																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																	
Год: 2015																		Отделом	Работником	% освоенных компетенций	Ученая степень	1 кв.				2 кв.				3 кв.				4 кв.																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																					
Дирекция:																						План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																		
Отделение:																						План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																		
Отдел:																						План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.	План.	Факт.																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																																		
НО		●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	●	22	17	77 %	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1	1</

Обозначения: см. табл. 1

11. Проверять типовые навигационно-баллистические решения на соответствие требованиям оперативности и точности при использовании стандартных (традиционных) математических моделей.
12. Разрабатывать модели для анализа и решения задач расчета эфемерид навигационных космических аппаратов.
13. Разрабатывать модели для анализа и решения задач высокоточного определения эфемерид КА и положения потребителя. Знать бюджет погрешностей от различных факторов при определении координат потребителя.
14. Иметь начальные сведения о ПЭВМ и программировании, использовать ПЭВМ для набора текстов и формул.
15. Уметь работать на ПЭВМ на пользовательском уровне.
16. Программировать на ПЭВМ в среде MATLAB (MATCAD), использовать язык программирования высокого уровня (например, C++).
17. Программировать на ПЭВМ, знать нескольких языков программирования высокого уровня.
18. Знать представление начальных условий движения КА в автоматизированном комплексе программ, входные и выходные данные основных баллистических задач.
19. Готовить исходные данные и решать задачи вторичной баллистики для управления КА.
20. Знать принципы построения и обобщенную схему навигационной аппаратуры потребителей.
21. Знать системы дифференциальной навигации и системы высокоточного позиционирования.
22. Разрабатывать методики и технологии, выполнять научно-исследовательские работы по направлению решаемых задач.

Тогда с учетом конкретного состава лиц, работающих в подразделении, и выполняемых задач экран развития компетенций может иметь вид, приведенный в табл. 1, а его содержание с точки

зрения развития компетенций и соответствующей взаимозаменяемости сотрудников для выполнения конкретного типа работ — в виде, представленном в табл. 2.

Таким образом, эффективность управления персоналом может быть существенно повышена за счет коррекции использования матриц компетенций и дополнительного учета состояния и планирования роста навыков персонала, позволяющего применять разработанный инструментарий для оценки квалификации рабочих и специалистов (инженерно-технических работников), а также для анализа динамики освоения навыков работы сотрудниками подразделений и обеспечения специалистами выполняемых работ путем определения взаимозаменяемости работников подразделений.

Список литературы

1. Ловцов Д. А. Информационная теория эргасистем. Тезаурус. М.: Наука, 2005. 245 с.
2. Байрамов К. Р., Бетанов В. В., Ступак Г. Г. и др. Управление космическими объектами. Методы, модели и алгоритмы решения некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения. М.: Радиотехника, 2012. 360 с.
3. Лайкер Дж., Майер Д. Талантливые сотрудники: воспитание и обучение людей в духе дао Toyota. Пер. с англ. М.: Публишер, 2012. 296 с.
4. Чечкин А. В. Математическая информатика. М.: Наука, 1991. 416 с.
5. Боюр Р. В. Биржа компетенций и биржа методических разработок в образовательной программе вуза как механизмы системы управления качеством практикоориентированного образования // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Технологии управления организацией. Качество продукции и услуг. Вып. 3. Самара: Самарский научный центр РАН, 2007, с. 220–225.
6. Европейская система квалификаций. http://edu.tltsu.ru/sites/sites_content/site125/html/media371/edinsist.doc
7. Семин С. А. Базовые уровни компетенций. Тольятинский государственный университет, 2007.



Памяти Л. И. ГУСЕВА

In Memory of L. I. GUSEV

11 марта 2015 г. на 93-м году ушел из жизни советник генерального директора ОАО «Российские космические системы», профессор, Герой Социалистического Труда, член редакционного совета нашего журнала Леонид Иванович Гусев.

В ракетно-космической промышленности Л. И. Гусев проработал 65 лет. Под его руководством были созданы радиотехнические системы баллистических ракет дальнего действия Р-5 и Р-7, навигационных и геодезических космических аппаратов, управления и связи пилотируемых космических аппаратов «Восток», «Союз», «Прогресс» и международной космической станции «Салют», «Мир», МКС, многоразового орбитального корабля «Буран», телеметрические и навигационные системы ракет-носителей «Союз-2», бортовые командно-измерительные системы для космических аппаратов связи «Горизонт», «Экспресс», «Глобус»,

«Меридиан», системы управления и получения научной информации КА дальнего космоса.

Профессиональные знания и организаторские способности Л. И. Гусева позволяли ему увидеть и поддержать новые пути решения при создании бортовой и наземной аппаратуры. Умелое сочетание привлечения к разработкам аппаратуры опытных кадров и порой мало кому известных молодых инженеров, конструкторов, программистов помогло в сложные годы перестройки не потерять темп в создании целого ряда бортовых спецкомплексов, имеющих меньший вес, меньшее потребление и более длительный срок активного существования. Постоянные поиск и поддержка молодых научных кадров дали предприятию возможность создавать новые подразделения, новые направления космического приборостроения, вырастить талантливых, грамотных руководителей.

В 1941 г. Леонид Иванович ушел на фронт. От Бреста до Москвы, от Москвы до Берлина — вот его военный путь. Во время боевых действий, — а он находился всегда на переднем крае, — часто видел отказы и порой несовершенство военной техники и по окончании войны посвятил себя созданию космических образцов техники, в том числе и военной, не имеющей отказов. Это был его основной принцип работы.

В создании новых радиотехнических систем Леонид Иванович огромное внимание уделял наземной обработке аппаратуры. В связи с этим под его руководством в 1985 г. построен на предприятии уникальный комплексный испытательный стенд (КИС) для испытаний бортовой и наземной аппаратуры, не имеющий в то время аналогов.

Создание уникальных оптико-электронных многозональных сканирующих систем для КА «Метеор-М», «Электро-Л» на сегодняшний день позволило им стать надежными помощниками для Росгидромета, МЧС, Министерства сельского хозяйства, Министерства транспорта и других ведомств.

Леонид Иванович Гусев был не только талантливым руководителем, но и одаренным ученым. Он автор более 100 научных трудов и более 20 изобре-

тений, был научным руководителем большого количества молодых ученых, ставших кандидатами и докторами наук.

Родина высоко оценила трудовой путь Л. И. Гусева. Он кавалер орденов «За заслуги перед Отечеством» III и IV степени, двух орденов Красной Звезды, двух орденов Ленина, ордена

Октябрьской Революции, награжден медалями «За боевые заслуги» и «За отвагу», лауреат Государственной премии СССР, заслуженный деятель науки и техники.

Светлая память о Леониде Ивановиче всегда будет в сердцах тех, кто знал его лично, долгие годы работал с ним.