



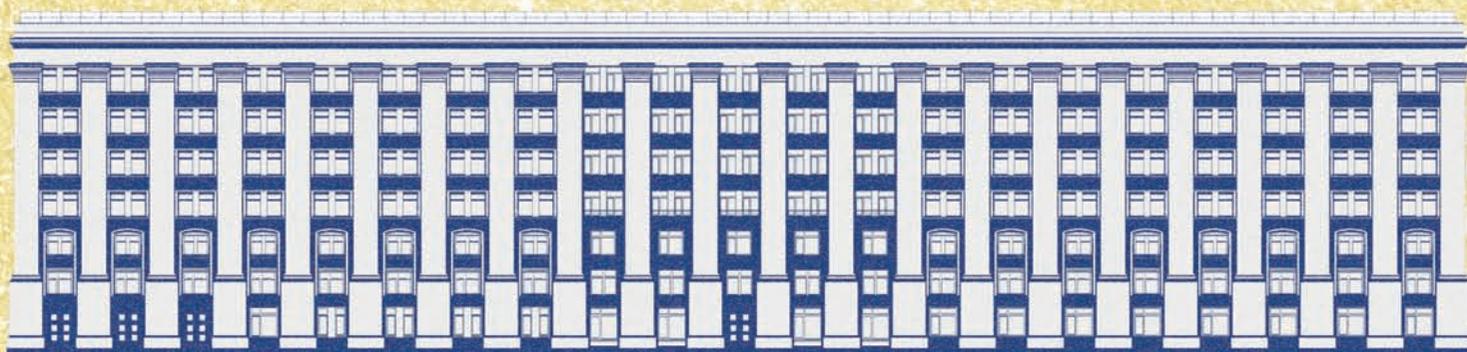
ОАО
«РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ
СИСТЕМЫ»

научно-технический журнал

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ
ПРИБОРОСТРОЕНИЕ
И ИНФОРМАЦИОННЫЕ
СИСТЕМЫ**

Том 1. Выпуск 1

2014



Научно-технический журнал

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 1. Выпуск 1. 2014

Учредитель:

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

Редакционный совет

Председатель: д.т.н., проф. Райкунов Г.Г.

Заместители председателя д.т.н., проф. Ежов С.А., д.т.н., проф. Гусев Л.И.

Члены редакционного совета:

Артемов В.Ю., к.т.н. Дмитриенко А.Г., д.т.н. Жинкин В.В., д.т.н., проф. Круглов А.В.,
д.т.н., проф. Мороз А.П., д.т.н., проф. Носенко Ю.И., к.т.н. Петушков А.М., к.т.н. Селин В.А.,
д.т.н., проф. Ступак Г.Г., д.т.н., проф. Чеботарев А.С., чл.-корр. РАН Чернявский Г.М.,
Четыркин А. Н., к.т.н. Шишанов А.В., д.т.н., проф. Янчик А.Г.

Редакционная коллегия

Главный редактор: генеральный директор ОАО «Российские космические системы»
д.т.н., проф. Райкунов Г.Г.

Члены редколлегии:

д.т.н., проф. Бетанов В.В. (зам. гл. редактора), д.т.н., проф. Черевков К.В. (зам. гл. редактора),
к.т.н. Язерян Г.Г. (отв. секретарь), д.т.н., проф. Алексеев О.А., д.т.н. Алыбин В.Г.,
д.т.н., проф. Ватутин В.М., д.т.н. Жодзишский А.И., к.т.н. Кузенков А. Н.,
д.т.н. Победоносцев В.А., д.т.н., доц. Повалев А.А., д.т.н., проф. Свиридов К.Н.,
д.т.н., проф. Селиванов А.С., д.т.н. Стрельников С.В.,
к.т.н. Сычев А.П., к.т.н. Рогальский В.И.

Журнал выходит 4 раза в год.
Является рецензируемым изданием.

© ОАО «Российские космические системы»
© ООО «Издательство «ФИЗМАТЛИТ»



Москва
ФИЗМАТЛИТ®
2014

Содержание

Том 1, Вып. 1, 2014

Современные тенденции в развитии космического приборостроения и космических информационных систем
Г. Г. Райкунов, С. А. Ежов, Л. И. Гусев 3

Космические навигационные системы

Развивающаяся система ГЛОНАСС и проблемные вопросы гарантированного координатно-временного и навигационного обеспечения
Г. Г. Райкунов, Г. Г. Ступак 13

Контроль целостности спутниковых радионавигационных систем по оценкам отклонений координатных и временных параметров спутников, полученных на основе межспутниковых измерений
Я. В. Свинтицкий, О. А. Алексеев 22

Методы и технологии космического мониторинга и ДЗЗ

Высокоточное определение в реальном времени относительного положения объектов по сигналам ГНСС
А. И. Жодзишский, О. В. Нестеров 27

О предельном разрешении аэрокосмических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ)
К. Н. Свиридов 34

Комплексы и системы управления космическими аппаратами

Способ обеспечения эфемеридной информацией космических аппаратов глобальной навигационной спутниковой системы
С. В. Стрельников 41

Научно-технические принципы построения программных компонентов для решения задач обработки измерений от автономной системы радионавигации КА в баллистическом центре НАКУ
А. Г. Янчик, А. Г. Квашинин 47

Информационные системы космической техники

К вопросу анализа причин возникновения сбоев в аппаратно-программном комплексе уточнения эфемеридно-временной информации ГНСС
В. В. Бетанов, В. К. Ларин, З. А. Позяева 55

Разработка новых навигационных радиосигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением в выделенных диапазонах частот
А. А. Поваляев, Р. В. Бакитько 61

Научно-методические основы системного подхода к построению информационно-измерительного комплекса
О. Е. Хромов, В. А. Благодырёв 68

Научно-образовательная деятельность и историография

ОАО «Российские космические системы». История становления и развития
А. С. Селиванов, В. К. Старцев 78

Content

Vol. 1, Iss. 1, 2014

Current Trends in Growth of Space Device Engineering and Space Information Systems
G. G. Raykunov, S. A. Ezhov, L. I. Gusev 3

Space Navigation Systems

GLONASS — a System Under Development and Problem-Oriented Tasks of Assured Coordinate-Time and Navigation Provision
G. G. Raykunov, G. G. Stupak 13

Integrity Monitoring of Space Based Radio Navigation Systems by Estimation of Deviation of Coordinate and Time Satellite Parameters Obtained by Inter-Satellite Measurements
Y. V. Svintitsky, O. A. Alekseev 22

Methods and Technologies of Space Monitoring and Earth Remote Sensing

Real-Time High Precision Objects Relative Position Estimation Using GNSS Signals
A. I. Zhodzishskiy, O. V. Nesterov 27

Limiting Resolution of Aerospace Systems in Earth Remote Sensing (ERS)
K. N. Sviridov 34

Complexes and Systems of Spacecraft Control

The Ephemeris Support Method for Global Navigation Satellite System Spacecraft
S. V. Strelnikov 41

Scientific and Technical Principles for Construction of Software Components to be Used for Solving the Tasks of Processing the Measurement Results From the Spacecraft's Self-Contained Radio Navigation System in the Ballistic Center of the Ground Computer-Aided Control Complex
A. G. Yanchik, A. G. Kvashnin 47

Informational Systems of Space Technology

Analysis of Error Occurrence Causes in the GNSS Hardware-Software Complex of Ephemeris and Time Data Refinement
V. V. Betanov, V. K. Larin, Z. A. Pozyaeva 55

Development of New Navigation GLONASS Radio Signals with Code Division within the Dedicated Frequency Bands
A. A. Povalyaev, R. V. Bakitko 61

The Methodological Fundamentals of a System Approach to Construction of an Information-Measuring Complex
O. E. Khromov, V. A. Blagodyrev 68

Research and Educational Activity. Historiography

Joint Stock Company "Russian Space Systems". The History of Formation and Evolution
A. S. Selivanov, V. K. Startsev 78

УДК 629.78

Современные тенденции в развитии космического приборостроения и космических информационных систем

Г. Г. Райкунов¹, С. А. Ежов², Л. И. Гусев³

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

²д. т. н., проф., первый заместитель генерального директора–генерального конструктора
ОАО «Российские космические системы»

³д. т. н., проф., советник генерального директора ОАО «Российские космические системы»

e-mail: contact@spacecorp.ru

Аннотация. В статье анализируются современные тенденции в развитии космического приборостроения и космических информационных систем. Отмечается вклад ученых и сотрудников ОАО «Российские космические системы» в разработку научных основ и технологий для создания систем радиуправления различного рода сложных динамических объектов. Исследуются автоматизированные многопунктовые системы сбора и обработки информации и управления большими группировками космических аппаратов, различные типы многоканальных систем космической связи и ретрансляции данных. Рассматриваются приоритетные направления деятельности предприятия, связанные с исследованием, разработкой и испытаниями целевых систем, наземной инфраструктуры, приборов и элементной базы. Важные научно-технические работы направлены на снижение сроков и стоимости испытаний за счет отработки на ранних стадиях проектирования и создания принципиально новых типов электронных компонентов и приборов на их основе.

Ключевые слова: тенденции в развитии космического приборостроения, системы радиуправления, космические информационные системы, системы космической связи, элементная база

Current Trends in Growth of Space Device Engineering and Space Information Systems

G. G. Raykunov¹, S. A. Ezhov², L. I. Gusev³

¹doctor of engineering science, professor,

director general of Joint Stock Company "Russian Space Systems"

²doctor of engineering science, professor, first deputy director general,
designer general of Joint Stock Company "Russian Space Systems"

³doctor of engineering science, professor,
advisor director general of Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: contact@spacecorp.ru

Abstract. This article reviews the current trends in growth of space device engineering and space information systems. The article notes the contribution of scientists and engineering staff of Joint Stock Company "Russian Space Systems" to the development of the scientific basis and technologies for implementing of different types of radio control systems to operate within the complicated dynamic objects. The paper includes an analysis of computer-aided multipoint data acquisition and processing systems aimed to control large constellations of spacecrafts, a variety of multichannel space communications systems and data relaying. The enterprise's priority activity directions related to research, development and testing of the target systems, ground infrastructure, equipment and hardware components are considered. The significant technical research is aimed at reducing cost and testing time by means of early stages of design optimization and application of the radically new electronic components and the equipment on their basis.

Key words: current trends in growth of space device engineering, radio control systems, space information systems, space communication systems, hardware components

Введение

Открытое акционерное общество «Российские космические системы» берет свое начало с 1946 г. и является одним из шести предприятий, стоявших у истоков создания отечественной ракетно-космической промышленности.

После окончания Великой Отечественной войны в связи с ядерной угрозой со стороны США в нашей стране были приняты чрезвычайные меры, направленные на достижение стратегического паритета с вероятным противником. С созданием ядерного оружия остро встал вопрос о надежном средстве его доставки.

Отправным событием в решении этой задачи явилось историческое Постановление Совета Министров СССР от 13 мая 1946 г., определившее начало работ в стране по созданию ракетного оружия дальнего действия. От этой даты, собственно, начинается формирование НИИ-885 (нынешнее название — ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» или кратко ОАО «Российские космические системы») как головного предприятия по системам управления ракет (в Постановлении — научно-исследовательский институт с проектно-конструкторским бюро по радио- и электроприборам управления дальнобойными и зенитными реактивными снарядами) [1–3].

Важнейшими задачами предприятия в начальный период существования были: обеспечение квалифицированными кадрами, строительство лабораторно-производственных помещений, развитие производства при одновременном наращивании разработок и их практической реализации.

В это время сотрудниками организации были разработаны системы управления стратегической ракеты Р-5 (1956 г.) и межконтинентальной баллистической ракеты Р-7 (1957 г.), ставших основой формирования ракетно-ядерного щита нашей страны. Ракета Р-7 позволила осуществить давнюю мечту человечества — вывести на орбиту первый искусственный спутник Земли 4 октября 1957 г., тем самым положив начало космической эры.

Далее в результате выполнения обширных программ по ракетно-космической тематике Институт занял ключевые позиции в создании радиотех-

нических и оптико-электронных систем для решения задач по следующим основным направлениям: исследованию Луны и дальнего космоса, пилотируемым программам, космической связи, космическим системам навигации и геодезии, развитию наземной инфраструктуры управления КА, космическим телевизионным системам, лазерным комплексам, системам дистанционного зондирования Земли и другим.

Перестройка экономики в стране, изменение форм собственности и государственных структур весьма болезненно отразились на космической отрасли. Однако исключительно положительную роль в «выживании» отрасли и дальнейшем развитии космического приборостроения и космических информационных систем сыграли многопрофильность ведущих предприятий страны, большой научно-технический задел и сохранившийся интеллектуальный потенциал.

Современные тенденции в развитии космического приборостроения

В рамках исторических традиций в настоящее время в ОАО «Российские космические системы» разработаны научные основы и технологии мирового уровня для создания:

- систем радиоуправления различного рода сложных динамических объектов;
- радиотехнических комплексов высокоточных глобальных радионавигационных систем (Парус, ГЛОНАСС и ее функциональных дополнений) для обеспечения координатно-временной информацией широкого круга гражданских и специальных потребителей;
- автоматизированных многопунктовых систем сбора и обработки информации и управления большими группировками космических аппаратов;
- различного типа многоканальных систем космической связи и ретрансляции информации;
- приборов и систем многозонального дистанционного зондирования Луны, планет и поверхности суши и океана Земли;



Рис. 1. Интегрированная система с 2010 г. ОАО «Российские космические системы»

- международной космической системы определения координат терпящих бедствие судов, самолетов и индивидуальных объектов, оснащенных так называемыми аварийными радиобуями;
- прецизионных систем управления космическими аппаратами на лунных и межпланетных расстояниях в сотни миллионов километров, обеспечивших:
 - первую в мире мягкую посадку на Луну и получение первых лунных панорам;
 - возврат лунного грунта с точным определением координат возвращаемого аппарата;
 - управление луноходами;
 - первую посадку на поверхность Венеры и получение первых венерианских панорам;
 - радиолокационную съемку поверхности Венеры;
 - создание первого спутника Марса и первую посадку на Марс;
- ряда уникальных антенных систем диаметром до 70 м для космических радиотехнических комплексов;
- автоматизированных систем управления функционированием сложных, территориально разнесенных комплексов сил и средств.

Реализация стратегического потенциала предприятия в условиях кризиса позволила разработать методический аппарат управления предприятием, оптимизировать всю цепочку создания стоимости (качества, технологии, инфраструктуры, информатизации), осуществить развитие научно-технического потенциала, выйти на новые рынки,

создать новые виды продукции, переориентироваться на создание и эксплуатацию систем и в конечном счете сформировать интегрированную структуру организации (рис. 1).

Кадровый потенциал исследователей, участвующих в проведении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, составляет более 5 тысяч человек. Более 210 человек имеют ученые степени докторов и кандидатов наук, а также звания и степени специализированных и ведомственных академических учреждений.

В настоящее время приоритетные направления деятельности ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» связаны с исследованием, разработкой и испытаниями [4, 6]:

а) целевых систем

- навигационно-временного обеспечения и геодезии;
- дистанционного зондирования Земли, планет и других космических объектов;
- связи и ретрансляции;
- измерения, мониторинга ресурсов и объектов;
- гидрометеорологического обеспечения;
- поиска и спасания;
- информационного обеспечения специального назначения;

б) наземной инфраструктуры

- наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами, ракетами-носителями и разгонными блоками;
- системами, комплексами и средствами сбора, обработки и доведения информации от космических средств наблюдения;

- автоматизированными системами управления;
- полигонного измерительного комплекса;

в) приборов и элементной базы

- бортовых и наземных радиотехнических и оптико-электронных приборов и комплексов;
- бортовых ретрансляторов;
- радиотехническим обеспечением научных исследований космоса;
- элементной компонентной базы.

В настоящее время существует проблема всестороннего обеспечения ракетно-космической промышленности высококачественной электронно-компонентной базой (ЭКБ). Так, в стране отсутствует современная радиационно-стойкая высокоинтегрированная отечественная элементная основа. Это усиливается низким качеством и нестабильностью производства ЭКБ. С другой стороны, приобретение электронно-компонентной базы иностранного производства уровня качества «Спэйс» связано с ее сложностью, а быстрая смена типов элементов для ЭКБ индустриального уровня качества и сложность закупок в малых количествах образует значительную проблему.

Вместе с тем создание системы интеллектуальной поддержки управленческих решений по обеспечению ЭКБ ракетно-космической отрасли, включающей систему мониторинга, управления номенклатурой, прогнозированием развития технологий в средне- и долгосрочной перспективе, связано с применением распределенных сетевых баз данных ЭКБ, с поддержкой ограничительного перечня, информационной поддержкой принятия технических решений по выбору и применению ЭКБ (решением проблемы «тирании альтернатив» при выборе проектных решений), использованием специализированных средств моделирования влияния факторов космического пространства на ЭКБ в процессе проектирования.

В этой связи специалистами нашей организации осуществляется управление номенклатурой ЭКБ для аппаратуры ракетно-космической техники, снижение сроков и стоимости испытаний

за счет обработки на ранних стадиях проектирования, исследование и разработка по созданию принципиально новых типов электронных компонентов и приборов на их основе.

Важным направлением в развитии бортовых информационных систем КА в ОАО «Российские космические системы» является создание интегрированной бортовой информационной системы (ИБИС) (в аппаратуре спутниковой навигации, системах телеметрических измерений, командно-измерительных системах), в частности, осуществляющей сопряжение с датчиками и цепями управления КА. При этом цель проекта связана с увеличением срока активного существования до 15–18 лет, снижением массогабаритных характеристик в 2 раза, снижением потребляемой мощности в 1,5 раза, повышением надежности функционирования.

Пример разработанного центрального модуля ИБИС приведен на рис. 2.



Рис. 2. Центральный модуль ИБИС (технология «система на кристалле»)

Первая версия системы ИБИС обеспечила успешное выполнение программы летных испытаний наноспутника ТНС-0 в 2005 г. (рис. 3).

Задачи в области создания наноспутников, решаемые совместно с РАН, включают: исследование способов построения перспективных систем управления угловым и орбитальным движением данного типа КА, оптимизированных под поставленную научную задачу, исследование способов построения и баллистического обеспечения космических структур типа FormationFly (полет друг



Рис. 3. Технологический наноспутник массой 4,5 кг ТНС-0

относительно друга), создание новых динамических моделей и разработку алгоритмов идентификации и управления наноспутниками, входящими в FormationFly и другие.

ОАО «Российские космические системы» — головная организация по наземным автоматизированным комплексам управления космическими аппаратами и головной разработчик более 80% систем и средств государственных наземных автоматизированных комплексов управления космическими аппаратами (рис. 4).



Рис. 4. Антенные системы различных измерительных комплексов

Сегодня государственные наземные автоматизированные комплексы управления способны обеспечить управление до 180 космическими аппаратами и информационное обеспечение запусков ракет-носителей и разгонных блоков. Ежедневно средства наземных автоматизированных комплексов управления космическими аппаратами обеспечивают проведение более 500 сеансов управления космическими аппаратами различного назначения.

Результаты от внедрения перспективных командно-измерительных систем (КИС) (рис. 5) обеспечивают сокращение количества и номенклатуры командно-измерительных систем НАКУ КА за счет унификации и перехода на однопунктную технологию управления космическими аппаратами. Осуществляется улучшение характеристик перспективных КИС (повышение устойчивости в условиях помех, увеличение пропускной способности радиолинии, повышение точности измерения текущих навигационных параметров, переход «работы» в другие диапазоны (S и Ku), совмещение канала сброса целевой информации с телеметрическим каналом КИС).



КИС разработки 1978–80 гг. Универсальная КИС нового поколения

Рис. 5. Внешний вид аппаратной части КИС различных поколений

Одновременный переход к использованию ретрансляционных технологий управлений КА обеспечивает глобальность и оперативность управления. Указанные направления деятельности позволяют снизить эксплуатационные затраты за счет автоматизации работ и повысить ремонтпригодность со снижением времени восстановления за счет унификации и модульности исполнения.

Толчком для решения ряда новых научно-технических задач является, по существу, необходимость преодоления проблем, возникающих при проектировании и разработке новых видов аппаратуры и систем, позволяющих реализовать заданные цели и характеристики. Такие научно-технические проблемы, относящиеся к построению перспективных элементов и комплексов космической техники, могут быть связаны с разрешением глобальности и повышением оперативности управления КА, повышением точности траекторных измерений по изделиям ракетно-космической техники (РКТ), обеспечением однопунктной технологии управления КА

на различных типах орбит, повышением энергетических характеристик радиолиний управления КА, обеспечением радиолокации планет солнечной системы и КА для реализации исследовательских программ в дальнем космосе и другими направлениями.

Тщательная и кропотливая работа специалистов нашей организации по преодолению ряда перечисленных проблем позволила:

- достичь в современных КИС точности траекторных измерений по дальности порядка одного метра, по скорости порядка одного миллиметра в секунду;
- достичь в системах траекторных измерений изделий РКТ, использующих навигационную аппаратуру потребителей ГЛОНАСС/GPS, с точностью определения координат порядка 3 м, а с дополняющими системами до 0,8 м;
- разработать технологии и реализующие их технические средства для обеспечения ретрансляционного управления КА и контроля полета изделий РКТ;
- решить проблемы баллистического обеспечения управления КА на геостационарной орбите с использованием измерений наклонной дальности только с одного пункта управления (КА «KazSat», «Экспресс-АМ»);
- разработать планетный радиолокатор нового поколения с повышенными тактико-техническими характеристиками.



Рис. 6. Бортовые многозональные сканирующие устройства для КА «Метеор-М» и КА «Электро-Л»

После 20-летнего перерыва на предприятии восстановлена технология создания радиометрической аппаратуры для метеорологических ИСЗ,

запускаемых на приполярные и геостационарные орбиты. На рис. 6 приведены бортовые многозональные сканирующие устройства для КА дистанционного зондирования Земли. Внедрены новые технологии при создании прецизионных приводов сканирующих зеркал аппаратуры КА «Электро-Л» (рис. 7 и 8).

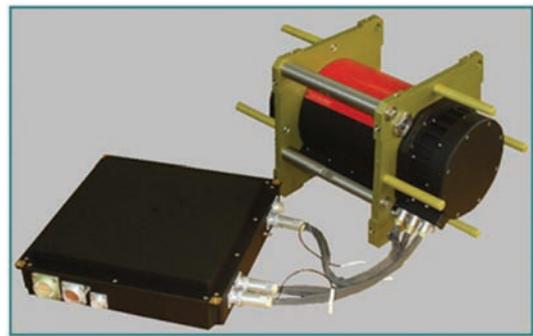


Рис. 7. Однокоординатный привод (угол сканирования $26,1^\circ$, время получения кадра 3 мин, точность движения по траектории $0,7''$)

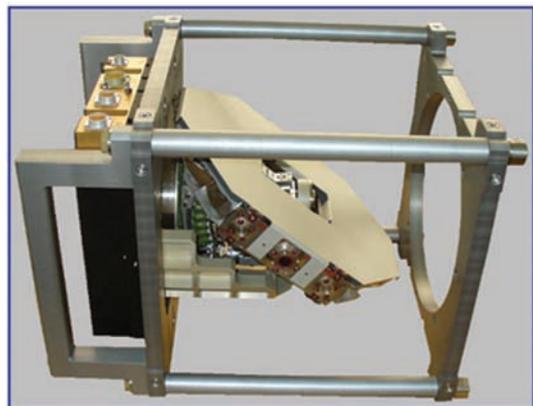


Рис. 8. Двухкоординатный привод (угол сканирования $20,5^\circ \times 20,5^\circ$, время получения кадра 5 мин, точность движения по траектории $3,5''$)

Приводы сканирующих зеркал имеют уникальные точностные характеристики. На сегодняшний день изделия такого уровня точности реализованы только на КА Российской Федерации и США.

Широкое применение технологий спутниковой навигации в оборонных и в гражданских областях определило роль спутниковых навигационных систем как основу координатно-временного и навигационного обеспечения (КВНО) и как

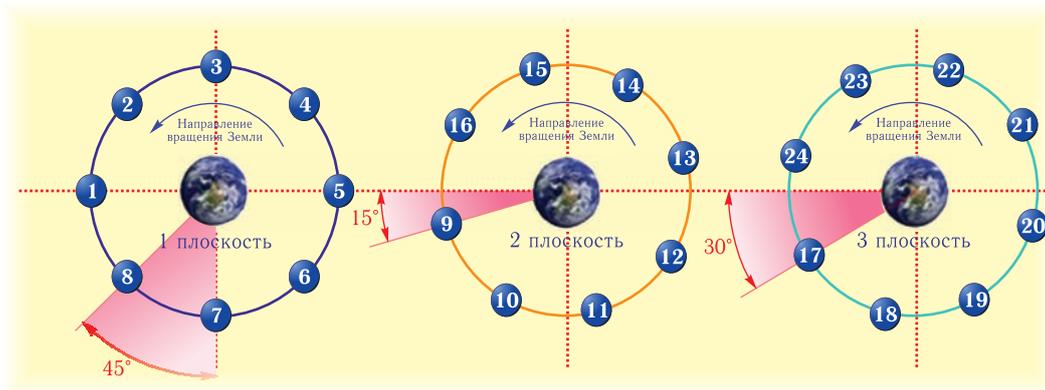


Рис. 9. Общие данные по структуре орбитального построения системы ГЛОНАСС

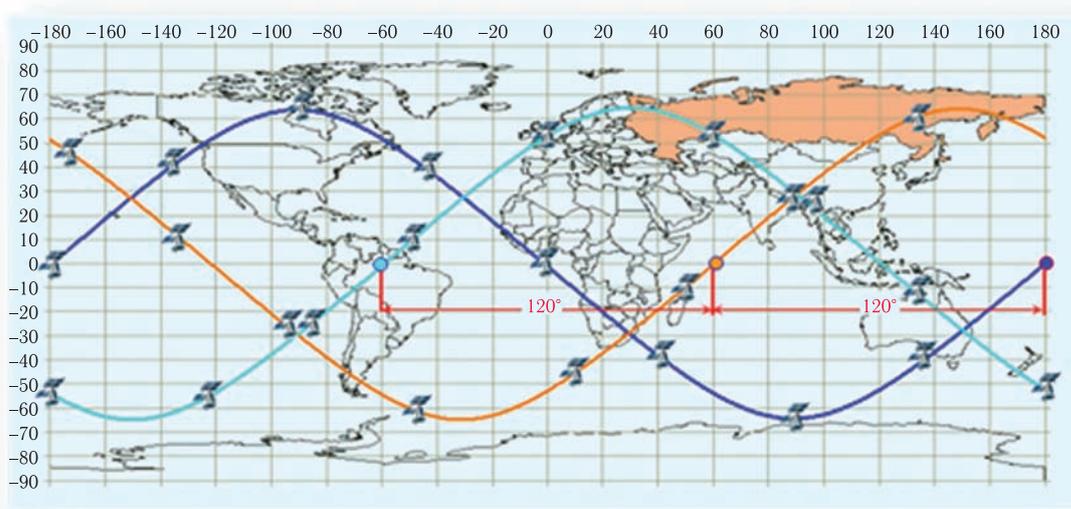


Рис. 10. Орбитальная группировка системы ГЛОНАСС

стратегическое средство обеспечения национальной безопасности и экономической независимости государства [4–6].

Общие данные по структуре орбитального построения системы ГЛОНАСС приведены на рис. 9, а существующих и перспективных глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) в мире — в табл. 1.

Орбиты отечественных навигационных космических аппаратов (НКА) близки к круговым и имеют следующие характеристики:

- высота над поверхностью Земли — 19 100 км;
- наклонение — 64,8°;
- период обращения — 11 ч 15 мин 44 с.

Орбитальная структура ГЛОНАСС построена таким образом, что в любой точке земного шара и околоземного пространства одновременно наблюдаются не менее четырех НКА и обеспечиваются необходимые условия для решения потребителями навигационной задачи с заданной точностью. Достоинствами жесткой структуры орбитального построения спутниковых навигационных систем являются:

- удобство формирования и поддержания орбитальной структуры;
- обеспечение эквивалентного уровня возмущений, обусловленных действием гравитационного

Таблица 1. Структура орбитального построения глобальных навигационных спутниковых систем

ГНСС	Количество орбитальных плоскостей	Количество КА в ОГ (номинальное/фактическое)	Структура орбитального построения	Наличие орбитального резерва
ГЛОНАСС	3	24/28	жесткая	есть
GPS	6	24/32	условно-произвольная	нет
GALILEO	3	27/4	жесткая	есть
COMPASS	3	27/4	жесткая	нет

поля Земли, как наиболее значимого для движения КА (одинакового для всех КА) орбитальной группировки (ОГ);

- уход от гравитационного резонанса, который обеспечивает более благоприятные условия эфемеридного обеспечения при региональных схемах наземного комплекса управления.

По этим причинам космическим аппаратам системы ГЛОНАСС при дальнейшем развитии группировки целесообразно оставаться в «жестких» структурах орбитального построения. Лучшая орбитальная структура системы ГЛОНАСС (по сравнению с системой GPS), удобная к формированию и поддержанию орбитальной структуры, не чувствительная к гравитационному резонансу на орбите, тем не менее, требует своего дальнейшего совершенствования.

Целями принятой Федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы» являются:

- массовое внедрение отечественных навигационных технологий на российском и зарубежном рынках навигационных услуг в интересах всех категорий потребителей;
- гарантированное предоставление потребителям всех категорий навигационных услуг с учетом непрерывно возрастающих требований к ним в интересах национальной безопасности и социально-экономического развития Российской Федерации;
- укрепление лидирующих позиций Российской Федерации в области глобальной спутниковой навигации за счет поддержания и развития

системы ГЛОНАСС, улучшения ее характеристик, расширения функциональных возможностей, условий и сфер использования, сбалансированного развития составных частей системы.

Возможность предоставления услуг высокоточного местоопределения пользователей осуществляется созданием и развитием функциональных дополнений. Их центральным элементом является широкозонная система дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ), спроектированная и построенная в ОАО «Российские космические системы». СДКМ позволяет осуществлять глобальный мониторинг целостности навигационных радиосигналов НКА системы ГЛОНАСС и расчет корректирующей информации в формате SBAS (рис. 11).

Российская система дифференциальных коррекций и мониторинга радионавигационных полей — новый уровень навигационного обеспечения потребителей ГЛОНАСС. Данные измерений сигналов систем ГЛОНАСС и GPS со станций сбора измерений передаются в центр обработки системы, где на их основе формируются корректирующая информация и информация о целостности навигационного поля, которые через геостационарные спутники связи «Луч» либо по наземным каналам связи передаются потребителю. Приемная аппаратура потребителя производит совместную обработку этой информации и сигналов систем ГЛОНАСС и GPS, что позволяет решать навигационные задачи с улучшенными точностными и надежностными характеристиками.

Совершенствование системы ГЛОНАСС необходимо для удовлетворения возрастающих требований всех групп потребителей и обеспечения ее



Рис. 11. Система дифференциальной коррекции и мониторинга

конкурентоспособности. При этом работы по развитию системы ГЛОНАСС целесообразно проводить с учетом мировых тенденций развития глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), основными направлениями которых являются:

- исследование перспективных методов и технологий повышения точности навигации в абсолютном режиме до субметрового уровня;
- исследование прецизионной дифференциальной навигации;
- разработка методов и технологий для обеспечения навигации в сложных условиях;
- расширение зоны функционирования;
- комплексирование спутниковых и других методов (технологий) навигации;
- интегрирование навигационных и связных технологий на системном и потребительском уровнях, в т. ч. использование межспутниковых навигационно-связных линий в различных диапазонах.

Основные направления развития системы ГЛОНАСС предполагают гармоничное скоординированное развитие всех ее составных частей,

а именно: космического комплекса, средств фундаментального обеспечения, комплекса функциональных дополнений, системы апостериорного высокоточного определения эфемерид и временных поправок, а также комплекса аппаратуры потребителей навигационной и временной информации. Направления совершенствования должны быть в русле мировых тенденций создания и развития спутниковых навигационных систем. К таким тенденциям в настоящее время, прежде всего, следует отнести идею синергетического объединения всех элементов глобальных и региональных спутниковых систем, их функциональных дополнений, а также ассистирующих систем с целью гарантированного предоставления высококачественных навигационных услуг.

Спутниковая навигация является технологической основой многих разрабатываемых интеллектуальных систем [6]. Сотрудниками организации разработан ряд фундаментальных проектов, имеющих важное значение для реализации социальной программы страны, связанных с обеспечением дополнительной безопасности жизни граждан, повышением качества социальных услуг, предоставляемых населению, повышением качества жизни жителей страны. К ним относятся: «Социальный

ГЛОНАСС», целью которого является повышение качества жизни инвалидов на основе использования новейших навигационных и информационных технологий; создание системы экстренного реагирования при авариях «ЭРА ГЛОНАСС» на базе многофункциональных приемных устройств отечественного производства и другие. Особое значение имеет проект создания единого механизма комплексного мониторинга и обеспечения безопасности объектов инфраструктуры и ресурсов страны во всех ее аспектах.

Приоритетными направлениями деятельности ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (ОАО «Российские космические системы») являются создание, поддержание, развитие и использование целевых систем (навигационно-временного обеспечения, дистанционного зондирования Земли, планет и других космических объектов, связи и ретрансляции, поиска и спасания и др.), наземной инфраструктуры (наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами, ракетами-носителями, разгонными блоками, автоматизированных систем управления сложными динамическими объектами, полигонных измерительных комплексов), а также разработка бортовых и наземных приборов и комплексов, бортовых ретрансляторов, элементной компонентной базы.

Даже краткий анализ современных тенденций в развитии космического приборостроения и космических информационных систем показывает, что в настоящее время при непосредственном уча-

стии специалистов нашей организации создана колоссальная кооперация научных, производственных, испытательных, образовательных организаций и учреждений, направленных на ускорение социально-экономического развития и обеспечения национальной безопасности нашей Родины.

Список литературы

1. Вехи истории 1946–2011. 65 лет ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем». — М.: ИД «Медиа Паблишер», 2011. — 128 с.
2. История Российского НИИ космического приборостроения. Под общ. ред. Л. И. Гусева. Вып. 1. Предыстория и первые годы. — М.: РНИИ КП, 1994. — 68 с.
3. Техничко-исторический музей. Альбом экспонатов. — М.: ИД «Медиа Паблишер», 2011. — 136 с.
4. Райкунов Г. Г. Основные направления развития космических средств. Монография. В книге «Вооружение России. Вооружение России на рубеже веков». Том 2. ИД «Оружие и технологии», г. Москва, 2011.
5. Алифанов О. М., Анфимов Н. А., Райкунов Г. Г. и др. Астрофизика. Под науч. ред. Райкунова Г. Г. Монография. «Фундаментальные космические исследования». Кн. 1. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014.
6. Райкунов Г. Г., Ступак Г. Г. Развивающаяся система ГЛОНАСС и проблемные вопросы гарантированного координатно-временного и навигационного обеспечения. Тезисы докладов Пятой Всероссийской конференции «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение». ИПА РАН. СПб., 15–19 апреля 2013.

УДК 629.7.052

Развивающаяся система ГЛОНАСС и проблемные вопросы гарантированного координатно-временного и навигационного обеспечения

Г. Г. Райкунов¹, Г. Г. Ступак²

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

²д. т. н., проф., заместитель генерального директора ОАО «Российские космические системы»

e-mail: contact@spacecorp.ru

Аннотация. «ГЛОНАСС велик, но не всемогущ».

В статье анализируется состояние и созданная инфраструктура массового применения системы ГЛОНАСС, обеспечившая навигационную независимость Российской Федерации. Обсуждаются задачи федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы», в т.ч. обеспечение надежной, устойчивой навигации в условиях внешних воздействий: естественных возмущений и искусственных помех, навигации в сложных условиях городской застройки, в сильно пересеченной местности и в закрытых помещениях, а также навигации в различных средах. Анализируются проблемные вопросы гарантированного координатно-временного и навигационного обеспечения широкого круга потребителей.

Ключевые слова: система ГЛОНАСС, навигация в сложных условиях, координатно-временное и навигационное обеспечение широкого круга потребителей

GLONASS — a System Under Development and Problem-Oriented Tasks of Assured Coordinate-Time and Navigation Provision

G. G. Raykunov¹, G. G. Stupak²

¹doctor of engineering science, professor,

director general of Joint Stock Company “Russian Space Systems”

²doctor of engineering science, professor,

deputy director general of Joint Stock Company “Russian Space Systems”

e-mail: contact@spacecorp.ru

Abstract. “GLONASS — is the great, but not all-powerful.”

The status of the GLONASS system and the created infrastructure for its mass application, which assures the navigation independence of the Russian Federation, are discussed in the paper. The problem-oriented tasks of the federal target program “Support, development and application of the GLONASS system for 2012–2020”, including the provision of reliable, sustained navigation in conditions of external actions: natural disturbances and man-made noises, navigation in hard conditions of urban building, in rough country and in enclosed space, as well as matters of navigation provision in different environments are discussed. The problem-oriented questions of the assured coordinate-time and navigation provision of wide range of users have also been analyzed.

Key words: GLONASS system, navigation in hard conditions, coordinate-time and navigation provision of wide range of users

Система координатно-временного и навигационного обеспечения (КВНО) страны — большая, непрерывно развивающаяся, интегрированная система, состоящая из взаимосвязанных и взаимодополняющих структур и элементов (инструментальных средств, информационных ресурсов, регламентирующей документации, организационных элементов и т. д.), а также средств их поддержания и развития. КВНО предоставляет возможность создания новых и модернизации существующих потребительских целевых структур, обеспечивающих их непрерывное, устойчивое функционирование с целью решения потребителем пространственно-временных задач.

Система ГЛОНАСС, составляющая основу и центральную часть КВНО России, формирует глобальное искусственное навигационное поле, обеспечивая потребителей координатно-временными и навигационными данными. Более чем тридцатилетний период испытаний и эксплуатации среднеорбитальных спутниковых навигационных систем позволил накопить бесценный опыт использования подобных комплексов и одновременно выявил ряд проблемных вопросов и особенностей в различных условиях применения с особыми (иногда экстремальными) требованиями к результатам навигационно-временных расчетов.

В 2011 г. система ГЛОНАСС в результате выполнения мероприятий федеральной целевой программы «Глобальная навигационная система» (2002–2011 гг.) полностью восстановилась и обеспечивает решение навигационных и координатно-временных задач в интересах различного рода потребителей. Созданная к настоящему времени и постоянно наращиваемая инфраструктура массового применения системы ГЛОНАСС обеспечивает навигационную независимость Российской Федерации. Система ГЛОНАСС получила мировое признание. Россия (наряду с США) обладает реальным стратегическим глобальным средством решения координатно-временных и навигационных задач в интересах всех категорий потребителей.

В настоящее время работы по системе ГЛОНАСС на среднесрочную перспективу проводятся в рамках федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы», утвержденной По-

становлением правительства Российской Федерации № 189 от 3 марта 2012 [1], основными задачами которой являются:

- 1) поддержание системы ГЛОНАСС с гарантированными характеристиками навигационного поля на конкурентоспособном уровне;
- 2) улучшение тактико-технических характеристик системы ГЛОНАСС с целью обеспечения ее паритета с зарубежными системами, а также лидирующих позиций Российской Федерации в области спутниковой навигации;
- 3) обеспечение использования системы ГЛОНАСС как на территории Российской Федерации, так и за рубежом.

Текущее состояние орбитальной группировки системы ГЛОНАСС на 1 января 2014 года приведено на рис. 1.

ГЛОНАСС — непрерывно развивающаяся система. Целью развития системы является улучшение ее тактико-технических характеристик, постоянное и с гарантированным качеством удовлетворение непрерывно возрастающих потребностей всех категорий пользователей, поддержание паритета ГЛОНАСС с зарубежными системами и лидирующих позиций России в области спутниковой навигации, широкомасштабное и высокоэффективное использование системы в России и за рубежом. При этом безусловный приоритет имеют задачи обороны и безопасности России.

Стратегия развития системы ГЛОНАСС связана с решением следующих основных задач [2, 3]:

- доведением характеристик ГЛОНАСС до конкурентоспособного уровня и обеспечение их стабильности;
- дальнейшим улучшением характеристик ГЛОНАСС, развитием ее орбитальной группировки, расширением областей применения;
- сертификацией системы;
- развитием функциональных дополнений;
- развитием средств фундаментального обеспечения;
- обеспечением совместимости и взаимодополняемости глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС);

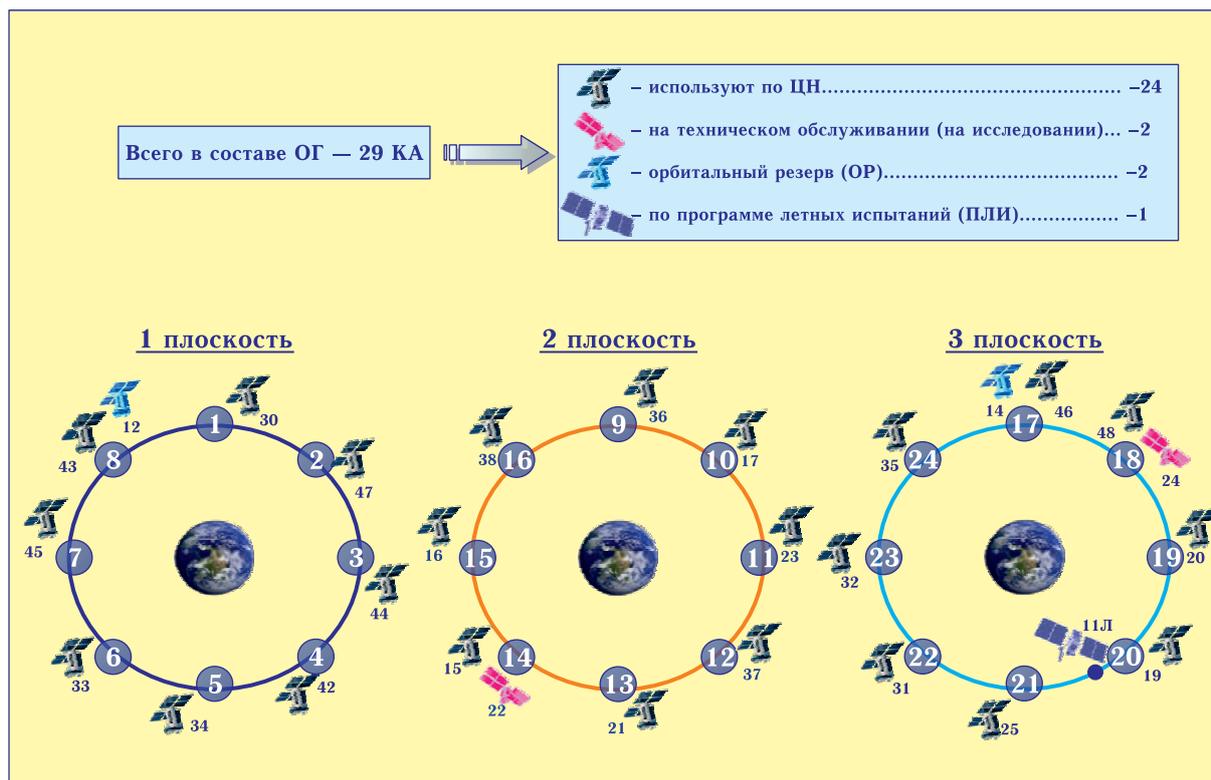


Рис. 1. Текущее состояние орбитальной группировки системы ГЛОНАСС

- созданием опережающего научно-технического задела для развития ГЛОНАСС;
- расширением функциональных возможностей ГЛОНАСС (навигация, связь, дистанционное зондирование Земли), использованием «интеллектуального» ресурса орбитального построения;
- разработкой технологий и средств навигации для освоения дальнего космоса (Луны, Марса и других планет);
- разработкой новых принципов построения систем навигации.

Однако, несмотря на возможную доступность навигационного поля в конкретной ситуации, потребитель в силу ряда обстоятельств может оказаться не в состоянии определить свое местоположение и время с заданными характеристиками. К таким обстоятельствам могут быть отнесены воздействия на систему различных факторов (средств) (рис. 2). Как известно, в этих случаях уместно ха-

рактеризовать систему понятием уязвимости (или неуязвимости).

Уязвимость ГНСС — это свойство системы, обусловленное особенностями ее построения и определяющее зависимость качества функционирования системы от дестабилизирующих воздействий и изменений условий работы потребителя. Степень уязвимости ГНСС, прежде всего, должна определяться уязвимостью (незащищенностью) потребителя от дестабилизирующих преднамеренных и непреднамеренных воздействий и изменений условий его работы. Доступность навигационной услуги — мера степени уязвимости ГНСС и мера гарантии координатно-временного и навигационного обеспечения потребителя (рис. 3).

Главной целью развития ГЛОНАСС является достижение гарантированного координатно-временного и навигационного обеспечения широкого круга потребителей. Под гарантированным координатно-временным и навигационным обеспечением будем понимать предоставление в течение приемлемого времени потребителям заданной

Таблица 1. Сравнительная оценка навигационных характеристик ГНСС

ГНСС	Навигационные характеристики			
	Доступность* (PDOP ≤ 6, γ ≥ 5°)	Доступность* (PDOP ≤ 6, γ ≥ 25°)	Доступность* (PDOP ≤ 2, γ ≥ 5°)	Среднее значение PDOP* (γ ≥ 5°)
ГЛОНАСС	1 / 1	0,492 / 0,786	0,614 / 0,834	1,91 / 1,77
GPS	1 / 1	0,840 / 0,780	0,900 / 0,860	1,59 / 1,60
GALILEO	1 / 1	0,843 / 0,862	0,874 / 0,872	1,67 / 1,63
COMPASS	1 / 1	0,808 / 0,794	0,841 / 0,843	1,70 / 1,66

*глобально / на территории Российской Федерации, PDOP — геометрический фактор

группы необходимой координатно-временной и навигационной информации требуемого качества с вероятностью не хуже заданной.

Результаты решения навигационной задачи должны удовлетворять с заданной вероятностью допустимым ограничениям вида

$$\{\Delta x_i\}_j \leq \{\Delta x_{i\text{доп.}}\}_j, \quad \{\Delta V_i\}_j \leq \{\Delta V_{\text{доп.}i}\}_j, \\ \{\Delta \tau\}_j \leq \{\Delta \tau_{\text{доп.}}\}_j,$$

при условии $\Delta t_{\text{получ.}} \text{ решения } j \leq \Delta t_{\text{доп.}j}$,

где:

$\{\Delta x_i\}_j, \{\Delta V_i\}_j$ — отклонения оценки i -й компоненты вектора положения и скорости потребителя j -й группы, соответственно, от реальных;

$\{\Delta \tau\}_j$ — отклонение оценки времени потребителем j -й группы от системного;

$\Delta t_{\text{получ.}} \text{ решения } j$ — интервал времени получения решения навигационной задачи потребителем j -й группы;

$\{\Delta x_{i\text{доп.}}\}_j, \{\Delta V_{\text{доп.}i}\}_j$ — допустимые отклонения оценок компонентов вектора положения и скорости потребителя j -й группы;

$\{\Delta \tau_{\text{доп.}}\}_j$ — допустимое отклонение оценки времени потребителя j -й группы;

$\Delta t_{\text{доп.}j}$ — допустимое ограничение времени решения навигационной задачи потребителем j -й группы.

Направления обеспечения гарантированного обслуживания потребителей ГЛОНАСС связаны, прежде всего, со снижением уязвимости навигационной системы, в частности, с повышением надежности функционирования, улучшением целевых характеристик системы за счет, прежде всего, модернизации орбитального построения космических аппаратов (КА), совершенствования технологии эфемеридно-временного обеспечения. Важная

роль в обеспечении гарантированной навигационной услуги потребителям связана с использованием дополняющих ГНСС систем, повышающих надежность, точность и устойчивость КВНО при штатном функционировании ГЛОНАСС, и ассистирующих (резервных) ГЛОНАСС систем (технологий) КВНО, используемых при отсутствии или недостаточном уровне сигналов ГНСС. В последнем случае используются технологии, интегрирующие системы позиционирования, навигации и синхронизации в единый эффективный комплекс.

Сравнительная оценка навигационных характеристик мировых глобальных навигационных спутниковых систем, демонстрирующая резерв их совершенствования, приведены в табл. 1.

Основными целями модернизации орбитального построения ГЛОНАСС, обеспечивающего совершенствование системы, являются:

1) повышение точности (уменьшение геометрического фактора) и доступности навигационных услуг за счет увеличения общего количества КА и рационального их размещения в орбитальной группировке (ОГ) системы;

2) обеспечение конкурентоспособности ГЛОНАСС глобально и на территории Российской Федерации;

3) на начальном этапе эффективное использование КА орбитального резерва;

4) эффективное проведение летных испытаний КА новых поколений и создание условий смены поколений КА (без нарушения штатного функционирования системы).

Рассмотрение ГЛОНАСС с точки зрения теории систем позволяет отнести ее к классу больших систем с соответствующим описанием,

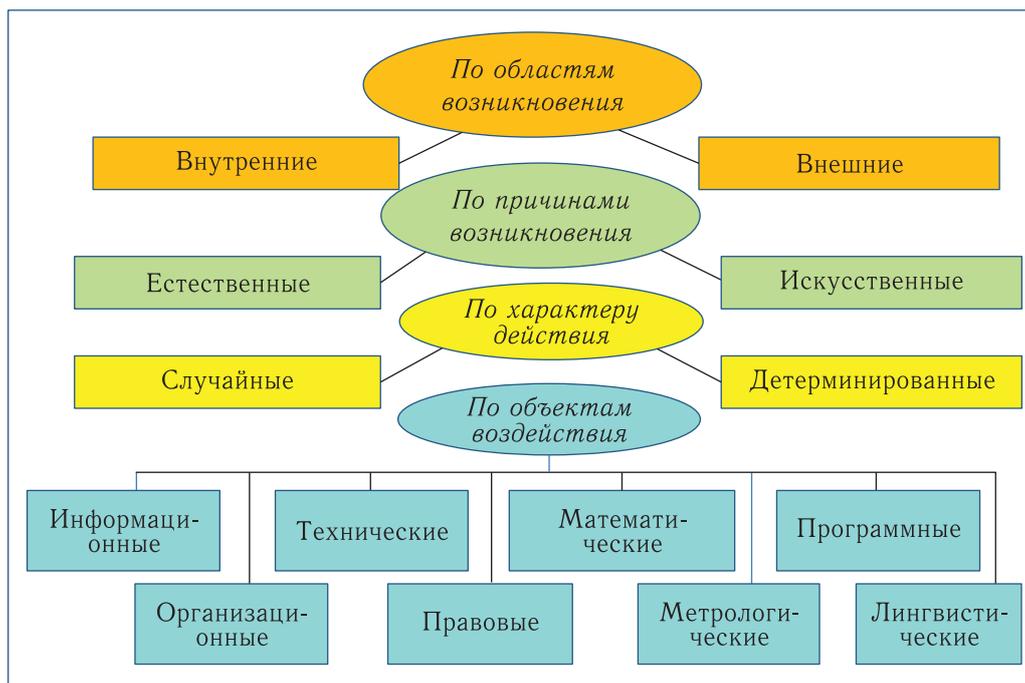


Рис. 2. Классификация воздействий на ГНСС

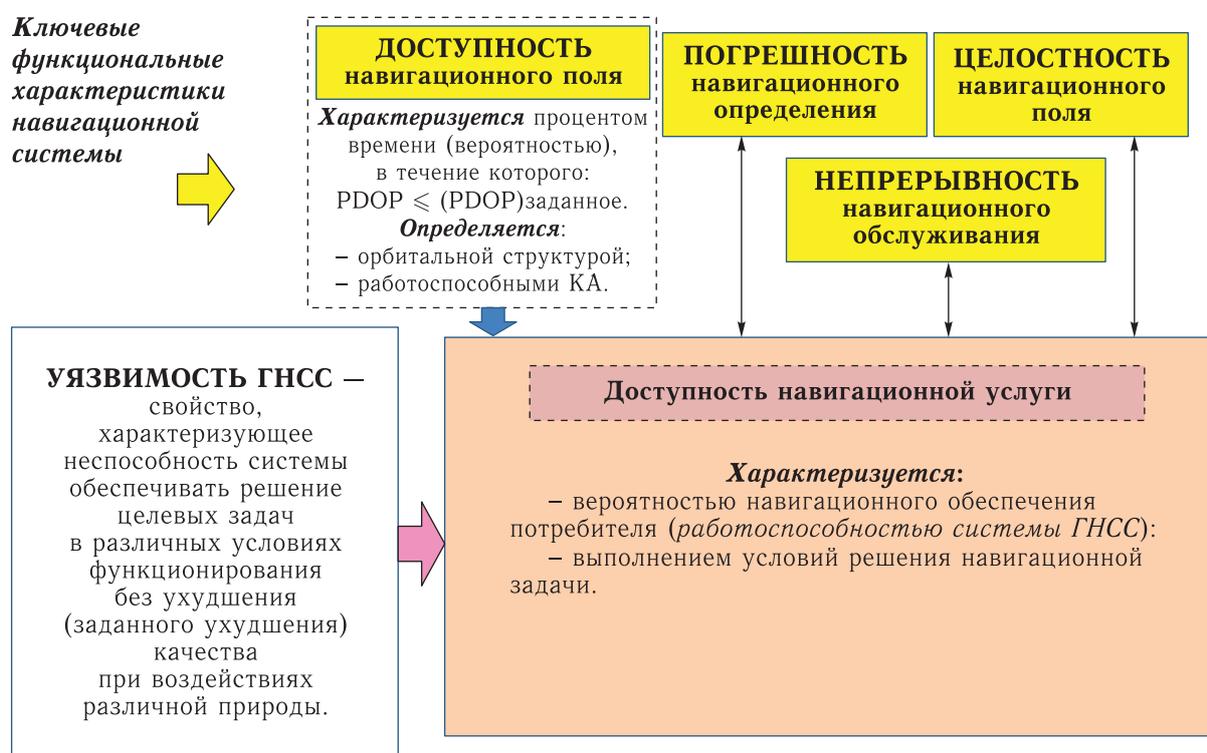


Рис. 3. Характеристики глобальных навигационных спутниковых систем

признаками, этапами создания, эксплуатации (функционирования) и развития. В этой связи и с учетом целей совершенствования могут быть сформулированы основные принципы модернизации ОГ системы ГЛОНАСС, а именно:

1. Эволюционное развитие орбитальной группировки системы ГЛОНАСС и преемственность существующими потребителями. Указанный принцип предполагает сохранение существующей структуры орбитальной группировки и использование ее как базовой, в т. ч. для обеспечения функционирования существующего парка навигационной аппаратуры потребителей различного целевого назначения.

2. Открытая перспектива: приведение ОГ системы ГЛОНАСС к открытой и незамкнутой структуре. Принцип предполагает обеспечение эффективного применения по целевому назначению «произвольного» количества КА, в т. ч. и для проведения летных испытаний.

3. Антиподность размещения КА в плоскостях. Таким образом осуществляется обеспечение оптимального использования ограниченного ресурса литерных частот, всего 15 ($-7, \dots, +7$).

4. Устойчивость структуры ОГ расширенного состава в течение срока активного существования КА (~ 10 лет). Указанным принципом достигается минимизация затрат рабочего тела и соответствующих запасов характеристической скорости на построение и поддержание структуры орбитальной группировки.

5. Минимизация сроков и затрат на модернизацию ОГ системы ГЛОНАСС, а также возможных рисков при модернизации.

6. Повышение (не снижение) эффективности функционирования систем, базирующихся на КА ГЛОНАСС (КОСПАС–САРСАТ, Лира и др.).

Известно [5], что орбитальные группировки, структуры которых являются правильными, обладают наилучшими характеристиками с точки зрения покрытия зонами видимости спутников поверхности Земли. Как известно, номинальная орбитальная структура системы ГЛОНАСС состоит из 24-х спутников, которые равномерно расположены по восемь спутников в трех плоскостях, разнесенных по долготе восходящего узла на 120° , а расфазировка по величине аргумента широты у соответствующих спутников разных плоскостей

составляет 15° . Наклонение круговых орбит всех спутников равно $64,8^\circ$. В обозначении Уолкера (Walker) [6] орбитальная группировка ГЛОНАСС есть

ГНСС–24 — $64,8^\circ$: 24/3/1.

Улучшение характеристик системы ГЛОНАСС связано с:

- вводом перспективных КА и модернизацией наземного комплекса управления (НКУ) системы ГЛОНАСС;
- реализацией технологии сокращения периодичности «обновления» эфемеридно-временной информации на КА системы ГЛОНАСС;
- завершением испытаний и вводом в эксплуатацию космического сегмента системы дифференциальной коррекции и мониторинга на базе КА «Луч» в полном объеме;
- внедрением сигналов с кодовым разделением;
- эфемеридно-временным обеспечением более 24 КА (до 30 КА) средствами модернизированного НКУ системы ГЛОНАСС;
- модернизацией орбитального построения системы ГЛОНАСС, обеспечивающей эффективное использование по целевому назначению более 24 КА;
- развертыванием сети измерительных средств за рубежом, позволяющим перейти от локального к глобальному НКУ.

Указанные направления улучшения характеристик системы ГЛОНАСС обеспечивают, прежде всего, повышение точности навигационно-временных определений в различных условиях обстановки, а также доступности и эффективного использования орбитального резерва. Кроме того, внедрение сигналов с кодовым разделением дополнительно повышает помехозащищенность системы.

К факторам, определяющим необходимость развития (расширения) орбитальной группировки ГЛОНАСС, относятся следующие.

1. *Необходимость обеспечения высокого уровня устойчивости навигации по отношению к выходу КА орбитальной группировки ГЛОНАСС из строя.*

Выход из строя 3 КА из 24-х в составе ОГ приводит к падению доступности даже на открытой местности локально до 96 % (для угла места 15 градусов — до 60 %), что существенно ухудшает требования потребителей. Для ОГ из 30 КА доступность навигации для открытой местности даже при выходе из строя 3 КА практически находится на уровне 100 %.

2. Необходимость функционирования системы ГЛОНАСС с высокими характеристиками точности и доступности при сложных условиях навигации.

Навигация на открытой местности (морская поверхность, поля, степи) характеризуется углом места 5 градусов. Умеренное затенение сигналов интерпретируется углом места 15 градусов, а условия мегаполисов и сложного рельефа местности, как правило, формализуются в среднем углом места 20–25 градусов. В связи с этим отметим:

- от системы ГЛОНАСС требуется эффективное функционирование в условиях существенного затенения сигналов — при сложном рельефе местности и городской застройке;
- для угла места 20 градусов (условия мегаполиса и горные условия) доступность навигации системы ГЛОНАСС на территории Земли в среднем находятся на уровне 75 % (минимально до 65 %). Расширение орбитальной группировки до 30 КА повышает доступность для этого угла места практически до 100 %.

3. Обеспечение конкурентоспособности и самодостаточности системы ГЛОНАСС.

При выборе путей развития ОГ ГЛОНАСС необходимо учитывать факторы конкурентоспособности и самодостаточности системы ГЛОНАСС. Это означает, что высокие характеристики для потребителей России должны гарантироваться непосредственно средствами системы ГЛОНАСС. Для этого характеристики точности и доступности навигации системы ГЛОНАСС должны быть на одном уровне с зарубежными системами. Отметим, что все зарубежные ГНСС (GPS, Galileo, Compass) имеют (или будут иметь в ближайшем будущем) в составе орбитальных группировок с учетом горячего резерва 30 КА и более, что способствует более высоким, чем у существующей системы

ГЛОНАСС, характеристикам точности и доступности. При больших углах затенения (например, углах места не менее 25°, которые формализуют определенный уровень городских и горных условий) номинальная орбитальная группировка ГЛОНАСС (ОГ ГЛОНАСС-24) в 1,5–2 раза уступает по глобальной доступности другим ГНСС. Для ОГ ГЛОНАСС из 30 КА потенциальная точность определения координат потребителя и доступность навигации за счет геометрического фактора повышается по сравнению с ОГ из 24 КА в среднем на 15–20 % только за счет улучшения геометрического фактора.

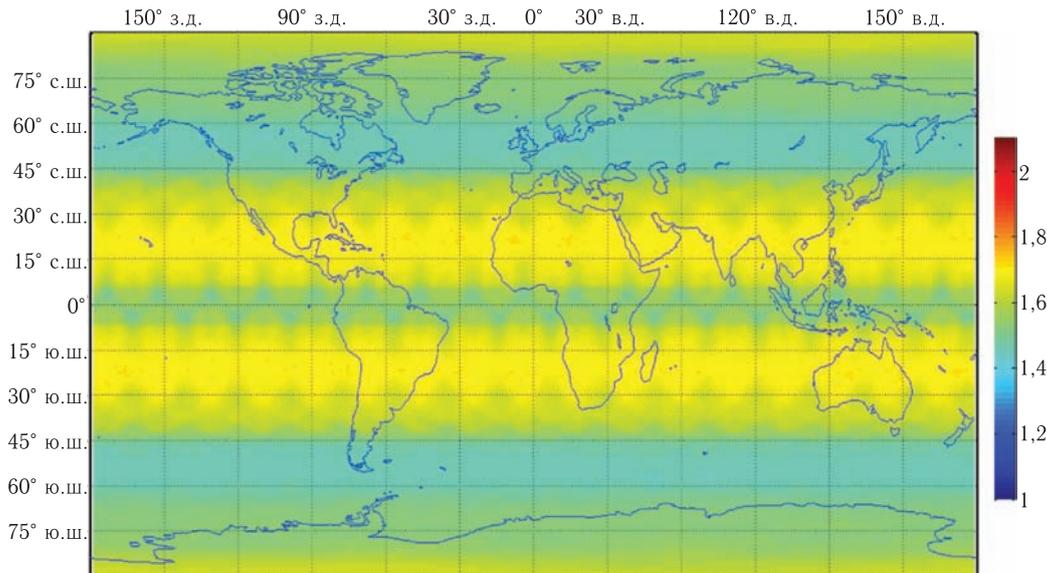
4. Наличие для номинальной орбитальной группировки в радионавигационном поле ГЛОНАСС зон ухудшения точности.

Навигационному полю ГНСС ГЛОНАСС при существующей номинальной ОГ из 24 КА присуще наличие зон ухудшения качества навигации (ухудшение точностных характеристик в 20–100 раз), расположенных в интервале широт $\pm\varphi \approx 25 - 28^\circ$. При этом временная длительность таких зон с максимальными размерами 50° по долготе и 30° по широте может достигать 10 мин.

Расширение орбитальной группировки до 30 КА парирует указанные зоны ухудшения точности (рис. 4).

Всесторонний анализ позволяет сделать вывод о том, что предпочтительным является вариант перехода к шестиплоскостной орбитальной группировке из 30 КА [2, 3], который обеспечит следующие возможности и характеристики:

- повышение устойчивости навигации при использовании существующей навигационной аппаратуры потребителя (НАП) (функционирующей по 24 КА ГЛОНАСС) на основе стратегии переключения режимов функционирования части дополнительных КА в случае выхода из строя КА штатной ОГ из 24 КА;
- существенное повышение доступности навигации для перспективной НАП, функционирующей по расширенной ОГ из 30 КА;
- изотрасность орбит и, как следствие, более высокую по сравнению с неизотрасными вариантами устойчивость орбитальных параметров и параметров радионавигационного поля



	$\gamma \geq 5^\circ$	$\gamma \geq 25^\circ$
Глобальный PDOP ($P = 0,95$)	1,5895	4,1012
PDOP для России ($P = 0,95$)	1,4867	3,3989
Глобальная доступность, PDOP ≤ 6 (PDOP ≤ 2)	0,9999 (0,8919)	0,7316 (0,0007)
Доступность для России, PDOP ≤ 6 (PDOP ≤ 2)	1,0 (0,9625)	0,9355 (0,0018)

Рис. 4. Характеристики структуры системы ГЛОНАСС из 30 КА, построенной на основе правильной структуры из 48 системных точек

на протяжении всего срока активного существования без использования корректирующих импульсов;

- открытость ОГ данного типа к дальнейшему (более 30 КА) эффективному развитию орбитальной группировки, теоретическим пределом которого является достижение состава из 48 КА, в виде удвоенного состава существующей ОГ ГЛОНАСС.

В качестве базовой для модернизированной орбитальной группировки системы ГЛОНАСС целесообразно использовать симметричную, кинематически правильную структуру Уолкера (Walker) **48/6/1**, причем:

- требование антиподности для КА при сигналах с кодовым разделением не является обязательным;
- на начальной стадии формирования ОГ ГЛОНАСС на основе указанной структуры в качестве основы необходимо исполь-

зовать штатную орбитальную группировку «ГЛОНАСС-24»;

- при произвольном расположении 30 КА в рамках структуры «**Walker 48/6/1**» снижение точности (геометрического фактора) не превысит 3%. Это дает возможность осуществлять смену «поколений» навигационных КА запуском их в дополнительные плоскости и тем самым заменой статуса дополнительных плоскостей на основные [7]. Так как такой уровень устойчивости характеристик радионавигационного поля для ОГ из 24 КА не имеет места, то необходимым требованием для указанной стратегии формирования орбитальной группировки ГЛОНАСС является гарантированное наличие в составе ОГ не менее 30 КА. Таким образом, обеспечение функционирования перспективной орбитальной группировки в составе 30 космических аппаратов и более, гарантирующих заданные характеристики координатно-временных и навигационных определений, предполагает решение

ряда важных вопросов модернизации орбитальной группировки КА, а также модернизации и внедрения навигационного кадра, модернизации наземного и бортового комплексов управлений.

Список литературы

1. Федеральная целевая программа «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы», утверждена Постановлением Правительства Российской Федерации № 189 от 3 марта 2012.
2. Райкунов Г.Г., Ступак Г.Г. Развивающаяся система ГЛОНАСС и проблемные вопросы гарантированного координатно-временного и навигационного обеспечения. Тезисы докладов Пятой Всероссийской конференции «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение». ИПА РАН. СПб., 15–19 апреля 2013.
3. Данилюк А.Ю., Ступак Г.Г., Тестоедов Н.А. и др. ГЛОНАСС — стратегический ресурс России. Тезисы доклада на 2-й Международной конференции «Навигационные спутниковые системы, их роль и значение в жизни современного человека» (г. Железнодорожск, 10–14 октября 2012 г.), с. 3–5.
4. Ступак Г.Г. Состояние СДКМ и перспективы ее развития. 7-е заседание Международного комитета ООН по ГНСС, г. Пекин, 4–9.11.2012. (<http://www.icg2012.cn/uploadfiles/201211/20121106>)
5. Можяев Г.В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем (теоретико-групповой подход). М.: Машиностроение, 1989. 304 с.
6. Walker J. Satellite constellations. British Interplanetary Society, Journal (Space Technology) (ISSN 0007-084X), 37:559–572, 1984.
7. Ступак Г.Г., Кушин В.В., Бетанов В.В. Орбитальное перестроение системы ГЛОНАСС. Известия РАН, 2013, 76(1), с. 44–51.

УДК 629.78

Контроль целостности спутниковых радионавигационных систем по оценкам отклонений координатных и временных параметров спутников, полученных на основе межспутниковых измерений

Я. В. Свинтицкий¹, О. А. Алексеев²

¹инженер, ОАО «Российские космические системы»

²д. т. н., профессор, начальник отдела, ОАО «Российские космические системы»

e-mail: rks0741@gmail.com

Аннотация. Рассмотрены подходы к контролю целостности по разностям расчетных и измеренных псевдодальностей и по разностям расчетных и определенных параметров орбит спутников. Отмечены особенности подходов при различном орбитальном построении группировки опорных спутников.

Ключевые слова: космическая навигационная система, контроль целостности, межспутниковые измерения

Integrity Monitoring of Space Based Radio Navigation Systems by Estimation of Deviation of Coordinate and Time Satellite Parameters Obtained by Inter-Satellite Measurements

Y. V. Svintitsky¹, O. A. Alekseev²

¹engineer, Joint Stock Company "Russian space systems"

²doctor of engineering science, professor, department head,
Joint Stock Company "Russian space systems"

e-mail: rks0741@gmail.com

Abstract. This paper reviews approach in integrity monitoring by estimation of difference between measured and calculated pseudo ranges and by difference between calculated and measured orbit parameters of satellites. Features of approaches depending of bearing satellites group geometry are noticed.

Key words: space-based navigation system, integrity monitoring, inter-satellite measurements

Введение

Основными средствами контроля целостности СРНС, применяемыми в настоящее время, являются:

- 1) бортовые средства непрерывного автономного самоконтроля работы основных подсистем спутников, влияющих на качество излучаемых радионавигационных сигналов;
- 2) средства контроля целостности, входящие в состав наземных комплексов управления и комплексов функциональных дополнений;
- 3) средства контроля целостности в составе аппаратуры потребителей информации СРНС.

Мерой целостности СРНС является вероятность $P_{ц}$ выявления отказа в системе в течение отрезка времени $T_{ц}$ не более заданного.

Имеющиеся бортовые средства автономного самоконтроля не могут зафиксировать смещение КА относительно заданных положений на орбитах, обнаружить отказы в собственной работе и отдельные искажения передаваемой эфемеридно-временной информации.

Контроль целостности средствами второго вида основан на сравнении измеренных и расчетных значений текущих навигационных параметров (ТНП) КА относительно наземных средств (аппаратура контроля поля, АКП) с известными координатами или на сравнении полученных по измерениям ТНП оценок параметров движения и параметров бортовых шкал времени КА с передаваемой ими эфемеридно-временной информацией. Факт превышения заданного порога при таком сравнении в виде признака «недостоверность» применительно к отказавшему КА передается с контрольной станции в центр управления системой. Далее этот признак передается на закладочную станцию одного из пунктов эксплуатации системы и потом на КА в процессе проведения с ним сеанса связи. По правилам СНС ГЛОНАСС при обнаружении непригодности НКА, информация об этом появляется в альманахе системы не позднее чем через 16 часов. Соответствующий признак передается один раз в составе каждого суперкадра, т.е. дискретность передачи составляет 2,5 мин.

Средства третьего вида представляют набор алгоритмов в аппаратуре потребителя для определения нарушения целостности КА при наличии в зоне видимости приемника потребителя пяти и более КА, что часто невозможно ввиду особенностей местного рельефа или застройки.

У имеющихся подходов и методов есть общий недостаток — они не позволяют обеспечить требуемую оперативность контроля целостности СРНС с учетом требований по III категории ИКАО [1].

Использование межспутниковых измерений позволяет в перспективе обеспечить контроль целостности СРНС с высокой оперативностью [2].

Анализ подхода к контролю целостности по оценкам отклонений координатных и временных параметров спутников, полученных на основе межспутниковых измерений

Выделим два подхода к контролю целостности на основе межспутниковых измерений: по разностям расчетных и измеренных псевдодальностей и по разностям расчетных и определенных параметров орбит КА. При этом особенностью первого способа является определение самого факта нарушения целостности без возможности определить, по каким именно параметрам орбиты целостность нарушена. Во втором же способе имеется возможность определения конкретного параметра, ведущего к нарушению целостности.

Рассмотрим оппозитное расположение опорных КА в каждой орбитальной плоскости. Применим поэтапное вычисление разностей оценок и расчетных значений параметров орбиты определяющегося КА. На первом этапе определим разности параметров Δr_i , Δl_i , Δd_{ij} , где $\Delta r_i = \tilde{r}_i - r_{ip}$, $\Delta l_i = \tilde{l}_i - l_{ip}$, $\Delta d_{ij} = c_0 \cdot (t_i - t_j)$. Здесь \tilde{r}_i , r_{ip} — оценка и расчетное значение текущего радиуса орбиты i -го КА, \tilde{l}_i , l_{ip} — оценка и расчетное значение текущей длины дуги положения КА на орбите, $(t_i - t_j)$ — время, отсчитываемое на определяющемся и опорном КА, c_0 — скорость распространения электромагнитных волн.

На втором этапе определим разность $\Delta v_i = \tilde{v}_i - v_{ip}$, где \tilde{v}_i и v_{ip} — оценка и расчетное значение отклонения плоскости орбиты КА от заданной. Проведем четыре встречных измерения в первой орбитальной плоскости (КА 1–2, 1–3) и два встречных измерения между орбитальными плоскостями (КА 1–4, рис. 1).

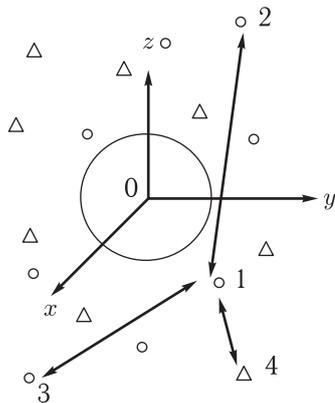


Рис. 1

Получим следующую систему уравнений разностей измеренных и расчетных псевдодальностей:

$$\begin{aligned} \Delta D_{12} &= K_{r12} \cdot \Delta r_1 + K_{l12} \cdot \Delta l_1 - d_1, \\ \Delta D_{21} &= K_{r12} \cdot \Delta r_1 + K_{l12} \cdot \Delta l_1 + d_1, \\ \Delta D_{13} &= K_{r13} \cdot \Delta r_1 + K_{l13} \cdot \Delta l_1 - d_1, \\ \Delta D_{31} &= K_{r13} \cdot \Delta r_1 + K_{l13} \cdot \Delta l_1 + d_1, \\ \Delta D_{14} &= K_{r14} \cdot \Delta r_1 + K_{l14} \cdot \Delta l_1 + K_{v14} \cdot \Delta v_1 - d_1, \\ \Delta D_{41} &= K_{r14} \cdot \Delta r_1 + K_{l14} \cdot \Delta l_1 + K_{v14} \cdot \Delta v_1 + d_1, \end{aligned} \quad (1)$$

где K_{rij} , K_{lij} , K_{vij} — коэффициенты чувствительности разностей дальностей к отклонениям параметров орбиты от расчетных значений [2].

С учетом решения системы первых четырех уравнений, в предположении постоянства дисперсии погрешностей измерений псевдодальностей получим дисперсии погрешностей оценок параметров r , l , d :

$$\sigma_r^2 = \frac{(K_{l21}^2 + K_{l25}^2) \cdot \sigma_D^2}{2 \cdot (K_{r21}K_{l25} - K_{r25}K_{l21})^2}, \quad (2)$$

$$\sigma_l^2 = \frac{(K_{r21}^2 + K_{r25}^2) \cdot \sigma_D^2}{2 \cdot (K_{r21}K_{l25} - K_{r25}K_{l21})^2}, \quad (3)$$

$$\sigma_d^2 = \frac{\sigma_D^2}{4}. \quad (4)$$

В табл. 1 приведены результаты расчетов дисперсий (формулы 2, 3, 4) для 6-ти возможных вариантов расположения опорных КА относительно определяющегося.

Как следует из табл. 1, точность определения параметров r , l , d не зависит от положения опорных КА относительно определяющегося.

Рассмотрим компактное расположение опорных КА на орбитальных плоскостях (рис. 2). Пусть опорными будут 1, 2, 3 КА, определяемыми — 4, 5, 6, 7, 8.

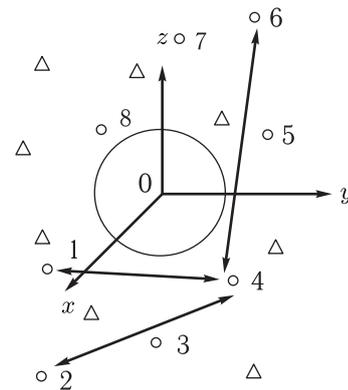


Рис. 2

Так, КА 4 может определять недостоверность по 1 и 2 КА, по 1 и 3, 2 и 3 или по всем трем, 5 — по 2 и 3, 6 — по 1 и 3 и т.д. Результаты расчетов дисперсий погрешностей оценок параметров r , l сведены в табл. 2, а $\sigma_d^2 = 0,167$ для всех вариантов расположения опорных КА.

Как видно из табл. 2, величины дисперсии получаются бóльшими, чем при первом рассмотренном варианте расчетов при использовании оппозитных опорных КА.

С учетом решения системы двух последних уравнений (1) получим следующее выражение для дисперсии погрешности оценки параметра Δv :

$$\sigma_v^2 = \frac{\sigma_D^2 (1 + K_r^2 + K_l^2)}{2K_v^2}, \quad (5)$$

Результаты расчетов в соответствии с выражением (5) для плоскости 1 и 2 представлены в табл. 3, где φ — фаза положения опорного КА во второй орбитальной плоскости. Фаза положения определяющегося КА равна нулю.

Таблица 1

№ комб.	1	2	3	4	5	6
$\Delta\varphi_i, \Delta\varphi_j$	45, -135	90, -90	135, -45	225, 45	270, 90	315, 135
K_{r21}	0,383	0,707	0,924	0,924	0,707	0,383
K_{l21}	0,924	0,707	0,383	-0,383	0,707	-0,924
K_{r25}	0,924	0,707	0,383	0,383	0,707	0,924
K_{l25}	-0,383	-0,707	-0,924	0,924	0,707	0,383
σ_r^2	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
σ_l^2	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5

Таблица 2

Комбинация	4(1,2)	4(1,3)	4(2,3)	5(2,3)	6(1,3)	7(1,2)	8(1,2)	8(1,3)	8(2,3)	4(1,2,3)	8(1,2,3)
σ_r^2	2,21	1	4,62	2,21	0,293	2,21	4,62	1	2,21	0,9459	0,9459
σ_l^2	4,62	1	2,21	4,62	1,71	4,62	2,21	1	4,62	0,9459	0,9459

Таблица 3

φ	15°	105°	150°	195°	285°	330°
σ_v^2	8,05	3,734	1,106	1,789	2,17	2,17
K_v	6,342	-0,486	-0,789	-0,661	0,612	0,612

Таблица 4

$\Delta\varphi, \Delta\varphi$	15°, 150°	105°, 330°	150°, 195°	150°, 285°	150°, 330°	195°, 285°	195°, 330°
σ_r^2	0,246	0,235	0,499	0,3	0,25	0,272	0,229
σ_l^2	0,48	0,482	0,407	0,465	0,5	0,473	0,5
σ_v^2	0,7	0,888	0,8	0,56	0,502	0,705	0,617

Приемлемыми для решения задачи контроля целостности являются значения фазы положения КА 150°, 195°, 285°.

Увеличение числа опорных КА приводит к уменьшению погрешностей оценок параметров орбиты r, l, v определяющегося КА и оценки временной поправки к его бортовой шкале времени d .

Например, при использовании двух оппозитных КА в первой орбитальной плоскости с фазами 90° и 270° (фаза определяющегося КА в первой орбитальной плоскости равна нулю) и двух опорных КА во второй орбитальной плоскости (рис. 3), при одновременном решении системы из восьми уравнений, подобной системе (1), дисперсии погрешностей оценок параметров орбиты имеют значения, представленные в табл. 4.

В табл. 4 приведены комбинации значений начальных фаз третьего и четвертого опорных КА

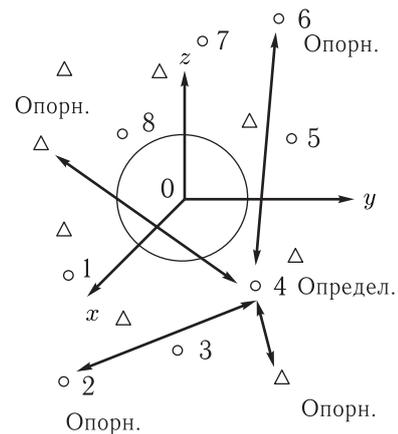


Рис. 3

во второй орбитальной плоскости, обеспечивающие значения дисперсии погрешностей оценок парамет-

ров орбиты определяющегося КА меньше дисперсии погрешности измерения псевдодальности. Во всех комбинациях $\sigma_d^2 = 0,125$.

Заключение

Использование встречных межспутниковых измерений для контроля целостности по опорным КА при их числе, равном или большем трех, обеспечивает приемлемую погрешность оценок параметров орбиты определяющегося КА и высокую точность оценки временной поправки к его бортовой шкале времени.

Список литературы

1. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / Под ред. В. Н. Харисова, А. И. Перова. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
2. Контроль целостности спутниковых радионавигационных систем: состояние и перспективы. Я. В. Свинтицкий, О. А. Алексеев. — Успехи современной радиотехники, № 1.2013. — М.: Радиотехника, 2013. 96 с.

УДК 629.78

Высокоточное определение в реальном времени относительного положения объектов по сигналам ГНСС

А. И. Жодзишский¹, О. В. Нестеров²

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

²начальник отдела, ОАО «Российские космические системы»

e-mail: ntcs mou@rniikp.ru

Аннотация. Рассматривается высокоточное определение пространственного положения вектора, соединяющего две точки (базисной линии), с использованием фазовых измерений сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) ГЛОНАСС и GPS. Приводятся параметры созданной системы мониторинга инженерных сооружений, позволяющей в реальном времени с миллиметровой точностью контролировать динамические характеристики конструкций сооружений. Отмечается, что развитие разработанных алгоритмов перспективно для нахождения положения и ориентации высокодинамичных объектов по сигналам ГНСС.

Ключевые слова: глобальные навигационные спутниковые системы, кинематика реального времени, обработка фазовых измерений, мониторинг смещений инженерных сооружений

Real-Time High Precision Objects Relative Position Estimation Using GNSS Signals

A. I. Zhodzishskiy¹, O. V. Nesterov²

¹doctor of engineering science, head of the center, chief designer,
Joint Stock Company "Russian Space Systems"

²department head, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: ntcs mou@rniikp.ru

Abstract. The object of study is the accurate spatial vector that links two points (baseline) determination using signals phase measurements of global navigation satellite systems (GNSS) GLONASS and GPS. Structural health monitoring system parameters that has been created are given. Last mentioned system enables real-time dynamic building parameters control with millimeter precision. It is noticed that the results can be applied further for highly dynamic objects position and orientation estimation using GNSS signals.

Key words: global navigation satellite systems, real-time kinematics, phase measurements processing, structural health monitoring

Введение

Определение в реальном времени относительного положения движущихся объектов по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) называют кинематикой реального времени (режим RTK — real time kinematic). Для получения высокой точности в этом режиме используются фазовые измерения принимаемых навигационных сигналов. В настоящее время в режиме RTK определение относительного положения двух объектов (базисной линии) с сантиметровой точностью обеспечивается однодиапазонными (L1) приемниками до 20 км, а двухдиапазонными (L1 + L2) приемниками — до 100 км [1–3]. Позиционирование с сантиметровой точностью текущего положения автотранспорта в карьерах, бульдозеров и грейдеров при строительстве дорог, сельскохозяйственных машин на полях позволили создать автоматические системы управления этой техникой.

При проведении высокоточных геодезических исследований и контроле стабильности сооружений, согласно ГОСТ [4], требуется определение относительных координат по сигналам ГНСС с точностью (1–5) мм. Такая точность обеспечивается при длительном времени наблюдения (режим постобработки).

Определение величины базисной линии и ее изменений в реальном времени с миллиметровой точностью открывает новые возможности применения ГНСС.

Возможности прецизионного RTK и достигнутые результаты

Высокоточный мониторинг в реальном времени смещений и колебаний конструкций инженерных сооружений может существенно повысить оперативность и надежность прогнозирования потери их устойчивости. Особенно актуально это для сооружений, находящихся в сейсмоактивных районах и регионах вечной мерзлоты. Следует также отметить, что изменение частоты собственных колебаний объектов является одним из интегральных показателей нарушения их целостности.

Среди инженерных сооружений наибольшие по амплитуде колебания имеют высотные башни и большепролетные вантовые мосты. Так например, Останкинская телевизионная башня в Москве, имеющая высоту 540 м, рассчитана на отклонение вершины башни при максимальных расчетных скоростях ветра до 12 м. Смещения вантового моста Tsign Ma в Гонконге длиной 1177 м находятся в пределах от нескольких сантиметров до нескольких метров при различных условиях внешних воздействий.

Уникальный материал по динамическим характеристикам поведения плотин Саяно-Шушенской и Красноярской ГЭС собраны в монографии [5].

Саяно-Шушенская ГЭС имеет бетонную плотину высотой 242 м и длиной по гребню 1066 м. Плотина возведена в районе 8-бальной сейсмичности. При заполнении водохранилища частота собственных колебаний плотин снижается. Для Саяно-Шушенской ГЭС двойная амплитуда вибраций элементов строительных конструкций при открытии водосброса составляла около 0,8 мм. Расчеты землетрясения в 8 баллов дают амплитуды смещений гребня плотин 8–10 см.

Из анализа материалов [5] можно сделать следующие выводы.

Диапазон частот собственных колебаний плотин ГЭС лежит в пределах от 1 до 4 Гц. Разные части плотин в зависимости от наполнения водохранилища и температуры воздуха смещаются в сторону нижнего бьефа. При этом наблюдаются как сезонные смещения порядка 10 см, так и необратимые сдвиги. Имеет место также осадка плотин величиной несколько сантиметров.

Геодинамические движения в земной коре имеют как естественное происхождение, обусловленное тектоническими процессами, так и искусственное, вызванное деятельностью человека, особенно в местах добычи полезных ископаемых. Под влиянием гравитационного притяжения Луны и Солнца наблюдаются земные приливы с изменением высоты поверхности суши до 20 см. Геодинамические движения приводят к землетрясениям, а также обуславливают многие техногенные катастрофы: разрушения домов, провалы на дорогах, аварии на трубопроводах, железных дорогах и т. п.

Специально проведенный анализ показывает, что для применения в задачах мониторинга целостности конструкций инженерных сооружений и контроля подвижек земной поверхности в разломных зонах требуется обеспечивать:

- определение в реальном времени динамических изменений базисной линии с погрешностью не хуже единиц мм;
- оценку амплитуды спектра колебаний контролируемой точки в диапазоне частот (0,1–10) Гц с погрешностью доли миллиметра;
- определение медленно меняющихся составляющих базисной линии с погрешностью не хуже единиц мм.

В ОАО «Российские космические системы» в кооперации с ОАО «НИИ КП» создана прецизионная система измерения базисной линии (СИБЛ), основанная на технологии ГЛОНАСС/GPS. СИБЛ состоит из двух измерительных модулей (МИ), устанавливаемых на ее концах и принимающих сигналы с навигационных спутников, компьютера, в который в реальном времени поступают «сырые» измерения с МИ, и соединяющих их линий передачи данных. При малой длине базисной линии значительное количество процессов, влияющих на погрешность ее определения, в том числе связанных с ионосферой, оказываются коррелированными и могут быть исключены при обработке в компьютере. Это позволило применить в СИБЛ сравнительно дешевые однодиапазонные приемники.

Для определения в реальном времени вектора базисной линии с миллиметровой точностью к используемым в СИБЛ навигационным приемникам и антеннам были предъявлены следующие требования.

- Приемник должен обеспечивать непрерывную выдачу для всех видимых спутников ГЛОНАСС и GPS в диапазоне L1 «сырых» измерений псевдодальности по коду и по фазе, доплеровского смещения несущей частоты и энергетического потенциала с темпом 20 Гц. При отсутствии реальных измерений должны выдаваться «пустые» измерения.
- Приемник должен выдавать признаки («флаги») захвата (удержания) сигналов в каждом

канале по коду и фазе для всех видимых спутников.

- При энергетическом потенциале в канале не менее 50 дБГц и умеренной многолучевости вероятность перескока фазы (cycle sleep) должна быть не более 10^{-6} .
- Оцифровка результатов измерений должна быть не грубее:
 - одной длины волны — для псевдодальности по коду;
 - 1° по псевдофазе;
 - 0,001 Гц по доплеровскому смещению частоты;
 - 1 дБГц для энергетического потенциала.
- Эфемеридная информация должна выдаваться в темпе ее приема со спутника (~ 1 раз в 30 с для GPS, ~ 1 раз в 40 с для ГЛОНАСС).
- Коррекция времени в приемнике должна проводиться без нарушения монотонности выдачи «сырых» измерений.
- Приемник должен иметь интерфейс RS232TTL с пропускной способностью не менее 460 кбит/с.
- Неравномерность диаграммы направленности антенны при углах места более 10° должна быть не более 3 дБ.
- Пространственная нестабильность фазового центра антенны должна быть не более 1 мм в плане и 2 мм по высоте.

Созданная СИБЛ удовлетворяет приведенным выше требованиям. Модуль измерительный СИБЛ содержит однодиапазонный L1 приемник Novatel и антенну отечественной разработки. Для передачи данных от МИ к компьютеру предусмотрены беспроводные (WiFi, УКВ) либо проводные (витая пара, ВОЛС) линии.

В СИБЛ реализованы оригинальные алгоритмы, позволяющие рассчитывать вектор базисных линий в темпе поступления «сырых» измерений (20 раз в секунду), в том числе без использования априорной информации. Это обеспечивается, в частности, использованием аналитического метода решения системы нелинейных навигационных

Таблица 1

Наименование параметра или характеристики	Значение характеристики
Диапазон измерений базисной линии, м	2000
Диапазон изменений приращений координат точек концов базисной линии: – по широте и долготе – по высоте	от 2,5 мм до 1 м от 2,5 мм до 1 м
Погрешность (СКО) определения базисной линии, мм: – по широте и долготе – по высоте	1,4 3,3
Диапазон частот вычисляемых компонент амплитудного спектра изменений длины базисной линии, Гц	от 0,1 до 10
СКО вычисляемых компонент амплитудного спектра изменений концов базисной линии, мм: – по широте и долготе – по высоте	0,1 0,2
Габаритные размеры МИ (длина × ширина × высота), мм, не более	130 × 112 × 126
Масса МИ, кг, не более	1

уравнений, составленных для всех видимых спутников ГЛОНАСС и GPS [6], а также новым ускоренным способом устранения неоднозначности фазовых измерений.

В [7] приведен и подробно исследован аналитический метод решения избыточной системы навигационных уравнений (число спутников больше четырех) для одной спутниковой группировки (ГЛОНАСС или GPS), а также проведено его сравнение с итерационным методом. Показано, что аналитический метод не требует начального приближения, позволяет находить решение системы навигационных уравнений за фиксированное время, зависящее от количества наблюдаемых спутников, с точностью, определяемой разрядной сеткой вычислителя. Реализованный способ ускоренного устранения неоднозначности фазовых измерений позволяет обеспечивать определение вектора базисной линии по одномоментным, единичным (по одной эпохе) измерениям. СИБЛ прошла сертификационные испытания во ФГУП «ВНИИФТРИ» и внесена в государственный реестр типа средств измерений [8]. В табл. 1 приведены основные параметры СИБЛ, подтвержденные во время испытаний.

Отметим, что СИБЛ определяет взаимные расстояния между точками, в которых установлены МИ. Обе эти точки могут быть подвижными, например, в случае посадки летательного аппарата

на палубу корабля. В задачах мониторинга смещений конструкций инженерных сооружений опорная точка является неподвижной. Перемещения относительно нее контролируемой точки характеризуют динамику сооружения. Если координаты опорной точки известны с высокой точностью, например по длительным наблюдениям в режиме постобработки, и остаются неизменными (или меняются по известному закону), то СИБЛ позволяет определять абсолютные координаты контролируемой точки в реальном времени.

В ОАО «Российские космические системы» создана система высокоточного мониторинга смещений инженерных сооружений (ВМСИС) [9], метрологически значимой частью которой является СИБЛ. Система ВМСИС внедрена на технически сложных объектах испытательной станции ФКП «НИЦ РКП» в г. Пересвете Московской области. Возможности системы ВМСИС демонстрировались в г. Новосибирске на железнодорожном мосту через реку Обь [10]. Целью демонстрации было определение характеристик колебаний моста, возникающих под действием проходящих железнодорожных составов и порывов ветра.

На рис. 1 представлен космический снимок железнодорожного моста, на котором отмечены места нахождения МИ. Модуль измерительный контролируемой точки был установлен на верхнем



Рис. 1. Расположение измерительных модулей на железнодорожном мосту

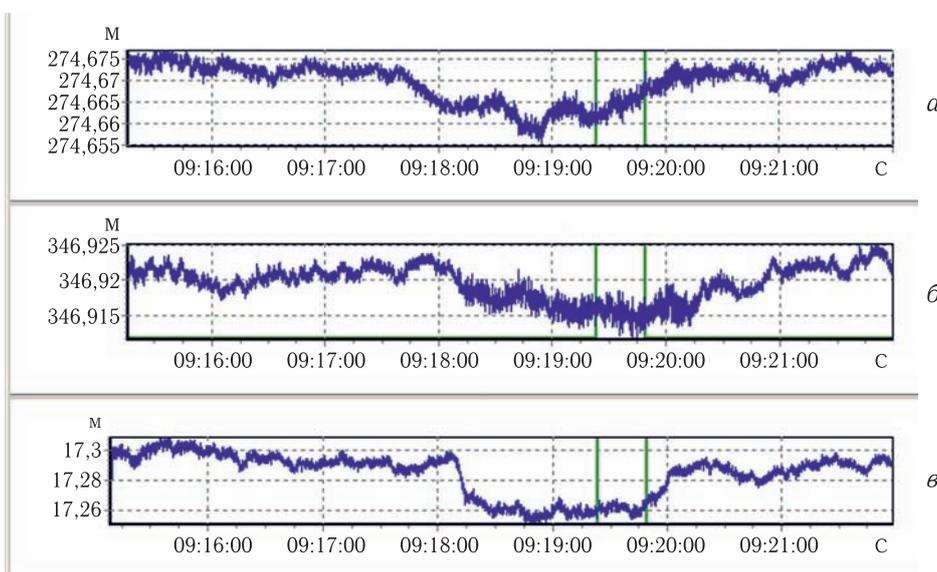


Рис. 2. Смещения контролируемой точки во время прохождения поезда: продольные (а), поперечные (б), вертикальные (в)

поясе третьей фермы пути 1. Ферма металлическая, длиной 88 м. На левом берегу Оби, на крыше одноэтажного здания с хорошим обзором неба был установлен МИ опорной точки. Расстояние между модулями составило около 500 м. Данные от МИ передавались по радиоканалу (Wi-Fi) и через базовую станцию радиосвязи, установленную рядом с опорной точкой, поступали в компьютер.

Типовые графики смещений контролируемой точки моста во время прохождения поезда приведены на рис. 2. Спектры колебаний этой точки приведены на рис. 3.

При прохождении состава по пути 1 были выявлены:

- поперечные колебания фермы на частотах в области 1,4 Гц (с амплитудой до 1,2 мм) и в областях 2,2 и 2,7 Гц (с амплитудой до 0,3 мм);
- вертикальные колебания фермы в областях частот 3; 6,9; 8,3 Гц с амплитудами до 1,4 см;
- амплитуды продольных колебаний фермы не превышали 0,3 мм и малозаметны на фоне шумов на временных графиках.

Амплитуда колебаний зависела, главным образом, от скорости и веса составов (при большей

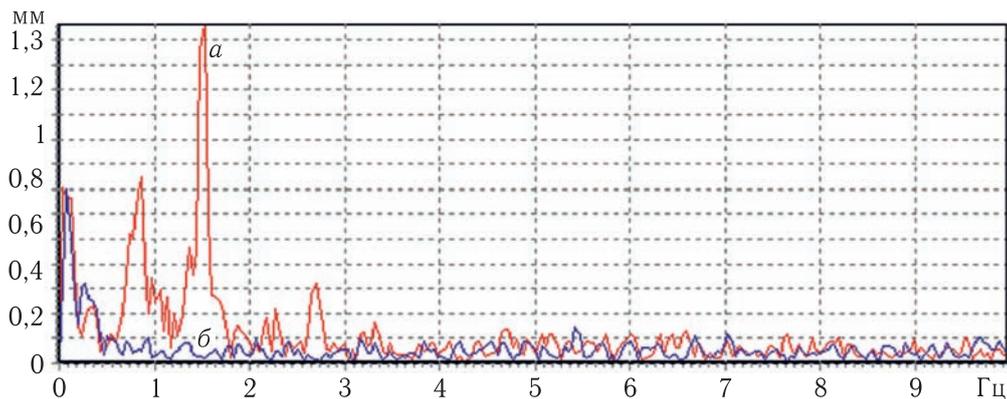


Рис. 3. Типовой спектр уклонений контролируемой точки моста после прохождения поезда

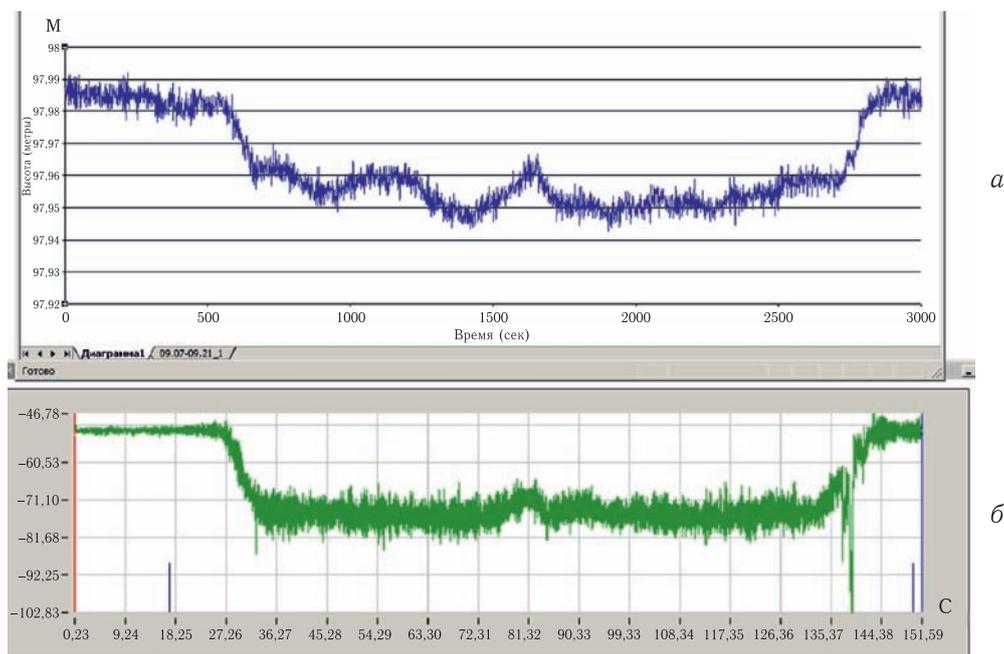


Рис. 4. Прогиб моста под действием проходящего поезда: по измерениям системы ВМСИС (а); по измерениям тензометрического датчика (б)

скорости наблюдались более высокочастотные составляющие вынужденных колебаний).

Колебания на частоте 1,4 Гц являются резонансными колебаниями моста. На частоте 2,8 Гц заметна вторая гармоника резонансных колебаний. Из графика видно, что резонансные частоты колебаний вдоль и поперек моста совпадают, но продольные колебания имеют существенно меньшую амплитуду.

Достоверность показаний системы ВМСИС подтверждается хорошей корреляцией результа-

тов обработки измерений, полученных этой системой, при одновременной работе с акселерометрами и тензометрическими датчиками. На рис. 4, в качестве примера, приведены измерения системы ВМСИС и тензометрического датчика прогиба моста под действием проходящего поезда. Величина прогиба составила 2,5–3 см.

Неполная корреляция показаний датчиков обусловлена разными местами их установки: тензометрические датчики были установлены внизу фермы, а МИ — сверху.

Заключение

Разработана, прошла испытания и внесена в государственный реестр типа средств измерений система измерения базисной линии с использованием навигационного поля ГЛОНАСС/GPS. Система позволяет в реальном времени с миллиметровой точностью определять изменения пространственного положения вектора базисной линии. На ее основе создана и апробирована система высокоточного мониторинга смещений инженерных сооружений. Представляется перспективным развитие и внедрение алгоритмов обработки информации, реализованных в СИБЛ, для нахождения положения и ориентации высокодинамичных объектов.

Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. Под редакцией А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд. 3-е. М.: «Радиотехника», 2005.
2. Аппаратура высокоточного позиционирования по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем: приемники-потребители навигационной информации. Под ред. М. И. Жодзишского. М.: МАИ-ПРИНТ, 2010.
3. Дворкин В. В., Карутин С. Н., Глухов П. Б., Подкорытов А. Н. Перспективный высокоточный комплекс функционального дополнения глобальных навигационных систем на базе системы дифференциальной коррекции и мониторинга. Успехи современной радиоэлектроники, № 1, 2013.
4. ГОСТ Р 53607-2009. Глобальные навигационные спутниковые системы. Методы и технологии выполнения геодезических и землеустроительных работ. Определение относительных координат по измерениям псевдодалности. Основные положения.
5. Брызгалов В. И. Из опыта создания и освоения Красноярской и Саяно-Шушенской гидроэлектростанций. Производственное издание. Республика Хакасия, пос. Черемушки, Саяно-Шушенская ГЭС, 2000 г.
6. Патент на изобретение № 2492499 «Способ определения местоположения объекта при использовании глобальных навигационных спутниковых систем и система для его реализации», патентообладатель: Открытое акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (ОАО «Российские космические системы») (RU), авторы: Урличич Юрий Матэвич (RU), Жодзишский Александр Исаакович (RU), Большаков Вадим Олегович (RU), Нестеров Олег Валерьянович (RU), Кишко Дмитрий Владимирович (RU), приоритет изобретения 01 марта 2012 г., срок действия — до 01 марта 2032 г.
7. Урличич Ю. М., Жодзишский А. И., Большаков В. О., Нестеров О. В. Сравнение аналитического и итерационного методов решения навигационных уравнений для глобальных навигационных спутниковых систем. «Интеграл» № 1 (63), январь-февраль 2012 г.
8. Свидетельство об утверждении типа средств измерений RU.C27.002.A № 49297. Система измерения базисной линии с использованием навигационного поля ГЛОНАСС/GPS ИВЯФ.466.453.039 (Регистрационный № 52220-12). Федеральное агентство по техническому регулированию и метрологии. 2012 г.
9. Патент на изобретение № 2496124 «Система высокоточного мониторинга смещений инженерных сооружений», патентообладатель: Открытое акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (ОАО «Российские космические системы») (RU), авторы: Жодзишский Александр Исаакович (RU), Большаков Вадим Олегович (RU), Нестеров Олег Валерьянович (RU), приоритет изобретения 15 августа 2012 г., срок действия — до 15 августа 2032 г.
10. Большаков В. О., Жодзишский А. И., Нестеров О. В., Шитиков П. К. Экспериментальные исследования системы высокоточного мониторинга смещений инженерных сооружений, использующей технологию ГЛОНАСС/GPS. Известия вузов, Геодезия и аэрофотосъемка. № 6, 2011.

УДК 621.396

О предельном разрешении аэрокосмических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ)

К. Н. Свиридов

д. т. н., профессор, начальник центра, ОАО «Российские космические системы»

e-mail: sviridovkn@yandex.ru

Аннотация. Рассмотрены особенности формирования изображений ДЗЗ через турбулентную атмосферу. Дана оценка качества (разрешения) изображений ДЗЗ при длинно-экспозиционной регистрации. Показано наличие предельного разрешения и предложены возможные пути его достижения.

Ключевые слова: турбулентная атмосфера, длинно-экспозиционные (средние) изображения ДЗЗ, предельное разрешение, апертурный синтез

Limiting Resolution of Aerospace Systems in Earth Remote Sensing (ERS)

K. N. Sviridov

*doctor of engineering science, professor, head of the center,
Joint Stock Company "Russian Space Systems"*

e-mail: sviridovkn@yandex.ru

Abstract. The peculiarities of Earth remote sensing images formation through turbulent atmosphere are considered. Assessment of the quality (resolution) Earth remote sensing images in long-exposure registration is given. The paper demonstrates the limiting resolution and possible ways of achieving it.

Key words: turbulent atmosphere, long-exposition (average) Earth remote sensing images, limiting resolution, aperture synthesis

Введение

В основе материалов данной публикации лежат две статьи Д. Л. Фрида: D. L. Fried «Optical Resolution Through a Randomly Inhomogeneous Medium for Very Long and Very Short Exposures» (Journal of The Optical Society of America, vol. 56, p. 1372–1379, 1966) [1]; D. L. Fried «Limiting Resolution Looking Down Through the Atmosphere» (Journal of The Optical Society of America, vol. 56, p. 1380–1384, 1966) [2].

Наличие турбулентной атмосферы Земли между зондируемым участком земной поверхности и телескопом аэрокосмического аппарата ДЗЗ приводит к возникновению двух проблем: проблемы «видения» через турбулентную атмосферу и проблемы «изопланатичности» наблюдаемого участка земной поверхности [3].

Суть этих проблем состоит в том, что проблема «видения» накладывает ограничения на минимальный размер деталей, разрешаемых системой атмосфера–телескоп на зондируемом участке земной поверхности, а проблема «изопланатичности» ограничивает максимальный размер зондируемого участка земной поверхности, который является пространственно-инвариантным к атмосферным искажениям. Эти величины существенно зависят от условий наблюдения и, в частности, от условий регистрации изображений зондируемого участка земной поверхности.

В зависимости от соотношения времени регистрации сформированного изображения $\tau_{\text{Э}}$ и интервала временной корреляции атмосферных флуктуаций $\tau_{\text{А}}$ (так называемого времени «замороженности» турбулентностей атмосферы) различают длинно-экспозиционные (средние) изображения, когда $\tau_{\text{Э}} > \tau_{\text{А}}$, и коротко-экспозиционные (мгновенные) изображения, когда $\tau_{\text{Э}} < \tau_{\text{А}}$. Эти изображения отличаются характером атмосферных искажений. Так, длинно-экспозиционное изображение, усредненное по атмосферным флуктуациям за время регистрации $\tau_{\text{Э}}$, обладает худшим разрешением, чем коротко-экспозиционное изображение, но является пространственно-инвариантным к атмосферным искажениям во всем поле зрения системы атмосфера–телескоп, в отличие от коротко-экспозиционного изображения, состоящего в этом

поле из ряда мгновенных областей изопланатичности, пространственно-неинвариантных к атмосферным искажениям. Желание работать в наиболее широком поле зрения определило предпочтение к длинно-экспозиционной регистрации изображений ДЗЗ как в отечественных космических аппаратах ДЗЗ: «Ресурс-ДК-1» [4] и «Ресурс-П» [5], так и в американских космических аппаратах ДЗЗ: «QuickBird», «WorldView» и «GeoEye» [6]. Используемая при детектировании технология ВЗН (временной задержки и накопления) приводит к регистрации длинно-экспозиционного изображения ДЗЗ, усредненного по атмосферным искажениям.

Основной характеристикой, с помощью которой описываются эти искажения, является атмосферно-линзовая оптическая передаточная функция (ОПФ). Формально ОПФ вводится как двумерное преобразование Фурье от распределения интенсивности $I(\vec{\rho})$ изображения точечного источника — функции рассеяния точки (ФРТ), определяемого [3] как

$$I(\vec{\rho}) = A \iint W(\vec{r}_1) \times \\ \times W(\vec{r}_2) E(\vec{r}_1) E^*(\vec{r}_2) e^{-i\frac{k}{F}\vec{\rho}(\vec{r}_1 - \vec{r}_2)} d\vec{r}_1 d\vec{r}_2; \quad (1)$$

здесь $\vec{\rho}$ и \vec{r} — векторы координат в плоскостях изображения и апертуры телескопа соответственно, $W(\vec{r})$ — безабберационная апертурная функция, равная единице в пределах раскрыва и нулю вне его, F — фокусное расстояние телескопа, $k = 2\pi/\bar{\lambda}$, $\bar{\lambda}$ — средняя длина волны излучения Солнца, A — нормирующий множитель, зависящий от энергетических характеристик излучения, $E(\vec{r})$ — функция, описывающая вид поля на приемной апертуре телескопа.

В общем случае функция $E(\vec{r})$ имеет вид $E(\vec{r}) = \exp[\chi(\vec{r}) + i\theta(\vec{r})]$, где $\theta(\vec{r})$ и $\chi(\vec{r})$, соответственно, флуктуации фазы и изменение логарифма амплитуды, обусловленные наличием турбулентной атмосферы. Эти величины являются случайными и их статистические характеристики определяются статистическими свойствами турбулентной атмосферы.

Если ввести пространственно-частотный вектор $\vec{f} = (\vec{r}_1 - \vec{r}_2)/\bar{\lambda}F$, то атмосферно-линзовую ОПФ $\tau(\vec{f})$ (как функцию вектора \vec{f}) можно

представить в виде

$$\tau(\vec{f}) = B \int I(\vec{p}) \cdot e^{i2\pi\vec{f}\vec{p}} d\vec{p}, \quad (2)$$

где B — нормирующий множитель, определяемый условием $\tau(0) = 1$.

Подставляя (1) в (2), получаем

$$\begin{aligned} \tau(\vec{f}) = AB \int W(\vec{r})W(\vec{r} - \bar{\lambda}F\vec{f}) \times \\ \times \exp\{[\chi(\vec{r}) + \chi(\vec{r} - \bar{\lambda}F\vec{f})] + \\ + i[\theta(\vec{r}) - \theta(\vec{r} - \bar{\lambda}F\vec{f})]\} d\vec{r}. \end{aligned} \quad (3)$$

В силу случайного характера функций $\theta(\vec{r})$ и $\chi(\vec{r})$ функция $\tau(\vec{f})$ также является случайной. Ее статистические характеристики зависят как от природы атмосферных искажений, так и от времени, в течение которого осуществляется регистрация изображения ДЗЗ. В случае длинно-экспозиционной регистрации ОПФ определяется как среднее значение $\tau(\vec{f})$ по ансамблю возможных реализаций $\theta(\vec{r})$ и $\chi(\vec{r})$. Обычно предполагают, что $\theta(\vec{r})$ и $\chi(\vec{r})$ являются реализациями нормального однородного случайного процесса, так что выполняется соотношение

$$\begin{aligned} \langle \exp\{[\chi(\vec{r}) + \chi(\vec{r} - \bar{\lambda}F\vec{f})] + i[\theta(\vec{r}) - \theta(\vec{r} - \bar{\lambda}F\vec{f})]\} \rangle = \\ = \exp \left\{ -\frac{1}{2} [\tilde{D}_\chi(\bar{\lambda}Ff) + \tilde{D}_\theta(\bar{\lambda}Ff)] \right\} = \\ = \exp \left[-\frac{1}{2} \tilde{D}(\bar{\lambda}Ff) \right], \end{aligned} \quad (4)$$

где $f = |\vec{f}|$, а $\tilde{D}_\theta(\bar{\lambda}Ff) = \langle [\theta(\vec{r}) - \theta(\vec{r} - \bar{\lambda}F\vec{f})]^2 \rangle$ и $\tilde{D}_\chi(\bar{\lambda}Ff) = \langle [\chi(\vec{r}) - \chi(\vec{r} - \bar{\lambda}F\vec{f})]^2 \rangle$ — структурные функции флуктуаций фазы и логарифма амплитуды соответственно, а $\tilde{D}(\bar{\lambda}Ff) = \tilde{D}_\theta(\bar{\lambda}Ff) + \tilde{D}_\chi(\bar{\lambda}Ff)$ — волновая структурная функция.

Легко убедиться, что с учетом этих соотношений выражение для длинно-экспозиционной ОПФ имеет вид

$$\begin{aligned} \langle \tau(f) \rangle_{д-э} = \langle \tau(f) \rangle = AB \int W(\vec{r})W(\vec{r} - \bar{\lambda}F\vec{f}) \times \\ \times \langle \exp\{[x(\vec{r}) + x(\vec{r} - \bar{\lambda}F\vec{f})] + \\ + i[\theta(\vec{r}) - \theta(\vec{r} - \bar{\lambda}F\vec{f})]\} \rangle d\vec{r} = \\ = \tau_0(f) \exp \left\{ -\frac{1}{2} \tilde{D}(\bar{\lambda}Ff) \right\}. \end{aligned} \quad (5)$$

Здесь $\tau_0(f) = AB \int W(\vec{r})W(\vec{r} - \bar{\lambda}F\vec{f}) d\vec{r}$ — оптическая передаточная функция телескопа, определяемая для круглой апертуры диаметра D соотношением

$$\tau_0(f) = \begin{cases} \frac{2}{\pi} \left[\arccos \frac{(\bar{\lambda}Ff)}{D} - \right. \\ \left. - \frac{(\bar{\lambda}Ff)}{D} \sqrt{1 - \left(\frac{\bar{\lambda}Ff}{D} \right)^2} \right] & \text{для } \bar{\lambda}Ff \leq D, \\ 0 & \text{для } \bar{\lambda}Ff > D. \end{cases} \quad (6)$$

Таким образом, получили выражение (5), по которому средняя ОПФ системы атмосфера-телескоп является произведением двух сомножителей, из которых один является характеристикой только оптической системы телескопа, а второй — только атмосферного тракта, в чем легко убедиться, если ввести новую пространственную частоту $f' = fF$.

Разрешение длинно-экспозиционного изображения ДЗЗ

Существуют различные критерии оценки качества изображений. Проведенные исследования [3] свидетельствуют о том, что наиболее универсальным критерием, характеризующим как качество изображения объекта, так и эффективность системы его восприятия, является разрешающая способность системы атмосфера-телескоп при длинно-экспозиционной регистрации изображений ДЗЗ.

Средняя разрешающая способность, реализуемая системой атмосфера-телескоп, может быть охарактеризована величиной [1]

$$R = \int \langle \tau(\vec{f}) \rangle d\vec{f}, \quad (7)$$

где $\langle \tau(\vec{f}) \rangle$ оптическая передаточная функция системы атмосфера-телескоп при длинно-экспозиционной регистрации, определяемая (5).

Чтобы установить конкретный вид ОПФ, необходимо конкретизировать зависимость волновой структурной функции $\tilde{D}(r)$. Часто используют аппроксимацию вида [1]

$$\tilde{D}(r) = 6,88(r/r_0)^{5/3}, \quad (8)$$

где r_0 — пространственный радиус корреляции атмосферных флуктуаций светового излучения (так называемый параметр Фрида), зависящий от протяженности трассы распространения в турбулентной атмосфере L , длины волны $\bar{\lambda}$, степени турбулентности вдоль трассы распространения $C_n^2(h)$, природы неискаженного волнового фронта и определяемый для сферической волны как

$$r_0(\bar{\lambda}, L) = \left[0,423 \left(\frac{2\pi}{\bar{\lambda}} \right)^2 \int_0^L C_n^2(h) \left(\frac{h}{L} \right)^{5/3} dh \right]^{-3/5}. \quad (9)$$

Подставляя (8) в (5), получаем

$$\langle \tau(f) \rangle_{D-\text{Э}} = \tau_0(f) \exp\{-3,44(\bar{\lambda} F f / r_0)^{5/3}\}, \quad (10)$$

а подставляя (10) в (7), получаем разрешение длинно-экспозиционного изображения ДЗЗ в виде

$$R_{D-\text{Э}} = 4 \frac{D^2}{\bar{\lambda} F} \int_0^1 (\arccos u - u \sqrt{1-u^2}) \times \exp \left[-3,44 \left(\frac{D}{r_0} \right)^{5/3} \cdot u^{5/3} \right] u du, \quad (11)$$

где $u = r/D$.

Предельное разрешение длинно-экспозиционного изображения ДЗЗ

Устремив диаметр апертуры формирующей оптики телескопа D к бесконечности и тем самым исключив дифракционные искажения, вносимые оптической системой, получаем максимальное (предельное) значение разрешающей способности, которое может быть достигнуто при данных параметрах турбулентной атмосферы. В рассматриваемом

случае длинной экспозиции имеем [2]

$$R_{\max} = \lim_{D \rightarrow \infty} R_{D-\text{Э}} = \left(\frac{\pi}{4} \right) (r_0 / \bar{\lambda} F)^2 \left[\frac{\text{цикл}^2}{\text{м}^2} \right]. \quad (12)$$

Наличие предельного разрешения R_{\max} подразумевает, что атмосферная турбулентность устанавливает абсолютный верхний предел на разрешение, которое может быть получено с длинной экспозицией через атмосферу.

Зависимость нормированного разрешения $R_{D-\text{Э}}/R_{\max}$ от нормированного диаметра приемной апертуры D/r_0 представлена на рис. 1.

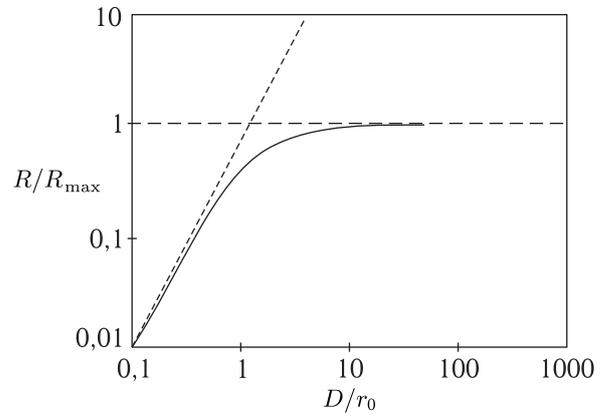


Рис. 1. Зависимость нормированного длинно-экспозиционного разрешения R/R_{\max} от нормированного диаметра приемной апертуры D/r_0

Отсюда видно, что разрешение стремится к предельной величине R_{\max} , когда диаметр D увеличивается. При этом разрешение составляет $\sim 45\%$ от предельной величины при $D = r_0$ и более 70% от предельной величины при $D = 2r_0$. Для практических целей, когда диаметр равен $D = 2r_0$, разрешение длинно-экспозиционного изображения $R_{D-\text{Э}}$ (11) может быть аппроксимировано предельным разрешением R_{\max} (12).

Полученная величина R_{\max} , определяемая (12), представляет собой предельное разрешение в фокальной плоскости F телескопа ДЗЗ. Чтобы преобразовать этот результат к разрешению на Земле для телескопа ДЗЗ, находящегося на высоте H , умножаем (11) на $(F/H)^2$ и получаем

$$R_{\max} = \left(\frac{\pi}{4} \right) (r_0 / \bar{\lambda} H)^2 \left[\frac{\text{цикл}^2}{\text{м}^2} \right]. \quad (13)$$

Эта величина характеризует предельное разрешение на Земле, достигаемое телескопом ДЗЗ через турбулентную атмосферу с высоты H .

Преобразуем полученное выражение к линейному разрешению δl [м], определяемому [1] как

$$\delta l = \frac{1}{2}(R_{\max})^{1/2}, \quad (14)$$

и получаем

$$\delta l = \pi^{-1/2} H \bar{\lambda} / r_0(\bar{\lambda}, H). \quad (15)$$

Полученная величина эквивалентна линейному разрешению на зондируемом участке земной поверхности, достижимому дифракционно-ограниченной линзой (телескопом) диаметра $r_0(\bar{\lambda}, H)$ на высоте H .

В соответствии с проведенными исследованиями [2] для вертикального распространения сферической волны величина $r_0(\bar{\lambda}, H)$ может быть представлена в виде

$$r_0(\bar{\lambda}, H) = 1,99 \cdot 10^3 \cdot K^{-6/5} \cdot H \{I(H/L)\}^{-3/5}, \quad (16)$$

где

$$I(H/L) = \Gamma(7/3; H/L) / \Gamma(7/3), \quad (17)$$

а $\Gamma(a, b) = \int_0^b dx \cdot x^{a-1} e^{-x}$ — неполная гамма-функция.

Подставляя (16) в (15), получаем

$$\delta l = 2,56 \cdot 10^{-3} \bar{\lambda}^{-1/5} \{I(H/L)\}^{3/5}. \quad (18)$$

Для солнечного освещения зондируемого участка земной поверхности на средней длине волны $\bar{\lambda} = 5000 \text{ \AA}$ (0,5 мкм) имеем [1]

$$\delta l(H) = 4,6 \cdot 10^{-2} \{I(H/L)\}^{3/5} \text{ [м]}, \quad (19)$$

$$r_0(H) = 5,95 \cdot 10^{-6} H \{I(H/L)\}^{-3/5} \text{ [м]}. \quad (20)$$

Эти величины (19) и (20) (как функция высоты H) представлены на рис. 2 и рис. 3.

Достижение предельного разрешения длинно-экспозиционного изображения ДЗЗ

На основании зависимостей, представленных на рис. 1, рис. 2 и рис. 3, можно сделать следующие выводы:

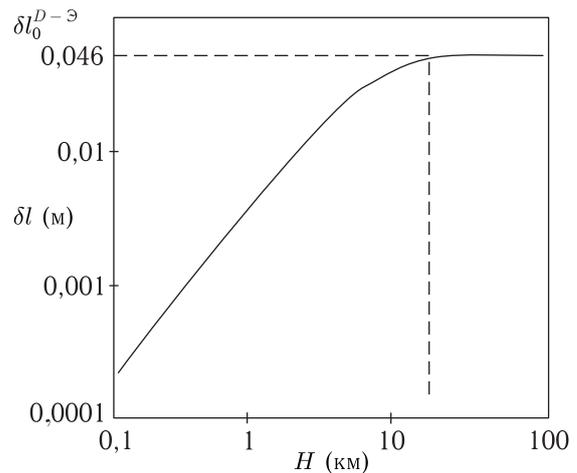


Рис. 2. Зависимость предельного разрешения длинно-экспозиционной регистрации $\delta l_0^{D-\text{Э}}$ от высоты H телескопа ДЗЗ

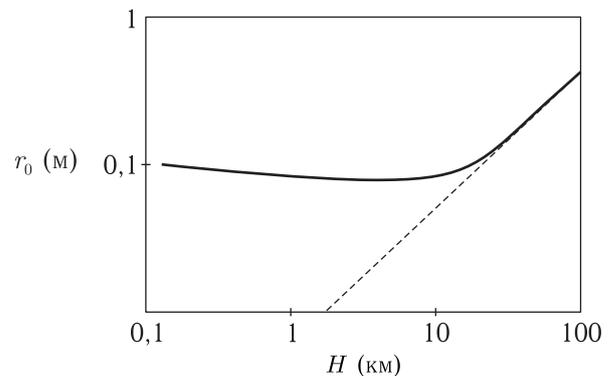
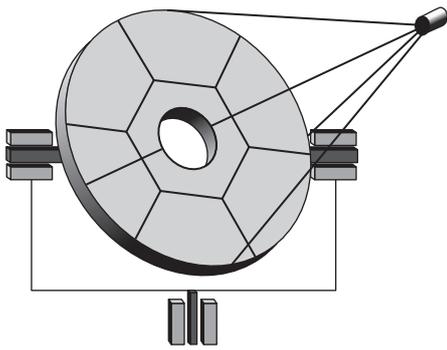


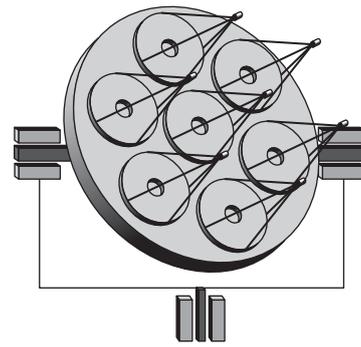
Рис. 3. Зависимость пространственного радиуса корреляции атмосферных искажений $r_0(\bar{\lambda}, H)$ от высоты H

1. В соответствии с зависимостью $R_{D-\text{Э}}/R_{\max}$ от D/r_0 (рис. 1) для достижения предельного разрешения, представленного на рис. 2, диаметр D телескопа ДЗЗ должен быть в 2 или более раз больше, чем $r_0(H)$. При этом величина предельного разрешения оказывается равной $\delta l_0^{D-\text{Э}} = 4,6$ см и не зависящей от H (начиная с высоты верхней границы турбулентного слоя, равной $L = 10$ км).

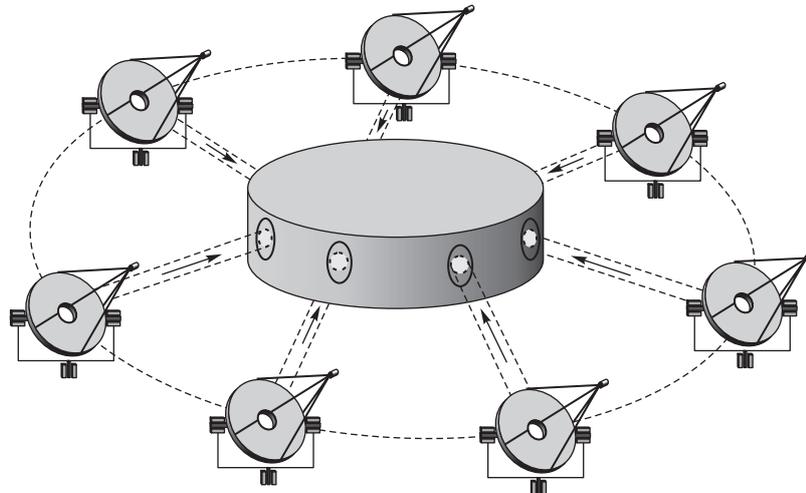
2. Средняя величина пространственного радиуса корреляции $r_0(\bar{\lambda}, H)$, представленная на рис. 3, на длине волны $\bar{\lambda} = 5000 \text{ \AA}$ в пределах турбулентного слоя и на его границе $L = 10$ км оказывается приблизительно равной $r_0(\bar{\lambda}, L) \approx 10$ см (0,1 м). С увеличением высоты H над турбулентным слоем L для сферической волны ближней зоны



а. Составной (или сегментный телескоп)



б. Многозеркальный телескоп (несколько независимых телескопов на общей монтировке)



в. Матрица независимых телескопов на отдельных монтировках

Рис. 4

наблюдения (зоны Френеля) величина $r_0(\bar{\lambda}, H)$ увеличивается практически линейно, как

$$r_0(\bar{\lambda}, H) \approx \frac{H}{L} r_0(\bar{\lambda}, L). \quad (21)$$

3. На основании зависимости $r_0(\bar{\lambda}, H)$ от H , представленной на рис. 3, и ее аппроксимации (21) очевидно, что на высоте H космического аппарата ДЗЗ величина $r_0(\bar{\lambda}, P)$ оказывается достаточно большой. Так например, при $H = 100$ км величина $r_0(\bar{\lambda}, H) = 1$ м, а требуемая минимальная величина диаметра апертуры телескопа ДЗЗ оказывается равной $D_{\text{тр. min}} = 2$ м; при $H = 350$ м величина $r_0(\bar{\lambda}, L) = 3,5$ м, а требуемая минимальная величина диаметра апертуры телескопа ДЗЗ оказывается равной $D_{\text{тр. min}} = 7$ м; при $H = 500$ км, наиболее характерной для космических аппаратов ДЗЗ,

величина $r_0(\bar{\lambda}, H)$ оказывается равной $r_0(\bar{\lambda}, H) = 5$ м, а требуемая минимальная величина диаметра апертуры телескопа ДЗЗ, обеспечивающая достижение предельного разрешения при длинно-экспозиционной регистрации, оказывается равной $D_{\text{тр. min}} = 10$ м.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что оптика телескопа ДЗЗ должна быть зеркальной и состоять из юстируемых элементов апертурного синтеза. Это позволит создать большой телескоп ДЗЗ легким и обеспечит возможность как его доставки в Космос, так и его эксплуатации там.

4. В настоящее время в астрономии и оптической локации существуют три основные концепции построения систем апертурного синтеза [3], рис. 4:

- составной (или сегментный телескоп) рис. 4, а;
- многозеркальный телескоп (несколько независимых телескопов на общей монтировке), рис. 4, б;
- матрица независимых телескопов на отдельных монтировках, рис. 4, в.

На основании сравнительного анализа этих концепций [3] очевидно, что для решения задач дистанционного зондирования Земли из Космоса оптимальной является концепция многозеркального телескопа.

Апертурный синтез принципов построения и стратегий применения многозеркального телескопа ДЗЗ является перспективой достижения предельного разрешения длинно-экспозиционного изображения зондируемого участка земной поверхности из Космоса.

5. Сегодня для достижения предельного разрешения δl_0 и доказательства его существования необходимо осуществлять дистанционное зондирование Земли с авиационных средств, находящихся на высотах 10–20 км. При этом $r_0(\bar{\lambda}, H)$ имеет величину 10–20 см, а требуемая минимальная величина диаметра апертуры телескопа ДЗЗ оказывается равной 20–40 см соответственно.

Апертуры такого диаметра могут быть реализованы в рефлекторах сплошной апертуры и могут подтвердить или опровергнуть возможность достижения предельного разрешения длинно-экспозиционного изображения ДЗЗ, равно $\delta l_0^{D-\vartheta} = 4,6$ см. Это свидетельствует о необходимости и целесообразности решения задач дистанционного зондирования Земли, по крайней мере, над собственной территорией, а при разведке и над чужой, с авиационных высот $H = 10\text{--}20$ км телескопом рефлектором сплошной апертуры диаметра $D = 20\text{--}40$ см.

Заключение

Мы рассмотрели здесь аппаратный путь достижения высокого разрешения длинно-экспозици-

онных изображений ДЗЗ, основанный на увеличении диаметра апертуры телескопа ДЗЗ на базе апертурного синтеза.

Возможен и другой, алгоритмический путь достижения высокого разрешения изображений ДЗЗ. Он основан на получении серий спектрально-фильтруемых, коротко-экспозиционных изображений ДЗЗ и их последующей цифровой статистической обработке. Этот подход к достижению высокого разрешения изображений ДЗЗ предложен в заявке на изобретение, оформленной от ОАО «Российские космические системы» [7].

Для достижения максимального разрешения изображений ДЗЗ необходимо комбинировать аппаратный и алгоритмический подходы.

Список литературы

1. *Fried D.L.* Optical Resolution Through a Randomly Inhomogeneous Medium for Very Long and Very Short Exposures. *Journal of The Optical Society of America*, 1966, Vol. 56, p. 1372–1379.
2. *Fried D.L.* Limiting Resolution Looking Down Through the Atmosphere, *Journal of The Optical Society of America*, 1966, Vol. 56, p. 1380–1384.
3. *Свиридов К.Н.* Атмосферная оптика высокого углового разрешения. Т. I, т. II, т. III. М.: Знание, 2007.
4. *Петри Г.* Российский спутник «Ресурс-ДК1»: альтернативный источник данных сверхвысокого разрешения. *Геоматика*, № 4, с. 38–42, 2010.
5. *Кирилин А.Н.* и др. «Космический аппарат «Ресурс-П». *Геоматика*, № 4, с. 23–26, 2010.
6. *Лавров В.В.* Космические съемочные системы сверхвысокого разрешения, *Геоинформационный портал ГИС-Ассоциации*, № 2, 2010.
7. *Свиридов К.Н.* Способ дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), заявка ОАО «Российские космические системы» на изобретение № 2013125540 от 03.06.2013.

УДК 629.78

Способ обеспечения эфемеридной информацией космических аппаратов глобальной навигационной спутниковой системы

С. В. Стрельников

д. т. н., заместитель генерального директора «НПО «Орион»

e-mail: orionsvs@mail.ru

Аннотация. Рассмотрен способ эфемеридного обеспечения процесса управления космическими аппаратами глобальной навигационной спутниковой системы. Способ гарантирует поддержание высокой точности эфемерид КА ГНСС за счет непрерывного уточнения параметров их орбит по измерениям параметров сигналов навигационных сообщений.

Ключевые слова: глобальная навигационная спутниковая система, эфемериды, низкоорбитальный космический аппарат, межспутниковые измерения

The Ephemeris Support Method for Global Navigation Satellite System Spacecraft

S. V. Strelnikov

*deputy director general of research and new technologies
of Joint Stock Company "Scientific-Production Association Orion"*

e-mail: orionsvs@mail.ru

Abstract. The paper reviews the way of ephemeris support for spacecraft control of global navigation satellite system. The method aims to achieve the following technical results: continuous maintenance of high precision GNSS satellite ephemerides by continuously refinement of their orbits on measurements of navigation signal parameters, lowering energy costs of GNSS satellites in the refinement of the parameters of their orbits.

Key words: space-based navigation system, ephemeris, low orbit spacecraft, inter-satellite measurements

Введение

Исходной информацией для расчета эфемерид КА ГНСС служат значения текущих навигационных параметров движения КА, измеренные наземными контрольными станциями и переданные в координационно-вычислительный центр управления, в котором осуществляют определение орбит и расчет эфемеридной информации. Технология эфемеридного обеспечения ГЛОНАСС предусматривает обновление эфемерид один или два раза в сутки, а продолжительность прогнозируемого интервала полета составляет около двух витков [1, с. 303]. Недостатками способа эфемеридного обеспечения, при котором параметры орбит КА измеряют с помощью сети наземных станций, являются:

- значительные эксплуатационные затраты ресурсов, вызванные необходимостью проведения большого количества ежесуточных измерений навигационных параметров, выполняемых для расчета эфемеридной информации всех КА орбитальной группировки с требуемой точностью;
- появление погрешности эфемерид КА ГНСС, возникающей из-за отличия прогнозируемого физического состояния космической среды от действительного на интервале прогнозирования движения КА и расчета эфемерид, в связи с тем, что продолжительность интервала прогноза эфемерид составляет около одних суток.

Перспективным является способ эфемеридного обеспечения, при котором для измерения параметров взаимного движения КА ГНСС применяется бортовая аппаратура межспутниковых измерений (БАМИ) [1, с. 448–458]. Способ позволяет снизить погрешность эфемерид за счет частого измерения параметров относительного движения КА с помощью БАМИ. Межспутниковые измерения обеспечивают определение параметров взаимного положения КА орбитальной группировки ГНСС. Для обеспечения непрерывного поддержания высокой точности эфемерид КА ГНСС в системах координат, связанных с Землей и используемых потребителем навигационной информации, необходимо проводить измерения текущих навигационных параметров их

орбит наземными средствами. Недостатками способа являются:

- затраты энергоресурсов КА при проведении межспутниковых измерений;
- затраты ресурсов наземного комплекса управления (НКУ) при измерении навигационных параметров движения КА.

Способ эфемеридного обеспечения

В статье рассмотрен способ эфемеридного обеспечения ГНСС [2], направленный на непрерывное поддержание высокой точности эфемерид КА и снижение затрат ресурсов НКУ и КА ГНСС при определении параметров их орбит. Для эфемеридного обеспечения процесса управления КА ГНСС предложено:

- 1) на низкоорбитальном КА (НиКА) разместить аппаратуру синхронизации бортовой шкалы времени с системной шкалой времени ГНСС, навигационную аппаратуру потребителя, аппаратуру измерения доплеровского смещения частоты навигационного сигнала, излучаемого навигационным КА;
- 2) в орбитальном полете НиКА выполнять следующую совокупность последовательных действий для расчета эфемерид КА ГНСС:
 - проведение синхронизации бортовой шкалы времени НиКА с системной шкалой времени ГНСС путем применения штатных наземных средств, используемых для синхронизации бортовых шкал времени КА ГНСС с системной шкалой времени;
 - определение параметров орбиты НиКА по текущим навигационным параметрам, измеренным наземными контрольными станциями или автономными бортовыми средствами НиКА по сигналам наземных радиомаяков;
 - прием сигнала навигационного сообщения КА ГНСС и измерение доплеровского смещения частоты принятого навигационного сигнала бортовой аппаратурой НиКА;
 - определение параметров орбиты КА ГНСС на борту НиКА по измерениям доплеровского смещения частоты сигнала навигационного сообщения и параметрам орбиты НиКА;

- расчет эфемерид навигационных КА по параметрам орбиты, рассчитанным на НиКА;
- передача рассчитанных параметров орбиты КА ГНСС или эфемерид от НиКА в бортовую аппаратуру КА ГНСС.

КА ГНСС излучают навигационные сообщения постоянно. Описанный способ обеспечивает уточнение на борту НиКА параметров орбиты навигационного КА после приема переданного им навигационного сообщения. Можно утверждать, что заявленный способ позволяет уточнять параметры орбит КА ГНСС, находящихся в зоне радиовидимости НиКА, непрерывно. За счет непрерывности уточнения параметров орбит КА ГНСС способ позволяет поддерживать высокую точность эфемерид постоянно. Затраты энергоресурсов НиКА для осуществления приема и обработки навигационных сообщений КА ГНСС, необходимых для реализации способа, невелики.

В описанном способе доплеровское смещение частоты сигнала навигационного сообщения, измеренное аппаратурой НиКА, характеризует скорость относительного движения и является, по существу, навигационным параметром, используемым для расчета эфемерид КА ГНСС. Очевидно, для измерения параметров относительного движения возможно применение БАМИ при условии установки ее на НиКА и необходимой ориентации диаграмм направленности антенн БАМИ.

В связи с существенным отличием периодов обращения вокруг Земли НиКА и КА ГНСС в течение одного периода обращения НиКА обеспечивается возможность нахождения каждого навигационного КА в зоне радиовидимости НиКА и проведения межспутниковых измерений траекторных параметров между ним и каждым КА ГНСС по сигналам навигационных сообщений или с использованием БАМИ. В течение одних суток при прямом наклонении орбиты НиКА с высотой около 1000 км образуется 13 интервалов времени, в течение которых любой навигационный КА и НиКА находятся в прямой видимости, и 17 подобных интервалов времени при обратном наклонении орбиты НиКА.

Для оценки условий применимости описанного способа в статье представлена оценка требований к погрешности измерения доплеровского смещения

частоты навигационного сигнала и исследование возможности применения низкоорбитального КА для расчета параметров орбиты КА ГНСС.

Обоснование требований к аппаратуре измерения доплеровского смещения частоты навигационного сигнала

Проведем оценку требований к погрешности измерения скорости относительного движения НиКА и навигационного КА. На участках взаимной радиовидимости относительная скорость изменяется в диапазоне значений ± 10 км/с, а доплеровское смещение частоты в диапазоне ∓ 40 кГц/с. Требования к аппаратуре измерения доплеровского смещения частоты сигнала навигационного сообщения, принятого на борту НиКА, следуют из анализа формулы работы [3], связывающей V_R (относительную скорость НиКА и КА ГНСС) с доплеровским смещением частоты f_d навигационного сигнала, поступившим на борт НиКА:

$$V_R = -c \frac{f_d}{f_0} = -c \frac{f_u - (f_{ГКА} - f_0)}{f_0}, \quad (1)$$

где c — скорость света; $f_0, f_{ГКА}$ — частоты эталонных генераторов НиКА и КА ГНСС; f_u — частота сигнала, измеренного бортовой аппаратурой НиКА.

Записав полный дифференциал (1) и перейдя к конечным приращениям, представим выражение для оценки погрешности измерения радиальной скорости ΔV_R в виде

$$\Delta V_R = V_R \frac{\Delta c}{c} + (c - V_R) \frac{\Delta f_0}{f_0} - c \frac{\Delta f_{ГКА}}{f_0} - \frac{c}{f_0} \Delta f_u, \quad (2)$$

где $\Delta f_0, \Delta f_{ГКА}$ — отклонения частот эталонных генераторов НиКА и КА ГНСС от номинальных значений соответственно, Δf_u — аппаратурная погрешность измерения.

Учитывая, что $V_R \ll c$, уравнение для оценки погрешности измерения радиальной скорости представим в виде

$$\Delta V_R \leq V_R \frac{\Delta c}{c} + c \left(\frac{\Delta f_{ГКА}}{f_{ГКА}} + \frac{\Delta f_0}{f_0} + \frac{\Delta f_u}{f_0} \right). \quad (3)$$

Запишем оценку дисперсии измерения относительной скорости V_R в виде

$$\sigma_V^2 \leq \left(\frac{V_R}{c}\right)^2 \sigma_c^2 + \left(\frac{c}{f_{ГКА}}\right)^2 \sigma_{ГКА}^2 + \left(\frac{c}{f_0}\right)^2 \sigma_0^2 + \left(\frac{c}{f_0}\right)^2 \sigma_u^2, \quad (4)$$

где σ_c , $\sigma_{ГКА}$, σ_0 — среднеквадратичные отклонения скорости света, нестабильности эталонов частоты навигационного КА и НиКА от номинальных значений соответственно; σ_u^2 — дисперсия аппаратурной погрешности измерения доплеровского смещения частоты.

Первые слагаемые в (3), (4) вызваны неточностью сведений о скорости распространения радиоволн. Относительная погрешность скорости света в вакууме составляет $\Delta c/c \approx 3 \cdot 10^{-9}$. Поэтому вклад величины Δc в оценку погрешности измерения радиальной скорости пренебрежимо мал.

Второе и третье слагаемые (3), (4) обусловлены нестабильностью генераторов частот. Различают кратковременную и долговременную нестабильность частоты. Долговременную нестабильность частоты определяют как разность значений частоты, усредненных на мерных интервалах τ_1 , τ_2 , расположенных в начале и конце интервала наблюдения T , где $\tau \ll T$. Кратковременную нестабильность частоты определяют как среднеквадратичное отклонение мгновенной частоты относительно среднего значения. Значения нестабильности зависят от выбора интервалов времен усреднения τ и наблюдения T [4]. При определении долговременной нестабильности величину T выбирают в интервале от одного месяца до одного года, а τ — равной одним суткам. При определении кратковременной нестабильности интервал наблюдения T выбирают равным 100 с, а τ — (в зависимости от назначения системы) от 0,001 до 0,1 с.

Второе слагаемое (3), (4) обусловлено нестабильностью генератора частоты навигационного КА, которая не превышает $\Delta f_{ГКА}/f_{ГКА} = 5 \times 10^{-13}$, поэтому ее вклад в погрешность измерения не превысит 0,0002 м/с.

Третье слагаемое (3), (4) обусловлено нестабильностью генератора частоты НиКА. Дисперсию частоты представим в виде $\sigma_f^2 = \sigma_{дол}^2 + \sigma_{кр}^2$, где $\sigma_{дол}^2$ — дисперсия долговременной нестабильности; $\sigma_{кр}^2$ — дисперсия кратковременной неста-

бильности. Обработка результатов измерений позволяет исключить ошибку, обусловленную долговременной нестабильностью эталона частоты. Это достигается применением псевдодоплеровского метода навигации, позволяющего определять радиальную скорость при наличии неизвестного регулярного смещения частоты опорного генератора. При псевдодоплеровском методе навигации погрешность измерения радиальной скорости вызывается кратковременной нестабильностью эталонной частоты и при $\Delta f_0/f_0 = 1 \times 10^{-12}$ составит 0,0003 м/с. Кратковременная нестабильность эталонной частоты $\Delta f_0/f_0 = 1 \times 10^{-12}$ достигается при использовании рубидиевых квантовых стандартов частоты на газовой ячейке, выпускаемых серийно [5]. При продолжительности одного сеанса измерения, равной 15 мин, погрешность, обусловленная кратковременной нестабильностью генератора НиКА, составит 0,003 м/с, а при продолжительности 45 мин — 0,01 м/с.

Оценка четвертого слагаемого (3) и (4), характеризующего аппаратурную погрешность, не превышает погрешности, вызванной нестабильностью стандарта частоты НиКА.

Из представленного анализа следует:

- основной вклад в погрешность измерения радиальной скорости вносит ошибка, вызванная кратковременной нестабильностью стандарта частоты НиКА;
- ошибка измерения радиальной скорости составит 0,01 м/с при использовании в бортовой аппаратуре эталонных генератора с кратковременной нестабильностью частоты, не превышающей 10^{-12} при непрерывном мерном интервале продолжительностью 45 мин и 0,003 м/с при мерном интервале 15 мин.

Оценка погрешности расчета эфемерид

В табл. 1, 2 приведены результаты моделирования процесса определения орбиты КА ГНСС рассматриваемым способом. В табл. 1 представлена оценка среднеквадратичной погрешности расчета радиуса-вектора КА ГНСС в геоцентрической системе координат для различных значений

продолжительности мерного интервала и среднеквадратичной погрешности измерения скорости σ_V относительного движения НиКА и КА ГНСС, а в табл. 2 представлена среднеквадратичная погрешность расчета скорости.

При расчетах принято, что погрешность определения параметров орбиты НиКА отсутствует, ошибка измерения скорости подчиняется нормальному закону распределения.

Таблица 1. Погрешность расчета радиуса-вектора КА ГНСС [м]

Продолжительность мерного интервала	Среднеквадратичная погрешность измерения скорости относительного движения [см/с]			
	$\sigma_V = 0,1$	$\sigma_V = 0,5$	$\sigma_V = 1$	$\sigma_V = 5$
15 минут	0,7	5,4	11	34
30 минут	0,17	0,85	1,7	8,4
45 минут	0,08	0,43	0,81	4,1
120 минут	0,06	0,35	0,73	3,4
150 минут	0,05	0,06	0,65	2,7

Таблица 2. Погрешность расчета скорости КА ГНСС [см/с]

Продолжительность мерного интервала	Среднеквадратичная погрешность измерения скорости относительного движения [см/с]			
	$\sigma_V = 0,1$	$\sigma_V = 0,5$	$\sigma_V = 1$	$\sigma_V = 5$
15 минут	0,035	0,065	0,1	1,6
30 минут	0,0013	0,0052	0,07	0,52
45 минут	0,00072	0,0012	0,0064	0,032
120 минут	0,0	0,00073	0,0041	0,026
150 минут	0,0	0,00064	0,0031	0,018

Из таблиц следует, что при продолжительности непрерывного мерного интервала 45 мин и ошибке измерения скорости относительного движения НиКА и КА ГНСС $\sigma_V = 1$ см/с среднеквадратичная погрешность расчета радиуса-вектора КА ГНСС составляет 0,81 м.

Необходимым условием применимости рассматриваемого способа является обеспечение высокоточного определения орбиты НиКА. Для выполнения этого условия способ допускает использование двух основных видов навигационных измерений: запросных измерений наземных средств; беззапросных измерений бортовых средств НиКА.

Для получения запросных измерений целесообразно применять штатные измерительные средства наземного комплекса. В качестве беззапросных измерений могут применяться измерения радиальной скорости движения, выполненные бортовой аппаратурой при обработке сигналов наземных радиомаяков. Высокоточный способ определения орбиты низкоорбитального КА по беззапросным измерениям параметров сигнала наземных радиомаяков применяется в системе DORIS. Возможность применения радиостанций телевизионного вещания в качестве радиомаяков обоснована результатами исследования, опубликованными в работе [6]. Показано, что применение сигналов, излучаемых телевизионными радиостанциями, позволяет определять и непрерывно поддерживать параметры орбиты низкоорбитального КА с погрешностью, совпадающей с погрешностью системы DORIS и не превышающей десятков сантиметров.

В табл. 3 представлены результаты численного моделирования для оценки погрешности прогноза радиуса-вектора ΔR НиКА при отличии параметров модели орбитального движения от действительных параметров среды. Представленные результаты позволяют оценить величину отклонений действительных параметров движения, возникающих при орбитальном полете, от параметров, рассчитанных при определении орбиты НиКА. Величины отклонений рассчитаны для различных интервалов продолжительности полета.

Для низкоорбитального КА основным фактором, влияющим на погрешность движения центра масс КА, является отличие действительной плотности атмосферы от значений плотности модели атмосферы. Результаты табл. 3 рассчитаны при следующих условиях. Проведено моделирование полета КА по орбите с высотой около 1000 км. При этом применялись две модели движения: модель M_1 , использованная для определения параметров орбиты НиКА по навигационным измерениям; модель M_2 для прогноза движения после определения параметров орбиты, в которой значения плотности атмосферы в 2 и 3 раза отличались от значений модели M_1 . Использование двух моделей позволяет оценить влияние на параметры орбиты различия между прогнозируемыми значениями факторов космической среды

и значениями, действующими в реальном космическом полете.

Для вычисления данных табл. 3 выполнены следующие действия:

- рассчитаны параметры орбиты НиКА $X(t_0)$ с использованием модели движения M_1 по навигационным измерениям радиальной скорости;
- проведен прогноз орбитального движения НиКА на интервале T_2 при начальных условиях $X(t_0)$ с использованием модели M_2 ;
- рассчитано отклонение радиуса-вектора ΔR , возникающее на интервале полета T_2 по формуле $\Delta R = R_1(X(t_0 + T_2), M_1) - R_2(X(t_0 + T_2), M_2)$, где R_1 и R_2 значения радиусов-векторов НиКА, полученные при использовании моделей движения M_1 и M_2 соответственно.

Таблица 3. Оценка погрешности прогноза при отличии параметров модели атмосферы

Значение плотности атмосферы	Интервал прогноза, T_2		
	1 виток	2 витка	3 витка
меньше номинального в 3 раза	< 10 см	< 25 см	< 40 см
меньше номинального в 2 раза	< 10 см	< 15 см	< 50 см
номинальное значение M_1	0	0	0
больше номинального в 2 раза	< 10 см	< 40 см	< 85 см
больше номинального в 3 раза	< 15 см	< 80 см	< 150 см

Из табл. 3 следует, что на интервале полета, равном одному витку, отклонение радиуса-вектора, вызванное отличием действительных параметров космической среды от расчетных, составит около 10 см. Исследования показали, что в рассмотренном способе погрешность определения орбиты НиКА является аддитивной составляющей итоговой погрешности расчета параметров орбиты и эфемерид КА ГНСС.

Рассмотренный способ характеризуется следующими достоинствами.

1. Возможностью непрерывного поддержания высокой точности эфемерид КА ГНСС за счет непрерывного проведения измерений текущих навигационных параметров КА ГНСС по сигналу на-

вигационного сообщения. Способ позволяет рассчитать эфемериды с погрешностью, не превышающей десятка сантиметров.

Предложенный способ может быть особенно эффективен для эфемеридного обеспечения ГНСС, которые разрабатывают страны, не имеющие разветвленной сети наземных измерительных средств.

2. Отсутствием необходимости затрат энергоресурсов КА ГНСС для измерения навигационных параметров орбитального движения и обеспечения непрерывного поддержания высокой точности эфемерид КА ГНСС.

3. Возможностью определения орбиты любого КА, излучающего радиосигналы, при условии, что характеристики бортовой аппаратуры НиКА, предназначенной для измерения доплеровского смещения частоты, позволяют измерять несущую частоту поступающих радиосигналов. Отмеченное достоинство позволяет рекомендовать способ для использования в системах контроля космического пространства при создании средств контроля орбитального базирования.

Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Петрова, В. Н. Харисова. — М.: Радиотехника, 2005.
2. Патент № 2390730 РФ, МПКЗ G 01 C 21/24. Способ эфемеридного обеспечения процесса управления космическими аппаратами глобальной навигационной спутниковой системы / Стрельников С. В., заявлено 06.04.2009. Оpubл. 27.05.2010.
3. Радиосистемы управления: учеб. для вузов / В. А. Вейцель, А. С. Волковский, С. А. Волковский и др. Под ред. В. А. Вейцеля. — М.: Дрофа, 2005.
4. Павлов Б. А., Филатов В. Н. Возбудители радиопередающих устройств. — СПб.: СПбГУАП, 2003.
5. Семенов В. В., Смирнова Г. М., Хуторщиков В. И. Квантовая радиофизика. Квантовые стандарты частоты с оптической накачкой. — СПб: Изд. СПбГТУ, 1999.
6. Патент № 2367910 РФ, МПКЗ G 01 C 21/24. Способ построения функционального дополнения орбитального базирования к глобальной навигационной спутниковой системе / Стрельников С. В., заявлено 26.08.2008. Оpubл. 20.09.2009.

УДК 536.002

Научно-технические принципы построения программных компонентов для решения задач обработки измерений от автономной системы радионавигации КА в баллистическом центре НАКУ

А. Г. Янчик¹, А. Г. Квашнин²

¹д. т. н., проф., ОАО «НПО «Орион»

²к. т. н., ОАО «НПО «Орион»

e-mail: jantchik2@rambler.ru

Аннотация. Одним из путей повышения точности определения и прогнозирования движения КА является использование данных бортовой автономной системы радионавигации (АСРН). Первичные измерения кодовых и фазовых псевдодальностей, доплеровских смещений частоты сигналов навигационных КА ГЛОНАСС и GPS обладают высокой точностью и используются в БЦ НАКУ наряду с ИТНП наземных средств при определении вектора состояния (ОВС) КА. В настоящей статье рассматриваются научно-методические принципы построения программного комплекса обработки измерений АСРН в БЦ НАКУ, приводятся состав и структура его основных компонентов.

Ключевые слова: системы радионавигации, баллистический центр, НАКУ

Scientific and Technical Principles for Construction of Software Components to be Used for Solving the Tasks of Processing the Measurement Results From the Spacecraft's Self-Contained Radio Navigation System in the Ballistic Center of the Ground Computer-Aided Control Complex

A. G. Yanchik¹, A. G. Kvashnin²

¹doctor of engineering science, professor,

Joint Stock Company "Scientific and Production Association Orion"

²candidate of engineering science,

Joint Stock Company "Scientific and Production Association Orion"

e-mail: jantchik2@rambler.ru

Abstract. One of the ways to enhance the accuracy of satellite's motion determination and prediction is to use the data from the on-board self-contained radio navigation system. The primary measurements of the code and phase pseudo range, Doppler frequency shifts of the GLONASS and GPS satellites' navigation signals are of high accuracy and find the wide application in the Ballistic Center of the Ground Computer-aided Control Complex in parallel with measurements of current navigation parameters of ground facilities when determining the satellite's state vector. The scientific-technical principles for construction of a software complex intended for processing the measurements of on-board navigation system within the Ballistic Center of the Ground Computer-aided Control Complex are considered in this article. The composition and structure of the complex' main components are given.

Key words: radio navigation systems, Ballistic Center, Ground Computer-aided Control Complex

Анализ тактико-технических требований на перспективные космические системы и комплексы в зависимости от их целевого назначения и высот функционирования свидетельствует об устойчивой тенденции к повышению точности НБО [1]. Так, если для существующих систем ДЗЗ требования к точности прогнозирования положения на требуемый срок составляют не более 10 км, то для перспективных систем эти требования составляют уже от 10 до 50 м. Для систем связи эти требования составляют, соответственно, 12 км и 2 км.

В этой связи целесообразно определить основные научно-технические принципы развития аппаратно-программных средств БЦ НАКУ как элемента НБО, обеспечивающего выполнение этих требований. В качестве таких основных принципов могут быть предложены следующие [2, 3].

1. Создание унифицированных базовых аппаратно-программных средств, реализующих требования «клиент-серверной» технологии, допускающих различные варианты их комбинирования и обеспечивающих генерацию комплексов программных компонентов с заданными свойствами. Необходимыми условиями построения ПМО на основе базовых программных средств являются унификация используемых методик и алгоритмов, информационных потоков и средств доступа к единому интегрированному банку данных, стандартизация протоколов и интерфейсов, включающих:

- интерфейсы информационного взаимодействия программных компонентов, находящихся в локальной или распределенной вычислительной сети;
- интерфейсы взаимодействия с базой данных;
- интерфейсы функционального взаимодействия подсистем и элементов системы при реализации технологического цикла НБО;
- интерфейсы управления технологическим процессом НБО.

2. Унификация и сертификация всех навигационно-баллистических задач, входящих в технологический цикл НБО, на основе использования в методическом и алгоритмическом обеспечении этих задач сертифицированных математических моделей движения КА с обеспечением возможности учета в правых частях уравнений движения всего из-

вестного в настоящее время спектра возмущающих факторов. Выбор той или иной сертифицированной ММД производится исходя из требований к точности и оперативности, предъявляемых к проведению ТЦ НБО КА, а адаптация структуры и параметров моделей движения — к реальным условиям функционирования КА.

В качестве основы построения программного математического обеспечения обработки данных бортовой АСРН и ИТНП наземных средств целесообразно использовать типовой унифицированный программный комплекс, методический и алгоритмический аппарат которого позволяет проводить ОВС всего множества КА ближнего и среднего космоса. Такой комплекс должен обладать следующими функциональными возможностями:

- автоматического определения вектора состояния различной конфигурации в штатных и нештатных ситуациях на любой заданный момент времени по данным ИТНП, бортовым векторам состояния (БВС) и первичным измерениям бортовой АСРН, полученным (в том числе) в условиях разрывного навигационного поля, и возможностью комплексирования бортовых измерений с ИТНП наземных средств;
- гибкого управления оператором вычислительным процессом в автоматизированном режиме путем изменения (в случае необходимости) размерности уточняемого вектора состояния и объема выборки измерений.

Предпосылками для создания комплекса с указанными характеристиками являются [4]:

- ориентация на применение единой универсальной высокоточной ММД, адекватно описывающей движение КА в широком диапазоне орбит;
- использование эффективного математического аппарата для получения решения на плохо наблюдаемой выборке ИТНП, первичных измерений НАП и бортовых векторов состояния.

В конечном счете программные средства комплекса должны обеспечивать:

- прием и предварительную обработку измерений АСРН КНС ГЛОНАСС и GPS, БВС, ИТНП во всех существующих форматах и режимах;
- прием, преобразование и запись в базу данных (БД) эфемеридной информации по НКА ГЛОНАСС и GPS;

- прием, обработку и запись в БД частотно-временной информации по НКА ГЛОНАСС и GPS;
- контроль состояния навигационного поля системы GPS и формирования рекомендаций «Отказ от использования GPS», «Возврат к использованию GPS»;
- ведение данных астрономо-геодезических данных о параметрах вращения Земли, нутации и прецессии земной оси, гелиогеофизической информации;
- высокоточное определение параметров движения КА с использованием измерений бортовой АСРН, БВС, ИТНП на основе использования оперативной эфемеридной и частотно-временной информации в интересах решения задач управления КА;
- высокоточное определение параметров движения КА с использованием измерений бортовой АСРН, БВС, ИТНП на основе использования априорной эфемеридной и частотно-временной информации для оценки ЛТХ и высокоточной обработки данных специальной аппаратуры КА;
- высокоточный прогноз и расчет отклонений прогнозируемых параметров движения КА от эталонных;
- оценку статистических характеристик измерений бортовой АСРН, БВС и ИТНП.

Программное математическое обеспечение обработки сеансов ИТНП наземных средств, данных бортовой АСРН и БВС реализовано в виде программных компонентов, входящих в состав унифицированного автоматизированного комплекса программ НБО управления полетами КА с высотой орбиты от 150 до 36 000 км, произвольными значениями наклона и эксцентриситета.

Отдельные компоненты программного комплекса объединяются посредством программного компонента управления в среде ОС MS VC 3.0 (редакция 13) — монитора и единой базы баллистических данных, функционирующей на основе СУБД «Линтер-ВС» 6.0.

Монитор программного комплекса обеспечивает следующее:

- унифицированный интерфейс пользователя с ПК;
- управления запуском ПК и контроль хода их выполнения;

- контроль целостности ПК;
- защиту от несанкционированного доступа к ПК;
- ведение протокола работы ПК;
- отображение и документирование результатов;
- информационно-справочную поддержку;
- сервисные функции обслуживания БД;
- сервисные функции обслуживания форм обмена;
- сервисные функции постановки на обслуживание и ведения данных по КА.

Монитор осуществляет запуск задач и управление информационно-вычислительным процессом их выполнения. Его работа начинается с идентификации и аутентификации пользователя, а также выбора активного на текущий сеанс работы типа и номера КА — регистрации сеанса работы пользователя. После регистрации сеанса работы пользователя осуществляется проверка контрольных сумм модулей комплекса, построение требуемой структуры главного меню задач комплекса. Идентификация и аутентификация пользователя производится посредством указания его псевдонима и пароля, соотнесения этой информации с данными, содержащимися в ББД. При успешной аутентификации будут определены привилегии данного пользователя и список комплексов, к которым он может получить доступ. Для указания требуемого типа и номера КА пользователь должен выбрать их в соответствующей диалоговой панели. Смена пользователя, номера и типа КА может быть произведена и в дальнейшем посредством обращения к тем же диалогам из панели инструментов монитора комплекса.

Вызов сервисных функций монитора и прикладных программ комплекса производится исполнением команд из меню монитора комплекса.

В состав монитора входят (в том числе) специализированные программные компоненты, используемые для обработки измерений бортовой АСРН.

1. Программный компонент ведения паспортов обработанных сеансов (групп) измерений АСРН по КА обеспечивает просмотр и манипулирование списком сеансов АСРН, записанных в БД, для заданного интервала времени.

Возможно получение информации по номеру каждого сеанса в ББД, типе КНС, виде измеряемого параметра, частотном диапазоне измерений, источнике информации, количестве и составе НКА в созвездии, количестве обсерваций в группе, времени начала и окончания сеанса.

2. Программный компонент ведения каталога БВС обеспечивает просмотр и манипулирование составом БВС по текущему номеру КА и выбранному интервалу времени. Вектор БВС содержит информацию о порядковом номере БВС, номере сеанса, системе координат, времени определения БВС.

База баллистических данных является основой информационного обеспечения функционирования унифицированного автоматизированного комплекса программ навигационно-баллистического обеспечения для реализации возможности надежного хранения баллистической и вспомогательной информации, а также входной и выходной информации. Логическая структура ББД строится таким образом, чтобы обеспечить максимально широкие возможности по хранению и получению информации в условиях функционирования комплексов программ НБО различного назначения. Логическая модель ББД реализована в виде объектно-реляционной схемы и является отражением структуры информационного взаимодействия программных компонент комплекса программ НБО.

База баллистических данных включает:

- логическую и физическую структуры ББД;
- библиотеку взаимодействия с ББД и манипулирования данными.

База баллистических данных содержит полный набор таблиц для хранения баллистической и служебной информации (с актуально действующими индексами, ограничениями и правилами ссылочной целостности), представления, триггеры, функциональные пакеты, хранимые процедуры и функции, последовательности, наборы предикатов политик безопасности механизма разграничения доступа отдельных компонент к информации. В ББД помещаются массивы исходных данных

консервативного и оперативного характера, результаты обработки информации и решения целевых баллистических задач. Средством доступа к информации ББД являются функции библиотеки унифицированных программных средств доступа.

Функциональные задачи обработки измерений бортовой АРСН решаются с помощью следующего набора программных компонентов:

- программного компонента обмена БЦ НАКУ со СВОЭВП эфемеридной, частотно-временной информацией по КНС ГЛОНАСС и GPS, данными астрономо-геодезическими обеспечения;
- программного компонента приема, обработки и записи в ББД данных параметров вращения Земли в виде Standart EOP-файлов;
- программного компонента приема, обработки и записи в ББД измерительной информации бортовой АРСН, поступающей в универсальном обменном формате (RINEX);
- программного компонента приема и обработки сеансов радионавигационных измерений бортовой АРСН, поступающих в виде кодограмм;
- программного компонента приема, обработки и записи в ББД оперативной эфемеридной и частотно-временной информации по КНС ГЛОНАСС и GPS, поступающей в универсальном обменном формате (RINEX);
- программного компонента приема и обработки апостериорной частотно-временной информации по КНС ГЛОНАСС, поступающей из СВОЭВП в формате CLK (CLU, CLR);
- программного компонента приема, обработки и записи в ББД апостериорной эфемеридной и частотно-временной информации по КНС ГЛОНАСС и GPS в формате SP3;
- программного компонента обеспечения программных компонент комплекса координатно-временными данными по навигационным полям КНС ГЛОНАСС и GPS;
- программного компонента приема, обработки векторов состояния бортовых АРСН, поступающих в виде формы НУ03 после обработки телеметрической информации;
- программного компонента определения параметров движения КА по данным первичных измерений и векторам состояния бортовой АРСН совместно с ИТНП наземных и оценки их точности.

Последний из перечисленных программных компонентов предназначен для определения параметров движения КА, находящихся на орбитах с высотами до 36 000 км, при любом значении эксцентриситета и наклона.

Он обеспечивает:

- определение вектора параметров движения КА V_x, V_y, V_z, X, Y, Z в составе кинематических параметров и баллистического коэффициента S_b по данным первичных измерений и векторам состояния бортовой АСРН совместно с ИТНП наземных средств;

- оценку статистических характеристик первичных измерений АСРН, БВС и ИТНП наземных средств относительно эталонной орбиты.

Программный компонент предоставляет следующие возможности:

- выбор режимов обработки измерений бортовой АСРН, БВС и ИТНП;

- определение оператором состава параметров движения КА, включающего в себя элементы орбиты и баллистический коэффициент S_b ;

- использование фильтрации (отбраковку аномальных) измерений бортовой АСРН, БВС и ИТНП;

- исключение из обработки отдельных сеансов АСРН, ИТНП и БВС, имеющих на мерном интервале;

- уточнение ВС КА на заданный виток движения КА;

- запись уточненного ВС в БД в требуемой системе координат;

- расчет и выдачу прогноза ПД и элементов орбиты КА на заданное количество витков;

- расчет таблицы отклонений параметров движения КА, рассчитанных по прогнозируемому и уточненному измерениям ВС;

- выполнение решения в диалоговом или автоматическом режиме.

Решение задачи ОВС осуществляется в следующей последовательности:

- ввод оператором параметров активизации, их контроль и анализ;

- формирование шкалы уточняемых параметров (с возможным использованием выбора состава вектора уточняемых параметров оператором);

- определение количества и состава сеансов измерений АСРН, ИТНП и БВС, имеющих в БД на заданном МИ;

- последовательное считывание каждого сеанса бортовой АСРН, ИТНП и массива БВС из ББД;

- считывание данных эфемеридного и частотно-временного обеспечения из БД, соответствующих составу НКА и интервалу времени измерений АСРН;

- последовательная обработка сеансов АСРН, ИТНП и массива БВС в соответствии с выбранным методом обработки и режимом решения, формирование матрицы и вектора правых частей системы нормальных уравнений;

- оценка статистических характеристик измерений АСРН, ИТНП и БВС на сближении;

- решение системы нормальных уравнений и расчет характеристик сближения, которые содержат поправки к элементам орбиты, перечисленным выше, и обусловленные ими поправки в кинематические параметры, поправку к баллистическому коэффициенту S_b , суммарные поправки, среднеквадратичное отклонение на единицу веса, имеющееся и вошедшее в решение количество измерений, число обусловленности СНУ и ранг матрицы СНУ;

- выдача в файл результатов (если оператором указано выдавать все сближения) перечисленных характеристик;

- расчет и выдача на экран монитора и в файл результатов информации и статистических характеристик обработанных сеансов на сближении;

- проверка условий сходимости решения.

Если решение осуществляется в автоматическом режиме и условия сходимости итерационного процесса не выполнены, то итерационный процесс повторяется начиная с определения кинематических параметров и расчетных аналогов для всех измерений сеанса по данным, рассчитанным с учетом предыдущего сближения.

Если указан диалоговый режим или количество сближений в автомате достигло девяти, а условия сходимости итерационного процесса не выполнены, то осуществляется вход в процедуру диалога, которая позволяет: продолжить сближения, увеличить допуск сходимости и прекратить сближения, прекратить итерационный

процесс («принудительно сойтись») или прекратить решение без записи ВС в БД.

При переходе задачи в диалоговый режим на экран оператора выдаются характеристики всех сделанных сближений, которые содержат поправки к элементам орбиты и обусловленные ими поправки в кинематические параметры, поправку к баллистическому коэффициенту S_b , суммарные поправки, среднее квадратичное отклонение на единицу веса, имеющееся и вошедшее в решение количество измерений, число обусловленности СНУ, ранг матрицы СНУ.

При завершении итерационного процесса (выполнении условий сходимости или «принудительной сходимости») производится выдача в файл результатов и на экран — оценок измерений относительно полученной орбиты, таблицы отклонений уточненных параметров орбиты от прогнозируемых, запись (по признаку) в БД и расчет прогноза на заданное количество витков.

Для расчета координат и скорости движения центра масс объекта используется численная ММД в неособенных переменных. Логическая шкала сил моделирования орбитального движения КА (состав учитываемых сил и факторов, действующих на КА; варианты учета моделей возмущающих факторов) соответствует ЛШС, указанной в начальных условиях движения КА. Кинематические параметры движения КА на заданный момент времени рассчитываются по полученным в результате интегрирования значениям элементов орбиты. Вычисление частных производных и расчетных аналогов на k -м приближении осуществляется с учетом внесения в вектор Q поправок, полученных на предыдущем приближении.

При определении ПД КА по измерениям бортовой АСРН могут быть использованы различные методы обработки в зависимости от типа бортовой навигационной аппаратуры потребителя:

- обработка приращения полусуммы кодовой псевдодальности P_1 и фазы на L_1 ;
- обработка фазовых псевдодальностей на L_1 и L_2 ;
- обработка псевдодальности P_1 и псевдоскорости на L_1 ;
- обработка кодовой псевдодальности P_1 ;

- обработка кодовой псевдодальности P_1 с уточнением ухода бортовой шкалы времени НКА;
- обработка фазовых псевдодальностей на L_1 ;
- обработка грубой псевдодальности С/А.

При использовании обработки приращений фаз или псевдодальностей используются вторые разности измеряемых параметров, которые образуются путем аналогичного преобразования, применяемого к первым разностям ΔD_{ij} , с осреднением по всем измерениям данного НКА в сеансе.

Расчет частных производных от кинематических параметров движения объекта по оцениваемым параметрам производится методом конечных разностей. Формирование СНУ на очередном приближении производится путем последовательной обработки сеансов измерений. На каждом сближении возможно применение процедур фильтрации для исключения резко выделяющихся аномальных. Решение СНУ осуществляется с применением к матрице системы сингулярного разложения и процедуры автоматического выбора ранга системы, когда матрица СНУ близка к вырожденной.

Статистические характеристики измерений АСРН включают в себя:

- 1) общее количество измерений в сеансе и количество, оставшееся после фильтрации аномальных измерений;
- 2) ΔT — временную ошибку сеанса, с;
- 3) СКО измерений относительно аппроксимирующего полинома;
- 4) σ — СКО измерений относительно орбиты;
- 5) ΔR — среднее отклонение измерений относительно орбиты (для ИТНП);
- 6) ΔR_m — максимальное отклонение измерений относительно орбиты (для АСН).

Временная ошибка сеанса рассчитывается по формуле

$$\Delta T = \frac{N \cdot \sum \Delta r_i \cdot r'_i - \sum r'_i \cdot \sum \Delta r_i}{N \cdot \sum r_i'^2 - (\sum r'_i)^2}, \quad (1)$$

где Δr_i — отклонения измеренных значений от расчетных, r'_i — значение производной по времени, N — количество не аномальных измерений.

Оценка среднего отклонения массива измерений от орбиты рассчитывается по следующей формуле:

$$\Delta R = \frac{1}{N} \sum_i \Delta r_i. \quad (2)$$

Оценка СКО массива измерений рассчитывается с использованием следующей формулы:

$$\sigma^2 = \frac{1}{N-1} \sum_i (\Delta r_i - \Delta R)^2. \quad (3)$$

Во всех формулах суммирование производится по всем тем измерениям данного сеанса, которые остались после отбраковки.

Входные данные для программного компонента задаются оператором путем указания параметров активизации и режимов решения или устанавливаются монитором комплекса при запуске программного компонента. Часть параметров активизации обеспечивает выбор режимов функционирования программы. Их выбор осуществляется путем указания соответствующего режима на панели задания исходных данных. Вторая часть параметров активизации должна иметь числовые значения, задаваемые оператором.

Для работы программного компонента в БД необходимо иметь следующие данные:

- ВС КА после предыдущего уточнения движения либо расчетные начальные условия, полученные на момент отделения объекта от РН или на момент окончания отработки корректирующего импульса;
- карточки сеансов бортовой АСРН и ИТНП, записанные в БД;
- сеансы измерений бортовой АСРН и ИТНП, записанные в БД;
- координаты антенн наземных средств ИТНП;
- массивы эфемеридной и частотно-временной информации по НКА ГЛОНАСС и GPS;
- данные по уходу шкалы времени ГЛОНАСС относительно UTC;
- данные по уходу шкалы времени GPS относительно UTC.

Выходными данными программного компонента являются:

- уточненный ВС КА в выбранной оператором СК, который записывается в соответствующую таблицу БД;
- файл результатов выполнения программного компонента.

Выходная информация записывается в файлы результатов и визуально отображается на экране.

Условием возможности применения программного компонента является наличие в БД перечисленных видов данных и их достоверность. Наличие в БД оперативных данных эфемеридного и частотно-временного обеспечения НКА ГЛОНАСС/GPS является необходимым только при использовании измерений АСРН, соответственно, ГЛОНАСС/GPS.

Имеющиеся в БД данные эфемеридного и частотно-временного обеспечения должны перекрывать предполагаемый мерный интервал сеансов АСРН. Контроль и обеспечение целостности и непрерывности этих данных обеспечивается специальными сервисными функциями монитора программного комплекса.

Для анализа результатов определения ВС КА оператору выдается таблица отклонений прогнозированных и уточненных параметров движения КА, которая представляет список:

- Дата, T_{Σ} [ч, мин, с] — дата и время восходящего узла орбиты (дата и время ВС);
- V_x, V_y, V_z [км/с]; X, Y, Z [км] — кинематические параметры восходящего узла орбиты в ГСК;
- S_b — баллистический коэффициент;
- $H_{\text{ЭКВ}}$ [км] — высота орбиты;
- $L_{\text{ЭКВ}}$ [град.] — долгота восходящего узла орбиты;
- $T_{\text{др}}$ [мин] — драконический период обращения КА;
- A [км] — большая полуось орбиты;
- E — эксцентриситет;
- I [град.] — наклонение орбиты;

- $DВУ$ [град.] — долгота восходящего узла орбиты;
- W [град.] — аргумент перигея;
- T_{\min} [ч, мин, с]; H_{\min} [км]; L_{\min} [град.]; B_{\min} [град.] — соответственно время, высота, долгота и широта подспутниковой точки с минимальной высотой орбиты;
- T_{\max} [ч, мин, с]; H_{\max} [км]; L_{\max} [град.]; B_{\max} [град.] — соответственно время, высота, долгота и широта подспутниковой точки с максимальной высотой орбиты;
- $T_{\text{нуз}}$ [ч, мин, с]; $H_{\text{нуз}}$ [км]; $L_{\text{нуз}}$ [град.] — соответственно время, высота и долгота нисходящего узла орбиты КА.

Файл результатов содержит информацию о параметрах активизации программного компонента и исходных данных, суммарные поправки за сближения, оценки измерений, таблицу отклонений и прогноз параметров движения (если требовалось), времена начала и завершения работы программного компонента.

Описанные программные компоненты входят в состав унифицированного автоматизированного комплекса программ НБО БЦ НАКУ и позволяют оперативно и с требуемой точностью выполнять весь цикл по обработке измерений бортовой АСРН и ИТНП с целью высокоточного определения вектора состояния КА.

Выводы

При создании программного математического обеспечения обработки сеансов АСРН, БВС и ИТНП в качестве основной концепции целесообразно положить принцип создания единой базовой подсистемы — типового унифицированного программного средства, методический и алгоритмический аппарат которого позволяет проводить ОВС всего множества КА ближнего и среднего космоса, гибко реагируя при этом на изменение параметров орбит КА, допустимых значений показателей качества и вариации моделей измерений.

Разработанные специальные программные компоненты обработки сеансов АСРН, БВС и ИТНП совместно с системными (монитором, реализованными функциями и таблицами базы баллистических данных) организационно входят в состав унифицированного автоматизированного комплекса программ БЦ НАКУ и позволяют оперативно и с требуемой точностью решать весь спектр навигационно-баллистических задач по обработке измерений АСРН и ИТНП с целью высокоточного определения вектора состояния КА.

Список литературы

1. Янчик А. Г., Забокрицкий А. В., Суевалов В. В., Ступак Г. Г. Концепция развития навигационно-баллистического обеспечения космических войск. Сб. трудов научно-практической конференции «Военно-космическая деятельность России, истоки, состояние, перспективы», СПб., 2005, с. 11–15.
2. Янчик А. Г., Квашнин А. Г., Лапшин С. Г., Суевалов В. В. Научно-технические принципы обеспечения функциональной устойчивости автоматизированной системы навигационно-баллистического обеспечения в процессе ее развития. Системы контроля, испытаний и управления космическими средствами. Сборник научных трудов ГИЦ (ИУ КС) МО РФ, вып. 15. М.: в/ч 32103, 2005. 336 с., с. 230–246 (инв. № 8536).
3. Янчик А. Г., Квашнин А. Г., Лапшин С. Г., Бибик В. И., Забокрицкий А. В., Ступак Г. Г. Методика построения концептуальной модели функционального ядра автоматизированной системы навигационно-баллистического обеспечения. Системы контроля, испытаний и управления космическими средствами. Сборник научных трудов ГИЦ (ИУ КС) МО РФ, вып. 15. М.: в/ч 32103, 2005. 336 с., с. 220–230 (инв. № 8536).
4. Бибик В. И., Забокрицкий А. В., Ступак Г. Г., Янчик А. Г., Квашнин А. Г., Лапшин С. Г. Направление развития навигационно-баллистического обеспечения систем и комплексов космических войск. Системы контроля, испытаний и управления космическими средствами. Сборник научных трудов ГИЦ (ИУ КС) МО РФ, вып. 15. М.: в/ч 32103, 2005. 336 с., с. 156–160 (инв. № 8536).

УДК 629.7.05

К вопросу анализа причин возникновения сбоев в аппаратно-программном комплексе уточнения эфемеридно-временной информации ГНСС

В. В. Бетанов¹, В. К. Ларин², З. А. Позяева

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

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

e-mail: vklar@mail.ru

Аннотация. Исследуется аппаратно-программный комплекс уточнения эфемеридно-временной информации глобальной навигационной спутниковой системы с точки зрения анализа причин возникновения сбоев. Предпосылка их возникновения связана с формированием эфемеридно-временных данных путем оперативной обработки больших объемов информации. Одним из направлений повышения надежности расчетов является создание интеллектуальных экспертных систем контроля. Исследуемые структура и классификация возникающих сбоев — важный шаг разработки подобных систем.

Ключевые слова: эфемеридно-временная информация, интеллектуальные экспертные системы контроля

Analysis of Error Occurrence Causes in the GNSS Hardware-Software Complex of Ephemeris and Time Data Refinement

V. V. Betanov¹, V. K. Larin², Z. A. Pozyaeva

¹doctor of engineering science, professor

²candidate of engineering science, senior research associate

e-mail: vklar@mail.ru

Abstract. A study of the GNSS hardware-software complex of ephemeris and time data refinement is carried out from the point of view of the causes of error occurrence. The prerequisite of errors is ephemeris and time data building by efficiently processing large amounts of information. One of the ways to enhance the reliability of calculations is to create intelligent expert control systems. The analysis of the structure and the classification of errors are an important step in the development of such systems.

Key words: ephemeris and time data, intelligent expert control systems

Аппаратно-программный комплекс (АПК) уточнения эфемеридно-временной информации (ЭВИ) глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) является одним из ключевых элементов центра системы дифференциальной коррекции и мониторинга [1], позволяющей развивать методы высокоточного определения местоположения потребителей. Главная задача АПК состоит в обработке траекторных измерений ГНСС (измерений псевдодальностей и фаз несущих частот L1 и L2 ГЛОНАСС и GPS) и формировании ЭВИ, соответствующей заданным требованиям к точности и целостности. Решение этой задачи подразумевает необходимость обрабатывать большие объемы данных практически в реальном времени; при этом используются достаточно сложные математические алгоритмы и программные методы. В связи с указанным АПК представляет собой сложную систему, к надежности которой предъявляются повышенные требования.

Как правило, проверка корректности и устойчивости функционирования АПК осуществляется на этапах отладки и тестирования при его создании. Однако некоторые дефекты и ошибки могут быть не выявлены до начала эксплуатации АПК. Кроме того, уже в процессе эксплуатации может возникнуть необходимость модификации отдельных частей программной системы, что повлияет на надежность работы всего комплекса в целом. Вследствие этого при эксплуатации АПК неизбежно происходят сбои, которые приводят либо к прекращению функционирования аппаратно-программного комплекса («остановка» обработки информации и, соответственно, отсутствие какого-либо решения), либо к получению некорректных данных, не удовлетворяющих заданным требованиям к точности и целостности ЭВИ.

Устранение возникающих сбоев и предотвращение их появления невозможно без понимания причин (ошибок и дефектов), вызывающих проблемы функционирования аппаратно-программных средств. При этом (с учетом их сложности) целесообразно условно разбить АПК на отдельные, более простые составляющие. Очевидно, что в первую очередь необходимо разделить его на аппаратную и программную части. В свою очередь, программный комплекс в подобных случаях, как правило,

представляется в виде совокупности менее сложных программных модулей. Такими элементами могут быть отдельные программы, блоки («куски кода»), операторы. В больших программных комплексах количество программных модулей может быть слишком велико, поэтому их чаще всего группируют по какому-либо признаку. Следующим этапом является формирование перечня категорий ошибок [3], характерных для выделенных программных модулей и их групп. Достаточно подробная классификация ошибок и их признаков является базой для локализации и устранения сбоя и его причин.

Наконец, важнейшей задачей является сбор и анализ данных (а именно сопоставление их с разработанным перечнем ошибок) о возникающих сбоях.

С учетом сказанного решением проблемы сбоев АПК можно считать разработку системы параметров, характеризующих элементы АПК (на различных уровнях детализации), технологии получения текущих значений этих параметров в процессе работы комплекса и анализа причин возникновения сбоев (с учетом полученных значений параметров элементов АПК), а также выработку способов устранения сбоев и предотвращения их в дальнейшем.

Далее анализируются основные причины сбоев в функционировании АПК и возможная схема их локализации. Подобный структурированный анализ совершенно необходим при создании, в первую очередь, интеллектуальных экспертных систем, обеспечивающих повышение надежности и непрерывности функционирования ГНСС с заданными характеристиками.

Для удобства анализа аппаратно-программный комплекс можно представить в виде совокупности следующих составляющих [2]: информационное (локальные и внешние источники информации), алгоритмическое (как элемент математического), программное и аппаратно-техническое обеспечения. Другие виды обеспечения, характерные для любой автоматизированной системы, на этом этапе привлекаться не будут.

Каждый составляющий элемент характеризуется рядом признаков, по которым можно определить функциональное назначение, диапазон его

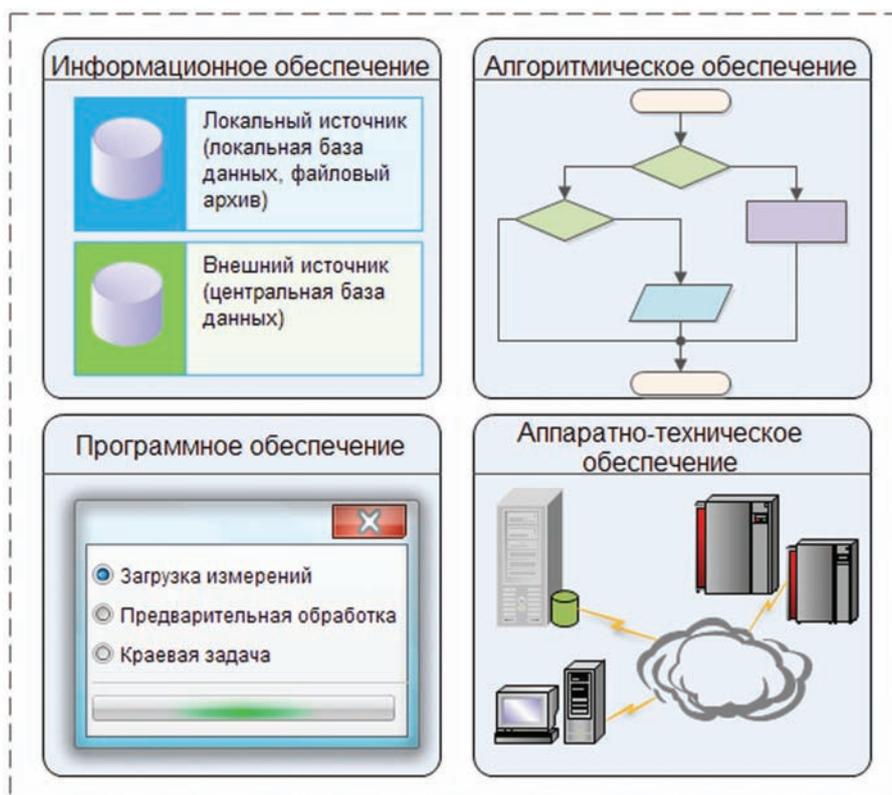


Рис. 1. Составные элементы АПК уточнения ЭВИ

участия в процессе работы АПК и отношение к конкретному сбою.

Рассмотрим более подробно основные составляющие элементов АПК, приведенные на рис. 1.

1. Основные составляющие информационного обеспечения (ИО):

Внешний источник

- 1.1 оперативная информация навигационного сообщения, эфемериды НКА и альманахи;
- 1.2 «сырые» измерения (фазовые и кодовые);
- 1.3 информация о станциях сбора измерений (координаты, тип приемника);
- 1.4 начальные условия для решения краевой задачи;
- 1.5 справочные данные (параметры вращения Земли, характеристики НКА и т.д.).

Локальный источник

- 1.1 служебная информация (логическая шкала сил, глобальные константы и т. д.);

1.2 настройки программного комплекса (файл настроек);

1.3 уточненная ЭВИ.

2. Основные составляющие алгоритмического обеспечения (АО):

- 2.1 математические алгоритмы (реализация метода наименьших квадратов, интерполяции, действия с матрицами и т.д.);
- 2.2 методы учета систематических поправок в измерениях;
- 2.3 аналитическое представление фильтров измерений и сеансов в задачах предварительной обработки измерений и уточнения ЭВИ;
- 2.4 модель движения НКА;
- 2.5 алгоритм определения местоположения (ОМП);
- 2.6 алгоритмы формирования и обработки разностных измерений;
- 2.7 алгоритм уточнения ЭВИ.

3. Основные составляющие программного обеспечения (ПО):
 - 3.1 настройки режимов работы и конфигурации комплекса (формирование файла настроек);
 - 3.2 программные модули взаимодействия с базой данных (БД);
 - 3.3 программные модули взаимодействия с файловыми архивами;
 - 3.4 предварительная обработка измерительной информации и формирование сеансов измерений текущих навигационных параметров (ИТНП):
 - 3.4.1 формирование сеансов ИТНП;
 - 3.4.2 обработка и фильтрация сеансов ИТНП;
 - 3.4.3 формирование наборов базовых линий;
 - 3.4.4 формирование разностных измерений;
 - 3.4.5 фильтрация сеансов разностных измерений;
 - 3.4.6 определение местоположения (ОМП) по кодовым измерениям дальности;
 - 3.4.7 статистическая оценка результатов ОМП;
 - 3.5 оперативное уточнение параметров движения НКА:
 - 3.5.1 уточнение частотно-временных поправок (ЧВП);
 - 3.5.2 решение краевой задачи;
 - 3.6 формирование архива SP3-файлов (файлов формата «Standard Product #3», содержащих эфемериды и ЧВП для навигационных спутников);
 - 3.7 мониторинг работы программного комплекса;
 - 3.8 визуальное представление окончательных и промежуточных результатов работы программного комплекса (графики, диаграммы и т. д.).
4. Основные составляющие аппаратного обеспечения (АПО):

- 4.1 сервер центральной базы данных (ЦБД);
- 4.2 сервер предварительной обработки данных (ПРО);
- 4.3 сервер краевой задачи (КЗ) по фазовым измерениям;
- 4.4 сервер КЗ по кодовым измерениям;
- 4.5 аппаратура сетевой связи между серверами.

В нормальном режиме функционирования АПК (при отсутствии сбоев) результатом решения задач комплекса являются уточненные ЭВИ и ЧВП, сохраненные в соответствующих таблицах базы данных и файловых архивах. Кроме того, имеются промежуточные результаты: сформированные сеансы ИТНП (до и после процесса фильтрации), сеансы разностных измерений, результаты и статистика ОМП и т. д. В случае сбоя работа АПК либо останавливается (вариант А), либо продолжается с неудовлетворительным качеством промежуточных и окончательных результатов (вариант В). Для успешного устранения сбоя представляется целесообразным сначала определить, к какому из составляющих элементов АПК он относится, после чего можно переходить к анализу причин возникновения и устранению.

Кратко остановимся на описании причин, характеризующих сбой в элементах АПК. Так, в табл. 1 представлены основные причины и возможные при этом типы сбоев для составляющих элементов АПК.

Из табл. 1 видно, что сбои АТО всегда приводят к полной остановке работы АПК. Следовательно, при сбое по варианту А необходимо в первую очередь проверить аппаратную часть комплекса. При отсутствии проблем в АТО, как показывает практика, следующим шагом в поиске причины сбоя (и по варианту А, и по варианту В) должна быть проверка корректности ИО, другими словами, — проверка отсутствия ошибок в исходных данных. Согласно [4] ошибки в данных составляют порядка 23% от общего количества ошибок в программных системах. Вместе с тем необходимо учитывать взаимосвязь составляющих АПК (например, корректная информация в локальных таблицах БД и файловых архивах может быть только при наличии связи с сервером ЦБД).

Таблица 1. Основные причины сбоев АПК

Причина сбоя	Возможный тип сбоя	
	Вариант А	Вариант В
Сбой ИО		
Некорректность или отсутствие информации в ЦБД	+	+
Некорректность или отсутствие информации в локальных источниках	+	+
Некорректность настраиваемых параметров (файлов настроек)	+	+
Сбой АО		
Несоответствие используемого АО новым требованиям по точности ЭВИ и ЧВП		+
Необходимость ввода новых типов измерений	+	+
Необходимость ввода новых видов фильтрации	+	+
Несоответствие используемого АО имеющимся вычислительным ресурсам	+	+
Сбой ПО		
Некорректность работы отдельных программных модулей комплекса из-за невыявленных ранее внутренних ошибок	+	+
Некорректность работы отдельных программ или всего комплекса из-за ошибок/сбоев в других составляющих элементах АПК	+	+
Сбой АТО		
Выход из строя одного или нескольких серверов АПК по техническим причинам	+	
Отсутствие сетевой связи между серверами АПК	+	

Экспликация к таблице 1:

ПО — программное обеспечение;

ИО — информационное обеспечение;

АО — алгоритмическое обеспечение;

АТО — аппаратно-техническое обеспечение.

Если аппаратная часть комплекса функционирует безотказно и соблюдается корректность ИО, причину сбоя целесообразно искать в программной части АПК. Ошибки ПО могут составлять до 70% от всех ошибок АПК [4]. Наконец, при изменении условий функционирования АПК (в первую очередь, параметров НКА ГНСС и сети станций сбора измерений) возникают ошибки, связанные с алгоритмической частью. При этом требуется модификация алгоритмов, лежащих в основе обработки ЭВИ, и, соответственно, программной, а иногда и аппаратной частей АПК.

Как сказано выше, для успешной и своевременной локализации сбоя и предотвращения его повторения в дальнейшем необходима достаточно подробная классификация ошибок и дефектов, которые могут содержаться в АПК. Формирование перечня ошибок и дефектов представляет собой интерактивный процесс, который должен начинаться еще на ранних этапах разработки АПК. В процессе разработки и в первое время после запуска АПК в эксплуатацию целесообразно

вести довольно подробный список обнаруживаемых недочетов. Затем выполняется объединение ошибок и дефектов в группы на основании общих признаков, в особенности принадлежности к одному и тому же функциональному элементу АПК.

При формировании перечня ошибок и дефектов удобно использовать подход, представленный в [5]. Необходимо хранить атрибуты всех обнаруженных ошибок и дефектов, такие как:

- идентификатор;
- описание ошибки или дефекта (в том числе источник);
- описание вызываемого сбоя;
- программное и аппаратное окружение, при котором возникает сбой;
- вероятность возникновения сбоя;
- статус (устранен или нет)

и т. п.

Подобную информацию следует хранить в отдельном журнале или базе данных.

Описанный подход к выполнению анализа сбоев работы АПК позволяет сделать следующие выводы.

1. Сбой в работе АПК подразумевает отсутствие или некорректность выходных данных (уточненной ЭВИ).

2. Для анализа возникающих в процессе эксплуатации сбоев целесообразно представить АПК в виде совокупности функциональных составляющих: информационное, алгоритмическое, программное, аппаратное обеспечение. Каждый функциональный элемент АПК можно разложить на более простые составные части для упрощения локализации ошибки или дефекта по характерным признакам сбоя.

3. Локализация сбоев значительно упрощается при наличии классификации возможных ошибок и дефектов АПК. Формирование перечня ошибок и дефектов должно начинаться на начальных этапах разработки и не прекращаться во время эксплуатации АПК.

Проделанная попытка классификации ошибок и дефектов аппаратно-программного комплекса уточнения эфемеридно-временной информации навигационной спутниковой системы может служить первым этапом разработки структуры интеллектуальной экспертной системы, обеспечивающей повышение надежности функционирования подобных систем в различных условиях применения.

Список литературы

1. ГОСТ Р 54459-2011. Глобальные навигационные спутниковые системы. Системы дифференциальной коррекции. Общие технические требования.
2. ГОСТ 24.103-84. Автоматизированные системы управления. Основные положения.
3. *Тейер Т., Липов М., Нельсон Э.* Надежность программного обеспечения. Анализ крупномасштабных разработок. М.: Мир, 1981. 323 с.
4. *Макконнелл С.* Совершенный код. Спб.: Питер, 2005. 896 с.
5. IEEE Std 1044-2009, IEEE Standard Classification for Software Anomalies.

УДК 629.78

Разработка новых навигационных радиосигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением в выделенных диапазонах частот

А. А. Поваляев¹, Р. В. Бакитко²

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

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

e-mail: povalyaev_aa@rniikp.ru

Аннотация. В настоящее время глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС проходит этап глубокой модернизации. Вводятся новые навигационные сигналы с кодовым уплотнением и разделением, обладающие рядом преимуществ перед используемыми в ГЛОНАСС сигналами с частотным уплотнением и разделением. В статье рассматриваются исходные ограничения и требования на разработку новых навигационных сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением, обсуждаются способы преодоления трудностей, связанных с необходимостью размещения на одной несущей частоте более двух навигационных сигналов, и приводятся окончательные решения.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, навигационные сигналы с кодовым уплотнением, сигналы с частотным уплотнением/разделением

Development of New Navigation GLONASS Radio Signals with Code Division within the Dedicated Frequency Bands

A. A. Povalyaev¹, R. V. Bakitko²

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

²candidate of engineering science, Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: povalyaev_aa@rniikp.ru

Abstract. Nowadays the global navigation satellite system GLONASS is running at the phase of deep upgrading. New navigation signals with code multiplexing/division, which surpass GLONASS signals with frequency multiplexing/division, having been put into service. The initial limitations and requirements for the development of new navigation GLONASS signals with the code division are considered in the paper. The particular attention has been paid to the means of overcoming the difficulties caused by necessity of placing the more than two navigation signals at the same carrier frequency. The final solutions are presented.

Key words: GLONASS, navigation signals with code multiplexing, signals with frequency multiplexing/division

Как известно, в настоящее время полностью развернуты и успешно функционируют две глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) — американская GPS и российская ГЛОНАСС. Находятся в стадии развития еще две системы — европейская ГНСС Galileo и китайская Compass (BeiDou).

Все перечисленные ГНСС, за исключением ГЛОНАСС, используют кодовое уплотнение/разделение навигационных сигналов, т. е. каждый спутник системы передает уникальный дальномерный код на одной и той же несущей частоте. В ГЛОНАСС используется частотное уплотнение/разделение навигационных сигналов, при котором все спутники системы передают один и тот же дальномерный код, излучаемый на разных несущих частотах. В принципе, такой способ уплотнения/разделения нельзя считать чисто частотным, поскольку спектры сигналов разных спутников ГЛОНАСС сильно перекрываются.

На этапе проектирования и начальных стадий развертывания систем GPS и ГЛОНАСС в конце 80-х—начале 90-х годов прошлого века, когда точность систем GPS и ГЛОНАСС декларировалась на уровне, не превышающем 100 м по горизонтальным координатам и 150 м по высоте [1], и предполагалось, что количество спутников в орбитальных группировках не превысит 24, кодовый и частотный методы уплотнения/разделения навигационных сигналов представлялись примерно эквивалентными. Однако в процессе дальнейшего развития систем GPS и ГЛОНАСС, повышения их точности до единиц и даже долей метра, увеличения количества спутников в орбитальной группировке до 30 с целью поддержания геометрического фактора не ниже заданного уровня при выходе части спутников из строя, появления псевдофазовых измерений, позволяющих обеспечивать местоопределение с ошибками в сантиметры и даже миллиметры, стало все более проявляться преимущество кодового метода уплотнения/разделения навигационных сигналов.

Кодовый метод уплотнения/разделения позволяет более эффективно использовать выделенную полосу частот, так как при этом спектр сигнала каждого спутника занимает всю полосу выделен-

ных частот, а в это же время при частотном разделении спектр сигнала каждого спутника занимает только часть выделенной полосы. При кодовом уплотнении/разделении в выделенной полосе можно разместить значительно большее число навигационных сигналов при том же уровне их взаимных помех. Это свойство является особенно важным в связи с тем, что в будущем с целью улучшения точности местоопределений в полярных областях и на территории Российской Федерации в орбитальную группировку могут быть введены дополнительные навигационные спутники с полярными, высокоэллиптическими и геосинхронными орбитами. Это потребует размещения в полосах частот, выделенных ГЛОНАСС, навигационных сигналов, количество которых может значительно превысить цифру 30. Используемый же в ГЛОНАСС метод частотного уплотнения/разделения позволяет разместить в полосах частот, выделенных ГЛОНАСС, в настоящее время, не более 30 навигационных сигналов.

Заметны преимущества кодового метода уплотнения/разделения навигационных сигналов по сравнению с частотным проявляются при обработке высокоточных псевдофазовых измерений. При проектировании систем GPS и ГЛОНАСС предполагалось, что навигационные приемники будут осуществлять измерения псевдодальностей и псевдодоплеровских смещений частот несущих колебаний навигационных сигналов. По измерениям псевдодальностей предполагалось определять местоположение и время, а по измерениям псевдодоплеровских смещений — составляющие вектора скорости и скорость смещения шкалы времени навигационного приемника относительно шкалы системы. Именно так было на начальной стадии эксплуатации систем GPS и ГЛОНАСС. Однако в начале 80-х годов прошлого века в США [2] было осознано, что помимо измерений псевдодальностей и псевдодоплеровских смещений частот несущих колебаний навигационных сигналов возможно также проведение так называемых высокоточных псевдофазовых измерений, представляющих собою разность между полной фазой несущего колебания, сформированного в навигационном приемнике, и полной фазой принимаемого им несущего колебания.

Особенностью псевдофазовых измерений является их неоднозначность, сильно осложняющая обработку этих измерений. Однако эту неоднозначность можно преодолеть и тогда точность местоопределений на основе обработки псевдофазовых измерений становится настолько высокой, что начинает проявляться влияние задержек внутри аппаратуры навигационного приемника. В связи с тем, что сигналы с кодовым уплотнением/разделением излучаются всеми спутниками на одной и той же несущей частоте, их задержки в аппаратуре навигационного приемника являются одинаковыми. Это значительно упрощает обработку псевдофазовых измерений GPS и снижает влияние аппаратурных задержек на точность местоопределений с их использованием. В связи с тем, что сигналы с частотным уплотнением/разделением излучаются спутниками на разных несущих частотах, их задержки в аппаратуре навигационного приемника различаются, что усложняет обработку псевдофазовых измерений в ГЛОНАСС. При этом точность местоопределений при использовании псевдофазовых измерений в ГЛОНАСС резко повышается и характеризуется ошибками порядка сантиметра, хотя она все же примерно раза в полтора хуже, чем в GPS.

Проводимая в настоящее время модернизация системы ГЛОНАСС направлена прежде всего на введение в состав излучаемых ее спутниками навигационных сигналов с кодовым уплотнением/разделением.

Рассмотрим вначале структуру новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением. При их разработке основными требованиями были:

- расположение спектров новых сигналов в выделенных для системы ГЛОНАСС диапазонах частот: L1 (1592,9–1610 МГц) с полосой 17,1 МГц, L2 (1237,8–1256,8 МГц) с полосой 19 МГц и L3 (1190,35–1212,23 МГц) с полосой 21,88 МГц;
- возможно более низкая спектральная плотность мощности внеполосного излучения сигналов ГЛОНАСС в радиоастрономическом диапазоне 1610,6–1613,8 МГц;
- совместимость с другими ГНСС;
- взаимодополняемость с другими ГНСС.

Помимо исходных требований, при разработке новых сигналов с кодовым разделением учитывалась необходимость размещения в диапазонах частот L1, L2 гражданских сигналов и сигналов санкционированного доступа, а также учитывались современные тенденции в развитии навигационных сигналов. Эти тенденции предполагают введение так называемого пилот-сигнала, немодулированного символами навигационного сообщения, в дополнение к ранее использовавшемуся сигналу данных, модулированному этими символами. Введение дополнительного пилот-сигнала позволяет проводить измерения по более слабым сигналам.

Все это порождало необходимость размещения в каждом из диапазонов L1, L2 более двух бинарных сигналов. В старых сигналах GPS и ГЛОНАСС, излучавшихся первыми поколениями спутников ГЛОНАСС и GPS, в каждом из двух диапазонов L1, L2 использовались только два бинарных навигационных сигнала данных в виде модулированных навигационными сообщениями гражданских дальномерных кодов и дальномерных кодов санкционированного доступа. Эти коды модулируют по фазе на $\pm 180^\circ$ две квадратуры несущего колебания, в результате чего амплитуда суммарного сигнала, предназначенного для усиления и дальнейшего излучения, получается постоянной. Постоянство амплитуды суммарного сигнала является принципиально важным для эффективной работы выходного бортового усилителя мощности. Но в этом режиме коэффициент полезного действия выходного усилителя резко падает по сравнению с режимом насыщения, требующем постоянства амплитуды усиливаемого сигнала.

Размещение (уплотнение) на двух квадратурах более двух бинарных сигналов приводит к изменению амплитуды их суммы и, следовательно, резко снижает эффективность работы выходного усилителя мощности.

Известны два метода преодоления этой проблемы. Первый метод — это временное уплотнение пилот-сигнала и сигнала данных, впервые использованное в сигнале L2C GPS. При временном уплотнении чипы (элементарные символы) дальномерных кодов пилот-сигнала и сигнала данных перемежаются по времени. Временное уплотнение является удобным для объединения двух

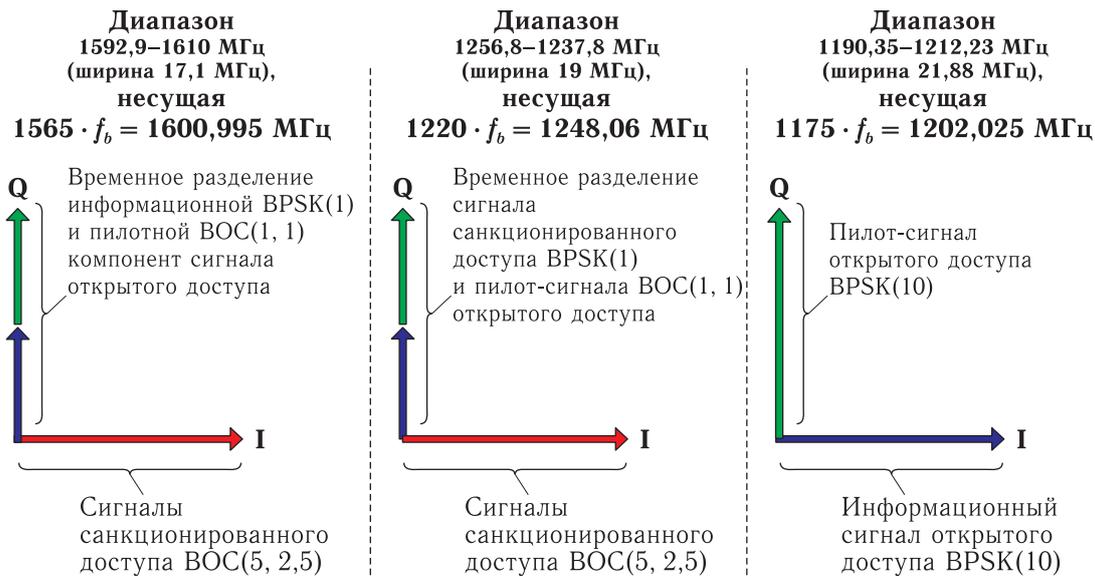


Рис. 1. Структура сигналов системы ГЛОНАСС с кодовым разделением в диапазонах L1, L2, L3

родственных сигналов, таких как пилот-сигнал и сигнал данных.

Второй метод — это применение многокомпонентной фазовой модуляции (МКФМ) [3, 4]. Основное достоинство МКФМ заключается в том, что каждая компонента входного МКФМ-сигнала воспринимается на выходе коррелятора навигационного приемника как единственная из присутствующих на его входе. Все остальные компоненты в корреляторе подавляются. Однако недостатком метода МКФМ-уплотнения навигационных сигналов являются $\sim 15\%$ потери мощности излучаемого сигнала в навигационном приемнике. По этой причине для уплотнения пилот-сигналов и сигналов данных на каждой из квадратур несущего колебания при проектировании новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением был выбран временной метод, т. е. перемежение чипов дальномерных кодов пилот-сигналов и сигналов данных на каждой из квадратур.

Структура сигналов системы ГЛОНАСС с кодовым разделением в диапазонах L1, L2, L3 показана на рис. 1.

Спектры гражданских сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением, разработанные в соответствии с вышеизложенными требованиями, представлены в табл. 1.

В диапазоне L1 разработка сигнала велась в выделенной ограниченной полосе 17,1 МГц.

Помимо этого, существенными факторами, определившими выбор сигнала в диапазоне L1, являлись: выбор несущей частоты $5,115 \times 313 = 1600,995$ МГц, кратной 5,115 МГц, для совместимости со всеми существующими и развертываемыми в настоящее время зарубежными ГНСС, а также необходимость обеспечения очень низкой плотности потока мощности внеполосного излучения ГЛОНАСС в полосе радиоастрономии (1610,6–1613,8 МГц), которая вплотную примыкает справа к диапазону L1 ГЛОНАСС. Все это привело к тому, что для диапазона L1 пришлось выбрать сигналы санкционированного доступа с шириной спектра 15,345 МГц, что примерно в 1,3 раза меньше, чем полосы частот аналогичных сигналов санкционированного доступа в зарубежных системах.

Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L1 показаны на рис. 2.

В диапазоне L2 разработка сигнала велась в выделенной ограниченной полосе 19 МГц. Увеличение полосы в диапазоне L2 по сравнению с L1 на 2 МГц не позволяет существенно улучшить шумовые характеристики сигнала в диапазоне L2. Поэтому было принято решение использовать в обоих диапазонах L1, L2 одинаковые сигналы санкционированного доступа с шириной спектра 15,345 МГц, что примерно в 1,3 раза меньше,

Таблица 1. Параметры новых сигналов ГЛОНАСС открытого доступа с кодовым разделением

Диапазон	Несущая	Метод уплотнения	Квадратура	Сигнал, вид спектра*	Скорость передачи информации, длительности символов ЦИ и СК	Длина и период ДК, тактовая частота ДК	
L1	$f_{L1} = 1600,995$ МГц	Квадратурное уплотнение	I	Санкц. доступ ВОС (5, 2,5)	—	—	
			Q	Врем. упл.	L1OCd BPSK(1)	$R = 125$ бит/с, $T_{ЦИ} = 8$ мс, $T_{СК} = 4$ мс	$N_1 = 1023$, $T_1 = 2$ мс, $f_T = 0,5115$ МГц
					L1OCp ВОС(1, 1)	—	$N_1 = 4092$, $T_1 = 8$ мс, $f_T = 0,5115$ МГц
L2	$f_{L2} = 1248,06$ МГц	Квадратурное уплотнение	I	Санкц. доступ ВОС (5, 2,5)	—	—	
			Q	Врем. упл.	Санкц. доступ BPSK(1)	—	—
					L2OCp ВОС(1, 1)	—	$N_1 = 10\ 230$, $T_1 = 20$ мс, $f_T = 0,5115$ МГц
L3	$f_{L3} = 1202,025$ МГц	Квадратурное уплотнение	I	L3OCd BPSK(10)	$R = 100$ бит/с, $T_{ЦИ} = 10$ мс, $T_{СК} = 5$ мс	$N_1 = 10\ 230$, $T_1 = 1$ мс, $f_T = 10,23$ МГц	
			Q	L3OCp BPSK(10)	—	$N_1 = 10\ 230$, $T_1 = 1$ мс, $f_T = 10,23$ МГц	

* В обозначениях ВОС(m, n) или BPSK(n) параметры m и n приведены относительно базовой частоты $f_b = 1,023$ МГц.

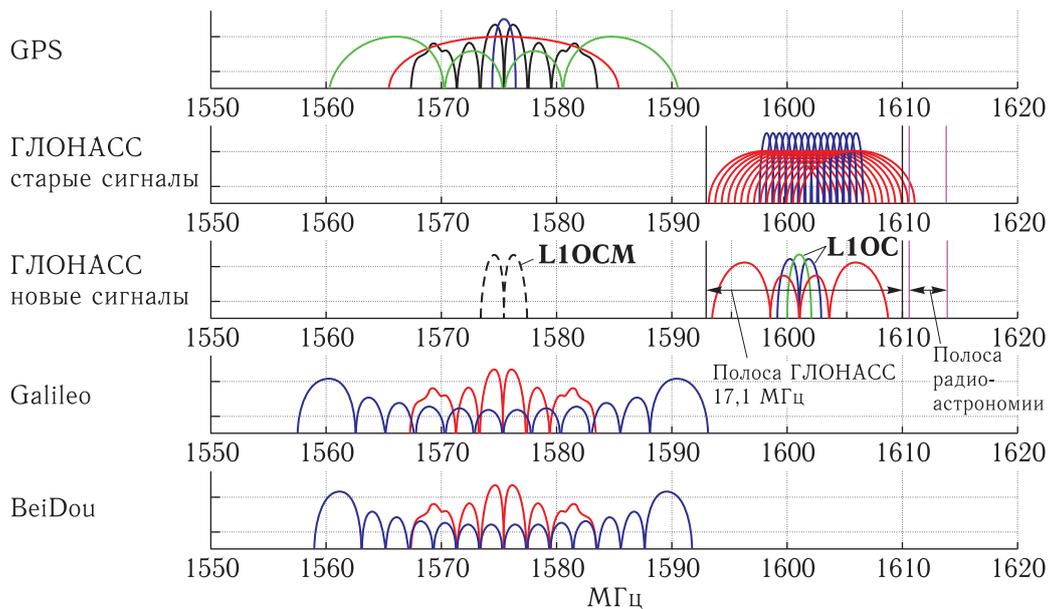


Рис. 2. Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L1

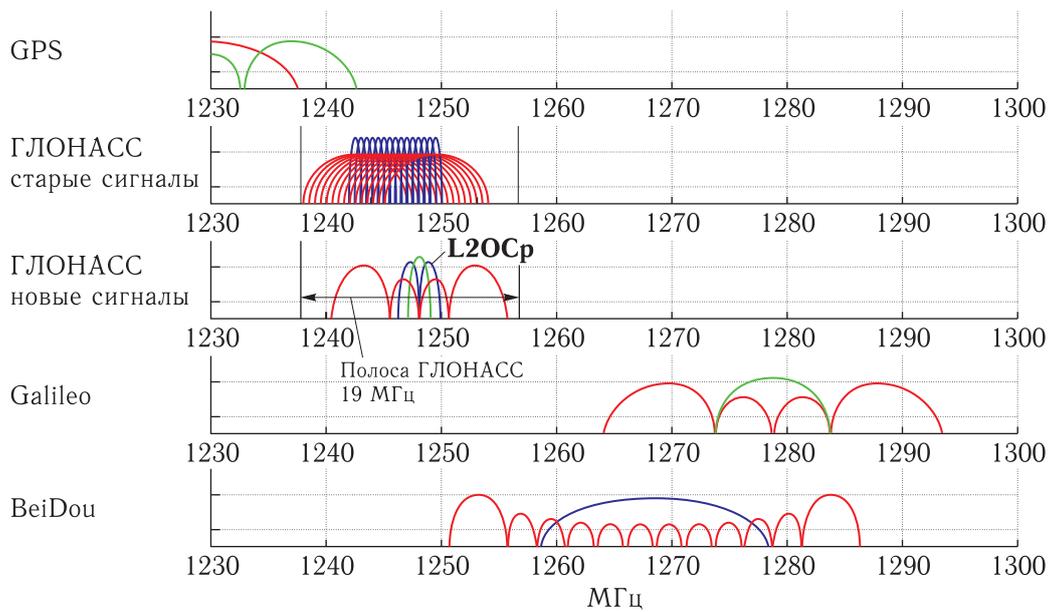


Рис. 3. Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L2

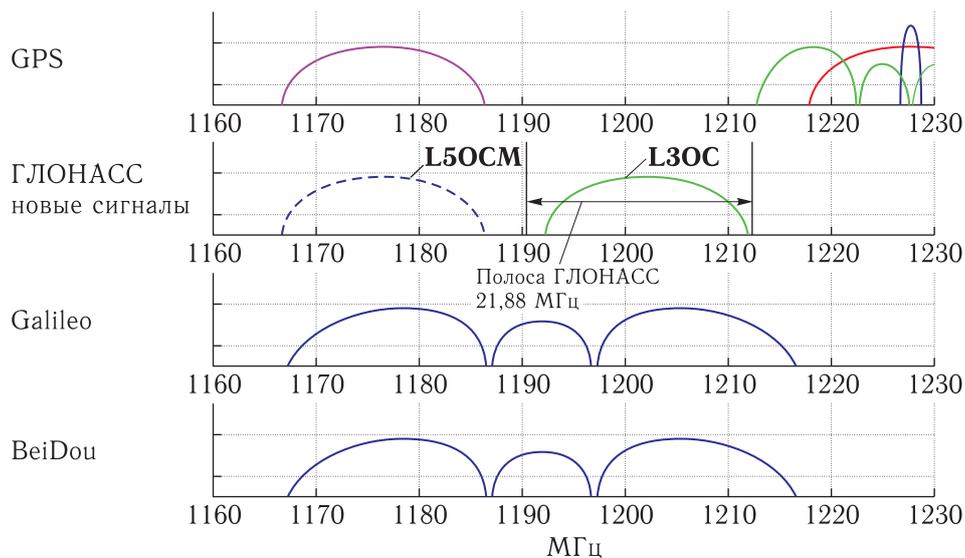


Рис. 4. Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L3

чем полосы частот аналогичных сигналов санкционированного доступа в зарубежных системах. Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L2 показаны на рис. 3.

Как видно из табл. 1, а также из рис. 2 и 3, новые гражданские сигналы ГЛОНАСС с кодовым разделением в диапазонах L1 и L2 являются существенно более узкополосными и занимают полосы

частот такие же, как гражданские сигналы в зарубежных системах. Как следствие, новые гражданские сигналы системы ГЛОНАСС обладают такими же шумовыми характеристиками, как их зарубежные аналоги.

В связи с тем, что ширина полосы, выделенной для ГЛОНАСС в диапазоне L3, составляла 21,88 МГц, ограничением для разработки сигнала в этом диапазоне был только выбор несущей

частоты $235 \times 5,115 = 1202,025$ МГц, кратной 5,115 МГц. В итоге ширина спектра гражданского сигнала ГЛОНАСС в диапазоне L3 составила 20,46 МГц, что незначительно меньше полосы 21,88 МГц, выделенной для ГЛОНАСС в диапазоне L3. При этом ширина спектра сигналов ГЛОНАСС в диапазоне L3 не меньше ширины спектра аналогичных сигналов систем GPS, Galileo, Compass. По этой причине шумовые характеристики разработанных новых сигналов системы ГЛОНАСС в диапазоне L3 ничем не уступают шумовым характеристикам аналогичных сигналов зарубежных систем.

Спектры новых сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением на фоне спектров других ГНСС в диапазоне L3 показаны на рис. 4.

Список литературы

1. *Fombonne P.* Satellite Navigation System GLONASS. Navigation, April 1989, 146, pp. 234–243.
2. *Remondi B. W.* Using the Global System (GPS) Phase Observable for Relative Geodesy: Modeling, Processing, and Results. May 1984, Doctoral Dissertation. Center for Space Research, The University of Texas at Austin, Austin Texas. National Geodetic Information Center, NOAA, Rockville, MD, 1984.
3. *Харисов В. Н., Поваляев А. А.* Оптимальное выравнивание суммы навигационных сигналов в ГНСС. Радиотехника, 7, 2011 г., с. 65–75.
4. *Kharisov V., Povalyaev A.* Optimal Alignment of the Sums of GNSS Navigation Signals. Inside GNSS, January/February 2012, pp. 56–67.

УДК 621.398:623.462

Научно-методические основы системного подхода к построению информационно-измерительного комплекса

О. Е. Хромов¹, В. А. Благодырёв¹

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

e-mail: tm016@rniikp.ru

Аннотация. Рассмотрены вопросы взаимодействия между системами информационно-телеметрического и навигационно-баллистического обеспечения, которые составляют информационно-измерительный комплекс, и роль бортовых радиотелеметрических систем и систем управления испытаний изделий ракетно-космической техники в обеспечении измерений и в управлении летными экспериментами.

Ключевые слова: информационно-измерительное обеспечение, командно-измерительные приборы, алгоритмы преобразования информации, управление испытательным экспериментом

The Methodological Fundamentals of a System Approach to Construction of an Information-Measuring Complex

O. E. Khromov¹, V. A. Blagodyrev¹

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

e-mail: tm016@rniikp.ru

Abstract. The interaction between the information and telemetry support system and navigation and ballistic support system is considered. Such systems form a data measurement complex. In addition, the role of on-board radio telemetry systems and control testing systems of space-rocket engineering products in measurements support and support for flight experiment control is examined.

Key words: information-measuring support, command-measuring instruments, algorithms of transformation of the information, flight experiment control

Информационно-измерительное обеспечение (ИИО) испытаний и штатной эксплуатации (ШЭ) ракетно-космической техники (РКТ) — это процесс выявления реальных летно-технических характеристик (ЛТХ) испытуемых образцов летательных аппаратов (ЛА), определения соответствия их реальных характеристик требуемым значениям на основе:

1) дистанционных измерений информационных параметров, преобразования и анализа получаемых данных;

2) получения информации о текущих навигационных параметрах (ИТНП) на основе инерциальных командно-измерительных приборов и внешне-траекторных измерений.

С позиций системного подхода в самом общем виде этапы ИИО целесообразно классифицировать следующим образом:

- измерение (получение измерительной информации, включающее в себя в том числе телеизмерения на борту контролируемого объекта, передачу и прием ТМИ);
- сбор ИИ в центр (центры) обработки и анализа;
- обработка ИИ;
- анализ ИИ, принятие решения на продолжение испытаний;
- представление и документирование ИИ.

Последовательная реализация перечисленных этапов ИИО в совокупности с управлением экспериментом представляет собой сквозную информационную технологию ИИО.

Информационно-измерительный комплекс (ИИК) относится к классу сложных систем идентификации и оценивания состояния и диагностики. Его структура и алгоритмы преобразования информации определяются, с одной стороны, объектом испытания, а с другой — целью и задачами испытания и вытекающими из них формами представления данных.

Объект испытания представляется как единая система с иерархически упорядоченной структурой, на верхнем уровне которой можно выделить две взаимосвязанные подсистемы: техническая система, обеспечивающая пуск и испытания РКТ, а также сам контролируемый объект с бортовыми ком-

плексами, совершенство которых определяется возможностями адаптации к нештатным и аварийным ситуациям, радиоканалам измерений и передачи данных. Основной системной задачей исследования является идентификация объекта испытания, в том числе в условиях нештатных и аварийных ситуаций. Для обеспечения безопасности и надежности испытательного эксперимента требуется в реальном масштабе времени формировать признаковое пространство и проводить классификацию процессов с целью распознавания нештатных и аварийных ситуаций. Качество выполнения задач испытаний определяется способностью бортовых и наземных комплексов адаптации к изменяющейся обстановке. Их совершенство оценивается степенью приближения реализуемых ими функций измерений и управления к интеллектуальным системам и комплексам.

Определяющая роль в обеспечении измерений и управления летными экспериментами (ЛЭ) принадлежит бортовым радиотелеметрическим системам (БРТС) и системам управления (СУ) испытательных изделий ракетно-космической техники (РКТ) [1–3, 8–16]. Поэтому с позиций системного подхода необходимо рассмотреть две составляющие повышения эффективности ИИО пусков и РКТ — бортовую и наземную. Традиционно при определении планов модернизации ПИК бортовые системы измерений и информационно связанный с ними комплекс командных приборов (ККП) не рассматриваются, а их возможности в части повышения качества отработки испытываемого изделия не учитываются. Но на деле, как показывают проведенные системные исследования, достижение требуемого качества ИИО испытаний и отработки РКТ более чем на 80% обеспечивается за счет бортовых систем и комплекса командных приборов (ККП) [1–3].

В части обоснования облика и алгоритмов работы БРТС необходимо обеспечить действия:

- выбрать такие датчики (рецепторы) и такую их топологию измерений, чтобы обеспечить наблюдаемость системы в целом и ее идентифицируемость с использованием бортовой аппаратуры потребителей (БАП);

- обеспечить бортовой сбор телеметрической информации (ТМИ);
- выбрать наиболее подходящую структуру уплотнения сообщений и упаковки данных, обеспечивающую наилучшее решение поставленной задачи испытаний, с одной стороны, и оптимальное согласование формируемых объемов ТМИ с пропускной способностью радиоканалов передачи данных, с другой;
- обработать данные на борту изделия с использованием микропроцессорной вычислительной техники (ВТ) по заданным алгоритмам оценивания состояния динамических систем, идентификации и классификации получаемых данных в результате измерений;
- автоматически принять решение по результатам классификации об аварийном развитии эксперимента и выработать управляющие команды на изменение режимов работы бортовых систем измерений и управления полетом изделий;
- обеспечить достоверную передачу ТМИ по радиоканалам с помехами в условиях действия различных деструктивных факторов (ДФ).

В плане совершенствования наземной инфраструктуры приема, сбора, обработки и анализа данных необходимо ориентироваться на то, чтобы были выполнены следующие задачи ИИО испытаний и отработки РКТ [1–3, 8–16]:

- достижение требуемого дублирования средств приема и получение измерительной информации (ИИ) с учетом геометрических факторов, неопределенности зон оптического и радиотехнического наблюдения за испытываемым объектом, характеристик приемных и измерительных станций;
- обеспечение наблюдаемости объекта в смысле наилучшего качества получаемой измерительной информации, ее идентифицируемости и интерпретации с различных точек зрения: оперативного анализа и репортажа, обработки и анализа, определения причин нештатных ситуаций и оценивания ЛТХ;
- наилучшее согласование функций бортовых и наземных систем измерений с целью дости-

жения наилучших показателей эффективности испытаний и отработки РКТ;

- представление информационно-измерительной информации и результатов проведенных исследований различным пользователям по согласованным протоколам.

Наряду с решением указанных выше задач необходимо учитывать, что добиться должного эффекта в экспериментальных работах можно при соответствующем управлении экспериментом. Поэтому технология эксперимента является объектом управления, а это означает, что необходимо иметь соответствующее информационное обеспечение управления: прямые и обратные связи и средства регулирования.

Активное применение современных цифровых технологий позволяет перенести в вычислительную среду большинство измерительных преобразований и, следовательно, унифицировать системы сбора и обработки измерительной информации. Это обуславливает внедрение принципов создания интеллектуальных систем [1–3, 8–16]. Первый этап их реализации связан с созданием адаптивных систем измерений и комплексов [1–3, 8–16].

Состав ИИК. ИИК представляет собой единую информационно-управляющую систему и включает пять взаимосвязанных подсистем:

- систему траекторных измерений и регистрации физических процессов, сопровождающих полет и взаимодействие с целью (СТИР);
- систему информационно-телеметрического обеспечения (СИТО);
- систему обработки и отображения экспериментальных данных (СОО);
- систему управления испытательным экспериментом (СУЭ);
- систему информационного обмена и связи (СИО).

С помощью этих средств формируются два контура: навигационно-баллистического обеспечения и информационно-телеметрического обеспечения испытаний.



Рис. 1. Система испытания ЛА с позиций системного подхода

Система информационно-телеметрического обеспечения совместно с системой навигационно-баллистического обеспечения (СНБО) составляют информационно-измерительный комплекс, который следует рассматривать как элемент надсистемы — системы испытания ЛА [1–4].

Система испытания ЛА имеет общие компоненты структуры с системами, осуществляющими контроль и управление качеством некоторого технологического процесса. К ним относятся взаимосвязи между типовыми элементами (рис. 1): тип испытуемого ЛА, конкретный образец ЛА, подвергающийся испытаниям, система измерений наблюдаемых параметров (навигационных и бортовых), система оценивания состояния, технического диагностирования, идентификации, система анализа, система принятия решения на коррекцию типа исследуемого ЛА, система формирования управлений качеством объекта испытания.

Здесь объект испытания (ЛА) и его модель играют ключевые роли. Модель объекта аккумулирует предъявляемые к объекту требования. Сравнение их состояний и текущих структур дает ос-

нование для принятия решения относительно выработки конкретных управляющих воздействий на технологию изготовления ЛА и продолжение испытаний.

Информационно-измерительный комплекс позволяет осуществить такое сравнение, поставляя информацию о ЛА в требуемом виде и в заданные отрезки времени. Такой информацией являются оценки параметров движения ЛА, параметров состояния бортовых устройств, параметров, необходимых для технического диагностирования и идентификации ЛА [1–3, 8–16].

Подсистема анализа позволяет оценить степень близости реального объекта испытания и его модели в самом широком смысле. Результаты анализа говорят о том, какие изменения в состоянии объекта и его структуре необходимо предпринять, чтобы ЛА соответствовал предъявляемым требованиям. Лицо, принимающее решение, на основе полученных данных измерений определяет систему мер, приводящих к выполнению поставленных задач, на основе чего формируются управляющие воздействия. Иногда по результатам

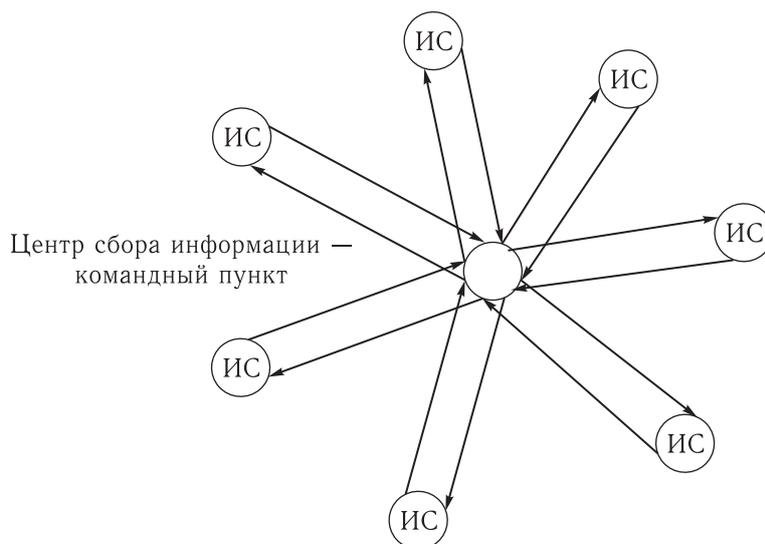


Рис. 2. Конфигурация информационно-измерительного комплекса (ИИК) как коммуникационной системы

испытаний принимается решение о корректировке модели [1–3, 5–7, 16].

На другом уровне стратифицированного описания информационно-измерительный комплекс представляет собой телекоммуникационную систему с конфигурацией типа «звезда» (рис. 2). В периферийных узлах этой системы находятся источники измерительной информации — средства измерений. В центральном узле связи находится центр сбора, обработки и управления технологией информационно-измерительного обеспечения.

Между каждым узлом и центром должен быть организован двусторонний информационный обмен: от периферийных элементов к центру передается измерительная информация и информация о собственном состоянии, от центра к периферийным элементам — управляющая информация. Построение коммуникационной системы возможно в том случае, если измерительные средства имеют цифровые коммуникационные порты, позволяющие обеспечить интеграцию измерительных средств в единое информационное пространство комплекса. Построение и модернизация измерительных средств должна учитывать такую логику построения комплекса.

Существующие системы сбора данных измерений не являются дуплексными, что приводит к значительной загрузке каналов передачи данных избыточной информацией. Потребность в ней

возникает только в случае нештатных и аварийных ситуаций. При этом исключается возможность управления потоками данных с командного пункта ИИК. Проведенный системный анализ показывает, что существенное повышение качества ИИО испытаний и ШЭ РКТ возможно при организации передачи управляющей информации, позволяющей перейти к адаптивным методам и технологиям планирования измерительного эксперимента, проведения опытно-испытательных работ (ОИР), сбора и обработки данных измерений. Эффективность применения ИИК, под которой понимается степень соответствия выполняемых им функций предъявляемым требованиям, обеспечивающим выполнение целевых задач. Она в существенной мере зависит от следующих свойств ИИК: 1) адаптивности, под которой понимается приближение результатов его функционирования к комплексу с искусственным интеллектом; 2) точности измерительных средств и фильтрующих (сглаживающих) свойств алгоритмов обработки экспериментальных данных; 3) достоверности и оперативности получаемой измерительной информации. Поэтому измерительные средства и технология измерения в целом должны являться элементами, позволяющими создать современное метрологическое обеспечение ИИО испытаний РК. Прежде всего, это означает, что в ИИК должна быть создана система эталонов, методов, методик и алгоритмов по поддержанию



Рис. 3. Информационно-измерительный комплекс (ИИК) как система достижения требуемого качества обработки испытываемых изделий и управления метрологическим обеспечением повышения эффективности измерений

требуемых точностных характеристик измерительных средств.

Применительно к средствам телеизмерений метрологическое обеспечение должно быть представлено в виде следующих независимых составляющих. Первая из них предполагает метрологическую аттестацию датчикообразующей аппаратуры (ДПА), осуществляемую на этапах изготовления и подготовки изделия к пуску [3–6]. Вторая связана с контролем соответствия расчетных шкал телеизмерений датчиков их реальным значениям, реализующимся при летных испытаниях (ЛИ) РКТ, и исключением эффекта «зашкаливания» значений телеметрируемых параметров (ТМП) при возникновении нештатных и аварийных ситуаций. Третья определяется трактами приема ТМИ, каналами сбора, методами, методиками и алгоритмами обработки измерений [8, 9, 13]. Метрологическая аттестация радиотехнических и оптических средств траекторных измерений предполагает использование для сравнения измерительной информации, добытой другими средствами, а также проведение измерений по эталонным траекториям полета КА.

Такие эксперименты в прошлом проводились для метрологической аттестации систем траектор-

ных измерений «Вега» [5]. Кроме того, определяющее значение для проведения метрологической аттестации средств траекторных измерений имеет использование метрологически поверенных ориентиров и методик проведения юстировочных работ.

В общем плане метрологическую аттестацию ИИО испытаний и ШЭ РКТ можно представить как систему достижения требуемого качества обработки контролируемых изделий и управления метрологическим состоянием средств и ИИК в целом (рис. 3).

Анализ создаваемой в ряде ОКР системы достижения требуемого качества обработки контролируемых изделий и управления метрологическим состоянием (рис. 3) показывает, что она обладает целым рядом недостатков. Прежде всего, это следует из недостаточно развиваемых качеств эмерджентности (интегративности) ИИК, под которым понимается появление у системы (комплекса) свойств, которые не присущи ни одному из составляющих ее элементов.

Таким образом, эмерджентность является определяющим свойством реализуемого в ИИК системного подхода [1]. Это свойство появляется только в результате целенаправленной деятельности по достижению качественно новых показателей

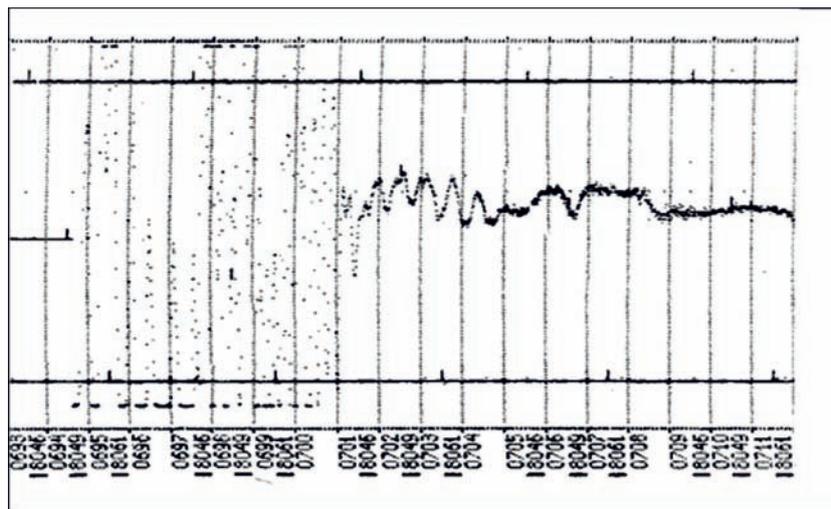


Рис. 4. График, иллюстрирующий выход значений телеметрируемого параметра за границы ожидаемого диапазона измерений

эффективности ИИО испытаний и ШЭ РКТ, которыми не обладает ни одно из используемых средств измерений. В частности, свойство эмерджентности предполагает широкое использование различных методов, методик и алгоритмов комплексирования (объединения) всех полученных результатов измерений в систему данных, обладающих повышенными показателями точности, помехоустойчивости и достоверности измерений, устойчивости получаемых решений по управлению ИИК и испытаниями изделий в целом.

Известны проблемы метрологической аттестации телеметрического комплекса (ТК). Первая их группа связана с отсутствием эталонов, с которыми можно сравнивать полученные результаты измерений. Вместо них для идентификации измерений, оценивания их точности и достоверности используются допуски. Последние представляют собой доверительные интервалы попадания значений контролируемых параметров в заданные области, определяющие нормальный режим функционирования РКТ. Вторая группа метрологических проблем обусловлена невозможностью точного определения требуемых шкал измерений. В результате этого при радиотехнических траекторных измерениях имеют место ошибки, вызванные неоднозначностью определения конечного результата. При телеизмерениях это проявляется в эффекте «зашкаливания» значений ТМП (рис. 4).

Эффект «зашкаливания» значений ТМП обусловлен тем, что шкалы телеизмерений выбираются из условия нормального функционирования РКТ. При возникновении нештатной ситуации значения ТМП значительно отличаются от расчетных. При этом измерения особенно нужны, а их нет.

Неопределенность, обусловленная отклонениями функционирования систем и агрегатов РКТ от «нормы», не только связана с эффектом «зашкаливания» значений ТМП. Она возникает также из-за недостаточной частоты опроса датчиков, а также из-за помех в каналах «борт–Земля». Проведенные исследования показали, что потери ТМИ из-за недостаточной частоты опроса датчиков касаются (прежде всего) параметров двигательной установки (ДУ). Они проявляются в процессе развития аварийной ситуации в ДУ, исходом которой является разрушение конструкции испытываемого изделия. Доля телеметрируемых параметров ДУ в общем объеме медленно меняющихся параметров (ММП) ракет-носителей (РН) составляет примерно 15–40%. Причем датчики ДУ опрашиваются обычно с частотой 50 Гц и 100 Гц. Однако для того, чтобы получить информацию о поведении параметров ДУ в аварийной ситуации, частота опроса соответствующих датчиков должна быть увеличена до 200–400 Гц. На рис. 5 приведена диаграмма, иллюстрирующая метод «проб и ошибок», составлявший основу подбора наиболее

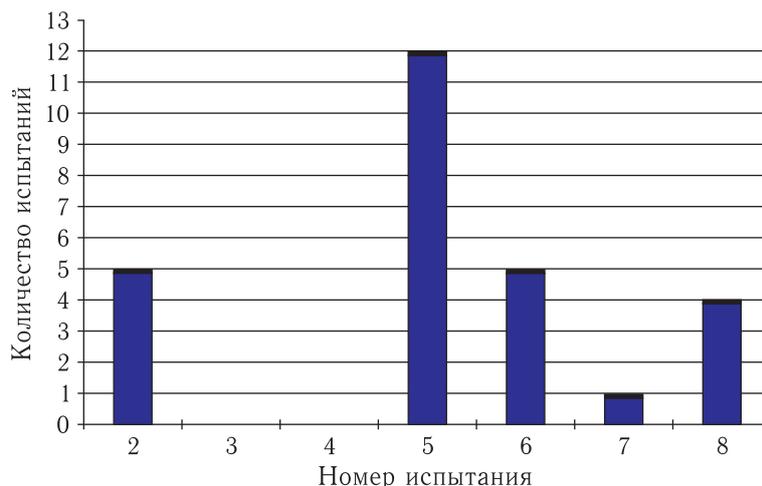


Рис. 5. Иллюстрация эффективности метода «проб и ошибок» при выборе шкал измерений для 20-ти вибропараметров в ходе испытаний РН «Зенит»

подходящих в метрологическом отношении шкал измерений.

Диаграмма на рис. 5 иллюстрирует процесс подбора наиболее подходящих в метрологическом отношении шкал измерений (минимизирующих появление случаев «зашкаливания» значений ТМП, с одной стороны, и максимизирующий показатели точности телеизмерений, с другой) при решении оптимизационной задачи, заключающейся в адаптации системы телеизмерений к группе из двадцати вибропараметров (БМП).

Из диаграммы (прежде всего) следует, что эффект «зашкаливания» значений ТМП присутствует также и в условиях нормального (штатного) пуска. При этом во втором пуске этот эффект наблюдался у 5 БМП. Затем после коррекции шкал измерений эффект «зашкаливания» отсутствовал в 3 и 4 пусках, но при ЛИ № 5 «зашкаливали» уже 12 датчиков из 20. В восьмом пуске их было 4. На операцию подбора шкал телеизмерений на основе метода «проб и ошибок» ушло 3 года, а процесс адаптации нельзя было признать удовлетворительным.

При этом представляет особую научную и практическую значимость системно-информационный анализ того, как проблема обеспечения информационной безопасности пусков и получения достоверных телеизмерений в нештатных и аварийных ситуациях решается в других странах, например, в США. В США и на французском полигоне «Куру» подстройка шкал телеизмерений

осуществляется по мере необходимости в ходе ЛИ на основе оперативной обработки принимаемой ТМИ автоматизированным комплексом анализа данных и передачи команд управления с использованием командной радиопередачи (КРП). Реальный пример подобного управления шкалами телеизмерений проиллюстрирован на рис. 6 и 7. При этом на рис. 6 приведен случай аварийной ситуации и изображены ТМП «угла тангажа» и «рыскания», а на рис. 7 те же параметры, но полученные в условиях «нормального» пуска.

При аварии шкала телеизмерений «угла тангажа» была расширена со значения $D_n = (91 - 35) = 56$ ед. до величины $D_a = (130 - (-250)) = 380$ ед., т.е. более чем в 6,7 раза. По законам метрологии при этом во столько же раз была увеличена погрешность телеизмерений (уменьшены точностные показатели). При этом были сформированы дополнительные команды: вначале на повторный «разрыв» пироболта, а затем (после того, как она не была исполнена и пироболт продолжал удерживать отработавшую первую ступень) на совершение маневра ракетой из стороны в сторону. В результате ступень оторвалась и пуск завершился успешно.

Адаптивное информационно-телеметрическое обеспечение (ИТО) испытаний и ШЭ РКТ, таким образом, должно быть ориентировано на множество возможных различных ситуаций, которые могут привести к аварии, и предполагает наличие

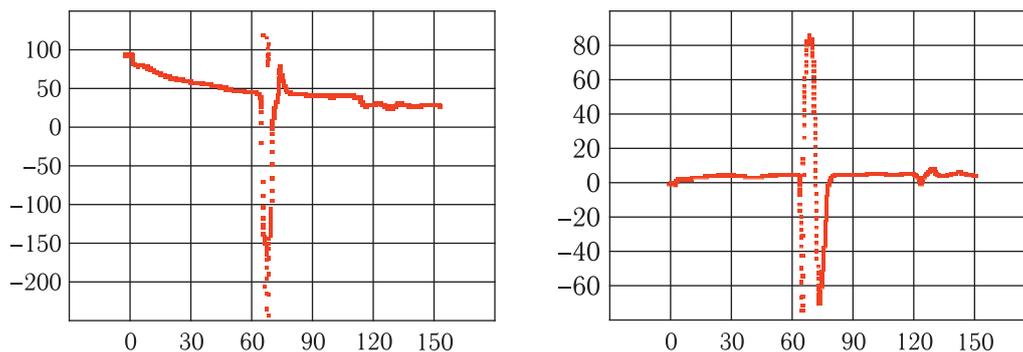


Рис. 6. Изменение угла тангажа и рыскания при нештатном пуске ракеты-носителя (аварийная ситуация вызвана «недорубом» соединительного отсека (СО1) первой и второй ступени (не разорвался один из соединительных пироболтов))

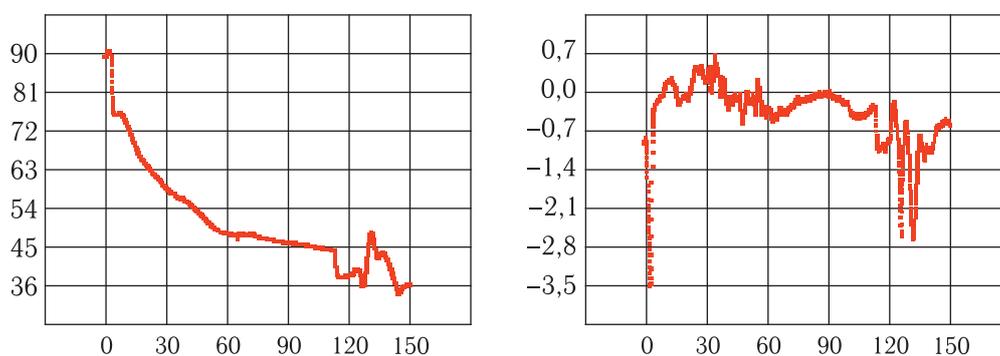


Рис. 7. Изменение угла тангажа и рыскания при штатном пуске РН

дополнительных команд, формирующих программу адекватных контрмер.

В существующей отечественной практике наличие КРЛ предусмотрено только при управлении КА. На уровне НИР прорабатываются вопросы создания системы управления полетом разгонных блоков (РБ). Но хуже всего дело обстоит с испытаниями и отработкой РКТ, свидетельство чему рост количества аварийных пусков.

Прежний экстенсивный подход к повышению эффективности ИТО испытаний и ШЭ РКТ отличался стремлением к универсальности, в том числе и в вопросах оценивания точности и достоверности измерений, что было оправдано необходимостью определения пределов обобщения и универсальности.

Дальнейшее повышение эффективности телеметрического комплекса (ТК) должно быть основано на использовании особенностей процессов телеизмерений, связанных с отличием целей и задач испытаний РКТ. Этот новый интенсивный этап

модернизации ТК требует разработки адаптивных телеметрических систем. Теория адаптивных ТК предполагает наработку как можно большего множества различных вариантов организации телеизмерений, имеющих конечной целью получение наилучших показателей точности и достоверности при всех других показателях эффективности не хуже заданных.

Список литературы

1. Хромов О. Е., Ануркин С. И., Мягков А. П., Еремин Ю. Г. Анализ современного состояния и тенденций развития отечественных и зарубежных наземных и бортовых средств управления, ТМО и НБО КА НСЭН и контроля СВ; центров управления, сбора и обработки ТМИ и НБИ КА НСЭН; системы информационного обеспечения контроля запусков СВ. Отчет № 754-0327/06-1-016/615 о НИР «Телеприбор». Кн. 1 ч. 1 / РНИИ КП, 2006. 137 с.

2. *Хромов О.Е., Мягков А.П., Кузнецов Б.М.* Радиотелеметрический комплекс (РТК) для обеспечения полетов РКН «Аврора». РНИИ КП, материалы ДЭП. 2002. 43 с.
3. Технические основы эффективности ракетных систем. Е.Б. Волков, В.З. Дворкин, А.И. Прокудин и др. Под ред. Е.Б. Волкова. М.: Машиностроение, 1989. 256 с.
4. *Сухарученков Б.И., Меньшиков В.А.* Методы анализа характеристик летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1995. 368 с.
5. *Кринецкий Е.И., Александровская Л.Н., Мельников В.С., Максимов Н.А.* Основы испытаний летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1989. 312 с.
6. *Пашковский И.М., Леонов В.А., Поплавский Б.К.* Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний. М.: Машиностроение, 1985. 416 с.
7. *Хромов О.Е., Ануркин С.И., Мягков А.П., Кузнецов Б.М.* Малогабаритная бортовая информационно-телеметрическая система (МБИТС) для изделия «Ресурс-О1»/ РНИИ КП, материалы ДЭП. 2002. 43 с.
8. *Хромов О.Е., Пудовкин О.Л., Тимофеев Ю.А.* Исследование проблемных вопросов рационального распределения задач в системе управления КА НСЭН и контроля запусков средств выведения. Отчет № 754-0327/06-1-016/618 о НИР «Телеприбор». Кн. 1 ч. 1. / РНИИ КП, 2006. 148 с.
9. *Хромов О.Е., Круглов А.В., Ватутин В.М.* Анализ современного состояния проблемных вопросов создания высокопроизводительных средств формирования и передачи интегрированных цифровых информационно-управляющих потоков в бортовых и наземных командно-информационных комплексах, устойчивости радиолиний к естественным и преднамеренным помехам при передаче интегрированных цифровых информационно-управляющих потоков. Отчет № 754-0327/06-1-07/741 о НИР «Телеприбор». Кн. 1 ч. 4 / РНИИ КП, 2006. 219 с.
10. *Хромов О.Е., Мягков А.П., Панцырный О.А., Кузнецов Б.М.* Система телеметрических измерений для КА «RAMOS» / РНИИ КП, Технический проект, 2003. 51 с.
11. *Хромов О.Е., Васильев М.Б.* Анализ регламентов распределения диапазонов радиочастот и формирование требований к ним для перспективных систем управления КА НСЭН и контроля запусков средств выведения. Отчет № 754-0327/06-1-020/161 о НИР «Телеприбор». Кн. 1 ч. 1.5 / РНИИ КП, 2006. 72 с.
12. *Хромов О.Е., Ватутин В.М., Комарова И.Ю.* Анализ современного состояния проблемных вопросов создания высокопроизводительных средств формирования и передачи интегрированных цифровых информационно-управляющих потоков в бортовых и наземных командно-информационных комплексах. Отчет о НИР «Поток» / Переславль-Залесский «ИПС РАН», 2006. 261 с.
13. *Хромов О.Е., Мягков А.П., Кузнецов Б.М.* Бортовая аппаратура телесигнализации (БАТС)/ РНИИ КП, Инженерная записка, 2003. 109 с.
14. *Хромов О.Е., Дворкин В.В., Мягков А.П.* Информационно-телеметрическое обеспечение РКН «Ангара-А5» / Технические предложения, 2003. 51 с.
15. *Урличич Ю.М., Хромов О.Е.* Телеметрия для космоса. Мобильный измерительный пункт (МИП). Бортовая система телеметрических измерений. «Аэрокосмический курьер», № 3, 2004. 12 с.
16. *Хромов О.Е.* Новые информационные технологии телеизмерений. М.: «Вопросы радиоэлектроники», серия ОТ, выпуск 1, 2005. с. 44–48.

УДК 629.78

ОАО «Российские космические системы». История становления и развития

А. С. Селиванов¹, В. К. Старцев²

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

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

e-mail: selivanov@rniikp.ru

Аннотация. В кратком изложении представлена история создания (1946 г.) и развития одной из базовых организаций ракетно-космической отрасли страны ОАО «Российские космические системы». Основные научно-технические направления работы предприятия — разработка системы радиоуправления ракетами и космическими аппаратами различного назначения, системы ближней и дальней космической связи и навигации, информационных систем дистанционного зондирования Земли.

Ключевые слова: история космонавтики, Роскосмос, НИИ-885

Joint Stock Company “Russian Space Systems”. The History of Formation and Evolution

A. S. Selivanov¹, V. K. Startsev²

¹doctor of engineering science, professor, head of the center,
Joint Stock Company “Russian Space Systems”

²candidate of engineering science, director of the museum,
Joint Stock Company “Russian Space Systems”

e-mail: selivanov@rniikp.ru

Abstract. A history of formation (1946) and evolution of one of the basic organizations in the rocket and space field — Joint Stock Company “Russian Space Systems” — is given as a summary. The principal science and research directions of the enterprise activity are presented: development of the missiles and spacecrafts radio control system of various purposes, development of the short-range and long-range communication and navigation systems, remote sensing information system.

Key words: space science history, Roscosmos, NII-885

Введение

Еще до Великой Отечественной войны была разработана программа перевооружения армии, в которой предполагалось расширить научно-исследовательские и экспериментальные работы в области радиосвязи, радионавигации и радиолокации. Необходимо было создать достаточно мощную базу для разработки и производства аппаратуры.

С этой целью было решено построить на окраине Москвы, в районе бывшей Дангауэровской слободы, Радиогородок, состоящий из НИИ и трех заводов для производства электро- и радиоаппаратуры. Строительство Радиогородка началось в 1930 г. В 1934–1935 гг. начал действовать завод аппаратуры точной электромеханики (ЗАТЭМ).

Постановлением Совета Народных Комиссаров (Совнаркома) СССР от 26 февраля 1938 г. предусматривалось создание специального научно-исследовательского института и завода для разработки и изготовления аппаратуры систем радиотелеуправления. Начавшаяся война помешала выполнить это постановление. По строительству Института удалось произвести работы только нулевого цикла. Ряд предприятий из Радиогородка был на время войны эвакуирован, в том числе завод ЗАТЭМ.

Недалековидная и неприемлемая по методам реализации кадровая политика руководства страны до войны привела, в частности, к сворачиванию работ по созданию ракетного вооружения дальнего действия. К концу войны стало ясно, что немецкие специалисты ушли далеко вперед в создании боевых ракетных систем по сравнению со странами антигитлеровской коалиции — СССР, США, Англией.

1. Создание и специализация Института (1946–1957 гг.)

После окончания Великой Отечественной войны в связи с изменением международной обстановки и возникновением ядерной угрозы со стороны США в нашей стране были приняты чрезвычайные меры, направленные на достижение стратегического паритета с вероятным противником. С созда-

нием ядерного оружия остро встал вопрос о надежном средстве его доставки на большие расстояния [1, 8].

Еще в конце 1944–начале 1945 г. в Германию была направлена группа советских специалистов для изучения немецкого опыта в области создания перспективных ракетных вооружений, технологии их крупносерийного производства, а также с целью вербовки немецких специалистов.

Группу по баллистическим ракетам дальнего действия возглавил Сергей Павлович Королёв [3, 4, 10]. В эту группу вошли специалисты, которые впоследствии стали ведущими руководителями НИИ-885; это были Михаил Сергеевич Рязанский и Николай Алексеевич Пилюгин [10].

Отправным событием в решении проблемы создания средств доставки явилось историческое Постановление Совета Министров СССР от 13 мая 1946 г., определившее начало работ в стране по созданию ракетного оружия дальнего действия. От этой даты, собственно, начинается формирование НИИ-885 как головного предприятия по системам управления ракет (в Постановлении — «научно-исследовательский институт с проектно-конструкторским бюро по радио- и электроприборам управления дальнебойными и зенитными реактивными снарядами») [1].

В дальнейшем название Института неоднократно менялось: научно-исследовательский институт специальной техники (НИИ СТ), НИИ-885 или предприятие п/я 2427, предприятие п/я Г-4149, НИИ приборостроения (НИИП), федеральное государственное унитарное предприятие «Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения» (ФГУП «РНИИ КП») и, наконец, с 2009 г. — открытое акционерное общество «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (ОАО «Российские космические системы»).

В последующих разделах с целью сохранения преемственности по отношению к ранее изданным книгам «Вехи истории» используется наименование НИИ-885 или же (сокращенно) «Институт» [5, 8].

НИИ-885 первоначально формировался из нескольких коллективов.

В феврале 1942 г. по льду Ладожского озера в Москву на пустынные площади завода ЗАТЭМ

была эвакуирована из Ленинграда часть завода «Красная заря» (до революции это был завод шведской фирмы «Эрикссон») с личным составом, оборудованием и документацией. На этой базе был создан завод № 1 Наркомата обороны. Завод «Красная заря» славился высокой культурой производства, отличным качеством продукции, профессионализмом инженерно-технического персонала. Эти качества были сохранены и умножены к тому времени, когда завод № 1 стал опытным заводом НИИ-885 (1947 г.), а его СКБ влилось в состав Института.

С мая 1946 г. начался перевод в НИИ-885 специалистов из других организаций.

Прежде всего, из НИИ-20 были переведены лучшие работники, составившие научно-техническое ядро Института, специалисты из спецбюро СБ-10 радиозавода № 528, из треста «Электрочермет» и ПКБ-886.

Через несколько лет с увеличением объема работ из НИИ-885 выделились самостоятельные предприятия разной специализации:

СКБ-245 — разработка счетно-вычислительных машин (1952 г.);

НИИ-648 — разработка управления планирующих ракет (1952 г.);

СКБ-567 — разработка систем телеметрических измерений (1952 г.);

ПКБ-886 — разработка радиовзрывателей (1953 г.).

В течение 7 лет (с ноября 1946 г. и вплоть до 1953-го) в Институте работали 54 немецких специалиста, завербованных в Германии, которые за эти годы оказали существенную помощь Институту при выполнении тематических работ.

Первые 9 лет директорами НИИ-885 последовательно были: Михаил Евграфович Салманов, Николай Дмитриевич Максимов, Павел Васильевич Козлов, Гавриил Степанович Савельев [1, 2, 10]. Они решали задачи по формированию кадрового состава Института, освобождению его от непрофильной тематики и по множеству других организационных и хозяйственных проблем, свойственных периоду становления организации.

Этот период был омрачен большим пожаром, произошедшим в 1949 г. на территории Института, уничтожившим значительную часть лаборатор-

ных и производственных помещений, документации и оборудования. Однако восстановление работоспособности Института шло ударными темпами. Основные строительные работы были проведены за сто дней (!).

Таким образом, в 1952 г. после реорганизаций и кадровых переводов основная тематика Института вполне определилась. В нем было создано два базовых комплексных подразделения. Комплекс 1 возглавил главный конструктор автономных систем управления, главный инженер Института Н. А. Пилюгин, Комплекс 2 — главный конструктор радиосистем управления, директор Института М. С. Рязанский. Они входили в знаменитый Совет главных конструкторов, созданный С. П. Королёвым, состоявший из шести человек и фактически сложившийся еще в Германии. Совету и его председателю принадлежит огромная заслуга в становлении современного ракетостроения и практической космонавтики как направления в науке и технике. Важнейшими задачами в этот период было обеспечение Института квалифицированными кадрами, строительство лабораторно-производственных помещений, развитие производства при одновременном наращивании разработок и их практической реализации.

В результате Институтом были разработаны системы управления ракеты Р-5 (1956 г.) и ракеты Р-7 (1957 г.).

Ракета Р-7 позволила осуществить давнюю мечту человечества: вывести на орбиту первый искусственный спутник Земли в 1957 г., тем самым положив начало космической эре.

2. Развитие космической тематики (1958–1989 гг.)

После запуска первого искусственного спутника Земли Институт активно участвовал в выполнении правительственных программ освоения космического пространства, реализуя приоритетные задачи нашей страны в этой области.

Благодаря работам по совершенствованию инерциальных методов автономные системы управления достигли такого уровня точности, что применение радиотехнических систем управления ракет

стало нецелесообразным. Это послужило технической основой для реорганизации Института и пересмотра его тематики [2].

Летом 1963 г. было принято правительственное решение, по которому на базе НИИ-885, СКБ-567 и НИИ-944 создаются два крупных института: НИИП (главный конструктор и директор — М. С. Рязанский) и НИИ АП (НИИ автоматики и приборостроения; главный конструктор и директор — Н. А. Пилюгин).

Одновременно с этим в Институт перешли все разработки в области телеметрии и космоса, выполнявшиеся в СКБ-567, включавшие системы бортовой телеметрии, космического телевидения, сеть наземных и корабельных телеметрических пунктов, а также созданный СКБ-567 Западный центр дальней космической связи с большими антеннами АДУ-1000 (г. Евпатория).

Опытный завод №1 Института вместе с экспериментальными цехами был передан НИИ АП. На завод «Радиоприбор» были возложены функции опытного завода Института.

Благодаря объединению с заводом «Радиоприбор» Институт стал полноценным многопрофильным предприятием, в значительной степени самодостаточным, способным самостоятельно разрабатывать и производить бортовую и наземную аппаратуру, оптимально интегрируя ее в комплексы и системы. Эти факторы всегда привлекали заказчиков и в дальнейшем сыграли заметную положительную роль.

В результате выполнения обширных программ по ракетно-космической тематике Институт занял ключевые позиции в создании радиотехнических и оптико-электронных систем для решения задач по следующим основным направлениям:

- исследования Луны;
- пилотируемые программы;
- исследования в дальнем космосе;
- космическая связь;
- космические системы навигации и геодезии;
- развитие наземной инфраструктуры управления КА;
- космические телевизионные системы;

- лазерные системы;
- системы дистанционного зондирования Земли.

Объем работ рос с каждым годом, и Институт столкнулся с трудностями по выполнению порученных ему заказов. Требовалось совершенствование структуры и системы управления Института, расширение производства, освоение новых технологий и научно-технических направлений и расширение капитального строительства. Необходимо было обеспечить жилищное строительство для персонала и развитие социальной инфраструктуры.

Эти задачи решались новым директором Института Леонидом Ивановичем Гусевым [10], назначенным на эту должность в 1965 г. с поста заместителя министра общего машиностроения.

Главный конструктор Института Михаил Сергеевич Рязанский, ставший одновременно заместителем директора по научной части, сосредоточил свою деятельность на решении научно-технических вопросов разработки аппаратуры.

Л. И. Гусевым была расширена тематика Института, поэтапно сформированы новые тематические отделения и специализированные отделы, централизованы конструкторские работы. В 1976 г. в практику работы введены разработанные в Институте система автоматизированного управления (САУ) и система автоматизированного проектирования радиоаппаратуры (САПР), ставшие примером для отрасли. Для оптимального выполнения заказов им было восстановлено экспериментальное и реконструировано опытное производство.

В 1978 г. на базе Института и завода «Радиоприбор» приказом Министерства общего машиностроения было создано научно-производственное объединение НПО «Радиоприбор», но обе структурные единицы сохранили права юридического лица.

В составе и на базе Института в разное время были созданы как структурные единицы НПО:

- НИИ прецизионного приборостроения (г. Москва) — лазерная техника;
- НИИ космического приборостроения (г. Москва) — международное сотрудничество;
- НИИ «Орион» (г. Голицыно) — наземные системы управления КА;

- НИИ «Опыт» (г. Белгород) — вычислительные системы;
- ТашНИИП (г. Ташкент) — системы оповещения;
- Организация «Сириус» (г. Китаб) — полевые испытания аппаратуры;
- Организация «Антарес» (г. Троицк) — стендовые испытания аппаратуры;
- Костромской радиоприборный завод (г. Кострома);
- Бакинский филиал НПО «Радиоприбор» с опытным заводом (г. Баку).

3. Экономический и производственный кризис. Выживание и подъем (1989–2005 гг.)

Перестройка экономики в стране, изменение форм собственности и государственных структур весьма болезненно отразились на космической отрасли.

В середине 80-х гг. прошлого века стала очевидной тенденция к существенному снижению объема работ, финансируемых из госбюджета.

Учитывая новые условия, в Институте была разработана и внедрена система внутреннего хозяйственного расчета, суть которой состояла в наделении тематических отделений (крупных научно-технических подразделений) основными фондами, предоставлении им права поиска заказов, закреплении за ними права распоряжаться основной частью фактически полученных финансовых средств для оплаты труда и поощрения исполнителей работ, а также в обеспечении соответствующих подразделений научным оборудованием и расходными материалами. Был осуществлен отход от жесткой административной централизованной системы управления и стимулирования труда.

Своевременно принятые меры позволили Институту до середины 90-х гг. сохранить основную часть квалифицированных работников, иметь уровень средней заработной платы, соответствующий

общегородским показателям, выполнять налоговые обязательства.

Однако в середине 90-х гг. реальное финансирование полученных Институтом заказов снова значительно снизилось. Прекратилось авансирование работ, а доля оплаты выполненных работ денежными средствами доходила до 10%. Уменьшилась зарплата сотрудников, появились трудности с ее выплатой. У Института образовались значительные долги за коммунальные услуги. Количество сотрудников, составлявшее ранее около десяти тысяч человек, постепенно уменьшилось до двух тысяч; при этом их средний возраст достиг 54 лет. В этих сложных условиях управление Институтом стало осуществляться административными методами.

В 1996 г. в стране перестали существовать НПО и обанкротился завод «Радиоприбор» — основная производственная база Института. При этом часть производственных площадей и выпускных цехов были переданы в Институт. Они слились с экспериментальным производством и образовали структурное подразделение Института под названием ОЭЗ — опытно-экспериментальный завод.

Администрация вела тяжелую борьбу за сохранение Института. Положительную роль в выживании Института сыграли его многопрофильность, большой научно-технический задел и сохранившийся интеллектуальный потенциал.

Основные структурные подразделения Института остались неизменными, хотя их возможности существенно уменьшились. Тем не менее, небольшие объемы заказов по таким направлениям, как радиоаппаратура для международной пилотируемой космической станции (МКС), системы дистанционного зондирования Земли, международная космическая система поиска и спасания КОСПАС-САРСАТ и ряд других работ, позволили сохранить базовые технологии.

4. Дальнейшее развитие (2005–2013 гг.)

С 2001 г. Институт возглавлял генеральный директор, а с 2004 г. генеральный директор-генеральный конструктор Юрий Матэвич Урличич [10], бывший сотрудник Института. Опираясь

преимущественно на экономические методы управления, руководству удалось переломить негативные тенденции в Институте, существенно увеличить объем работ, повысить зарплату сотрудникам, расплатиться с долгами. А главное, не только была расширена тематика работ, но и по многим традиционным направлениям Институт стал головным в отрасли и стране. Это способствовало росту его авторитета и притоку новых заказов.

К 2011 г. Институт стал головной организацией по шестнадцати научно-техническим направлениям, системам и программам. Основные из них — глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС и наземный автоматизированный комплекс управления космическими аппаратами (НАКУ КА).

В то время в Институте работало более пяти тысяч человек, а средний возраст сотрудников снизился до 47 лет. Существенно увеличилась зарплата персонала, и это содействовало притоку молодых специалистов. Структура Института стала более эффективной, адаптированной к новым условиям работы.

Помимо тематических отделений, по основным направлениям были созданы научно-технические центры и филиалы:

- Многофункциональный навигационно-информационный центр;
- Радиочастотный центр Роскосмоса;
- Научно-технический центр системного мониторинга и оперативного управления;
- Экспертно-аналитический центр (с технико-историческим музеем);
- Научный центр сертификации элементов и оборудования;
- Центр планирования, приема, обработки и регистрации детальной информации с космических аппаратов дистанционного зондирования Земли;
- Научно-технический центр координации, развития и использования целевых систем;
- Координационный центр по созданию (модернизации), вводу в эксплуатацию и эксплуатации наземных комплексов управления и систем;

- Центр закупок комплектующих изделий и материалов;
- Инновационный центр;
- Центр развития наземных комплексов и перспективных технологий управления космическими аппаратами;
- Научно-производственный центр по проведению испытаний приборов, комплексов, систем и изделий внутреннего изготовления;
- Научно-технический центр координации программ;
- Научно-технологический центр космического мониторинга Земли;
- Отраслевой центр по изготовлению сверхбольших интегральных схем (дизайн-центр).

С целью повышения научно-технической и экономической эффективности работ в области космического приборостроения и смежных отраслей в 2006 г. Указом Президента Российской Федерации было предусмотрено создание интегрированной структуры — открытого акционерного общества «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (ОАО «Российские космические системы»), головной организацией которой определен Институт. Реорганизация заняла несколько лет в связи с ее проведением в два этапа. На первом этапе Институт был реорганизован путем присоединения к нему двух расположенных в г. Москве предприятий: ФГУП «Завод точных приборов» и ФГУП «Центр космических наблюдений». На втором этапе Институт был преобразован в открытое акционерное общество, в уставный капитал которого переданы 74,5% акций шести родственных Институту по тематике предприятий, преобразованных также в акционерные общества:

- Научно-исследовательский институт космического приборостроения (ОАО «НИИ КП»), г. Москва;
- Научно-исследовательский институт точных приборов (ОАО «НИИ ТП»), г. Москва;
- Научно-исследовательский институт физических измерений (ОАО «НИИФИ»), г. Пенза;

- Научно-производственное объединение измерительной техники (ОАО «НПО ИТ»), г. Королёв Московской области;
- Научно-производственное объединение «Орион» (ОАО «НПО «Орион»), г. Краснознаменск Московской области;
- Особое конструкторское бюро Московского энергетического института (ОАО «ОКБ МЭИ»), г. Москва.

Институтом были созданы два совместных предприятия с участием иностранных компаний. Деятельность этих предприятий была направлена на освоение новых технологий в космическом приборостроении и оказание услуг на базе системы ГЛОНАСС.

В 2013 г. руководство организации изменилось. Должность генерального директора – генерального конструктора была разделена на две. Генеральным директором был назначен Геннадий Геннадьевич Райкунов, бывший ранее генеральным директором головной организации Роскосмоса, федерального государственного унитарного предприятия Центрального научно-исследовательского института машиностроения (ФГУП ЦНИИмаш), а генеральным конструктором стал один из заместителей генерального директора ОАО «Российские космические системы» Сергей Анатольевич Ежов. Затем последовала структурная перестройка организации при сохранении основных тематических направлений, которые в ней были ранее и традиционно развивались в течение многих лет.

Целью перестройки было повышение эффективности руководства организацией, повышение научно-технического уровня разработок и качества продукции, активация работы Института как головной организации интегрированной структуры ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем». Радикальная перестройка Роскосмоса, намеченная правительством, несомненно, отразится на истории развития в ближайшие годы ОАО «Российские космические системы» и отрасли в целом, но контуры этой перестройки к моменту написания данной книги еще не вполне прояснились.

5. Социальная и кадровая политика

На протяжении всей истории существования Института администрация и профсоюзная организация уделяли большое внимание социальным вопросам.

В трудные послевоенные годы решалась проблема обеспечения жильем сотрудников Института и создания приемлемых условий работы, адекватных тем важнейшим задачам, которые стояли перед Институтом.

В 60-е годы XX в. директором Института Л. И. Гусевым было развернуто жилищное строительство и на территории Института началось строительство новых лабораторных и производственных помещений. Эта работа проводилась и в последующие годы.

Важнейшей задачей социальной политики в последние годы стало обеспечение благосостояния сотрудников и улучшение условий работы в Институте, что способствовало повышению производительности и качества труда, привлекательности работы для молодых специалистов. Зарплата персонала достигла уровня, близкого к максимальному в отрасли. В Институте проводился и продолжается полномасштабный ремонт и реконструкция помещений по современным строительным технологиям. Весь инженерный состав Института обеспечен персональной компьютерной техникой и получил доступ в Интернет.

Сегодня кадровый научный потенциал в целом соответствует потребностям Института и обеспечивает успешную реализацию уставных целей ее деятельности. В настоящее время в Институте работает около пяти тысяч человек. В их числе: один член-корреспондент Российской академии наук, 36 докторов и 68 кандидатов наук по различным специальностям, 16 сотрудников имеют ученое звание профессора, 37 — ученые звания доцента или старшего научного сотрудника.

Важнейшим инструментом развития кадрового научного потенциала является подготовка аспирантов и соискателей ученых степеней в аспирантуре Организации.

Подготовка научных кадров проводится в соответствии с Лицензией № 2751 от 15.02.2010 г.

на право ведения послевузовской образовательной деятельности. В соответствии с этой Лицензией аспирантура готовит научных работников по пяти специальностям, соответствующим основным научно-техническим направлениям деятельности. В настоящее время в аспирантуре обучаются 37 аспирантов и 17 соискателей.

При Институте функционирует Совет по защите докторских и кандидатских диссертаций. За последние 13 лет в Совете было защищено 45 кандидатских и 6 докторских диссертаций. Для повышения эффективности подготовки научных кадров высшей квалификации в Институте приняты меры по материальному стимулированию работников, защищающих кандидатские и докторские диссертации, а также их научных руководителей и консультантов.

Кадровое обеспечение всегда было и остается одной из основных задач деятельности Института. Для решения этой задачи уже исторически сложились и развиваются тесные связи с ведущими техническими вузами страны: МИРЭА, МГТУ им. Н.Э.Баумана, МЭИ, МАИ, МИГАиК, МИФИ, МФТИ и др. В Институте восстановлена базовая кафедра МФТИ. Работники Института, имеющие ученые звания доцент и профессор, активно участвуют в преподавательской деятельности. В рамках целевой подготовки студентов в вузах проводится корректировка учебных программ вузов с учетом интересов Института. Совместно с вузами проводятся научно-исследовательские работы.

После длительного перерыва возобновлено проведение ежегодных научно-технических конференций, в которых активно участвуют все сотрудники Института. Особенно поощряется участие молодых специалистов. С 2008 г. конференция Института приобрела статус всероссийской. Параллельно (с 2006 г.) Институтом проводилась специализированная научно-практическая конференция «Микро-технологии в авиации и космонавтике».

В 2002 г. возобновлено научно-техническое издание «Труды института», опубликовано восемь выпусков в форме сборников и монографий.

С целью мотивации молодых специалистов к инновационному творческому труду в Институте ежегодно проводятся конкурсы молодых ученых, инженеров, рабочих, изобретателей и рационализа-

торов, а также конкурс «Лучший молодежный инновационный проект».

Большое внимание уделяется повышению уровня профессиональной квалификации. В Институте разработана и реализуется программа подготовки кадрового резерва, осуществляется техническое обучение сотрудников по всем основным направлениям деятельности Института, а также дополнительное обучение в специализированных учебных организациях и учреждениях.

С целью оказания помощи молодым работникам в их профессиональном росте в Институте создана и развивается система наставничества.

На территории Института работает медико-санитарная часть, в составе которой создан оснащенный современным оборудованием и укомплектованный высококвалифицированными специалистами клинично-диагностический центр «АстраМед», преобразованный в 2013 г. в отделение платных медицинских услуг. Институт сохранил и активно использует для отдыха работников и членов их семей загородный оздоровительный центр «Чайка».

6. Правительственные награды Института и сотрудников

Выдающиеся достижения Института в области создания ракетно-космической техники отмечены высокими правительственными наградами, в том числе: в 1956 г. — орденом Трудового Красного Знамени за создание ракеты Р-5, в 1961 г. — орденом Ленина за обеспечение полета первого космонавта Ю.А.Гагарина. Полученный фирмой СКБ-567 в 1961 г. орден Трудового Красного Знамени за обеспечение полета первого космонавта Ю.А.Гагарина передан Институту в 1963 г. при объединении.

В связи с присоединением в 1996 г. к Институту значительной части опытного завода «Радиоприбор» Институту был передан орден Трудового Красного Знамени, полученный в 1969 г. за выполнение совместных работ.

В Институте работают: Герой Социалистического Труда, шесть лауреатов Ленинской премии, восемнадцать лауреатов Государственной премии

СССР, пять лауреатов премии Правительства Российской Федерации.

В числе сотрудников Института состоят: один заслуженный деятель науки и техники, два заслуженных деятеля науки Российской Федерации.

Пятнадцать сотрудников имеют звание «Заслуженный машиностроитель Российской Федерации», семь — «Заслуженный конструктор Российской Федерации», девять — «Заслуженный изобретатель СССР и РСФСР» и три — «Заслуженный рационализатор СССР и РСФСР».

Всего в Институте высокие государственные награды имеют более тысячи человек.

7. Основные научно-технические достижения Института

1. Разработка систем комбинированных (автономных и радио) систем управления и телеметрии для первых ракет: Р1, Р2, Р5, Р7 и Р7А (1948–1960 гг.) и радиосистем управления для ракет Р9, Р36, УР100 (1961–1967 гг.).
2. Создание бортовой радиостанции для первого в мире искусственного спутника Земли (прибор Д-200).
3. Создание радиотехнических и автономных систем управления, космической связи, телевизионных и телеметрических устройств для выполнения Лунной программы (1959–1976 гг.), позволивших обеспечить:
 - первую съемку обратной стороны Луны («Луна-3», 1959 г.; «Зонд-3», 1965 г.);
 - получение первой лунной панорамы («Луна-9», 1966 г.);
 - радиотелевизионное управление Луноходами-1, 2 (1970, 1973 гг.);
 - доставку на Землю лунного грунта («Луна-16», 1970 г.; «Луна-20», 1972 г.; «Луна-24», 1976 г.).
4. Создание автономной и радиотехнической систем управления ракетой-носителем, позволивших обеспечить полет первого в мире космонавта Ю. А. Гагарина (12.04.1961).
5. Разработка комплексов бортовой и наземной телеметрической аппаратуры, связи и навигации для выполнения пилотируемой программы, в том числе для кораблей типа «Союз», долговременных орбитальных станций типа «Салют», космической станции «Мир», международной космической станции (МКС), многоразовой транспортной космической системы «Буран», включающей ракету-носитель «Энергия» и орбитальный космический корабль «Буран-ОК».
6. Разработка и поэтапное развитие наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ) российской группировкой космических аппаратов различного назначения, включающего более 6 территориально разнесенных пунктов управления, связанных сетью каналов наземной и спутниковой связи, а также создание морских телеметрических и командно-измерительных средств на кораблях морского флота.
7. Создание радиотехнических связных комплексов различного назначения, включая первые комплексы типа «Молния», «Горизонт» и др.
8. Разработка бортовой и наземной аппаратуры российской части международной спутниковой системы спасания терпящих бедствие судов и самолетов «КОСПАС-САРСАТ», обеспечившей по состоянию на 2013 г. спасение более 33 000 человек — граждан всего мира.
9. Создание первых отечественных спутниковых навигационных и геодезических систем типа «Сфера», «Циклон» и «Цикада».
10. Поэтапное создание бортовой и наземной радиотехнической и информационной аппаратуры для глобальной спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС, завершившееся формированием в 2012 г. системы из 24-х спутников, а также навигационной аппаратуры для морских судов.
11. Создание нескольких поколений информационных систем для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ): «Метеор-Природа», «Ресурс», «Океан-О», и гидрометеорологических наблюдений («Метеор-3М» и «Электро-Л»),

включая разработку бортовой радио- и многоспектральной телевизионной аппаратуры, наземных станций приема, регистрации и обработки многоспектральных изображений.

12. Радиотехническое и телевизионное обеспечение исследования планет, включая разработку радиолинии для дальней космической связи, траекторных измерений и передачи научной информации путем создания центров дальней космической связи в г. Евпатории и г. Усурийске с антеннами большой площади типа АДУ-1000 и П-2500, позволившими обеспечить выведение первого спутника Марса, первую мягкую посадку на Марс и получение первых панорам с Марса и Венеры, разработку телевизионных устройств для работы в чрезвычайно тяжелых условиях на поверхности Венеры [7].
13. Создание в 1968–1988 гг. первых космических систем в лазерном диапазоне (бортовые лазерные высотомеры и наземные лазерные системы траекторных измерений).

В статье использованы исторические материалы из ранее опубликованных изданий [1–8], уточненные по состоянию на конец 2013 г.

Авторы выражают благодарность всем сотрудникам, оказавшим помощь при подготовке статьи.

Список литературы

1. *Трахтман А. М., Старцев В. К.* История НИИ космического приборостроения. Под ред. Л. И. Гусева. М.: ТОО «Прессинг». Вып. 1, 1994. 67 с.
2. *Трахтман А. М., Старцев В. К.* История НИИ космического приборостроения. Под ред. Л. И. Гусева. М.: ТОО «Прессинг». Вып. 2, 1996. 234 с.
3. *Черток Б. Е.* Ракеты и люди. М.: Машиностроение. Книга 2, 1996. 446 с.
4. *Черток Б. Е.* Ракеты и люди. М.: Машиностроение. Книга 3, 1997. 536 с.
5. Вехи истории. 1946–2006. 60 лет федеральному государственному унитарному предприятию «Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения». М.: ЭЛЬФ ИПР, 2006. 88 с.
6. Рязанский Михаил Сергеевич, главный конструктор радиосистем ракетно-космической техники. Сборник материалов к 100-летию со дня рождения (1909–2009). М.: ИД Медиа Пабlishер, 2009. 96 с.
7. *Селиванов А. С.* Очерки истории и техники космического телевидения. Воспоминания разработчика. М.: ИД Медиа Пабlishер, 2010. 192 с.
8. Вехи истории. 1946–2011. 65 лет ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем». М.: ИД Медиа Пабlishер, 2011. 128 с.
9. Техничко-исторический музей. Альбом экспонатов. М.: ИД Медиа Пабlishер, 2011. 136 с.
10. Космонавтика и ракетостроение. Биографическая энциклопедия. М.: Столичная энциклопедия, 2006. 896 с.
11. Отчет о разработке бортовой радиостанции первого советского искусственного спутника Земли (прибор Д-200). Репринтное издание. М.: ИД Медиа Пабlishер, 2012. 122 с.

Требования к материалам для публикации в журнале «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы»

1. К публикации принимаются материалы, ранее не публиковавшиеся.
2. Статья должна содержать:
 - акт экспертизы;
 - соответствующий индекс универсальной десятичной классификации литературы (УДК);
 - название на русском и английском языках;
 - инициалы и фамилии авторов на русском и английском языках;
 - аннотацию на русском и английском языках;
 - ключевые слова на русском и английском языках;
 - текст статьи;
 - список литературы в соответствии с ГОСТ Р 7.0.5-2008;
 - краткие сведения об авторах (на отдельной странице на русском и английском языках), включающие контактный телефон, фамилию, имя, отчество (полностью), ученую степень (звание), место работы, адрес электронной почты, номер телефона.
3. Статья представляется в виде файла формата MS Word (doc) и двух экземпляров распечатки в 1,5 интервала между строками. Файл может быть записан на оптическом (CD, DVD) носителе. Статья должна быть пронумерована насквозь.
4. При наборе текста используются только стандартные True Type, шрифты — Times New Roman и Symbol. Устанавливаемый размер бумаги — А4 210 × 297 мм. Формульные выражения выполняются только в Редакторе формул (MathType или Equation Editor).
5. Иллюстрации выполняются в графических редакторах (цветные и черно-белые графические файлы формата jpg — растровые изображения, eps — векторные, tif с разрешением 300 × 300 dpi) и предоставляются на отдельных листах в двух экземплярах (только черно-белые). Все иллюстрации сопровождаются подрисуночными подписями (не повторяющимися фразы-ссылки на рисунки в тексте), включающими номер, название иллюстрации и при необходимости — условные обозначения.
 - Рисунки выполняются в соответствии со следующими требованиями:
 - масштаб изображения (наиболее мелкий);
 - буквенные и цифровые обозначения на рисунках по начертанию и размеру должны соответствовать обозначениям в тексте статьи;
 - размер рисунка — не более 15 × 20 см, желательно в портретной ориентации;
 - текстовая информация и условные обозначения выносятся из рисунка в текст статьи или подрисуночные подписи.
 - Фотографии принимаются только в оригиналах.
 - Иллюстрации могут быть включены в файл текста, но помимо этого они обязательно должны быть представлены отдельным файлом.
6. Термины и определения, единицы физических величин, употребляемые в статье, должны соответствовать действующим ГОСТ.
7. В формулах латинские буквы и греческие строчные следует набирать курсивом, а греческие прописные прямо. Векторы и матрицы следует набирать прямым жирным шрифтом.
 - В индексах сокращения от русских и английских слов следует набирать прямым шрифтом.

8. Формулы следует нумеровать в круглых скобках (например, (2)), литературные ссылки в прямых — [2], подстрочные замечания оформляются сноской (отмечаются звездочками *).

9. На последней странице рукописи должны быть подписи всех авторов. Редакция не ставит в известность авторов об изменениях и сокращениях рукописи, имеющих редакционный характер и не затрагивающих принципиальных вопросов.

10. Рукописи, в которых не соблюдены данные требования, не рассматриваются для публикации.

11. Авторы статей несут ответственность за полноту и достоверность цитируемой в них литературы, а также за публикацию заимствованного материала без ссылки на источник.

12. За достоверность сведений, изложенных в публикациях, редакция и издатель ответственности не несут.

13. За публикацию материалов, содержащих закрытые сведения, авторы несут персональную ответственность на основании действующих законодательных актов.

14. Итоговое решение об одобрении или отклонении представленного в редакцию материала принимается редакционной коллегией и является окончательным.

Научно-технический журнал

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ
И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ**

ТОМ 1. ВЫПУСК 1. 2014

*Журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связи,
информационных технологий и массовых коммуникаций.
Свидетельство ПИ №ФС77-55464 от 25 сентября 2013 г.*

Редактор *Е.И. Ворошилова*
Корректор *В.Р. Игнатова*
Оригинал-макет: *Д.П. Вакуленко*
Оформление переплета: *Н.Л. Лисицына*

Подписано в печать 22.05.2014. Формат 60×88/8. Бумага офсетная.
Печать офсетная. Усл. печ. л. 11,25. Уч.-изд. л. 12,5. Тираж 220 экз.
Заказ №

Издательская фирма «Физико-математическая литература»
МАИК «Наука/Интерпериодика»
117342, Москва, ул. Бутлерова, 17Б
E-mail: fizmat@maik.ru, fmlsale@maik.ru;
<http://www.fml.ru>

Неизвестная типография

...
...
...
...

ISBN 978-5-9221-1563-6



9 785922 115636

ОАО «Российские космические системы»

г. Москва, ул. Авиамоторная 53, тел. (495) 673-96-67

e-mail: contact@spacecorp.ru

