



РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Научно-технический журнал

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ
ПРИБОРОСТРОЕНИЕ
И ИНФОРМАЦИОННЫЕ
СИСТЕМЫ**

Том 2. Выпуск 2. 2015



Содержание

Том 2, Вып. 2, 2015

Радиотехника и космическая связь

- Комплексное решение задач оптимизации проектирования космических приборов нового поколения
Карутин Н. В., Шипова В. А., Мацыгорин А. И. 3

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

- Особенности построения бортовой аппаратуры командно-измерительной системы и радиолиний сброса информации для космических аппаратов системы обнаружения опасных для Земли небесных тел
Алыбин В. Г., Булгаков Н. Н., Ершов А. Н., Березкин В. В., Кулешов Ю. П. 11
- Технологии определения характеристик целевой аппаратуры КК ДЗЗ
Бочарников А. И., Жиличкин А. Г., Коваленко В. П., Кондратов А. В., Тихонычев В. В., Худяков А. В. 18
- Новые способы траекторных измерений дальних космических аппаратов
Ежов С. А., Круглов А. В., Ватутин В. М., Молотов Е. П., Овсянников Е. П. 32
- Передача телеметрической информации с применением принципа мультиплексирования ортогональных несущих частот и помехоустойчивого кодирования в условиях ракетного радиоканала
Мороз А. П., Поленов Д. Ю. 41

Аэрокосмические методы зондирования Земли, планет и других космических объектов. Геоэкология и космические системы поиска и спасания

- Многолетние вариации водяного пара в Северной Атлантике по данным спутниковых микроволновых измерений
Гранков А. Г., Мильшин А. А., Шелобанова Н. К., Черный И. В., Язерян Г. Г. 47
- 3D-радиовидение на базе бортовой доплеровской РЛС
Клочко В. К. 53
- Комплексный аэрокосмический мониторинг водохозяйственных систем
Язерян Г. Г. 58

Технология приборостроения и производства ЭКБ

- Базовые конструкции и рабочие характеристики нано- и микроразмерных экспериментальных генераторов терагерцевых волн 3–30 ТГц
Чигарев С. Г., Вилков Е. А., Гуляев Ю. В., Зильберман П. Е., Маликов В. И., Михайлов Г. М., Панас А. И., Черных А. В. 65
- Методические рекомендации по оценке поставщиков товаров, работ, услуг при проведении аукционов, конкурсов и иных конкурентных закупочных процедур
Климов М. Н., Пищулин А. С. 69

История ракетно-космического приборостроения

- Разработка и летные испытания первого российского технологического наноспутника ТНС-0 № 1
Селиванов А. С. 74
- Об итогах VII ВНТК «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий» 91

Contents

Vol. 2, Iss. 2, 2015

Radiotechnics and Satellite Communications

- Complex Solution During Optimization Designing the Space Devices of New Generation
Karutin N. V., Shipova V. A., Matsygorin A. I. 3
-

System Analysis, Spacecraft, Information Processing and Telemetry Systems

- Peculiarity of On-Board Equipment of Command-Measuring System and Radio Link for Information Transmission for Spacecrafts Intended for Detection of Heavenly Bodies Hazardous to Earth
Alybin V. G., Bulgakov N. N., Ershov A. N., Berezkin V. V., Kuleshov Yu. P. 11
- Techniques for Characterization of Remote Sensing Spacecraft Targeted Equipment
Bocharnikov A. I., Zhilichkin A. G., Kovalenko V. P., Kondratov A. V., Tikhonychev V. V., Khudiakov A. V. 18
- New Techniques of Deep-Space Spacecraft Measurements
Ezhov S. A., Kruglov A. V., Vatutin V. M., Molotov E. P., Ovsyannikov E. P. 32
- Transmission Telemetry Information with Using the Principle of the Multiplexing Orthogonal Carryinging Frequencies and Antinoise Coding in Condition of the Missile Radio Link
Moroz A. P., Polenov D. Yu. 41
-

Aerospace Sensing of the Earth, Planets and Other Celestial Objects. Geocology and Space Systems for Search and Rescue

- Long-Term Variation of Total Vapor Over North Atlantic Using a Satellite Microwave Data
Grankov A. G., Milshin A. A., Shelobanova N. K., Cherny I. V., Yazeryan G. G. 47
- 3D-Radio-Vision on the Basis of Onboard Doppler RLS
Klochko V. K. 53
- Complex Aerospace Monitoring of Water Management Systems
Yazeryan G. G. 58
-

Instrumentation Technology and Production ECB

- Base Constructions and Experimental Working Characteristics of Nano- and Micro-Sized Terahertz Wave Generators on 3–30 THz
Chigarev S. G., Vilkov E. A., Gulyaev Yu. V., Zilberman P. E., Malikov V. I., Mikhailov G. M., Panas A. I., Chernykh A. V. 65
- Methodological Recommendations for Evaluating Suppliers of Goods, Works, Services during Auctions, Tenders, and Other Competitive Procurement Procedures
Klimov M. N., Pishulin A. S. 69
-

History of Rocket and Space Instrument

- Development and Flight Testing of First Russian Technological Nano-satellite TNC-0 №1
Selivanov A. S. 74

УДК 621.396.6

Комплексное решение задач оптимизации проектирования космических приборов нового поколения

Н. В. Карутин¹, В. А. Шипова², А. И. Мацыгорин

^{1,2}к. т. н.

ОАО «Российские космические системы»

e-mail: bg172@mail.ru

Аннотация. Одни из наиболее ответственных вопросов при создании космических приборов нового поколения — обеспечение минимизация ошибок при проектировании и прогнозирование работы приборов в условиях штатной эксплуатации в части внешних воздействующих механических факторов и тепловых режимов. Повышение качества проектирования приборов обеспечивается детальным компьютерным моделированием их прочностных и тепловых режимов на всех этапах разработки аппаратуры и в процессе их изготовления при осуществлении сопровождения конструкторских работ на стадии регулировки и конструкторско-доводочных испытаний.

Ключевые слова: конструкция, прибор, численное моделирование, прочность, температура, тепловой режим

Complex Solution During Optimization Designing the Space Devices of New Generation

N. V. Karutin¹, V. A. Shipova², A. I. Matsygorin

^{1,2}candidate of engineering science

Joint Stock Company “Russian Space Systems”

e-mail: bg172@mail.ru

Abstract. One of the crucial moments at creation of new space devices of new generation is the securing of the diminishing miscalculations for devices design in the securing of the most favorable conditions mechanical and thermal modes for forecasting their normal operation. The quality of devices design is provided by means of detailed computer simulation mechanical and thermal modes of the devices on all steps of design devices, at the stages of productions, adjustment and developmental testing of these devices.

Key words: construction, device, digital modeling, robustness, temperature, thermal regime

Одни из наиболее важных вопросов при создании космических приборов нового поколения, имеющих тенденцию к усложнению конструкций и объединению в моноблоки нескольких приборов, обеспечивающих значительный срок активного существования, — минимизация ошибок при проектировании и прогнозирование работы в условиях штатной эксплуатации в части внешних воздействующих механических факторов и тепловых режимов.

С целью оптимизации конструкций приборов и сокращения времени их проектирования необходимо:

- осуществлять численное моделирование прочностных и тепловых режимов приборов на всех этапах разработки аппаратуры последовательно, начиная с разработки печатных плат, переходя к приборам, модульным блокам и системам, осуществляя при этом экспертное сопровождение конструкторских работ;

- проводить контроль динамических и температурных характеристик приборов на стадиях ЛОИ и КОИ, что позволит при необходимости уточнить прочностные и тепловые расчеты, устранить возможные недочеты как в конструкции, так и при изготовлении приборов, и сократить объем натуральных испытаний.

С целью обеспечения благоприятных тепловых режимов аппаратуры, работающей в открытом космосе, были проведены расчеты температурных режимов приборов, входящих в состав различных изделий: «Глонасс-К2» и других.

Математическое моделирование тепловых и прочностных режимов

Использование численного моделирования поведения приборов при воздействии механических нагрузок позволяет повысить надежность выпускаемой аппаратуры, избежать значительных ошибок на стадии проектирования и сократить объем наземных отработочных испытаний. Расчеты механической прочности приборов позволяют определить запасы безопасности, перемещения и напряжения в условиях статической нагрузки, а также собственные частоты и формы колебаний, отклик

конструкции на гармонические составляющие возмущающей нагрузки, отклик конструкции на действие произвольной нагрузки как функции времени (ударные воздействия), вычисление напряжений и деформаций при воздействии случайной широкополосной вибрации. Таким образом, математическое моделирование позволяет имитировать такие нагрузки, которые нецелесообразно или даже невозможно осуществить экспериментально.

Расчет напряженно-деформированного состояния проводится при помощи конечно-элементного метода. Качество конечно-элементной модели (КЭМ), то есть степень ее приближения к реальной физической модели, определяется в том числе и степенью «дробления», то есть количеством элементарных объемов (ячеек) и узлов, на которые разбивается модель, и связей между ними. Количество ячеек может варьироваться в весьма широких пределах от тысяч до нескольких миллионов. Последний случай потребует весьма больших вычислительных мощностей. Таким образом, степень приближения расчетной модели к реально существующей определяется главным образом балансом между имеющимися вычислительными мощностями и качеством КЭМ.

Приборы, входящие в состав изделий, различны по своему функциональному назначению, конструкции и рассеиваемой тепловой мощности и располагаются как в герметичных, так и в негерметичных отсеках, тепло от которых отводится теплопроводностью на плиту, с постоянной температурой или конвекцией к заполняющему гермоотсек газу, или излучением от приборов непосредственно в окружающее пространство.

Существуют три вида теплообмена: теплопроводность, конвективный теплообмен и теплообмен излучением.

Совокупность двух или трех видов теплообмена называют сложным теплообменом. Численное решение стационарных и нестационарных задач сложного теплообмена представляет собой трудную задачу, для решения которой в последние годы широко используется математическое моделирование, в основе которого лежит метод конечных элементов.

Прибор можно рассматривать как совокупность корпуса и плат, основные элементы кон-

струкции прибора, как правило, выполнены из следующих материалов:

- стенки корпуса прибора — алюминиевый сплав АМг6, Д16 или АМц;
- платы стеклотекстолитовые с двухсторонней медной металлизацией, причем процент металлизации платы определяет приведенное значение коэффициента теплопроводности, $\lambda = (3,5-17,8)$ Вт/мК;
- платы поликоровые, припаянные к основанию из титанового сплава ВТ1 или ОТ4, $\lambda = (13-17,75)$ Вт/мК;
- платы трехслойные стеклотекстолитовые с четырьмя тонкими слоями меди, $\lambda = (17,5-18,7)$ Вт/мК;
- платы блока питания стеклотекстолит с медью на подложке из алюминиевого сплава, $\lambda = 78,7$ Вт/мК.

Конструктивно при установке платы в корпусе прибора должен быть предусмотрен необходимый, в соответствии с тепловой нагрузкой, контакт платы с корпусом, который и обеспечивает отвод тепла от ЭРИ.

Математическое моделирование позволяет с достаточной степенью точности решать задачи сложного теплообмена, однако здесь на первое место выходит корректность задания всех граничных и конструктивных особенностей изделия. Тесное сотрудничество разработчиков и конструкторов с теплофизиками позволяет повысить эффективность проектирования приборов нового поколения.

Сопоставление результатов температурных и прочностных расчетов

По своему функциональному назначению можно выделить следующие основные виды приборов: передатчики высоковольтные (ПРД ЛБВ), передатчики транзисторные (ПРД), приемо-передающее устройство (ППУ), высокочастотные приемники (ВЧ ПРМ), высокочастотные формирователи ответного сигнала (ФОС), предварительные

усилители мощности (ПУМ) и бортовую аппаратуру командно-программных систем (БА КИС).

Рассмотрим на примерах особенности температурных и прочностных режимов приборов.

Тепловой расчет ППУ выявил наличие повышенной температуры на корпусе микросхемы ЦПРМ-ГК, в результате чего была проведена доработка корпуса прибора и введена дополнительная стойка под микросхемой, что позволило снизить температуру; максимальное приращение температуры на корпусе микросхемы ЦПРМ-ГК составляет $\Delta t_1 = 13,3^\circ\text{C}$. Результаты расчета стационарного температурного состояния ППУ приведены на рис. 1.

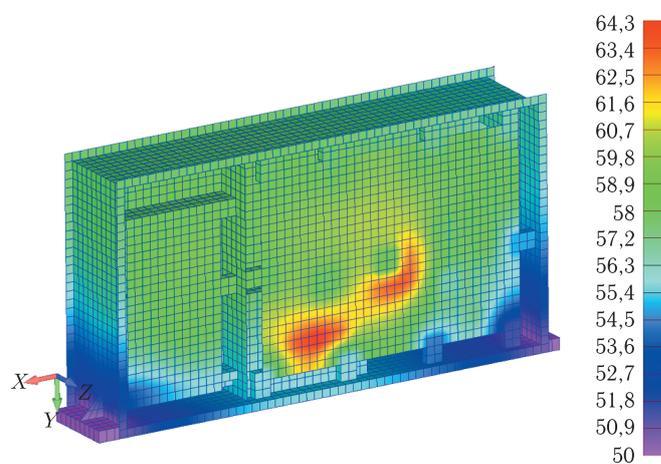


Рис. 1. Стационарное температурное состояние платы прибора ППУ

Средняя плотность теплового потока на основании прибора в случае контакта с панелью четырьмя крепежными винтами составляет $q_1 = 0,32$ Вт/см², при этом наибольшая температура ЭРИ на плате ФЧ $+59,2^\circ\text{C}$, на плате ЦПРМ-ГК $+63,3^\circ\text{C}$, а для генератора $+60,8^\circ\text{C}$.

Продуманное конструктивное решение обеспечило благоприятный температурный режим всего прибора в целом — на всех платах прибора расчетные температуры существенно меньше максимально предельно допустимых значений и лежат в интервале от $+45^\circ\text{C}$ до $+54^\circ\text{C}$.

Результаты расчета температурного состояния бортового радиопередающего устройства (РПДУ) МРЛ в нестационарном режиме с циклом длительностью 20 с со следующей периодичностью:

«излучение» — 5 с, «молчание» — 15 с, за период в 1524 с и далее с выходом на квазистационарный режим с мощностью тепловыделения $0,25Q_{\text{рас}}$ и продолжительностью до 2000 с и до 3000 с (рис. 2). На рис. 3 представлены графики изменения температурного состояния приборов, входящих в аппаратуру РПДУ МРЛ: модуля YMS1_1 — (зеленая линия); ИВЭП_1 (синяя линия), сумматора (красная линия) и переключателя (оранжевая линия), в импульсном режиме за 1524 с с переходом в квазистационарный режим продолжительностью до 3000 с, за который система выходит на стационарный режим.

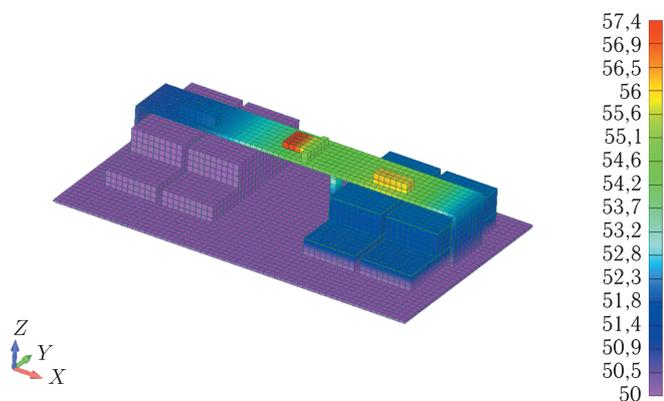


Рис. 2. Температурное состояние аппаратуры РПДУ МРЛ в импульсном режиме: 5 с «излучение» и 15 с «молчание» после 1524 с работы

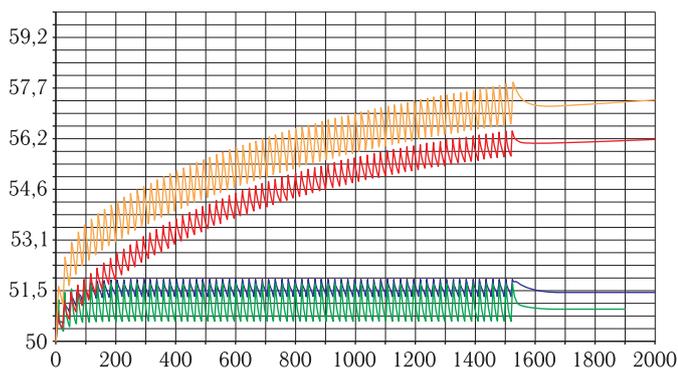


Рис. 3. Температурное состояние аппаратуры РПДУ МРЛ в импульсном режиме: 5 с «излучение» и 15 с «молчание» после 1524 с работы

Результаты расчетов температурных режимов показали, что при увеличении размеров (ширины и толщины) кронштейна радиопередающего

устройства РПДУ МРЛ при заданной равномерно температуре плиты-основания $+50^{\circ}\text{C}$ наибольшее значение температуры в импульсном режиме устанавливается на корпусе переключателя $t_1 = +58,0^{\circ}\text{C}$ и сумматора $t_2 = +56,4^{\circ}\text{C}$ в конце цикла «излучения» (1524 с), а для квазистационарного режима с одной четвертью от нагрузки за 3000 с на переключателе $t_1 = +57,7^{\circ}\text{C}$ и сумматоре S1-1 $t_2 = +56,4^{\circ}\text{C}$ соответственно.

Результаты прочностного расчета блока усилителей мощности БУМ представлены на рис. 4–6. Конструкция прибора была доработана: изменена конструкция кронштейна, что позволило снизить напряжения в материале конструкции прибора.

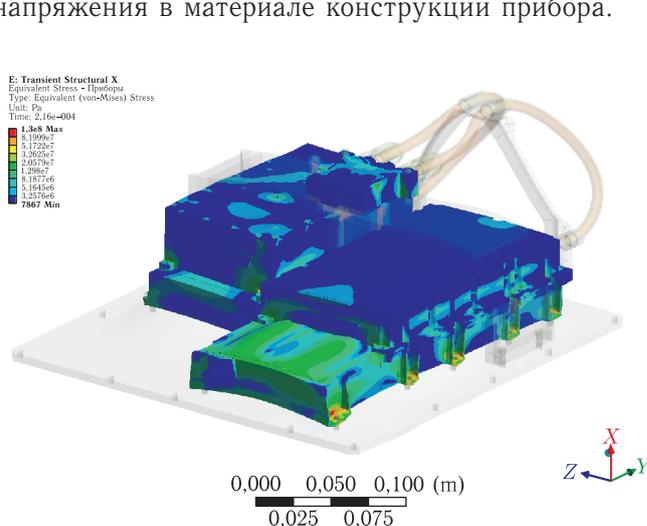


Рис. 4. Распределение напряжений в элементах прибора РПДУ при воздействии гармонической вибрации на р. ч. 797 Гц

По результатам тепловых расчетов блок усилителей мощности БУМ, расположенный на плите-основании, устанавливается на несущей панели с жидкостной системой охлаждения, причем наиболее теплонагруженные составляющие БУМ расположены над трубами змеевика системы жидкостного охлаждения, что обеспечило равномерное распределение температуры на посадочном месте составных частей БУМ (рис. 7).

Расчет стационарного температурного состояния моноблока КТМ для трех режимов холодного резервирования модулей: ВИП, ВИП2_1–ВИП2_3, ТМ1–ТМ3, КУ_1, КУ_2, КУ1 и кросс-платы выявил, что, несмотря на значительную

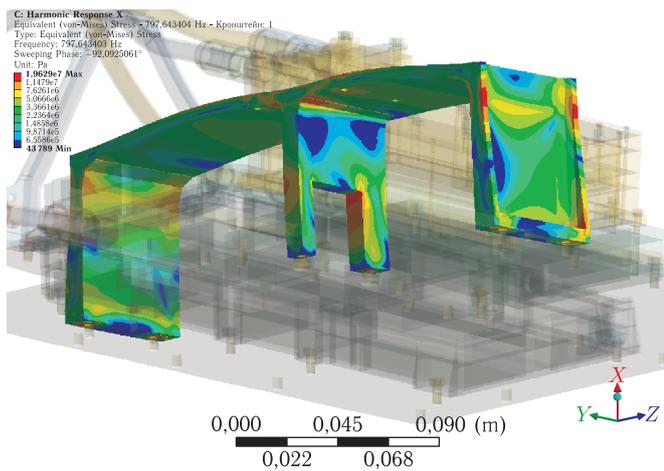


Рис. 5. НДС РДПУ прибора при воздействии ударного импульса $3500g$, $\tau = 0,2$ мс

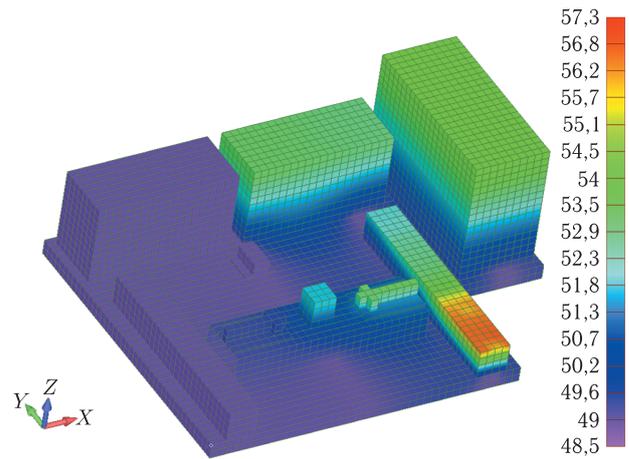


Рис. 7. Стационарное температурное состояние блока усилителей мощности БУМ, установленного на несущей панели

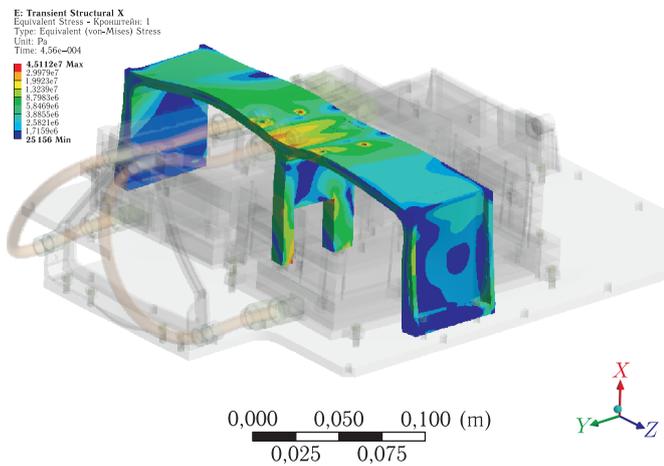


Рис. 6. НДС РДПУ при воздействии ударного импульса $3500g$, $\tau = 0,2$ мс

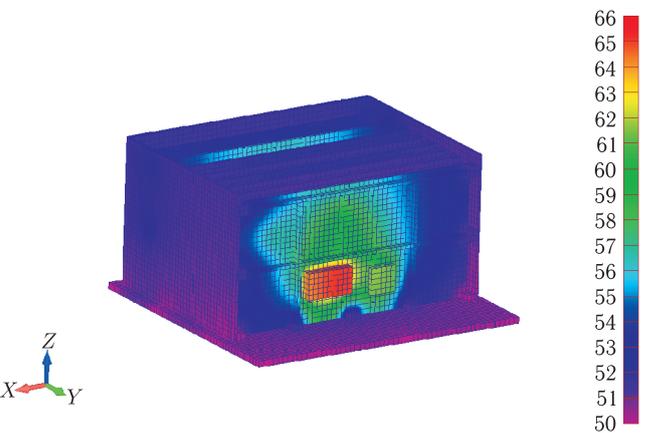


Рис. 8. Температурное состояние модуля КУ_2 прибора КТМ

мощность тепловыделения прибора $Q = 21,3$ Вт, расчетные температуры ЭРИ плат А1–А12 ниже допустимых техническими условиями значений температур на соответствующие узлы, при этом наибольшее значение температуры имеют микросхемы плат А3–А5 модулей КУ1, КУ_1 и КУ_2, которое составляет $+65,5^\circ\text{C}$ (рис. 8).

Расчет стационарного температурного состояния прибора ФМРС МРЛ выявил, что для обеспечения благоприятного теплового режима эксплуатации блоков ФЦС-SD и входящих в него ЭРИ необходимо обеспечить дополнительный отвод тепла от ряда микросхем. После конструктивных доработок расчетные температуры прибора ФМРС

МРЛ стали ниже допустимых техническими условиями значений температур на соответствующие узлы и ЭРИ, плата ФЦС-SA $t = +59,6^\circ\text{C}$ (рис. 9).

Температурный режим усилителя мощности УМ при температуре штатной панели $+50^\circ\text{C}$ и работающем втором канале представлен на рис. 10. Из результатов следует, что температура работающих СВЧ-транзисторов трех каналов имеет значение $+73,2^\circ\text{C}$, $+74,3^\circ\text{C}$, $+72,5^\circ\text{C}$ соответственно, при предельно допустимых значениях температуры ЭРИ $+95^\circ\text{C}$, что указало на необходимость конструкторской доработки. Для улучшения температурного режима СВЧ-транзисторов было рекомендовано изготовить их основание и направляющую

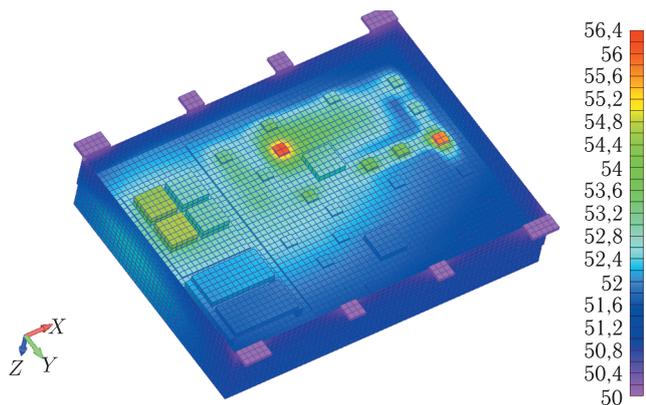


Рис. 9. Стационарное температурное состояние прибора ФМРС МРЛ

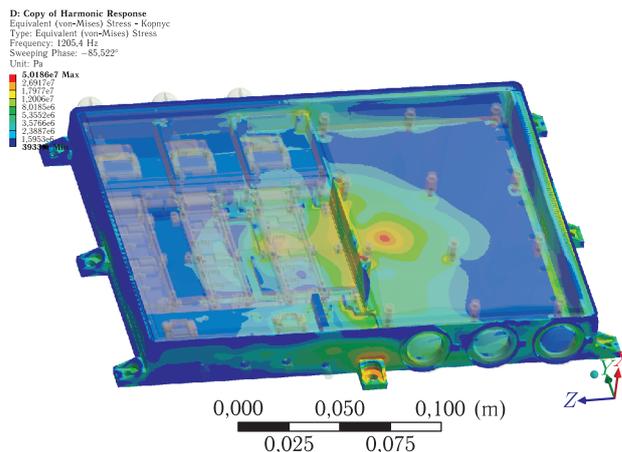


Рис. 11. Отклик корпуса и электронных плат прибора усилителя мощности УМ на гармоническое возбуждение на р. ч. 1205 Гц

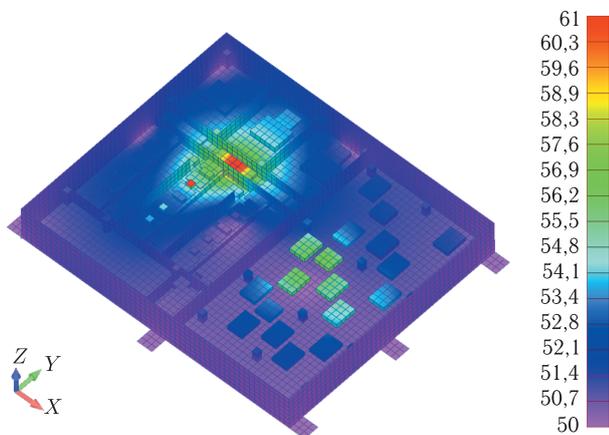


Рис. 10. Стационарное температурное состояние транзисторов СВЧ-каналов, плат усилителя мощности УМ

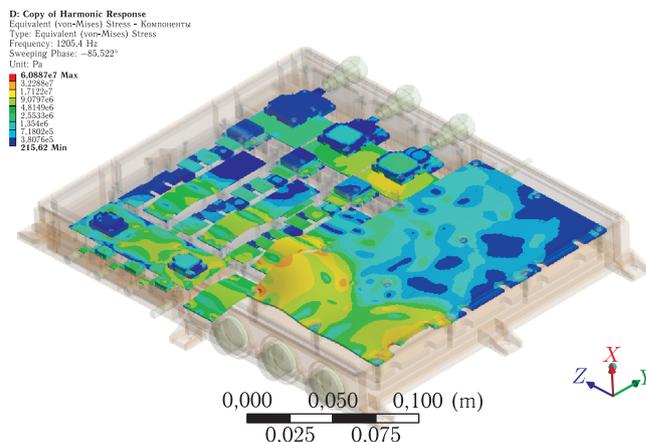


Рис. 12. Отклик ЭРИ электронных плат прибора усилителя мощности УМ на гармоническое возбуждение на р. ч. 1205 Гц

из меди, а также расположить транзисторы над тепловыми трубами штатной панели.

По результатам прочностного расчета, первоначальная конструкция прибора УМ была доработана введением дополнительных центральных крепежных винтов, которые снизили нагрузки (рис. 11–14).

Расположение виртуальных датчиков УМ, позволяющих получить распределение спектральных плотностей виброускорений в контролируемых точках, при воздействии широкополосной случайной вибрации (ШСВ) с заданными параметрами, приведено на рис. 13. Типичные графики распределения спектральной плотности ускорения (СПУ) усилителя мощности УМ показаны на рис. 14.

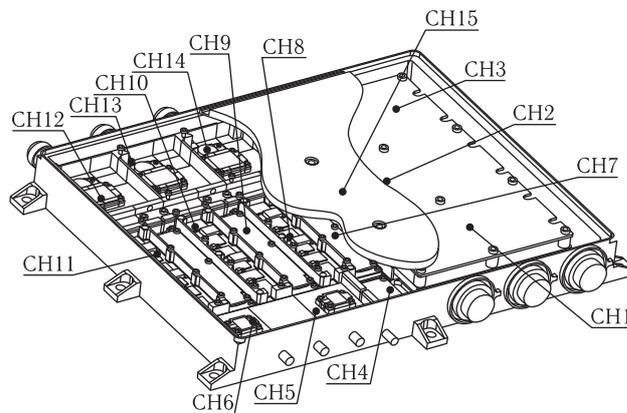


Рис. 13. Расположение виртуальных датчиков УМ

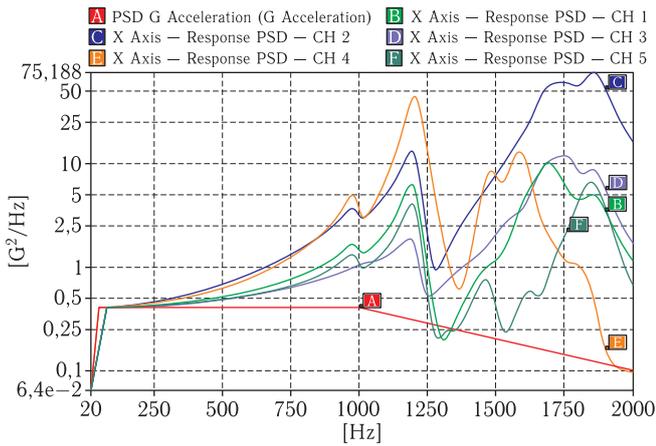


Рис. 14. Типичные графики распределения СПУ усилителя мощности УМ

Результаты расчета стационарного температурного состояния прибора командно-приемной информации (ДКПИ) были выполнены для трех режимов холодного резервирования: на рис. 15 представлен температурный режим платы ПВУ, а на рис. 16 — температурный режим плат ДКПИ_1, ДКПИ_2 — при резервной плате ДКПИ_3.

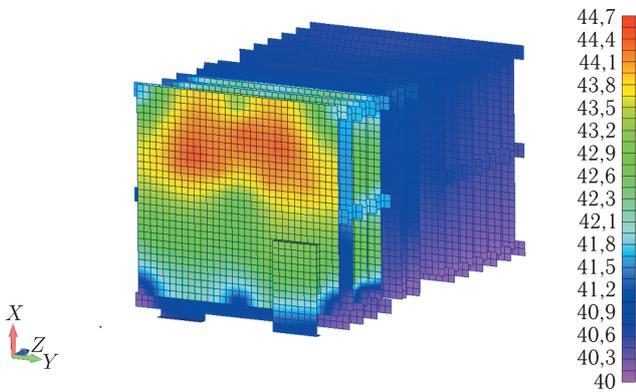


Рис. 15. Стационарное температурное состояние платы ПВУ прибора ДКПИ

По результатам прочностного расчета прибора ДКПИ конструкция прибора была доработана введением дополнительных центральных крепежных винтов (рис. 17, 18), которые снизили нагрузки.

В дальнейшем при разработке конструкции базового прибора с целью удобства компоновки приборов на плите его установочной поверхностью стало боковое ребро корпуса прибора. Уменьшение посадочной поверхности приборов потребовало

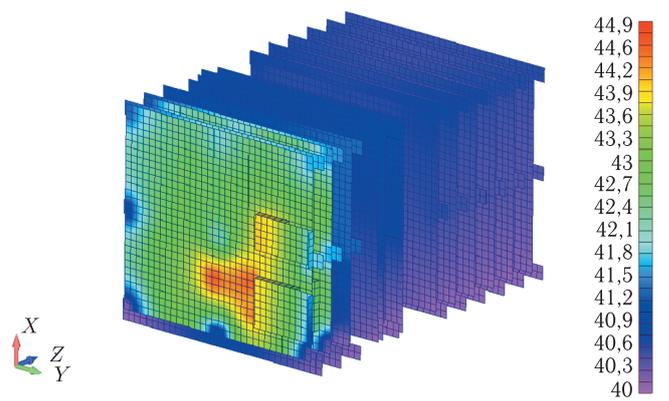


Рис. 16. Стационарное температурное состояние плат прибора ДКПИ

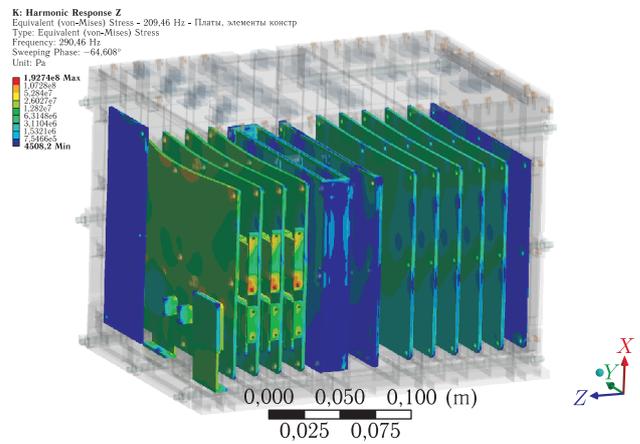


Рис. 17. Отклик электронных плат прибора ДКПИ на гармоническое возбуждение на р. ч. 290 Гц

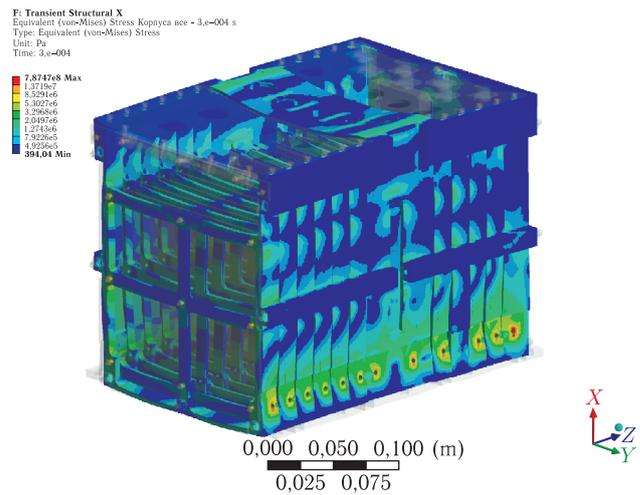


Рис. 18. Реакция составного корпуса прибора ДКПИ на ударное воздействие 700g, 0,2 мс

и от конструкторов и от разработчиков еще более внимательно отнестись к отводу тепла от ЭРИ.

В приборе, выполняющем в изделии функцию ППУ с мощностью тепловыделения 10,4 Вт, все платы размещены по обе стороны центрального основания, и даже при вертикальном расположении прибора на плите (рис. 1, 2) наибольшая температура ЭРИ составляет $+63,3^{\circ}\text{C}$.

Выводы

Математическое моделирование тепловых и прочностных режимов приборов оказалось чрезвычайно эффективным на стадии конструирования и изготовления приборов, и его можно рассматривать как первую ступень анализа приборов на стадии проектирования. В результате проведенных

расчетов конструкция многих приборов была доработана.

Проведение контроля динамических и температурных характеристик приборов на стадии ЛОИ и КОИ позволило уточнить прочностные и тепловые расчеты и устранить возможные недочеты как в конструкции, так и при изготовлении приборов, а также сократить объем натурных испытаний.

Список литературы

1. Карутин Н.В., Калмыков М.А., Шипова В.А. Комплексное решение теплового проектирования космических приборов нового поколения // *Авиакосмическое приборостроение*, 2007, № 5, с. 28–32.
2. Форрест П. Усталость металлов. Пер. с англ. под редакцией академика АН УССР С.В.Серенсена. М.: Машиностроение, 1968. 352 с.

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

УДК 89.35.55; 621.396.2.49.43.31

**Особенности построения бортовой аппаратуры
командно-измерительной системы
и радиолинии сброса информации
для космических аппаратов системы обнаружения
опасных для Земли небесных тел**

В. Г. Алыбин¹, Н. Н. Булгаков², А. Н. Ершов³, В. В. Березкин⁴, Ю. П. Кулешов⁵

¹д. т. н., ⁴к. т. н.,

^{1,2,3,4}ОАО «Российские космические системы»

⁵ОАО «Корпорация «Комета», г. Москва

e-mail: 1741otd@rniikp.ru

Аннотация. Обсуждается построение комплекса обнаружения опасных для Земли небесных тел и особенности построения бортовой аппаратуры командно-измерительной системы и бортовой аппаратуры радиолинии сброса космических аппаратов комплекса.

Ключевые слова: метеорит, телескоп, космический аппарат, линия сброса, бортовая аппаратура командно-измерительной системы, орбита Земли

**Peculiarity of On-Board Equipment
of Command-Measuring System and Radio Link
for Information Transmission
for Spacecrafts Intended for Detection
of Heavenly Bodies Hazardous to Earth**

V. G. Alybin¹, N. N. Bylgakov², A. N. Ershov³, V. V. Berezkin⁴, Yu. P. Kuleshov⁵

¹doctor of engineering science, ⁴candidate of engineering science,

^{1,2,3,4}Joint Stock Company "Russian Space Systems"

⁵JSC "Corporation "Cometa", Moscow

e-mail: 1741otd@rniikp.ru

Abstract. The construction of a complex for detection of heavenly body dangerous to Earth and features of design of the onboard equipment of command-measuring system and onboard equipment of return link are discussed.

Key words: meteorite, telescope, spacecraft, return link, onboard equipment command-measuring system, orbit of Earth

Введение

Метеориты и другие небесные тела, периодически сталкивающиеся с Землей, представляют большую опасность. Еще со времен падения тунгусского метеорита возникла проблема обнаружения опасных для Земли тел и были предприняты попытки обзора небосвода радиотелескопами с Земли, а после падения челябинского метеорита в 2013 г. начался серьезный поиск наиболее эффективного решения этого вопроса [1].

Основная цель обнаружения опасных небесных тел (ОНТ) заключается в возможности оповещения населения и организации эвакуации его до момента столкновения метеорита с Землей, а также в возможности отклонения их орбит либо уничтожения. Особенно важно обнаруживать не менее 90% ОНТ размером 50 и более метров минимум за 20–30 дней до катастрофы. Учитывая, что максимальная скорость ОНТ — 42 км/с и учитывая, что они могут направляться навстречу движению Земли, которая тоже перемещается со скоростью 30 км/с, следует различать ОНТ уже на расстоянии от Земли порядка 120–150 млн км.

Возможны наблюдения ОНТ в оптическом диапазоне с помощью радиотелескопов по переизлучениям ОНТ от Солнца. Осмотр всего небосвода с наземных обсерваторий невозможен полностью, т. к. зона дневного неба, недоступная для обзора, составляет конус с вершиной на поверхности Земли и углом от Солнца порядка 40–50° [2]. Кроме того, глубина осмотра из-за влияния атмосферы Земли недостаточна для распознавания ОНТ хотя бы размером 50–100 м и более. Наконец, требуется весьма большое количество обсерваторий, равномерно размещенных на поверхности Земли, для выполнения обзора небосвода.

Размещение мощных телескопов в околоземном космическом пространстве открывает возможности для обнаружения ОНТ размером от 50 м за 20–30 дней до момента их столкновения с Землей. Данная работа посвящена особенностям организации связи с орбитальной системой, предложенной в [2, 3], предназначенной для обнаружения ОНТ космическими средствами. Кроме того, объектом рассмотрения является и способ обзора участка дневного неба, который невозможно исследовать ни с Земли, ни с околоземного пространства.

Группировка космических аппаратов для обзора небосвода с целью обнаружения ОНТ

Основу космической системы обнаружения ОНТ составляет группировка из двух или более космических аппаратов (КА) и системы наземных станций (ЗС), обеспечивающих сбор и обработку получаемой КА информации, а также управление движением КА и парирование на них нештатных ситуаций.

На каждом из КА размещены по два телескопа, производящих наблюдение небосвода в оптическом диапазоне с целью обнаружения ОНТ путем регистрации отраженного от них солнечного света матричными фотоприемниками.

Информация о светящихся телах в космическом пространстве формируется в бортовых, буферном и специальном вычислителях и передается по радиолинии сброса КА–пункт приема и обработки информации (ППОИ). Служебная информация с каждого КА о состоянии систем КА передается на наземную станцию командно-измерительной системы (НС КИС). По результатам полученной информации производится обработка и выдача команд на управление КА.

На рис. 1 показаны зоны обзора небосвода ближними КА на геосинхронных орбитах и дальними КА на околосолнечной орбите.

Осмотр небосвода осуществляется методом сканирования его участков, и с этой целью КА с жестко закрепленными на их платформах телескопами поворачиваются своей продольной осью относительно Земли. Один или два КА, условно называемые «ближними» КА, располагаются на геосинхронных орбитах, близких к геостационарной. Каждый из КА может сканировать космическое пространство в интервале долгот $\pm 160^\circ$. Оба ближних КА могут осматривать все космическое пространство за исключением зоны дневного неба, т. е. в направлении КА на Солнце. Эта зона космического пространства представляет собой конус с вершиной на КА и углом от Солнца порядка 20° [1].

Для осмотра участка дневного неба предложено расположить КА, условно названный «дальним» КА, на орбите Земли сзади нее относительно направле-

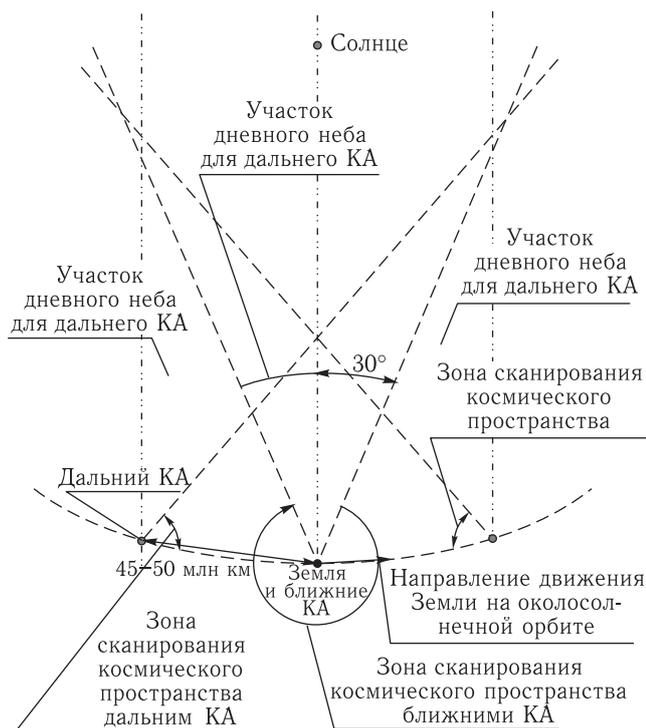


Рис. 1. Зоны обзора небосвода ближними и дальним КА

ния ее движения по околосолнечной орбите, на расстоянии 45–50 млн км от Земли.

Расположение ближних и дальних КА по отношению к ППОИ и НС КИС и их ориентация во времени сканирования небосвода определяют особенности построения радиолиний и бортовой аппаратуры КИС (БА КИС). В табл. 1 приведены основные характеристики ближних и дальнего КА.

Как следует из табл. 1, для КА характерным является поворот оси КА по отношению ЗС. Для того, чтобы не пропадала в штатном режиме связь КА с ЗС и НС КИС, располагаемых одна вблизи другой или совмещенных, на КА предусмотрена система наведения бортовых антенн на ЗС. Система наведения бортовых антенн линии сброса информации содержит опорно-поворотное устройство и блок управления, на который из бортового комплекса управления (БКУ) поступают команды для обеспечения требуемого положения бортовых антенн [1].

Срок активного существования ближних КА ограничен возможностями бортовой аппаратуры и в первую очередь качеством ЭКБ и принимается 15 лет. Для дальних КА серьезным ограничением

Таблица 1. Основные характеристики КА «Небосвод»

Название характеристик	Ближний КА	Дальний КА
Дальность радиосвязи	не менее 42 000 км	не менее 50 млн км
Диапазон углов оси КА при сканировании небосвода	$\pm 160^\circ$	50°
Доля объема небосвода, которая может быть осмотрена одним КА	0,866	0,66
Время сеансов связи	круглосуточно	(8–14) ч
Минимальный угол места НС КИС	12°	7°
Рабочий диапазон частот: для линии сброса для КИС	Ku X	Ku X
САС	15 лет	10 лет

является возможность запаса топлива для корректирующих двигателей, поэтому расчетный САС дальних КА не превышает 10 лет.

Рабочие диапазоны частот для линии сброса информации и для линий связи НС КИС с БА КИС выбраны исходя из возможностей и рекомендаций реестра радиосвязи и из наличия соответствующей аппаратуры.

Аппаратура КА, включая все системы, кроме бортовой аппаратуры линии сброса информации и БА КИС, описана в [1]. Ее рассмотрению посвящены следующие разделы.

Радиолиния сброса информации

С ближних и дальних КА необходимо сбрасывать информацию о состоянии небосвода со скоростями соответственно 600 Мбит/с и 100 Мбит/с. При этом предполагается, что ЗС ППОИ имеет антенны для работы с ближними КА с диаметром 12 м, а с дальними КА — 32 м. Целесообразно использование и антенн 64 и 70 м для уменьшения мощности бортовых передатчиков, однако число таких антенн ограничено, а строительство новых антенн с такими же диаметрами или антенн другого типа, эквивалентным им по коэффициенту усиления, нерентабельно.

Структуры сигналов в радиолиниях связи с ближними КА — фазовая манипуляция 8PSK

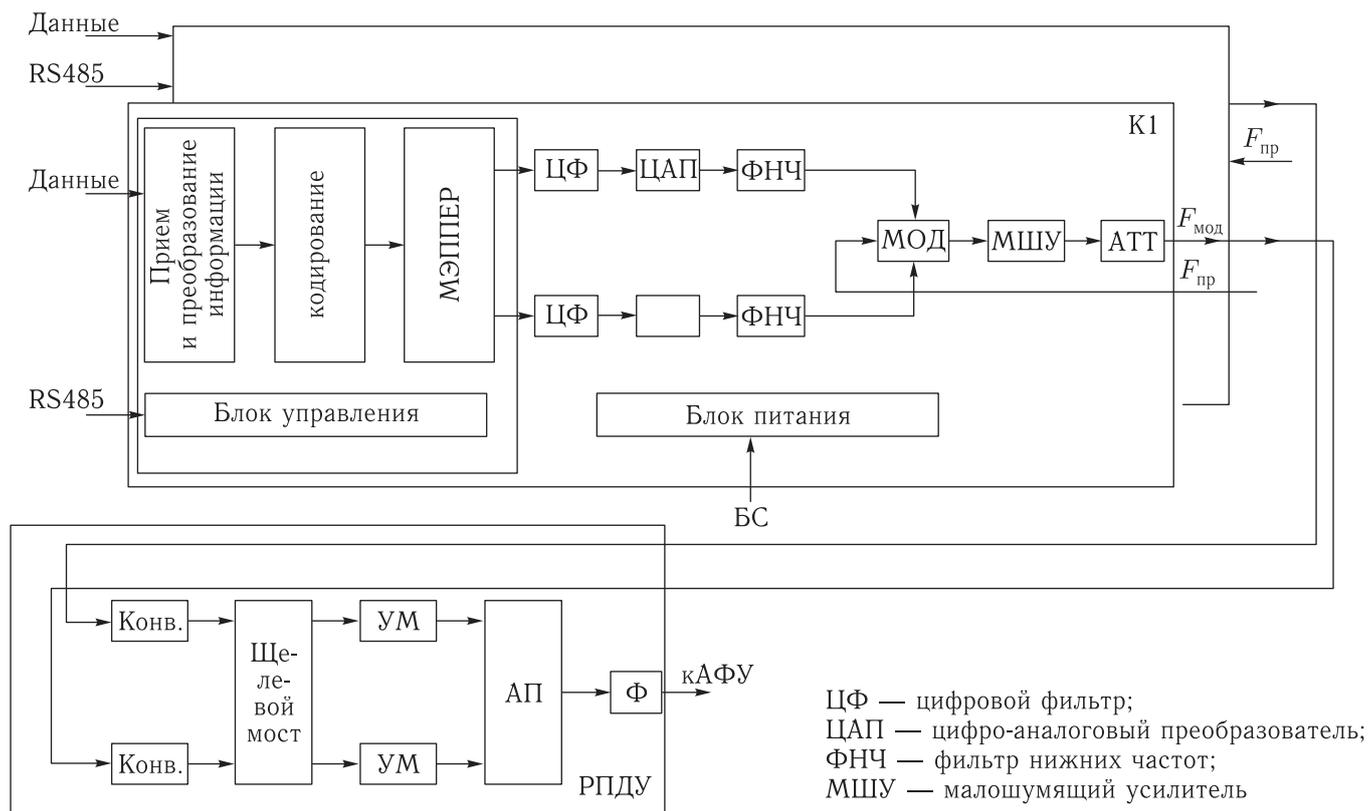


Рис. 2. Структурная схема передатчика

с турбопродукт-кодом (ТРС) и кодовой скоростью $R = 0,8$. Для дальних КА — фазовая манипуляция QPSK с кодом ТРС и $R = 0,5$. Для ближних КА реализуется вероятность побитовых ошибок не более 10^{-6} , для дальнего КА вероятность побитовых ошибок — не более 10^{-7} .

Энергетические расчеты, проведенные для радиолиний связи ближних и дальних КА с ППОИ, показали, что требуемые мощности бортовых передатчиков при работе с упомянутыми выше антеннами в Ки-диапазоне составляет: для ближних КА — 20 Вт; для дальних КА — 250 Вт. В передатчике линии сброса информации ближнего КА предлагается использовать транзисторный усилитель мощности (УМ), для дальнего КА — УМ на мощной ЛБВ. Бортовые антенны ближних и дальних КА должны быть остронаправленными, при этом на ближнем КА устанавливается антенна диаметром 1 м, а на дальнем КА — диаметром 5 м.

Структурная схема бортовых передатчиков одинакова для ближних и дальних КА и представлена

Таблица 2. Основные параметры линии сброса информации для ближнего и дальнего КА

Наименование характеристик	Ближний КА	Дальний КА
Символьная скорость в канале	266,6 МГц	100 МГц
Информационная скорость в канале	640 Мбит/с	100 Мбит/с
Энергопотребление	215 Вт	1000 Вт
Выходная мощность	20 Вт	250 Вт
Габариты:		
ФИП	190 × 16 × × 53 мм	190 × 160 × × 53 мм
БАВ	225 × 179 × × 165 мм	225 × 179 × × 165 мм
РПДУ	1120 × 476 × × 65 мм	1000 × 224 × × 75 мм
Масса (без АФУ)*	~ 27,4 кг	~ 26 кг

Примечание: * — данные для передатчика дальнего КА даны без учета параметров системы охлаждения ЛБВ.

на рис. 2. Высокоскоростной модулятор содержит интерфейс управления RS485, турбокодер, цифровые фильтры с Найквистовой передаточной функцией, блок управления и блок питания. На входе модулятора используется центральная промежуточная частота 2 ГГц, которая с помощью переносчика частоты преобразуется в центральную частоту Ки-диапазона.

Для повышения надежности предлагается использовать дублирование модуляторов (МОД) с конвертерами (КОНВ) и УМ. С этой целью на входе УМ располагается щелевой мост, а выходы УМ подключены к антенному переключателю (АП). Для обеспечения чистоты спектра передатчиков применен соответствующий фильтр (Ф). Конструктивно бортовой передатчик предлагается выполнить в виде трех блоков: формирователя информационных потоков (ФИП), блока автоматики (не показан) и передатчика (РПДУ).

Основные параметры бортовых передатчиков ближнего и дальнего КА приведены в табл. 2.

Бортовая аппаратура командно-измерительной системы (БА КИС)

Для управления движением ближних и дальних КА предназначена БА КИС, которая должна обеспечить выполнение следующих задач:

- прием с НС КИС радиоконанд (РК) и особых РК, командно-программной информации (КПИ), формирование и выдачу квитанций об их приеме на НС КИС;

- прием от бортовой аппаратуры телеметрической системы (БАТС) телеметрической информации (ТМИ) и передачу ее на НС КИС;

- прием и передачу сигналов для измерения текущих навигационных параметров — наклонной дальности и радиальной скорости КА;

- прием и передачу сигналов управления режимами работы БА КИС от БКУ, обмен информацией РК, КПИ с БКУ.

Отличительной особенностью БА КИС является ее автономность от систем КА в наиболее возможной степени.

БА КИС содержит приемно-передающее устройство (ППУ), бортовой миникомпьютер в виде дешифратора командно-программной и телеметрической информации (ДКТИ), отдельные усилители мощности (УМ) и приемную и передающую АФС. Наличие ДКТИ позволяет обеспечить надежность БА КИС выше, чем надежность КА, что необходимо для его существования и поддержания на нужной орбите в течение САС, а также препровождение на орбиту захоронения при необходимости. С другой стороны, связанное с наличием ДКТИ и отдельных УМ некоторое увеличение массы БА КИС (примерно на 6 кг) несущественно для весьма большого КА с радиотелескопами, масса которого, по предварительным оценкам, составляет 2,2–2,3 т.

Выбор структур сигналов в соответствии с рекомендациями CCSDS обеспечивает наиболее высокий энергетический потенциал в радиолиниях «НС КИС–БА КИС» и «БА КИС–НС КИС». Отношение сигнала к шуму для вероятности ошибок не более 10^{-5} составляет порядок 10 дБ. Для дальних КА энергетика радиолиний становится решающим фактором.

Наиболее приемлемым для БА КИС является X-диапазон частот, рекомендованный для дальнего космоса, т.е. для связи с дальними КА. Для унификации БА КИС целесообразно и для ближних КА использовать тот же диапазон частот. При этом БА КИС для ближних и дальних КА будут отличаться только мощностью УМ.

В отличие от антенны КА для линии сброса, предназначенной для работы в ориентированном режиме, бортовые приемные и передающие антенны БА КИС должны обеспечить связь как в ориентированном, так и в неориентированном режимах нахождения КА на орбите. Под неориентированным режимом понимается вращение КА со скоростью 3–7 °/с, а также его неопределенное положение («закрутка») в случае нештатных ситуаций во время нахождения его на орбите.

С этой целью в запросном (приемном) канале и в ответном (передающем) канале БА КИС используются по две малонаправленные антенны, расположенные диаметрально противоположно на боковых сторонах КА, и еще по одной остро-направленной антенне, размещенных на том же

поворотном устройстве, что и антенна линии сброса информации.

Для радиолиний связи НС КИС и БА КИС используются структуры сигналов типа UQPSK с корректирующими кодами в соответствии с рекомендациями CCSDS, позволяющие работать с отношением сигнал/шум в приемных устройствах не хуже чем 10 дБ.

В результате проведенных энергетических расчетов радиолиний «НС КИС–БА КИС» и «БА КИС–НС КИС» с антеннами НС КИС (для связи с ближними КА — 9 м, для связи с дальними КА — 32 м), получены значения необходимой мощности передатчиков БА КИС: для ближнего КА — 10 Вт, для дальнего КА — 40 Вт.

Структурная схема БА КИС для дальнего КА показана на рис. 3. Для повышения надежности она выполнена с троированием ее приборов:

- три ППУ, каждое из которых содержит сверхвысокочастотный приемник (СВЧ ПРМ), цифровой приемник и блок цифровой обработки сигналов с модулятором ответного канала (ЦОС), сверхвысокочастотный формирователь ответного канала (СВЧ ФОС), синтезатор частот (СЧ) и вторичные источники электропитания (ИВЭП);

- ДКТИ, содержащий три комплекта дешифратора командно-программной информации, объединенных с блоком обработки телеметрии, два программно-временных устройства (ПВУ), коммутационно-распределительное устройство (КРУ), интерфейсы связи с БКУ, а также ИВЭП;

- делитель мощности «3×3» в запросном и ответном каналах (Д 3×3) и кабельная сеть.

Приемная антенно-фидерная система (АФС) содержит две малонаправленные антенны (МЛА) и одну остронаправленную антенну (ОНА), подключенные через фильтры (Ф) к блоку малошумящих усилителей (БМШУ), содержащему шесть МШУ и три переключателя «1×2» (П).

Передающая АФС содержит две МЛА и одну ОНА, подключенные к УМ через два АП «1×3» и фильтр.

Особенностью БА КИС, предлагаемой для дальних КА, является наличие БМШУ, позволяющего повысить чувствительность запросного канала, что существенно для возможности работать дальнему КА с НС КИС, имеющей диаметр антенны 32 м.

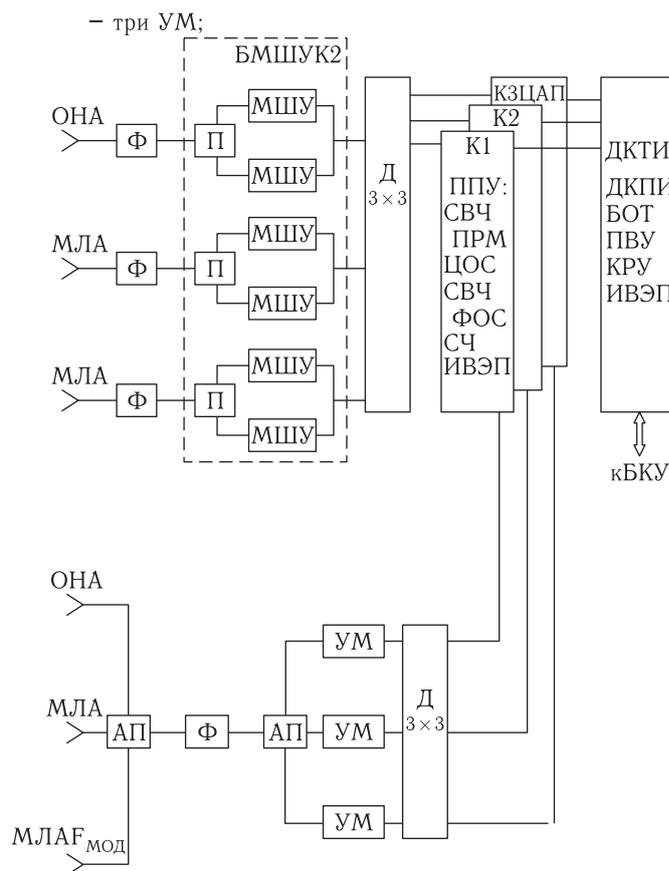


Рис. 3. Структурная схема БА КИС для дальнего КА

Структурная схема БА КИС для ближнего КА отличается тем, что из нее можно исключить БМШУ, поскольку КА расположен на значительно меньшем удалении от Земли.

В табл. 3 приведены основные технические характеристики БА КИС для ближнего и дальнего КА.

Как видно из табл. 3, БА КИС для ближнего КА имеет меньшую выходную мощность УМ, что позволяет (учитывая дополнительно отсутствие БМШУ) снизить ее массу без АФС до 20 кг.

Заключение

Рассмотрены особенности бортовой аппаратуры линии сброса информации и командно-измерительной линии для ближних и дальних КА космической системы обнаружения опасных небесных тел размером от 50 м за 20–30 сут от их возможного столкновения с Землей. Показано, что при наличии дальних КА, расположенных на орбите

Таблица 3. Основные технические характеристики БА КИС для ближнего и дальнего КА

Параметр	Единицы измерения	Ближний КА	Дальний КА
Максимальная дальность связи между НС КИС и КА	тыс. км	42	50 000
Структура сигналов в радиопереносных: «Земля–Космос» «Космос–Земля»		Фазокодоманипулированный псевдослучайный небалансный сигнал (QPSK) вида $(\text{ЦИ}_1)PN_1 \cdot 0^{180} + (\text{ЦИ}_q)PN_q \cdot 0^{270}$ Кодирование: R-S	
Режимы работы: – прием РК ориентированный (ОР) – прием КПИ неориентированный (НР) – передача ТМИ – передача КВ – измерение дальности – измерение угловой скорости		некогерентный некогерентный некогерентный некогерентный когерентный, коэффициент когерентного преобразования 749/880	
Техническая скорость передачи информации:			
Запросный канал			
КПИ	НР	0,1; 1	0,1; 1
РК	ОР	1; 4; 8	1; 4; 8
Ответный канал			
КВ	НР	0,1; 1; 2	0,1; 2
ТМИ	ОР	0,1; 1; 4; 8; 32	4; 8
Точность траекторных измерений*:			
– по дальности	м	10	50
– по скорости	м/с	0,01	0,05
Вероятность ошибки на бит		10^{-5}	10^{-4}
Выходная мощность УМ	Вт	не менее 10	не менее 40
Энергопотребление	Вт	80	220
Масса БА КИС (без АФУ)	кг	20	35

*включая погрешности НС КИС и в радиопереносных.

Земли и на расстоянии от нее до 50 млн км, для того, чтобы можно было различать ОНТ в зоне «дневного неба», недоступной для оптических аппаратов, расположенных на Земле или в околоземном пространстве, возможно осуществить как управление движением ближних и дальних КА и парирование нештатных ситуаций, так и получение от них целевой информации с требуемой информационной скоростью и малой вероятностью ошибок.

Список литературы

1. Астероидно-кометная опасность: вчера, сегодня, завтра. Под ред. Б. М. Шустова и Л. В. Рыхловой. М.: ФИЗМАЛИТ, 2010. 384 с.
2. Кулешов Ю. П., Егоров В. Л., Мисник В. П., Яковенко Ю. П., Рыхлова Л. В. и др. Принципы и основные технические решения создания астрономического комплекса обнаружения и определения параметров движения опасных для Земли астероидов и комет (комплекс «Небосвод») // Экологический вестник научных центров ЧЭС. ISSN № 1729–5459, 2013, № 4. С. 1–9.
3. Булгаков Н. Н., Алыбин В. Г., Кривошеин А. А. Особенности построения бортовой аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата для управления им как в зоне его радиовидимости с наземной станцией, так и вне ее. 24-я Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии» (КрыМиКо'2014). Севастополь.

УДК 629.7

Технологии определения характеристик целевой аппаратуры КК ДЗЗ

А. И. Бочарников¹, А. Г. Жиличкин², В. П. Коваленко³, А. В. Кондратов⁴,
В. В. Тихонычев⁵, А. В. Худяков⁶

¹заслуженный военный специалист, ^{2,3,5}к. т. н.,

Научный центр оперативного мониторинга Земли ОАО «Российские космические системы»

e-mail: validacia2010@ntsomz.ru

Аннотация. Рассмотрены основные технологии определения характеристик целевой аппаратуры (ЦА) видимого, инфракрасного и радиолокационного диапазонов. Отмечены особенности оборудования тестовых участков и состав тест-объектов, используемых для контроля пространственно-частотных, радиометрических и координатно-измерительных характеристик ЦА КК ДЗЗ.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, характеристики целевой аппаратуры, разрешающая способность, линейное разрешение на местности

Techniques for Characterization of Remote Sensing Spacecraft Targeted Equipment

A. I. Bocharnikov¹, A. G. Zhilichkin², V. P. Kovalenko³, A. V. Kondratov⁴,
V. V. Tikhonychev⁵, A. V. Khudiakov⁶

¹Honored Military Specialist,

^{2,3,5}candidate of engineering science

Research Center for Earth Operative Monitoring JSC "Russian space systems"

e-mail: validacia2010@ntsomz.ru

Abstract. The main techniques for characterization of targeted visible, IR, and radar equipment are considered. The features of the test-site equipment and test-target composition used for monitoring the spatial frequency, radiometric, and coordinate measuring characteristics of remote sensing spacecraft targeted equipment are highlighted.

Key words: Earth remote sensing, characteristics of targeted equipment, resolution, linear resolution on ground

Введение

Целевая аппаратура (ЦА) космических комплексов (КК) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) в процессе летных испытаний и штатной эксплуатации нуждается в подтверждении заявленных параметров качества как на этапе государственных испытаний, так и в реальных условиях орбитальной эксплуатации космических аппаратов. Без всестороннего оперативного контроля параметров ЦА и качества получаемых материалов космического наблюдения невозможно эффективное решение целевых задач дистанционного зондирования Земли.

Основные контролируемые характеристики ЦА КК ДЗЗ делятся на пространственно-частотные, радиометрические и координатно-измерительные.

К основным пространственно-частотным характеристикам ЦА КК ДЗЗ видимого и инфракрасного диапазонов относятся:

- функция передачи модуляции ЦА КК ДЗЗ;
- разрешающая способность в фокальной плоскости;
- линейное разрешение на местности.

К радиометрическим характеристикам относятся:

- точность измерения эффективной энергетической яркости (эффективной спектральной плотности энергетической яркости) (радиационной температуры для теплового диапазона) на входном зрачке ЦА;
- градационная характеристика;
- эквивалентная шумам разность яркостей (разность температур для теплового диапазона) и т. д.

К координатно-измерительным характеристикам относятся:

- ошибки внутренней геометрии снимков;
- точность координатной привязки изображений.

Контролируемые характеристики целевой аппаратуры радиолокационного (РЛ) диапазона несколько отличаются от характеристик ЦА видимого диапазона. В частности, к радиометрическим характеристикам ЦА РЛ диапазона относятся:

- динамический диапазон;
- радиометрическая чувствительность;
- радиометрическая точность и другие параметры.

Отличаются также используемые тест-объекты и способ оценивания пространственного разрешения ЦА радиолокационного диапазона.

Таким образом, технологии определения характеристик ЦА различны и зависят от рабочего диапазона ЦА (видимый, инфракрасный, радиолокационный), от типа оцениваемых характеристик (пространственно-частотные, радиометрические или координатно-измерительные), а также от разрешающей способности ЦА.

Рассмотрим технологии, особенности оборудования тестовых участков и состав тест-объектов, необходимый для определения и контроля характеристик ЦА видимого инфракрасного и радиолокационного диапазонов.

Технологии определения пространственно-частотных характеристик видимого и ближнего инфракрасного диапазонов

Определение пространственно-частотных характеристик ЦА КК ДЗЗ видимого и ближнего ИК-диапазона выполняется визуально, с использованием различных мир (штриховых, радиальных, секторных), либо инструментально с использованием тест-объектов типа «резкий край» и точечных источников излучения, например сферических зеркал.

Различные варианты изготовления тест-объектов для визуального дешифрирования показаны на рис. 1.

Порядок определения пространственно-частотных характеристик визуальным способом по штриховым мирам заключается в поиске минимальной группы штрихов, различаемой оператором.

Группа штрихов считается разрешаемой, если:

- можно сосчитать число штрихов;



Рис. 1. Варианты изготовления тест-объектов для визуального дешифрирования

- число штрихов группы в изображении мира совпадает с числом штрихов в мире;
- существует визуальное восприятие разницы в уровне серого тона на изображении между каждой светлой полосой и соседними с ней темной полосой или полосами на значительной части всей длины полосы.

Предельно разрешаемой группой штрихов считается та разрешаемая группа, до которой разрешаются все группы меньшей частоты того же направления. Ширина штриха в указанной группе мира отождествляется с величиной линейного разрешения на местности.

Для повышения объективности оценок линейное разрешение на местности окончательно вычисляется как среднее арифметическое значение ширины штрихов, соответствующих предельно разрешаемым группам, определенных операторами-дешифровщиками.

При использовании радиальных или секторных мир линейное разрешение на местности выполняется путем измерения полного диаметра (или радиуса) мира и размера зоны размытия (рис. 2).

Расчет линейного разрешения на местности выполняется по формуле:

$$L = r/R \cdot d,$$

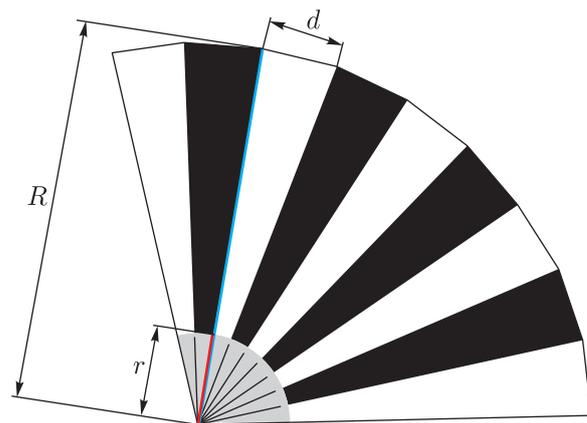


Рис. 2. Определение ЛРМ по секторной радиальной мире

где L — искомое линейное разрешение на местности, м;

R — полный наблюдаемый на изображении диаметр (или радиус) мира;

r — диаметр (или радиус) пятна размытия в центре мира;

d — фактическая длина основания сектора мира, м.

Измерение размеров R и r может выполняться как в миллиметрах, так и в пикселях изображения на мониторе компьютера.

Технология визуального определения линейного разрешения на местности реализует метод пря-



Рис. 3. Фрагмент изображения с тест-объектами типа «резкий край»

мых измерений в реальных условиях применения и считается наиболее простым и понятным способом оценивания пространственно-частотных характеристик космических систем наблюдения. Технология не требует наличия каких-либо специальных средств и дополнительного программного обеспечения, кроме средств визуализации цифровых изображений.

С развитием вычислительной техники широкое применение находит инструментальный метод оценивания ЛРМ с использованием линейно-протяженных объектов и тест-объектов типа «резкий край». Суть метода заключается в анализе отображения переходной характеристики, возникающей на участках с резким перепадом яркости («резком крае»). Идеальным «резким краем» считается перепад яркости, в котором ширина границы перехода яркости составляет не более 10% от проекции пикселя на земной поверхности. Примеры резких краев показаны на рис. 3.

Порядок инструментальной оценки пространственно-частотных характеристик предполагает последовательное выполнение следующих операций [1]:

- определение функции передачи модуляции;
- определение светосигнальной характеристики;

- определение шумовой характеристики;
- оценка разрешающей способности в фокальной плоскости;
- оценка линейного разрешения на местности.

Форма функции передачи модуляции восстанавливается по форме «резкого края» (переходной характеристике) (рис. 4).

По ФРЛ рассчитывается функция передачи модуляции (ФПМ). Разрешающая способность ЦА КК ДЗЗ определяется как точка пересечения ФПМ и некоторой пороговой характеристики, наклон которой зависит от уровня шума изображения, заданного контраста и других характеристик ЦА (см. рис. 5).

Результаты оценивания разрешающей способности и линейного разрешения на местности для отчетности оформляются в виде табл. 1 и 2.

Соответствующее программное обеспечение разработано и используется в комплексах оценки качества материалов съемки КК ДЗЗ «Ресурс-ДК», «Ресурс-П», «Канопус-В», а также в системе валидационных подспутниковых наблюдений (СВПН), разрабатываемой в рамках ОКР «Регион-В-Валидация-РК».

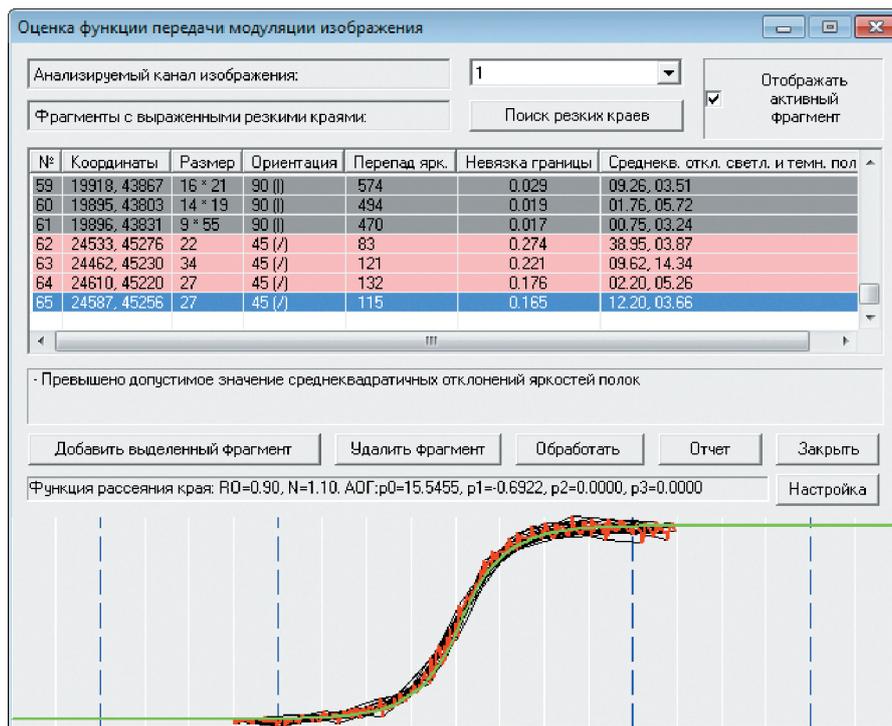


Рис. 4. Форма переходной функции

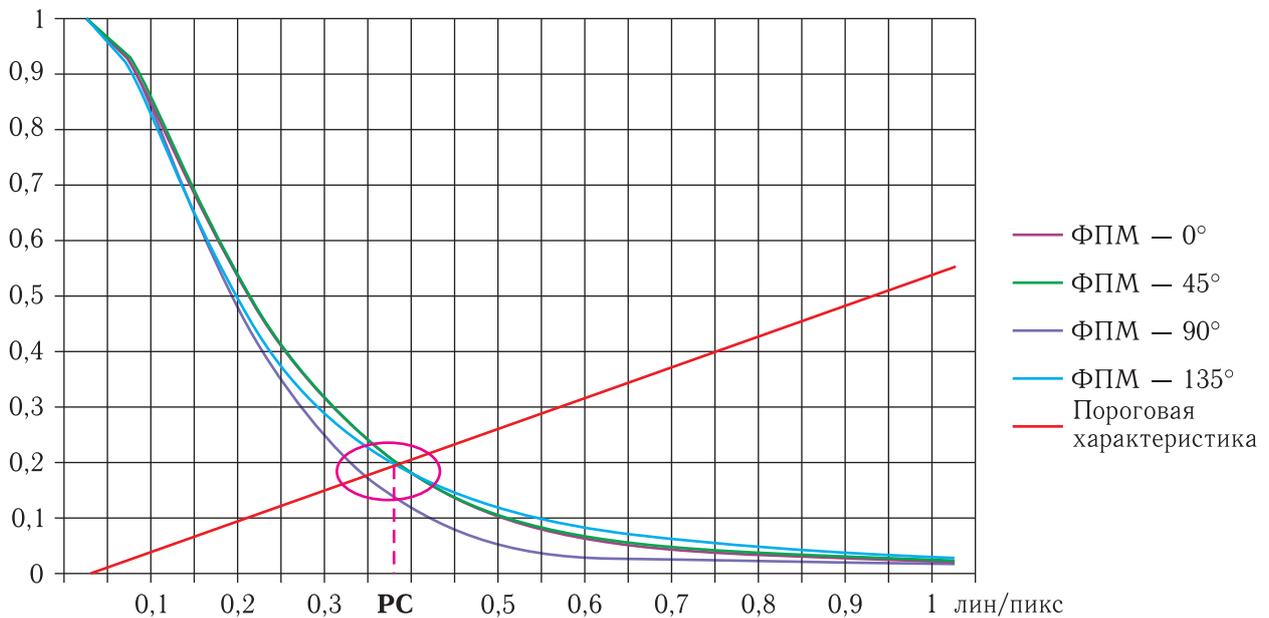


Рис. 5. Оценка разрешающей способности графическим способом

К достоинствам инструментальной оценки можно отнести следующее.

1. Такая оценка не требует наличия специально подготовленных тест-объектов.
2. Тест-объекты типа «резкие края» можно обнаружить практически на любых снимках, содержащих районы с высоким уровнем антропогенной деятельности: города, аэродромы, промышленная и транспортная инфраструктура.

Таблица 1. Результаты оценивания разрешающей способности изображения

Значение разрешающей способности по направлению 0, лин/пикс	0,34
Значение разрешающей способности по направлению 45, лин/пикс	0,35
Значение разрешающей способности по направлению 90, лин/пикс	0,32
Значение разрешающей способности по направлению 135, лин/пикс	0,34
Среднее значение разрешающей способности	0,34

Таблица 2. Результаты оценивания ЛРМ в реальных условиях наблюдения

Значение линейного разрешения на местности по направлению 0°, м	0,99
Значение линейного разрешения на местности по направлению 45°, м	0,96
Значение линейного разрешения на местности по направлению 90°, м	1,06
Значение линейного разрешения на местности по направлению 135°, м	0,99
Среднее значение линейного разрешения на местности, м	1,00

3. Отсутствует необходимость использования субъективных критериев визуального дешифрирования, что повышает достоверность оценки характеристик.

Технологии определения радиометрических характеристик ЦА видимого и инфракрасного диапазона

Для оценки радиометрических характеристик оптико-электронной ЦА в качестве тестовых объектов используются искусственные либо естественные поля яркости.

Искусственные поля яркости применяются для ЦА высокого и сверхвысокого разрешения. Как показала практика работы с площадными тестовыми объектами для ЦА видимого диапазона, от двух

до трех пикселей в обе стороны от границы тестового объекта уходит на краевую переходную функцию изображения, поэтому тестовые объекты должны иметь стабильные параметры излучения в пределах квадрата со стороной 10–12 проекций пикселя. В этом случае для корректных статистических оценок остается от 16 до 64 пикселей практически неискаженного переходной функцией изображения. Так, для оценки радиометрических характеристик мультиспектральных каналов аппаратуры «Геотон-Л1» применялись искусственные белое и темное поля размером 30 × 30 м² (рис. 6).

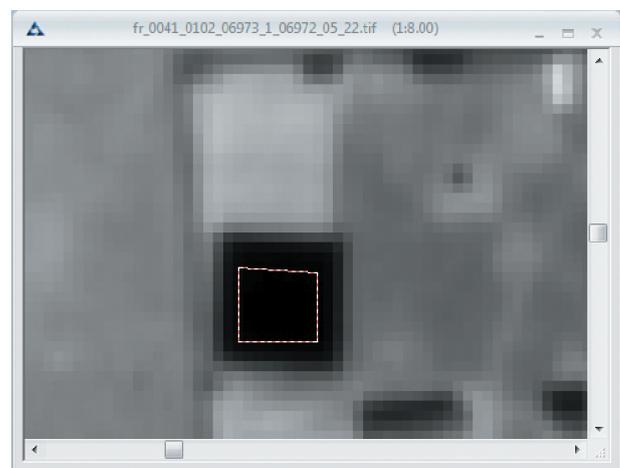
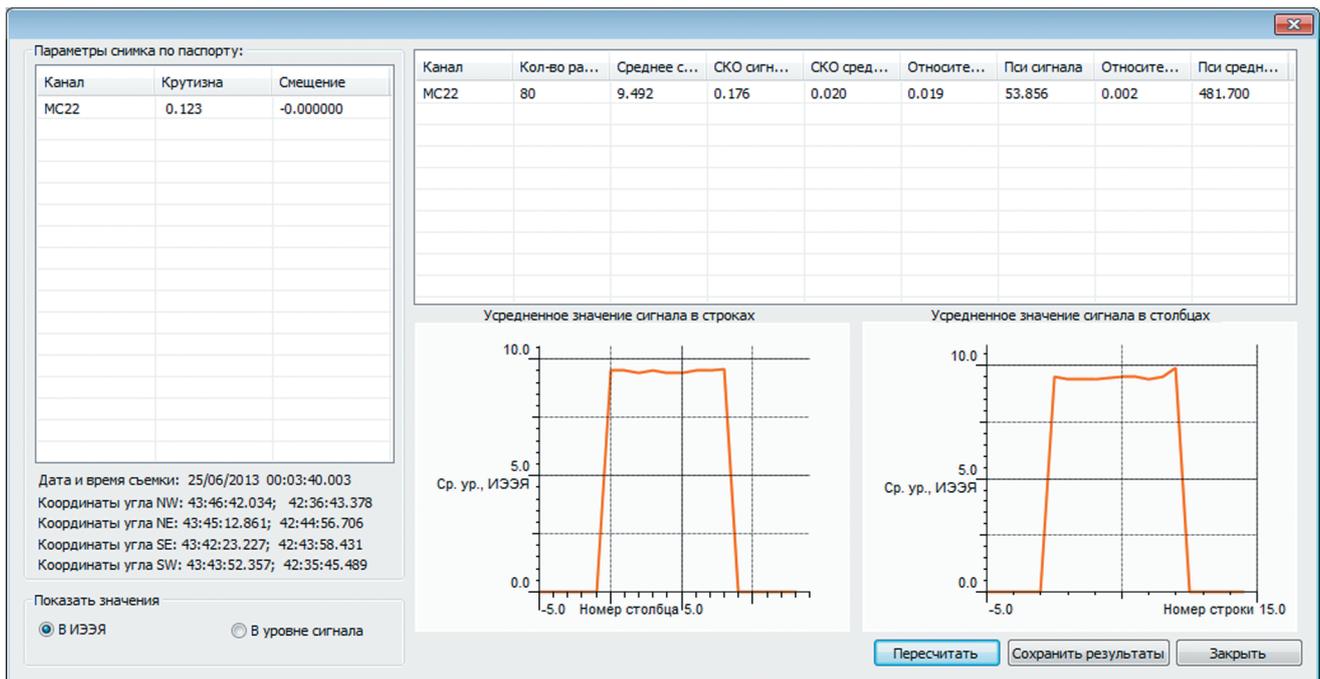


Рис. 6. Изображение искусственных тестовых объектов

Красно-белым пунктиром выделена область практически неискаженного переходной функцией изображения темного тестового объекта

В паспорте маршрута каждого канала приводятся параметры его градационной характеристики, позволяющие выполнить пересчет уровней яркости в эффективную энергетическую яркость L_{vi} на входном зрачке ЦА. На рис. 7 приведены слева — идентификатор канала и параметры обратной градационной характеристики.

На графиках внизу справа изображены средние значения эффективной яркости по столбцам и по строкам. В верхней таблице — результаты расчета среднего значения эффективной яркости, СКО эффективной яркости и СКО ее среднего значения. Как видно из левого графика, левая граница выбранной области захватывает часть переходной функции края.

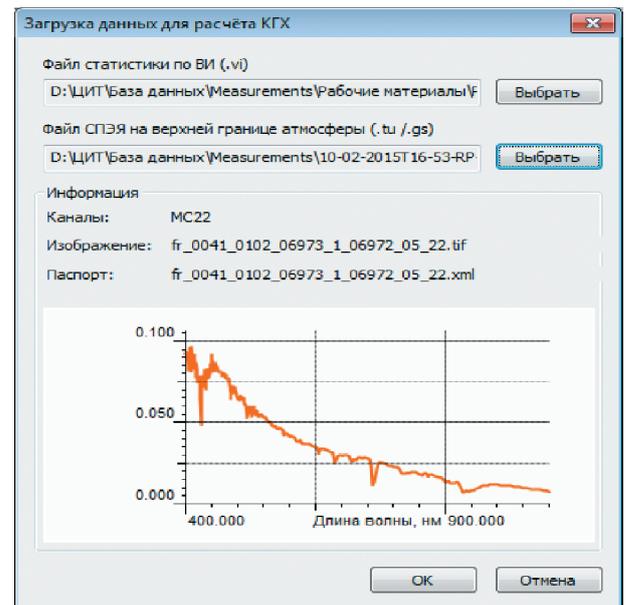
Рис. 7. Результаты расчетов L_{vi}

В интервале времени, охватывающем момент съемки тестового участка, выполняются измерения спектральных коэффициентов отражения тестовых объектов, освещенности местности, съемка небосвода (для учета влияния облачности) и параметров атмосферы, позволяющих рассчитать оптические характеристики атмосферы и спектральные плотности яркостей (СПЭЯ) $L_{\lambda_{то}}$ тестовых объектов, приведенные к входному зрачку ЦА. На рис. 8 изображен график СПЭЯ темного поля.

В результате интегрирования произведений СПЭЯ и спектральных характеристик чувствительности каналов ЦА по длинам волн вычисляется «эталонное» значение эффективной энергетической яркости $L_{то}$ тестовых объектов.

При наличии искусственных объектов на одном маршруте можно получить три тестовых объекта (в качестве третьего используется трава). Полученные результаты сравниваются, набирается статистика, по которой делается вывод о соответствии ЦА требованиям ТЗ по точности радиометрических измерений (рис. 9).

При использовании естественных объектов, например, рекомендованных CEOS для радиометрических измерений, необходимо получить пара-

Рис. 8. СПЭЯ темного поля, Вт/(м²·мкм),
длина волны, нм

метры атмосферы на момент съемки и результаты измерения коэффициентов спектральной яркости тестовых объектов. Для расчета $L_{то}$ применяется либо MODTRAN, либо 6С, либо МСС++.

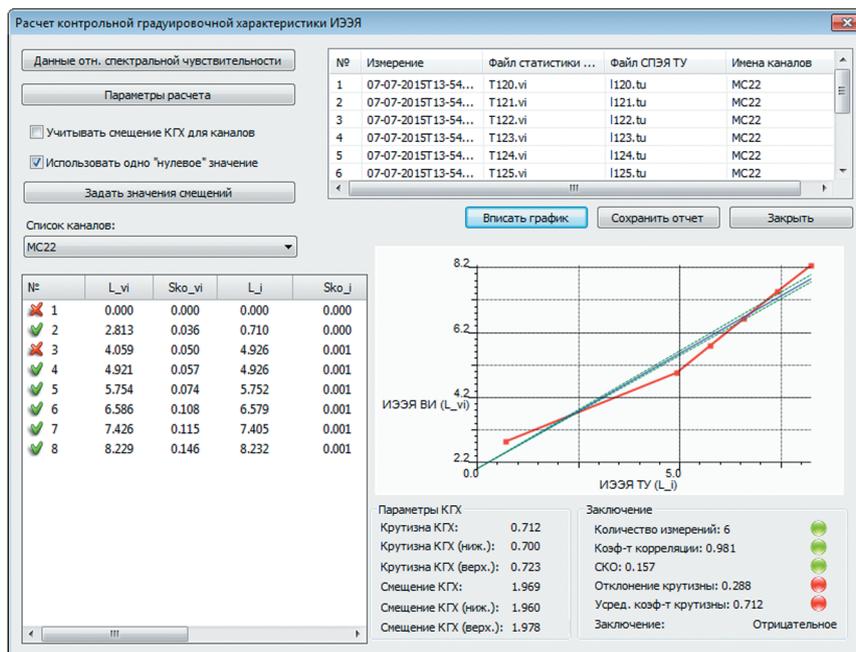


Рис. 9. Результаты оценки точности измерения эффективной энергетической яркости по смоделированным тестовым объектам

В этом случае обычно получают один тестовый объект на маршрут.

Обработка результатов съемки аналогична описанной выше.

Особенности контроля радиометрических характеристик ИК-систем ДЗЗ

В большинстве случаев в качестве выходного сигнала ИК-систем ДЗЗ используется радиационная температура — температура черного тела, обеспечивающая данный код яркости изображения. В этом случае градационная характеристика системы — зависимость уровня яркости изображения от радиационной температуры.

Важной особенностью контроля ЦА ИК-диапазона является зависимость уровня яркости от коэффициента излучения $\epsilon_{\text{то}}(\lambda, T)$ тестового объекта, в результате чего радиационная температура T_p может ощутимо отличаться от термодинамической T , измеряемой контактным методом. Кроме того, в диапазоне 3–5 мкм существенный вклад в излучение объекта в дневное время вносит отраженная солнечная составляющая. Следует

отметить, что атмосфера изменяет прошедший через нее спектр излучения объектов.

Поэтому при контроле радиометрических характеристик ИК-систем ДЗЗ применяется как похожий на описанный выше подход, так и подход, опирающийся на метод интеркалибровки.

В первом случае по наземным измерениям спектральных характеристик тестового объекта, характеристике спектральной чувствительности канала ЦА, градационной характеристике канала и СПЭЯ на входном зрачке ЦА рассчитывается радиационная температура тестового объекта, которая и сравнивается с радиационной температурой, определенной по уровням яркости.

Во втором случае реализуется сравнение радиационной температуры тестового объекта с результатами измерений температуры этого объекта аналогичной ИК-аппаратурой ДЗЗ, прошедшей аттестацию.

В настоящее время применяются, в основном, ИК-системы ДЗЗ среднего разрешения, размер проекции пикселя которых составляет десятки метров, и при линейном размере 10–12 проекций пикселя площадь искусственного тестового объекта оказывается внушительной. Создание

и эксплуатация искусственных тестовых объектов больших размеров с высокой точностью поддержания постоянства температуры (либо СПЭЯ) по площади такого объекта задача весьма затратная, поэтому для контроля применяются в основном естественные объекты.

Как известно, водоемы являются объектами с минимальной пространственной изменчивостью и в полной мере подходят в качестве таких объектов. Кроме того, коэффициент излучения воды в ИК-диапазоне близок к единице. Поэтому в качестве температурного полигона используют участки морской поверхности с данными судовых измерений и метеорологических буев. Эту информацию можно получить по общедоступным каналам связи, например, по Интернету.

Метеорологические буи имеют известные геодезические координаты и температурные измерения, привязанные ко времени. Такая система метеорологических буев организована в ряде зарубежных стран, в России она может быть налажена.

В качестве варианта температурного полигона могут использоваться водоемы, расположенные на территории России. Главным требованием к ним является отсутствие сточных вод от предприятий, приводящих к пространственно-температурной неоднородности, и ближайших температурных источников, приводящих к неравномерному по температуре атмосферному полю.

Также в качестве тестовых объектов выбираются естественные объекты с плавно изменяющимися по площади характеристиками излучения, например, песчаные поверхности и др.

По таким измерениям можно проконтролировать градационную характеристику (зависимость уровня яркости видеоизображения от температуры либо от энергетической яркости тестового объекта), а также точность измерения радиационной температуры.

Для оценки пороговой (эквивалентной шуму) изображения протяженного равномерного объекта заданной температуры и коэффициента излучения) разности температур $\Delta T_{\text{пор}}$ применяется следующий метод.

Принимается, что собственная автокорреляционная функция отобранных тестовых объектов характеризуется значительным радиусом корреляции,

в то время как шум ИК-системы ДЗЗ можно принять дискретным белым шумом.

По видеоинформации оцениваются параметры автокорреляционной функции тестового полигона и выделяется СКО белого шума ИК-системы ДЗЗ, по величине которого и обратной градационной характеристике канала и вычисляется $\Delta T_{\text{пор}}$.

Технологии определения пространственных и радиометрических характеристик ЦА радиолокационного диапазона

Основными метрологическими средствами, входящими в комплекты мерительных тест-объектов для определения характеристик ЦА РЛ-диапазона, являются пассивные и активные радиолокационные отражатели (РЛО). В качестве РЛО могут применяться следующие типы отражателей:

- плоские пластины;
- сферы;
- уголковые отражатели;
- цилиндрические отражатели с плоскими основаниями;
- линзы Люнеберга;
- активные отражатели;
- станции активного контроля.

Для оборудования радиолокационных полигонов используются в основном пассивные уголковые отражатели (УО) с треугольными, реже с квадратными гранями. Реже применяются Линзы Люнеберга, активные отражатели и станции активного контроля (САК) из-за сложности и дороговизны изготовления. На рис. 10 изображен вид пассивных отражателей и станции активного контроля для определения характеристик ЦА РЛ-диапазона.

Из радиолокационных отражателей формируются проверочные миры. Так, проверочная мира для оценки пространственного разрешения составляется из 9 УО с треугольными гранями, располагаемых на местности квадратом в три ряда по три УО. Одна из диагоналей квадрата расположена перпендикулярно к маршруту полета КА (рис. 11),

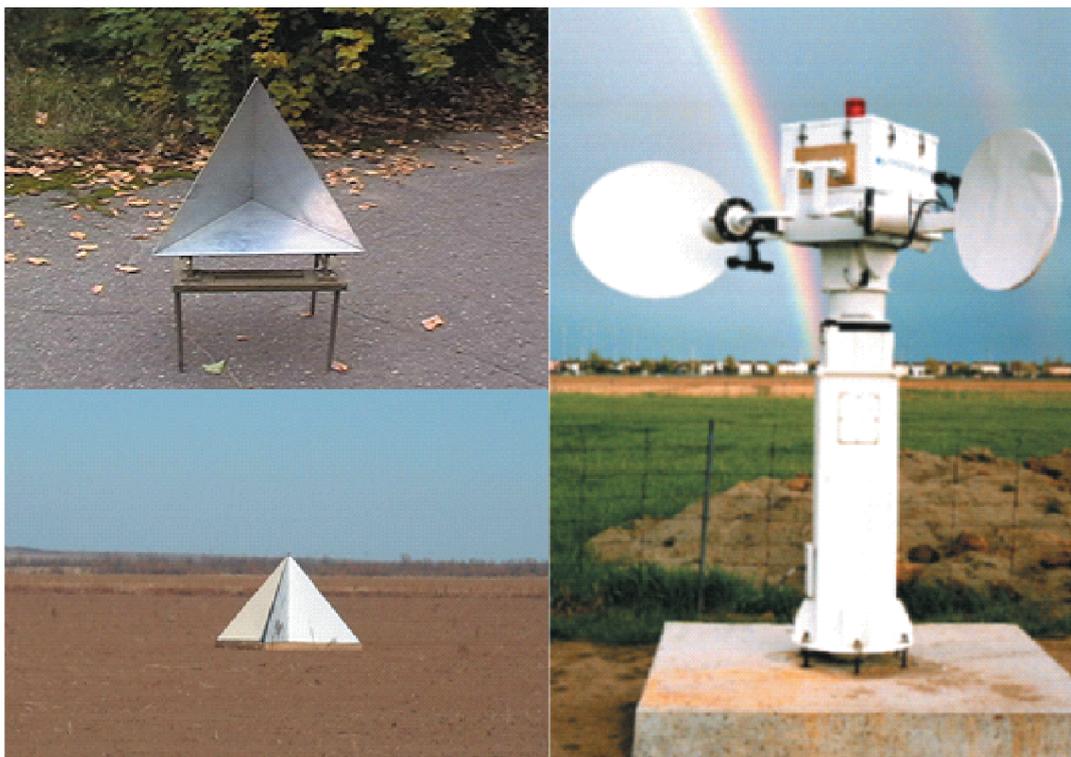


Рис. 10. Вид пассивных отражателей и станции активного контроля для определения характеристик ЦА РЛ-диапазона

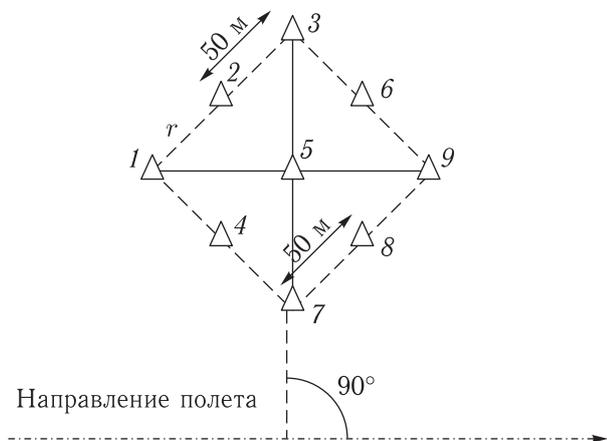


Рис. 11. Расположение уголковых отражателей в мире оценки пространственного разрешения

для того чтобы избежать влияния боковых лепестков на отклики соседних отражателей.

Размеры УО, размещенных в комплекте пространственной миры, выбираются таким образом, чтобы обеспечить превышение эффективной поверхности отражения (ЭПР) на 40 дБ выше фона

местности = $-25-30$ дБ/м² (асфальт, бетон, низкая сухая трава).

Расстояние между УО выбирается одинаковым. Такое расстояние исключает влияние соседних УО друг на друга за счет взаимных помех, вызываемых боковыми лепестками импульсных откликов. Кроме того, эти расстояния играют важную роль при оценке геометрических искажений радиолокационного изображения (РЛИ).

По полученному РЛ-изображению для каждого отражателя (рис. 12) восстанавливается вид функций рассеяния точки, а затем усредняется по всем реализациям (рис. 13).

В отличие от технологии определения пространственно-частотных характеристик ЦА видимого диапазона, в радиолокационном диапазоне пространственное решение определяется непосредственно по форме ФРТ без перехода в частотную область и вычисления функции передачи модуляции. Пространственное разрешение ЦА РЛ-диапазона принимается равной ширине нормированной функции рассеяния точки по уровню 0,5 от максимума

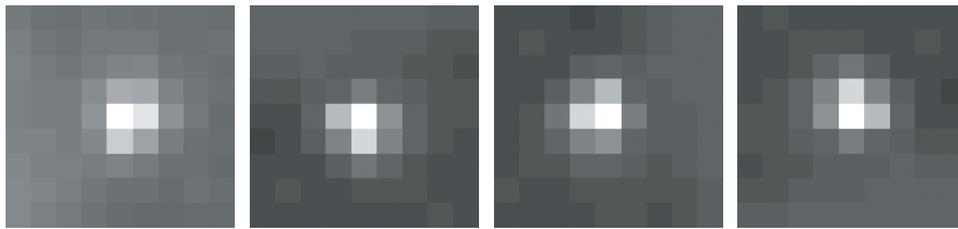


Рис. 12. Фрагменты модельного изображения РЛО

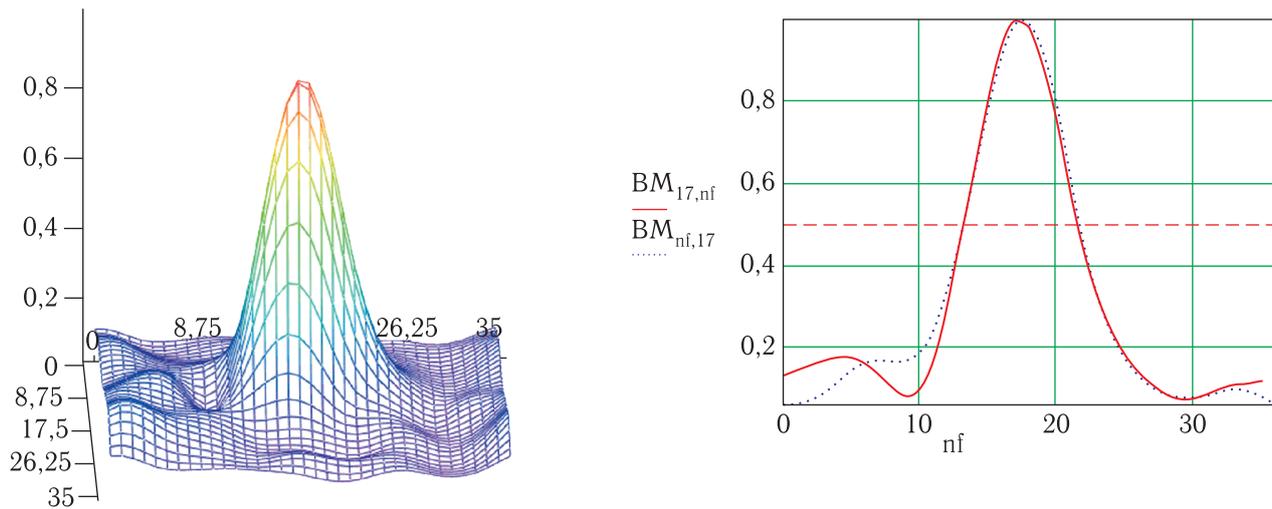


Рис. 13. Восстановленная форма ФРТ

в случае, если яркость изображения соответствует мощности сигнала, или по уровню 0,707, если яркость изображения соответствует амплитуде принятого сигнала [2].

Для определения радиометрических характеристик используется так называемая потенциальная мира. В состав такой мира входят по меньшей мере 12 трехгранных уголкового отражателей, величины ЭПР которых линейно возрастают равными долями по 5 дБ от наименьшей ЭПР до наибольшей.

Комплект мира должен быть расположен под углом 45° к линии пути КА (рис. 14).

Расстояние между отдельными УО должно находиться в пределах 30–50 м в зависимости от величины однородной площадки, на которой расположены уголкового отражатели. Оси, проходящие через максимумы диаграммы направленности УО, должны быть перпендикулярны линии пути КА.

Размеры УО, оптимизированные для ЦА с рабочей длиной волны 3 и 10 см, показаны в табл. 3.

На рис. 15 приведен вариант совместного размещения пространственной и потенциальной мира на радиолокационном полигоне.

Определение радиометрических характеристик выполняется по специальным методикам, изложенным в соответствующей литературе.

Технология определения координатно-измерительных характеристик ЦА видимого, инфракрасного и радиолокационного диапазонов

Для оценки координатно-измерительных характеристик материалов съемки КК ДЗЗ предварительно должен быть разработан комплект координатных тестовых участков и специальное программное обеспечение.

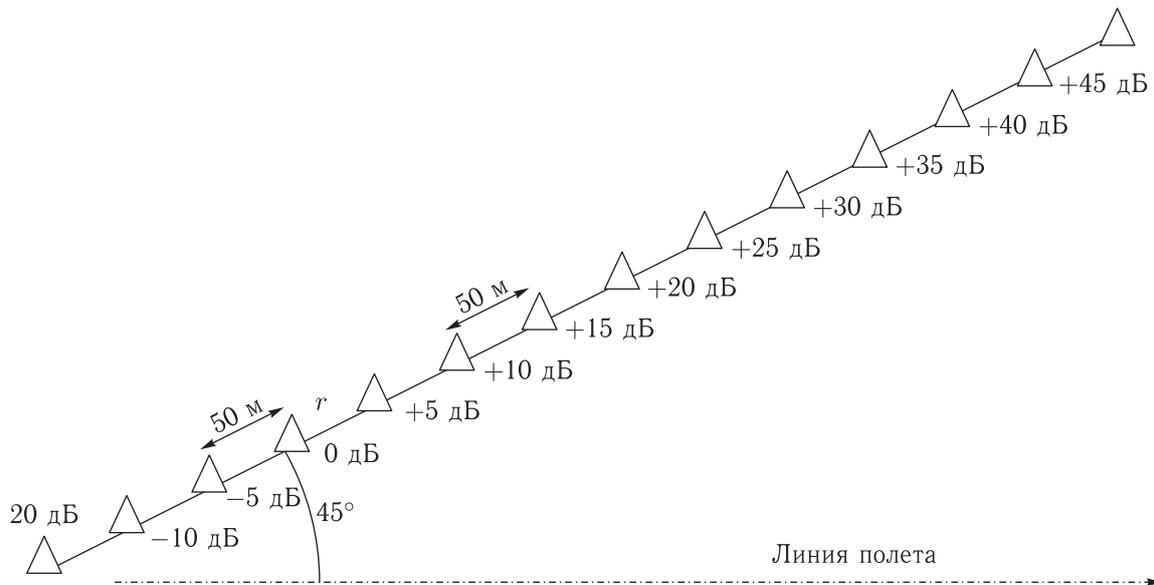


Рис. 14. Внешний вид потенциальной миры для определения радиометрических характеристик ЦА РЛД

Таблица 3. Размеры УО потенциальной миры

№ УО	Длина внутреннего ребра, см	Рабочая длина волны 3 см		Рабочая длина волны 10 см	
		ЭПО		ЭПО	
		м ²	дБ	м ²	дБ
1	6,8	0,1	-10	0,036	-20,0
2	9,1	0,32	-5	0,115	-15,6
3	12,1	1	0	0,36	-10,6
4	16,1	3,16	5	1,13	-5,6
5	21,5	10,0	10	3,6	-0,9
6	28,7	31,6	15	11,36	4,7
7	38,3	100	20	36,05	9,5
8	51,1	316	25	114,2	14,5
9	68,1	1000,0	30	360,2	19,5
10	90,8	3162	35	1138,9	24,5
11	121,1	10 000	40	3605,6	29,5
12	161,5	31 623	45	11 398,8	34,5
13	215,3	100 000	50	36 003,6	39,5

В рамках ОКР «Регион-В-Валидация-РК» подготовлено три комплекта координатных тестовых участков, которые включают опорные точки Московского, Пятигорского, и Иркутского тестовых участков для оценки координатно-измерительных характеристик ЦА видимого, инфракрасного и ра-

диолокационного диапазонов. Обзорная схема расположения опорных точек Московского тестового участка изображена на рис. 16.

Тестовые участки состоят из наборов данных, содержащих изображения, описания, геодезические координаты (в системе координат проекции

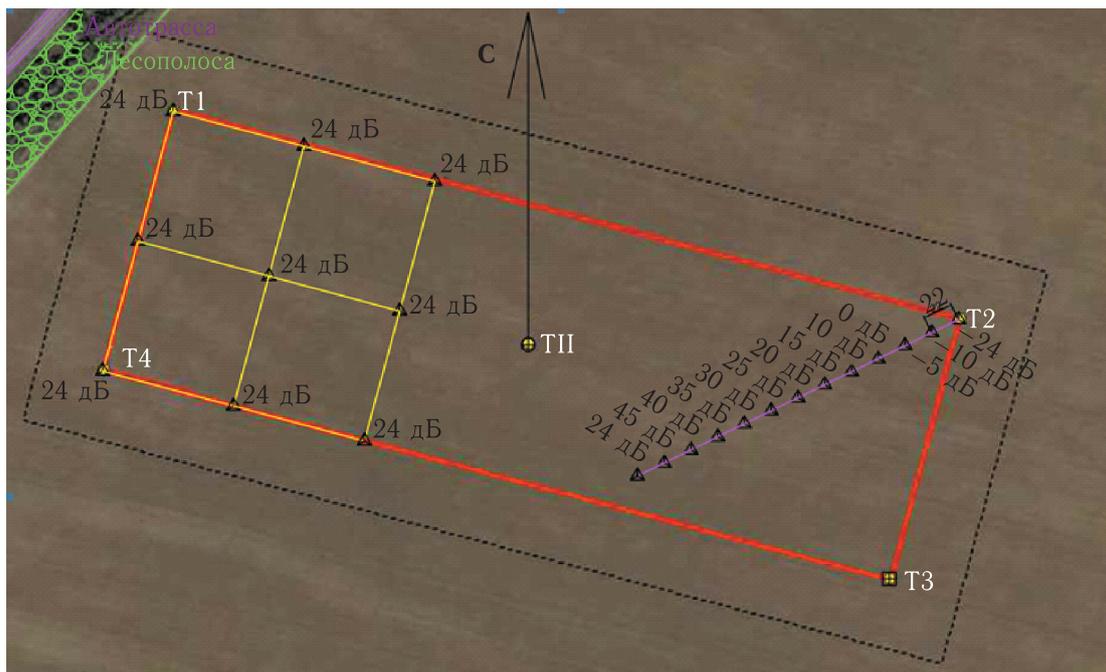


Рис. 15. Вариант размещения пространственной и потенциальной мир на радиолокационном полигоне

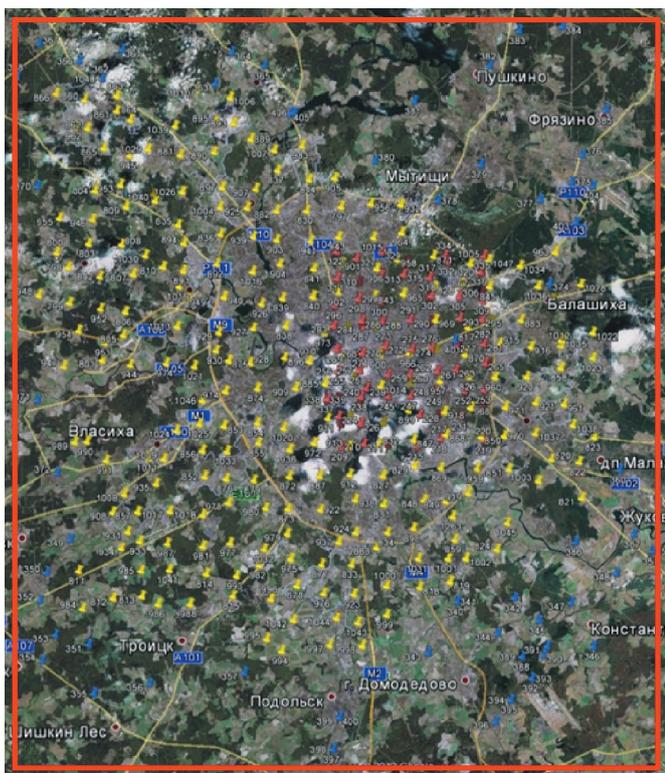


Рис. 16. Обзорная схема расположения опорных точек Московского тестового участка (изображение с сервера Google Earth)

UTM на общеземном эллипсоиде WGS-84) опорных точек местности (ОТМ) в комплекте с их цифровыми абрисами.

Цифровые абрисы ОТМ представляют собой геопривязанные изображения участка местности с опорной точкой местности строго в центре изображения.

Цифровые абрисы ОТМ видимого диапазона разработаны из космических или аэрофотоизображений видимого диапазона электромагнитного спектра, радиолокационного диапазона — из космических изображений радиолокационного диапазона, инфракрасного диапазона — из космических изображений инфракрасного диапазона электромагнитного спектра.

Образец цифрового абриса представлен на рис. 17.

Специальное программное обеспечение (СПО) содержит:

- программный комплекс контроля координатно-измерительных характеристик КК ДЗЗ видимого, инфракрасного и радиолокационного диапазонов, проверки их соответствия требованиям ТТЗ и подготовки данных для фотограмметрической калибровки (ПК КВИР);

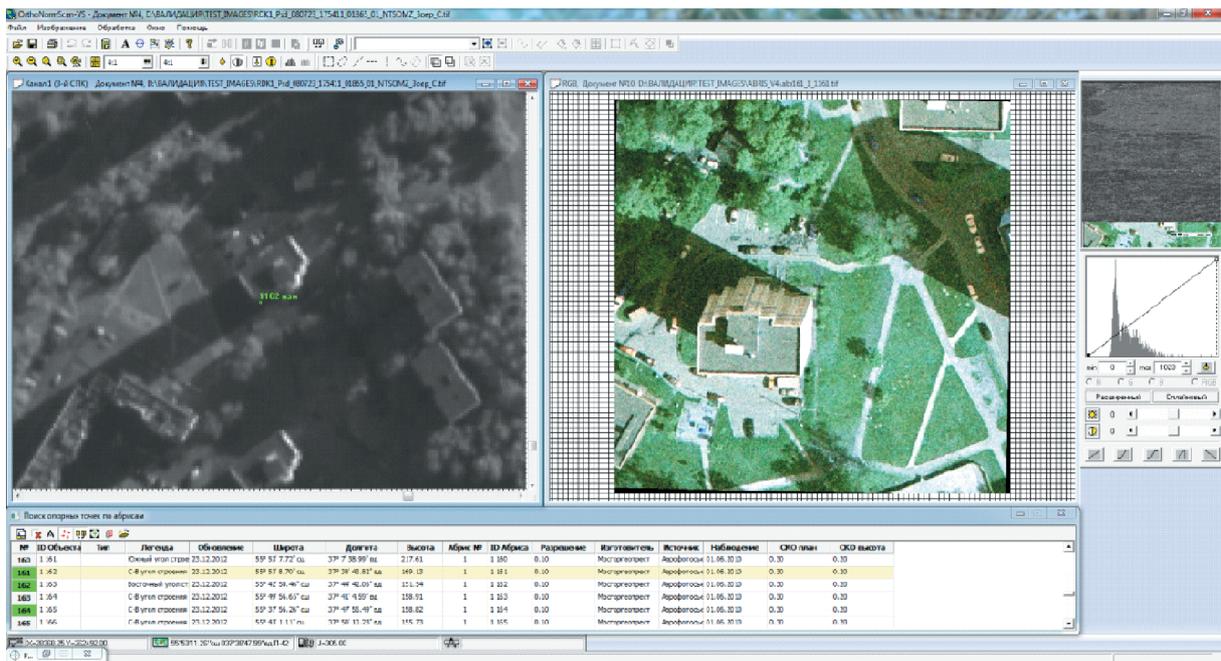


Рис. 17. Тестируемое изображение и детальный цифровой абрис опорной точки

- программный комплекс каталогизации опорных точек местности (ПК Каталог ОТМ);
- локальную базу данных опорных точек местности (ЛБД ОТМ).

ПК Каталог ОТМ производит заполнение и корректировку ЛБД ОТМ, отбор из ЛБД ОТМ необходимых для оценки конкретного изображения ОТМ и передачу данных о них в ПК КВИР, который производит:

- открытие и визуализацию геопривязанных материалов космического ДЗЗ в формате GeoTIFF или IMG;
- определение (измерение) координат опорных точек местности (ОТМ) на геопривязанных изображениях по их абрисам в режиме использования коррелятора и интерактивном режиме (рис. 17);
- определение расхождений (далее невязок) пространственных координат между измеренными значениями координат опорных точек на геопривязанном изображении и истинными (измеренными на местности) значениями координат опорных точек;

- расчет (по значениям невязок) средней квадратичной ошибки геодезической привязки изображения (СКО), СКО взаимного положения контуров, величины систематического смещения изображения и значений круговых ошибок SE90 и SE95;
- формирование паспорта оценки координатно-измерительных характеристик космического изображения.

Разработанное СПО позволяет оценить точность геопривязки изображений как по классическому отечественному принципу расчет СКО, так и по европейскому принципу расчет круговых ошибок SE90 и SE95. Таким образом, имеется возможность производить сравнительный анализ отечественных и зарубежных материалов космической съемки.

Список литературы

1. Современные технологии обработки данных дистанционного зондирования Земли. Под ред. В. В. Еремеева. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2015.
2. Радиолокационные системы, дешифрирование радиолокационных изображений. Изд. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 2008.

УДК 521.1-13: 629.78

Новые способы траекторных измерений дальних космических аппаратов

С. А. Ежов¹, А. В. Круглов², В. М. Ватулин³, Е. П. Молотов⁴, Е. П. Овсянников⁵

^{1,2,3,4}д. т. н., профессор, ⁵к. т. н.

ОАО «Российские космические системы»

e-mail: 07marketing@rniikp.ru

Аннотация. В статье приведены предложения по практической реализации новых способов траекторных измерений дальних космических аппаратов и, в частности, нового способа радиотехнических доплеровских угломерных измерений КА (измерение $\Delta\dot{R}$), способа одновременного определения параметров движения КА при траекторных измерениях и аппаратурной реализации новой схемы траекторных измерений.

В общем случае новый способ измерения $\Delta\dot{R}$ может быть использован для траекторных измерений любых КА, высота орбиты (траектории) которых позволяет одновременно видеть не менее трех разнесенных ИС, участвующих в измерениях. Поэтому целесообразно описанный способ траекторных измерений целесообразно использовать при создании новых поколений КИС. Способ одновременного измерения всех параметров движения КА наиболее эффективно может использоваться для траекторных измерений лунных и межпланетных КА.

Стоимость создания и эксплуатации системы, реализующей предложенные способы траекторных измерений, значительно ниже использовавшихся ранее.

Ключевые слова: космический аппарат, траекторные измерения, наземные измерительные станции, параметры движения, погрешности определения, запросный и беззапросный способы, посадка на поверхность Луны спускаемого аппарата, коррекция траектории, практическая реализация

New Techniques of Deep-Space Spacecraft Measurements

S. A. Ezhov¹, A. V. Kruglov², V. M. Vatutin³, E. P. Molotov⁴, E. P. Ovsyannikov⁵

^{1,2,3,4}doctor of engineering science, professor

⁵candidate of engineering science

Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: 07marketing@rniikp.ru

Abstract. The paper proposes new techniques to measure trajectories of deep-spacecraft, particularly: new technique to perform Doppler angular measurements of spacecraft (ΔR measurement), technique to define parameters of spacecraft motion simultaneously when implementing trajectory measurements and equipment to perform a new pattern of trajectory measurements.

The new proposed technique may be employed for trajectory measurements of any spacecraft with an orbit (trajectory) altitude enabling simultaneous tracking of at least three spacecraft scattered in the sky and engaged in a measurement process. That is why it is advisable to employ the technique described above in designing new generations of TT&C. A technique which allows measure all parameters of a spacecraft motion simultaneously can mostly benefit trajectory measurements of lunar and interplanetary spacecraft

The cost of developing and operating the system which utilizes proposed techniques of trajectory measurements is considerably lower if compared with the previously used.

Key words: spacecraft, trajectory measurements, ground measuring stations, motion parameters, measurement error, one-way and two-way technique, Moon landing of a lander, trajectory correction, practical implementation

1. Новый способ радиотехнических доплеровских угломерных измерений КА

Для определения траектории движения КА и прогноза его дальнейшего движения используются результаты траекторных измерений, проводимых наземными измерительными станциями (ИС) и бортовым приемопередатчиком КА.

В общем случае для определения траектории движения КА необходимо одновременно измерять шесть параметров движения КА: наклонную дальность от ИС до КА (R), радиальную составляющую скорости движения КА относительно ИС (\dot{R}), угол места КА (β) и скорость изменения этого угла ($\dot{\beta}$), азимутальный угол положения КА относительно ИС (α) и скорость изменения этого угла ($\dot{\alpha}$). ИС, которая сможет измерять все шесть параметров движения КА, является весьма сложным и дорогостоящим устройством.

На практике при проведении траекторных измерений используют измерение только двух параметров движения КА — R и \dot{R} , которые последовательно измеряются несколькими ИС, разнесенными в широтном и долготном направлениях. При такой схеме измерений погрешности определения траектории движения КА оказываются в пределах, достаточных для решения задач управления КА (см. рис. 1).

Существуют два основных способа проведения доплеровских измерений радиальной составляющей скорости КА. Первый способ — запросный, при котором ИС излучает стабильный по частоте сигнал, принимаемый бортовым приемопередатчиком и переизлучаемый на Землю после когерентного преобразования на другую частоту. Этот сигнал, принимаемый ИС, имеет суммарное доплеровское смещение частоты за счет прохождения сигнала на борт КА и обратно. Измерение этого смещения позволяет определить радиальную составляющую скорости движения КА относительно ИС. При этом радиальная составляющая скорости определяется упрощенным выражением:

$$\dot{R} = \frac{\Delta f_{\text{доп.}} \times c}{f_0},$$

где $\Delta f_{\text{доп.}}$ — измеренное одностороннее доплеровское смещение частоты;

f_0 — значение частоты, излучаемой с КА;

c — скорость света.

Второй способ — беззапросный, при котором бортовой передатчик КА, работающий в самоходном режиме, излучает сигнал на ИС. На ИС доплеровское смещение частоты принятого сигнала определяется относительно эталонного сигнала, частота которого равна частоте сигнала, излучаемого с КА.

При беззапросном способе измерения доплеровского смещения частоты погрешности измерений определяются погрешностями значения частот бортового и эталонного генераторов, а также нестабильностями частот этих генераторов. В общем случае погрешности беззапросного метода измерений значительно выше, чем при использовании запросного метода.

В тех случаях, когда получаемой точности определения траектории движения КА только при использовании измерений R и \dot{R} оказывается недостаточно для решения некоторых задач, например, обеспечения посадки на поверхность Луны спускаемого аппарата с высокой точностью, в дополнение к измерениям R и \dot{R} используют измерение угловых параметров движения КА ($\alpha, \dot{\alpha}, \beta, \dot{\beta}$).

При полете КА к Луне, посадке на Луну, взлете с Луны и стыковке с орбитальным кораблем на орбите вокруг Луны, перелете к Земле и посадке на Землю необходимо проводить целый ряд коррекций траектории. При этом для подготовки и проведения коррекций траектории отводится весьма короткое время, но при этом должна обеспечиваться высокая точность определения орбиты. Для удовлетворения этих требований в составе НКУ советской лунной программы использовалась система измерения разности радиальных скоростей ($\Delta \dot{R}$) сигналов, принимаемых несколькими ИС, которые эквивалентны угловым измерениям радиоинтерферометра с базами, соответствующими расстояниям между ИС (см. рис. 2).

Принцип измерения разности радиальных скоростей заключался в следующем:

– в измерениях участвуют бортовой приемопередатчик и три территориально разнесенных ИС с известными координатами;

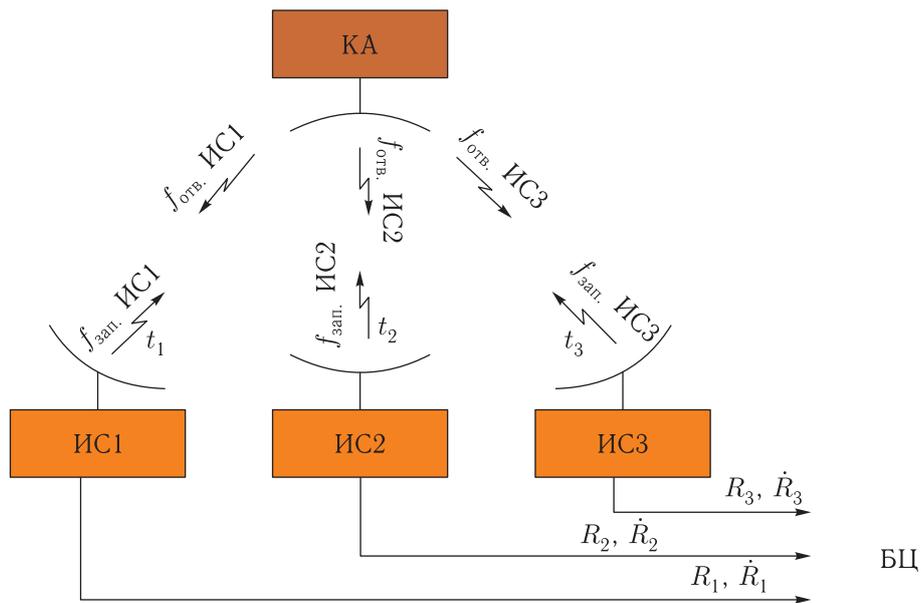


Рис. 1. Схема последовательных когерентных измерений R, \dot{R}

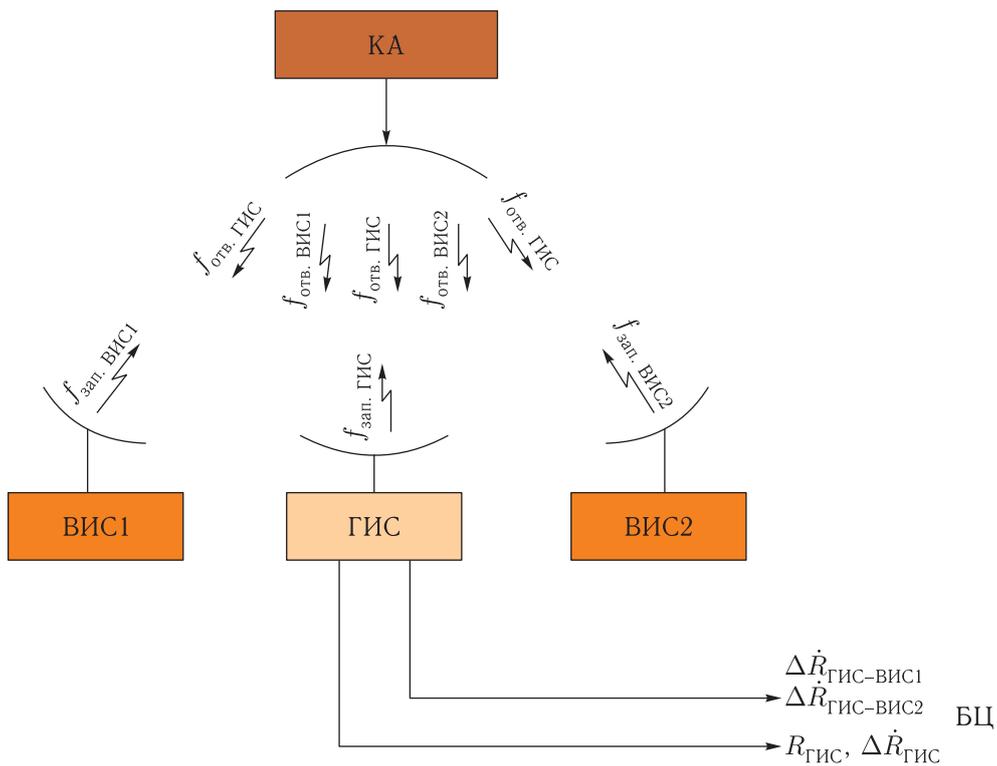


Рис. 2. Схема когерентных измерений $\Delta \dot{R}$

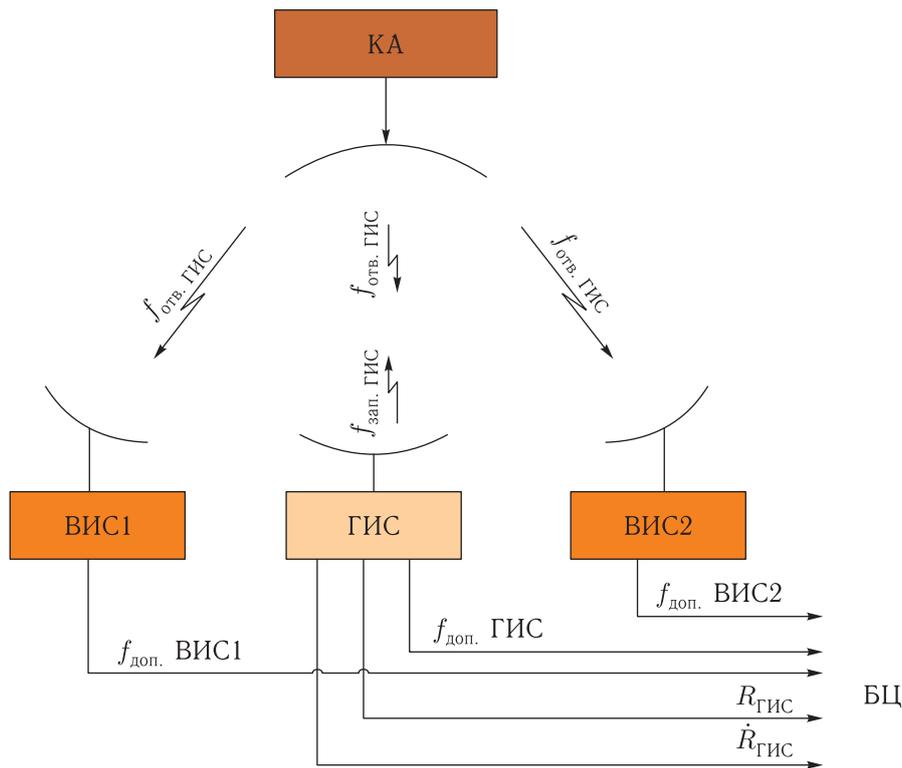


Рис. 3. Схема некогерентных измерений $\Delta \dot{R}$

– одна из ИС — главная (ГИС), две другие ведомые (ВИС1 и ВИС2);

– принятый на борту сигнал ГИС когерентно преобразуется в ответную частоту и переизлучается на Землю;

– этот сигнал f_0 принимается одновременно ГИС, ВИС1 и ВИС2;

– на ВИС1 и ВИС2 этот сигнал преобразуется в ответные сдвинутые частоты и переизлучается на борт КА;

– принятые на борту ответные сигналы ВИС1 и ВИС2 преобразуются в ответные частоты борта и переизлучаются на Землю вместе с ответным сигналом ГИС;

– ГИС принимает все три сигнала, передаваемых с борта на разных частотах, определяет доплеровское смещение частоты каждого сигнала, вычисляет разности доплеровского смещения частоты между сигналами ГИС и сигналами ВИС1 и ВИС2;

– полученные данные ($\Delta \dot{R}_1$ и $\Delta \dot{R}_2$) передаются в баллистический центр, где по ним определяются угловые данные положения КА. По этим дан-

ным, обрабатываемым совместно с R и \dot{R} , также передаваемым с ГИС, с высокой точностью определяется траектория движения КА.

Описанная система обладает рядом недостатков, основными из которых являются:

– необходимость иметь специальную аппаратуру в составе ГИС и ВИС, которая обеспечивает измерение разности радиальных скоростей;

– работа ВИС в приемопередающем режиме;

– усложнение бортового приемопередатчика КА для приема и ретрансляции одновременно трех сигналов.

Новая радиотехническая система доплеровских угломерных измерений также имеет в своем составе бортовой приемопередатчик, три наземные разнесенные измерительные станции с известными координатами, но отличается следующим (см. рис. 3):

– из трех ИС, только одна — ГИС — работает в запросном режиме измерения доплеровского смещения частоты, а две другие — ВИС1 и ВИС2 — работают в беззапросном режиме.

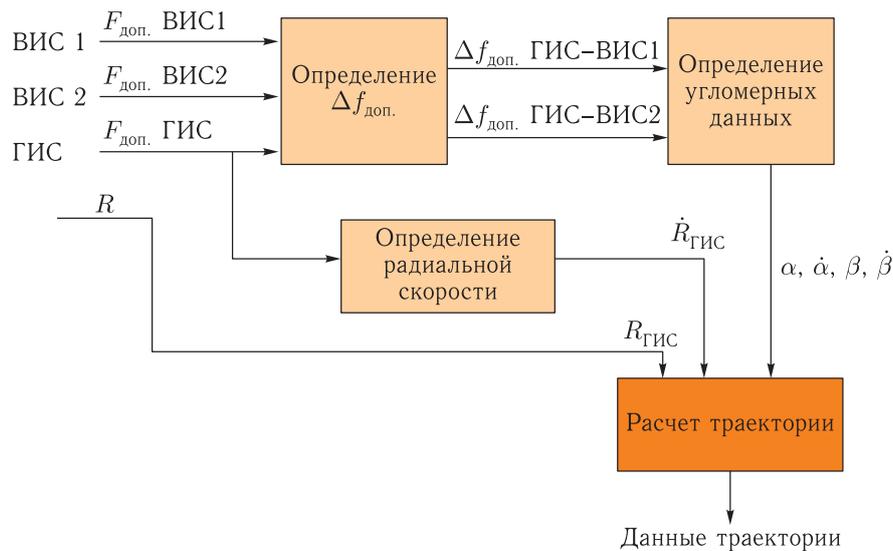


Рис. 4. Порядок обработки данных в БЦ

Бортовой приемопередатчик ретранслирует на Землю высокостабильный по частоте сигнал, сформированный из запросного сигнала ГИС.

Ретранслированный сигнал одновременно принимается ГИС и ВИС, которые осуществляют измерения доплеровского смещения частоты принимаемого сигнала.

Хотя ВИС измеряют доплеровское смещение частоты в беззапросном режиме, однако погрешности измерений у ВИС и ГИС одинаковы, так как стабильность частоты сигнала, формируемого бортовым приемопередатчиком, определяется стабильностью частоты запросного сигнала ГИС, которая отличается высокой стабильностью частоты генератора опорных частот ГИС.

Такую же высокую стабильность имеет эталон частоты, используемый в ВИС при измерении доплеровского сдвига частоты в беззапросном режиме.

Результаты измерений доплеровского смещения частоты (\dot{R}) с ГИС и ВИС передаются в баллистический центр, где определяется разность смещений частоты, измеренных в ГИС и ВИС,

$$\Delta \dot{R}_1 = f_{доп. ГИС} - f_{доп. ВИС1},$$

$$\Delta \dot{R}_2 = f_{доп. ГИС} - f_{доп. ВИС2},$$

и полученные данные, характеризующие угловые параметры движения КА, используются для точного определения орбиты движения КА. Порядок обработки данных в БЦ приведен на рис. 4.

В связи с тем, что при новом способе измерения угловых координат отпадает необходимость использования специальной аппаратуры измерения разности радиальных смещений частоты в составе бортового приемопередатчика и в ГИС и ВИС, а также ввиду того, что ВИС работают только в приемном режиме, стоимость создания и эксплуатации описанной системы намного ниже, чем системы, использовавшейся ранее.

Описанный метод измерения разности радиальных скоростей наиболее эффективно может использоваться для траекторных измерений лунных КА.

Целесообразно также его использование при траекторных измерениях межпланетных космических аппаратов (МКА) на наземном участке полета КА.

Наилучшие результаты по определению угловых параметров движения КА новый способ будет давать на начальном этапе полета МКА (до 1–2 млн км), где соотношение баз и дальности их величины до КА, высота орбиты (траектории) КА позволяют «видеть» одновременно три территориально разнесенных ИС, участвующих в измерениях.

При оценке погрешностей измерений \dot{R} следует иметь в виду, что относительная погрешность знания номиналов запросной частоты ГИС и опорной частоты ВИС составляет ориентировочно $3 \cdot 10^{-12}$.

Практическую реализацию системы целесообразно осуществить при подготовке средств НКУ к выполнению космических программ «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс».

При этом можно использовать следующие измерительные треугольники.

Сегодня:

– Медвежьи озера–Байконур–Уссурийск;

в будущем:

– Байконур–Углегорск–Уссурийск;

– Евпатория–Байконур–Уссурийск;

– Евпатория–Медвежьи озера–Байконур.

2. Способ одновременного определения параметров движения КА при траекторных измерениях

Для определения траектории движения КА и прогноза его дальнейшего движения используются результаты траекторных измерений, проводимых наземными измерительными станциями (ИС) и бортовым приемопередатчиком КА.

Как уже отмечалось, для определения траектории движения КА необходимо одновременно измерять шесть параметров движения КА: наклонную дальность от ИС до КА (R), радиальную составляющую скорости движения КА относительно ИС (\dot{R}), угол места КА (β) и скорость изменения этого угла ($\dot{\beta}$), азимутальный угол положения КА относительно ИС (α) и скорость изменения этого угла ($\dot{\alpha}$).

На практике при проведении траекторных измерений используют измерение только двух параметров движения КА — R и \dot{R} , которые последовательно измеряются несколькими ИС территориально разнесенными в широтном и долготном направлениях (см. рис. 2). Так как измерения указанных параметров производятся последовательно в разное время, это приходится учитывать при расчете траектории движения КА, что приводит к увеличению погрешностей определения траектории КА и является одним из недостатков указанного способа траекторных измерений КА.

Новый способ определения параметров движения КА при траекторных измерениях также предусматривает использование территориально разнесенных ИС, но отличается следующим (см. рис. 5):

– из трех ИС только одна (ИС1) работает в запросном (когерентном) режиме и измеряет R_1 и \dot{R}_1 . Кроме того, ИС1 определяет и регистрирует время прихода ответной посылки запроса дальности с КА, T_1 ;

– ИС2 и ИС3 работают в беззапросном (некогерентном) режиме и принимают ответный сигнал с КА — $f_{\text{отв}}$, сформированный из запросного сигнала $f_{\text{запр}}$ ИС1 и сдвинутый относительно него по частоте.

По принятому сигналу ИС2 и ИС3 определяют \dot{R}_2 и \dot{R}_3 соответственно, а также время прихода с КА ответной посылки запроса дальности ИС1 — T_2 и T_3 (см. рис. 6).

Информация, принятая ИС1, ИС2 и ИС3, передается в баллистический центр (БЦ), в котором определяется разность задержек прохождения сигнала ответной дальности — ΔT_{1-2} и ΔT_{1-3} , где $\Delta T_{1-2} = T_1 - T_2$, $\Delta T_{1-3} = T_1 - T_3$, и разность значений дальности от ИС до КА:

$$\Delta R_{1-2} = \Delta T_{1-2} \cdot C,$$

$$\Delta R_{1-3} = \Delta T_{1-3} \cdot C,$$

где C — скорость света.

Значения наклонных дальностей от ИС2 и ИС3 до КА определяются как

$$R_2 = R_1 + \Delta R_{1-2},$$

$$R_3 = R_1 + \Delta R_{1-3},$$

где R_1 — значение наклонной дальности между ИС1 и КА, измеренное запросным методом.

Таким образом, в БЦ оказываются известными все шесть параметров движения КА — $R_1, R_2, R_3, \dot{R}_1, \dot{R}_2$ и \dot{R}_3 , измеренные одновременно, что повышает точность определения траектории движения КА.

Ввиду того, что в рассматриваемой системе траекторных измерений только одна ИС работает в запросном, т.е. в приемопередающем режиме, а две другие ИС — в беззапросном режиме, только на прием, без использования передатчиков, стоимость создания и эксплуатации новой системы значительно ниже, чем существующих.

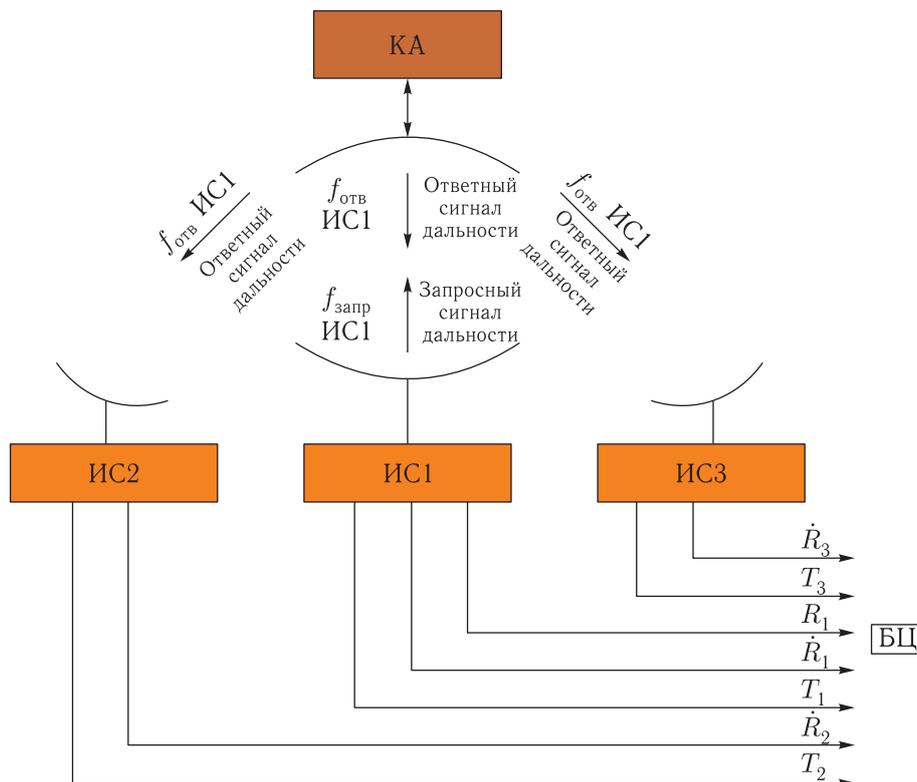


Рис. 5. Схема системы одновременного определения шести параметров движения КА

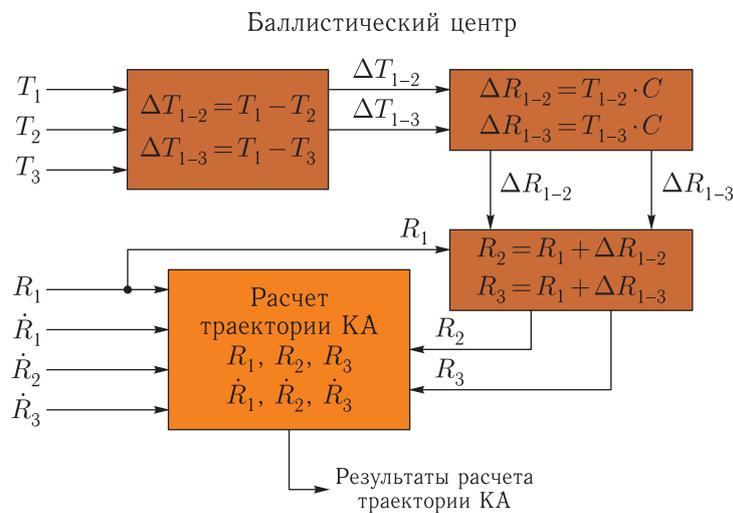


Рис. 6. Алгоритм вычислений в БЦ

Способ одновременного измерения всех параметров движения КА наиболее эффективно может использоваться для траекторных измерений лунных и межпланетных КА.

В общем случае новый способ может быть использован для траекторных измерений любых КА,

высота орбиты (траектории) которых позволяет одновременно видеть не менее трех разнесенных ИС, участвующих в измерениях. Поэтому целесообразно описанный способ траекторных измерений использовать при создании новых поколений КИС.

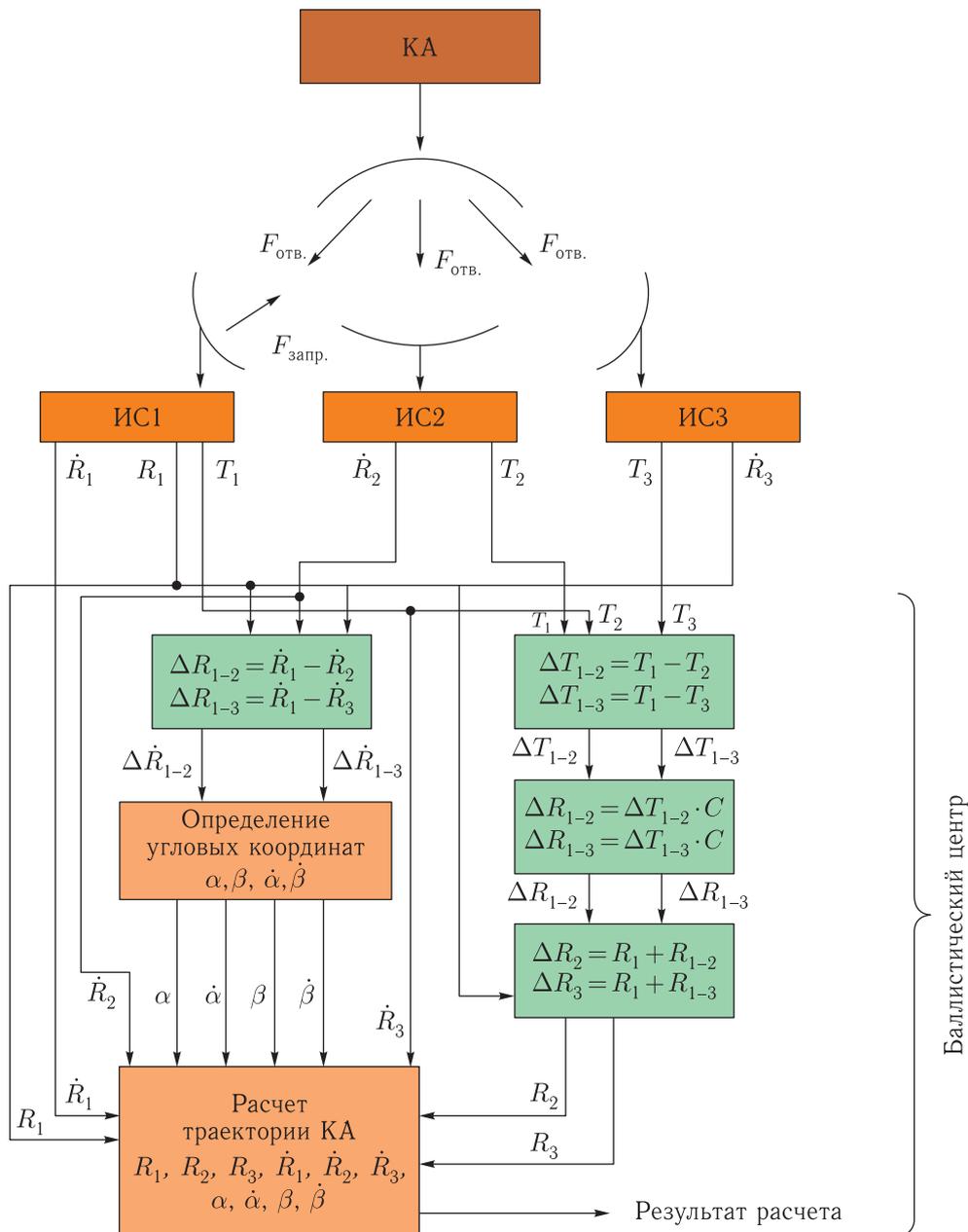


Рис. 7. Одновременное использование двух способов траекторных измерений

3. Аппаратурная реализация новых схем траекторных измерений

Проведенная проработка возможности реализации любого из двух новых способов траекторных измерений на существующей аппаратуре комплексов «Фобос» и «Спектр-Х» показала, что такая доработка может быть достигнута с минимальными затратами.

Уже сегодня в составе НРТК «Фобос» и «Спектр-Х» используется аппаратура когерентного и некогерентного измерения радиальной составляющей скорости \dot{R} , а также аппаратура измерения наклонной дальности R .

Использование этой аппаратуры при реализации новых способов траекторных измерений обеспечит решение новых задач практически на 90%.

Эти работы приведут к доработке менее 10% существующей аппаратуры.

В дополнение к этому придется осуществить еще одну коммутацию сигналов и доработать систему взаимодействия по новому сигналу в аппаратуре траекторных измерений.

Кроме указанных работ, должен быть доработан порядок юстировки (калибровки) аппаратуры перед сеансом работы с КА.

Реализацию описанных новых способов траекторных измерений целесообразно осуществить одновременно путем доработки аппаратуры траекторных измерений НРТК «Фобос» и «Спектр-Х» при подготовке НКУ ДКА к выполнению космических программ «Луна-Глоб» и «Луна-Ресурс».

Заключение

При одновременном использовании двух новых способов траекторных измерений (см. рис. 7) кроме указанных выше преимуществ преимуществ (ввод режима измерения $\Delta\dot{R}$, уменьшения ошибок определения R и \dot{R}) будет обеспечиваться возможность

одновременно с измерением $\Delta\dot{R}$ производить измерения не только \dot{R} , но и R , что дополнительно повысит эффективность работы системы траекторных измерений. Это при использовании когерентных систем измерения $\Delta\dot{R}$ было невозможно.

Список литературы

1. Радиосистемы межпланетных космических аппаратов / Под ред. А. С. Винницкого. М.: Радио и связь, 1993.
2. *Молотов Е. П.* Наземные радиотехнические системы управления космическими аппаратами. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004.
3. Патент РФ № 2525343 «Способ одновременного определения шести параметров движения космического аппарата при проведении траекторных измерений и система для его реализации», заявлено 27.05.2013, опубликовано 18.06.2014.
4. Патент РФ № 2526401 «Способ радиотехнических доплеровских угломерных измерений космического аппарата и система для осуществления данного способа», заявлено 07.05.2013, опубликовано 27.06.2014.

УДК 621.398

Передача телеметрической информации с применением принципа мультиплексирования ортогональных несущих частот и помехоустойчивого кодирования в условиях ракетного радиоканала

А. П. Мороз¹, Д. Ю. Поленов²

¹д. т. н., ²аспирант

ОАО «НПО ИТ», г. Королев

e-mail: ¹apmoroz@mail.ru, ²polenoff.mitya@yandex.ru

Аннотация. В статье рассматриваются вопросы передачи телеметрической информации с изделий ракетной техники с применением принципа мультиплексирования ортогональных несущих частот, а также помехоустойчивого и восстанавливающего кодирования. Рассматриваются два простейших метода: код с проверкой на четность и код Хэмминга. Сравниваются системы радиопередачи информации без использования и с использованием кодирования по показателю вероятности появления битовой ошибки. Приводится модель тракта приема, кодирования и передачи информации для применения в данном методе радиопередачи и кодирования.

Ключевые слова: телеметрическая информация, передача телеметрической информации, методы кодирования информации, вероятность появления символической ошибки, радиоканал

Transmission Telemetry Information with Using the Principle of the Multiplexing Orthogonal Carryinging Frequencies and Antinoise Coding in Condition of the Missile Radio Link

A. P. Moroz¹, D. Yu. Polenov²

¹doctor of engineering science, ²graduate student

ОАО «NPO IT»

e-mail: ¹apmoroz@mail.ru, ²polenoff.mitya@yandex.ru

Abstract. In article are considered questions of the transmission telemetry information with product of the missile technology with using the principle of the multiplexing orthogonal carryinging frequencies, as well as antinoise and restoring coding. They Are Considered two the most simplest methods: code with checking for parity and code Hemming. They Are Compared systems of the radio broadcast to information without use and with use the coding on factor of probability of the appearance of the bit error. Happens to the model of the tract of the acceptance, coding and transmissions to information for using in given method of the radio broadcast and coding.

Key words: telemetry information, the issue to telemetry information, the methods of the coding to information, probability of the appearance of the symbol error, the radio link

Введение

Передача информации по радиоканалу осуществляется с помощью модулированных колебаний несущей частоты. В статье рассматриваются вопросы передачи телеметрической информации (ТМИ) с изделий ракетной техники (РТ) с применением принципа мультиплексирования ортогональных несущих частот [1]. Его суть заключается в разбиении символов цифрового кода измерительной информации на блоки и передаче каждого блока на своей несущей частоте. В результате получается параллельная передача символов [2, с. 307], что показано на рис. 1. Чем больше несущих используется при передаче, тем дольше длительность символа, передающегося соответствующей ему несущей.

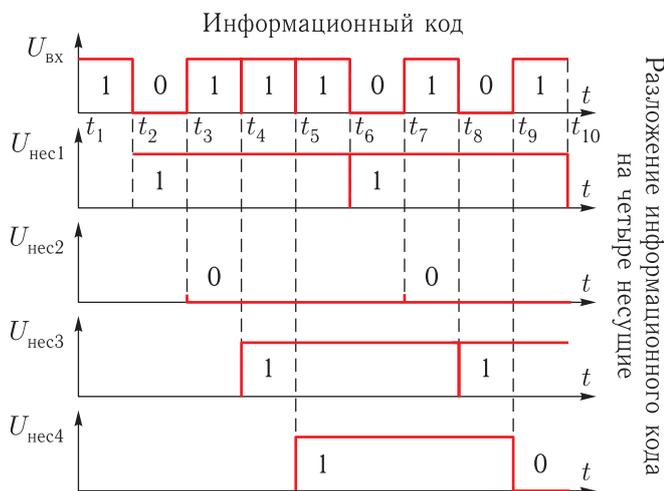


Рис. 1. Пример разложения цифрового сигнала

С увеличением длительности времени передачи каждого символа повышается устойчивость к воздействию искажений информационного сигнала, возникающих в результате многолучевого распространения радиоволн [2, с. 307], характерного для ракетного радиоканала.

В качестве методов модуляции в случае применения описанного принципа радиопередачи можно использовать 16, 64 (и более) позиционную квадратурную амплитудную модуляцию (КАМ) [3, с. 257]. Этот метод модуляции, по сравнению с частотной модуляцией (ЧМ), позволяет сузить полосу частот [1].

Однако если при радиопередаче ограничиться использованием лишь рассматриваемого принципа мультиплексирования, то полученный информационный код может иметь вероятность искажения символа (P_u) выше допустимой. Для снижения P_u предлагается применить помехоустойчивое и восстанавливающее кодирование [3].

Методы кодирования

Существует большое количество методов кодирования, восстановления потерянной/искаженной информации. Рассмотрим два простейших метода: код с проверкой на четность (ПЧ) и код Хэмминга (КХ). Проведем их сравнение применительно к рассматриваемой задаче передачи ТМИ.

Первый метод. При кодировании с помощью ПЧ в информационный блок добавляется один разряд, значение которого равно сумме всех проверяемых символов по модулю 2.

Для примера рассмотрим случай, когда одной несущей передается пять разрядов информационного блока и один разряд — проверочный, как показано на рис. 2.

В блок из пяти разрядов информационного кода (рис. 2, а) добавляется проверочный разряд — выделенный символ (рис. 2, б). После чего получившийся шестиразрядный кодированный блок (1-й блок) передается модулированной КАМ-64 несущей (рис. 2, в). Действия со следующим пятиразрядным информационным блоком повторяются, информация «ложится» на следующую несущую (рис. 2, г, 2-й блок) и так далее. После передачи информации по последней (в нашем примере четвертой) несущей время передачи первого кодированного блока информации на первой несущей заканчивается, информация на ней меняется и начинает отправляться 5-й блок (рис. 2, в).

Действительно, результаты анализа графиков $U_{нec1}$, $U_{нec2}$, $U_{нec3}$, $U_{нec4}$ рис. 2 свидетельствуют об увеличении длительности передачи одного символа. В рассматриваемом примере длительность передачи одного символа увеличивается в 20 раз по сравнению с его первоначальным значением:

$$t_{пч} = 20t_{сик}, \quad (1)$$

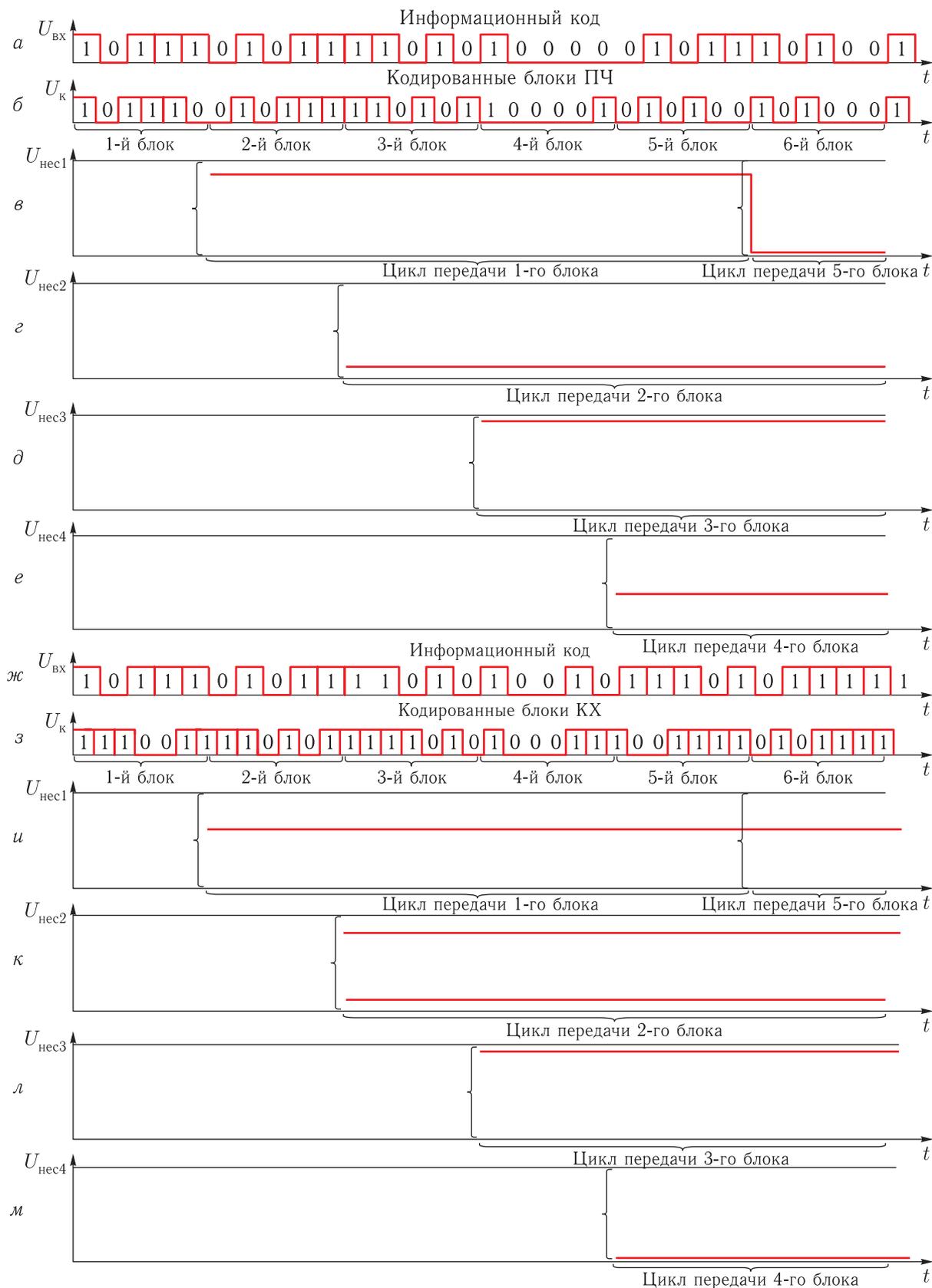


Рис. 2. Временные диаграммы передачи информационных блоков

где $t_{пч}$ — длительность передачи символа кодированного блока методом ПЧ;

$t_{сик}$ — длительность символа информационного блока.

Второй метод. При кодировании информационного блока с помощью КХ (рис. 2) количество символов n в каждом кодированном блоке зависит от числа символов информационного блока $n_{и}$ и дополнительных символов кодирования $n_{к}$ [4]:

$$n = n_{и} + n_{к}. \quad (2)$$

Закодируем с помощью КХ 18 информационных разрядов ($n_{и} = 18$). С учетом того, что для применения КХ необходимо, чтобы $n_{к} = 5$, из выражения (2) следует:

$$n = n_{и} + n_{к} = 18 + 5 = 23. \quad (3)$$

Так как на каждой несущей возможно передавать шесть разрядов, к полученным 23 разрядам кодированного блока добавим 24-й разряд (ноль):

$$n = n + 1 = 24. \quad (4)$$

Разделим кодированный блок на четыре части (по шесть разрядов, рис. 2, з) и передадим их четырьмя несущими (рис. 2, и–2, м).

Результат передачи показан на рисунках.

Время длительности передачи одного символа $t_{кх}$ увеличивается в 18 раз:

$$t_{кх} = 18t_{ис}. \quad (5)$$

Таким образом, при радиопередаче ТМИ с излучения РТ (в предложенных условиях) длительность передачи одного символа при использовании первого метода кодирования на 10% больше. Однако во втором методе кодирования, как известно, имеется возможность восстановления одного символа информационной посылки.

Сравним системы радиопередачи информации без использования и с использованием кодирования по показателю вероятности появления битовой ошибки. Для этого произведем расчет зависимостей показателя вероятности битовой ошибки от отношения сигнал/шум для предложенного варианта радиопередачи.

Исходные данные:

– скорость передачи данных (ТС «Скут-40»):

$$R = 320\,000 \text{ бит/с}; \quad (6)$$

– отношение энергии бита E_b к спектральной плотности мощности шума N_o :

$$\frac{E_b}{N_o} = 6,25 \approx 8 \text{ дБ}; \quad (7)$$

– вид модуляции — КАМ-64;

– количество передаваемых символов для варианта ПЧ:

$$n_{к} = 24 \text{ и } n_{и} = 20; \quad (8)$$

– количество передаваемых символов для варианта КХ:

$$n_{к} = 24 \text{ и } n_{и} = 18. \quad (9)$$

Выражение для вычисления вероятности символьной ошибки информационного блока имеет вид [5, с. 353]

$$P_u = Q\left(\sqrt{\frac{2E_b}{N_o}}\right) = Q(3,53) = 21,7 \cdot 10^{-5}, \quad (10)$$

где для $Q(x)$ используется следующее приближение [5, с. 353]:

$$Q(x) \approx \frac{1}{x\sqrt{2\pi}} e^{\left(\frac{-x^2}{2}\right)}, \text{ для } x > 3. \quad (11)$$

Вероятность P_M^u того, что в принятом информационном блоке, не содержащем корректирующих символов $n_{к}$, будет искажен один символ согласно [5, с. 353] определяется следующим выражением:

$$P_M^u = 1 - (1 - P_u)^{n_{и}}. \quad (12)$$

Вероятность P_M^c того, что в закодированном блоке, содержащем $n_{и}$ корректирующих символов, будет искажен один символ согласно [5, с. 353] определяется следующим выражением:

$$P_M^c = \sum_{j=2}^n n_j (P_c)^j (1 - P_c)^{n-j}, \quad (13)$$

где j — количество ошибочных бит в блоке;

P_c — вероятность символьной ошибки кодированного блока.

Таблица 1. Результаты расчета показателей вероятности появления битовой ошибки

	ТС без кодирования	ТС с кодированием ПЧ	ТС с кодированием КХ
Количество бит информационного блока	20	20	18
Отношение сигнал/шум, $\frac{E_b}{N_o}$, дБ	8	7	6,5
Скорость передачи битов, R , бит/с	320 000	384 000	426 700
Вероятность появления битовой ошибки, P_M^u и P_M^c	$4,4 \cdot 10^{-3}$	$1,2 \cdot 10^{-4}$	$3,8 \cdot 10^{-4}$
Результат сравнения с ТС без кодирования	—	$\downarrow P_M^c$ более чем в 34 раза	$\downarrow P_M^c$ более чем в 11 раз

Результаты расчета показателей вероятности появления битовой ошибки для описанных методов кодирования приведены в табл. 1.

Анализ полученных данных показывает, что применение кодирования снижает требуемое для достоверной передачи отношение сигнал/шум, а также уменьшает вероятность появления битовой ошибки, что сопровождается характерным ростом скорости передачи информации в связи с появлением избыточности информации. Выигрыш по рассматриваемому показателю составляет более чем в 34 раза в случае применения ПЧ и более чем в 11 раз — КХ.

Следует отметить, что при значении $\frac{E_b}{N_o} = 15$ дБ у ТС без кодирования вероятность появления битовой ошибки составит $P_b = 10^{-3}$ (точка В), аналогичный показатель ТС с применением КХ составит $P_b = 10^{-4}$ (точка А), что показано на рис. 3.

В заключение предлагается модель тракта приема информации от источника (датчика), кодирования и передачи, приведенная на рис. 4.

Опросный коммутатор циклически производит снятие данных с подключенных датчиков. Полученная измерительная информация поступает в формирователь кадра, где преобразуется в последовательный информационный код. После чего кодер добавляет в информационный код служебные разряды и отправляет сформированную последовательность в преобразователь. Тот, в свою очередь, преобразует последовательный код в параллельный, необходимый для модулирования несущих. После сложения несущих формируется выходной сигнал $U(t)$.

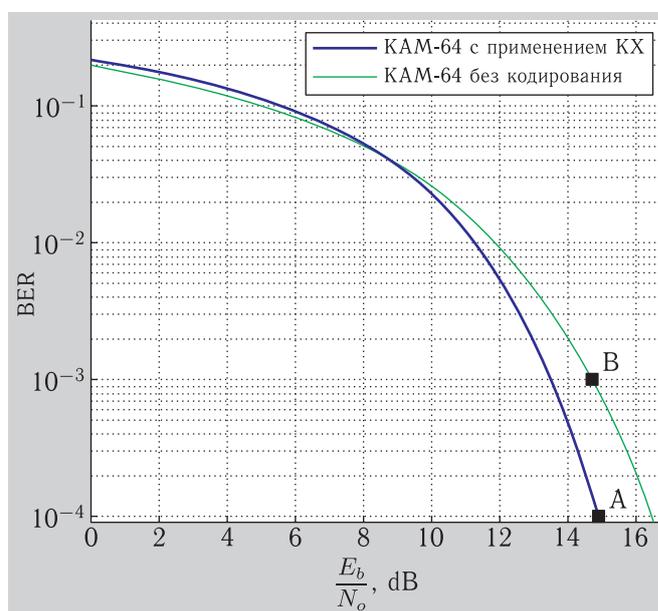


Рис. 3. Зависимость P_b от $\frac{E_b}{N_o}$

В качестве перспектив дальнейших исследований предлагается рассмотреть вопросы:

- применение КХ при увеличении позиционности кода и дальнейшем уменьшении избыточности КХ в связи с вероятным увеличением проверяемой кодовой последовательности;
- внедрение в описанный принцип передачи помехоустойчивого кодирования кодов Ридд-Соломона и Голея.

В результате проведенной работы получены следующие результаты:

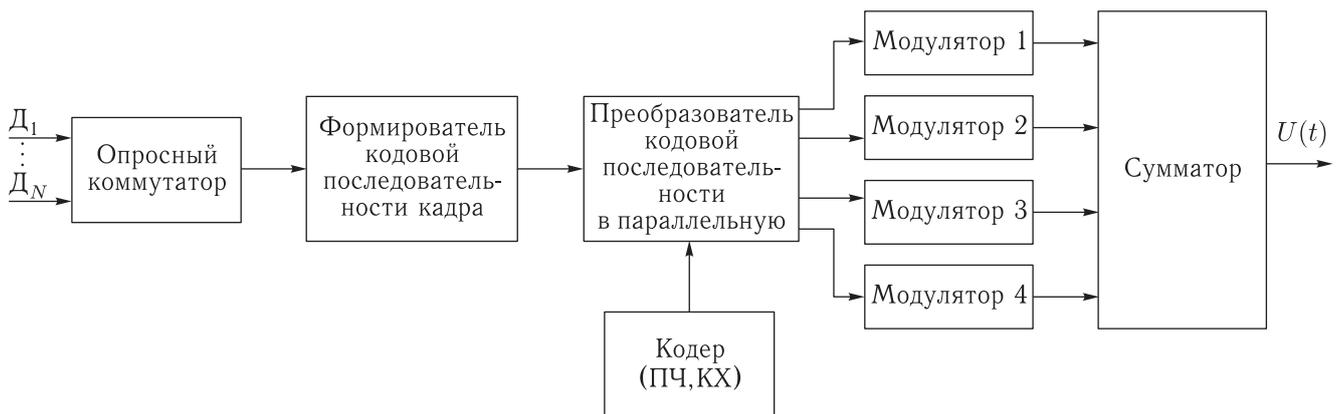


Рис. 4. Модель тракта приема, кодирования и передачи информации

- 1) рассмотрена возможность применения простейших методов кодирования при радиопередаче ТМИ с использованием мультиплексирования ортогональных несущих частот;
- 2) выполнено сравнение двух методов кодирования — ПЧ и КХ, в результате чего показано, что применение ПЧ увеличивает длительность передачи символа на 10 %;
- 3) проведены расчеты вероятности искажения символа при радиопередаче, анализ которых дает основание полагать о снижении вероятности появления символической ошибки в случае применения ПЧ и КХ более чем в 34 и 11 раз соответственно;
- 4) приведена графическая зависимость P_b от $\frac{E_b}{N_o}$ для случаев с применением КХ и без кодирования, что свидетельствует об увеличении P_b на порядок при одинаковом значении $\frac{E_b}{N_o}$;
- 5) приведена модель тракта приема, кодирования и передачи информации для применения в данном методе радиопередачи и кодирования;
- 6) предложены дальнейшие пути развития данного подхода передачи ТМИ, предполагающие

внедрение в рассматриваемый принцип помехоустойчивого кодирования Рида–Соломона и кода Голея.

Список литературы

1. Мороз А. П., Поленов Д. Ю. Применение принципа передачи телеметрической информации с мультиплексированием ортогональных несущих частот при работе в ракетном радиоканале // Тезисы докладов XX-й Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов. Королев: РКК «Энергия», 2014.
2. Джакония В. Е., Гоголь А. А., Друзин Я. В. и др. Телевидение: Учебник для вузов. М.: Радио и связь, 2003. 616 с.
3. Мамчев Г. В. Основы радиосвязи и телевидения. Учеб. пособ. для вузов. М: Горячая линия–Телеком, 2007. 416 с.
4. Цымбал В. П. Теория информации и кодирование. Киев: Издательское объединение «Вища школа», 1977. 288 с.
5. Бернард С. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение, 2-е изд.: Пер. с англ. М.: ИД «Вильямс», 2003. 1104 с.

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ,
ПЛАНЕТ И ДРУГИХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ.
ГЕОЭКОЛОГИЯ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ПОИСКА И СПАСАНИЯ

УДК 523.45-77

Многолетние вариации водяного пара
в Северной Атлантике по данным спутниковых
микроволновых измерений

А. Г. Гранков¹, А. А. Мильшин², Н. К. Шелобанова³, И. В. Черный⁴, Г. Г. Язерян⁵

¹д. ф.-м. н., ⁴д. т. н., ⁵к. т. н.

^{1,2,3}Институт радиотехники и электроники им. В. А. Котельникова РАН

^{4,5}ОАО «Российские космические системы»

e-mail: amilshin@list.ru

Аннотация. На основе данных долговременных спутниковых СВЧ-радиометрических измерений получены оценки межгодовых и внутригодовых вариаций среднемесячных значений общего содержания водяного пара в атмосфере в Северной Атлантике с января 1988 г. по ноябрь 2011 г. Выделены зоны, характеризующиеся наибольшей интенсивностью тепло- и влагообмена между океаном и атмосферой — Гольфстримская, Ньюфаундлендская и Норвежско-Гренландская. Оценены долговременные тренды в изменении водяного пара в этих зонах. Отмечена особенность поведения атмосферного водяного пара в 2010 г., когда наблюдались интенсивные нефтяные разливы в Мексиканском заливе и сильная летняя засухливость на европейской территории России.

Ключевые слова: радиоизлучение, яркостная температура, система океан–атмосфера, потоки тепла, влаги и импульса, спутниковые микроволновые данные, температура и влажность атмосферы, радиометры SSM/I и AMSR-E

Long-Term Variation of Total Vapor Over North Atlantic
Using a Satellite Microwave Data

A.G. Grankov¹, A. A. Milshin, N. K. Shelobanova, I. V. Cherny², G. G. Yazeryan³

¹Ph. doctor, ²doctor of engineering science, ³candidate of engineering science

Kotel'nikov Institute of Radio Engineering and Electronics of RAS

Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: amilshin@list.ru

Abstract. On the basis of long-term satellite microwave radiometric measurements obtained estimates of inter-annual and intra-annual variations of the monthly averages of total water vapor content in the atmosphere in the North Atlantic between January 1988 and November 2011. The zones characterized by the most intensity heat and moisture exchange between the ocean and the atmosphere — Gulf Stream, Newfoundland and Norwegian energy-active zones. Estimated long-term trends in the change of water vapor in these areas. The peculiarity of the behavior of atmospheric water vapor in 2010 when there was extensive oil spill in the Gulf of Mexico, this spring and summer drought on strong European Russia.

Key words: radioemission, brightness temperature, ocean–atmosphere system, heat, latent and moment fluxes, satellite microwave data, atmosphere temperature and humidity, radiometers SSM/I and AMSR-E

Введение

Энергоактивные зоны Северной Атлантики Норвежская, Ньюфаундлендская, Гольфстримская и другие, находящиеся в русле Гольфстримского и Северо-Атлантического течений, оказывают значительное влияние на погодные условия и климатические тенденции (тренды) на территории Европы и европейской части России [1, 2]. Изучение процессов крупномасштабного теплового и динамического взаимодействия океана и атмосферы представляет интерес для анализа меридионального переноса энергии в Северной Атлантике [3]. Тропическая часть Северной Атлантики является областью зарождения и формирования тропических циклонов [4].

В настоящей работе анализируются межгодовые и внутригодовые вариации климатически значимого параметра системы океан–атмосфера — водяного пара — на 10–20-летнем периоде [5, 6, 7].

Географической областью наших исследований является Северная Атлантика с координатами 67N, 95W–0N, 0W. Для обработки мы использовали архивные данные многоканальных сканирующих СВЧ-радиометров AMSR-E и SSM/I спутников EOS-Aqua и DMSP, полученные в Remote Sensing Systems (RSS). Исходными данными служили файлы с суточным (восходящие и нисходящие витки) глобальным распределением водяного пара. Файлы содержат данные обработки измерений радиометра AMSR-E за период с июня 2002 г. по октябрь 2011 г., а также радиометра SSM/I за период с января по май 2002 г. и за ноябрь–декабрь 2011 г. На основе глобальных данных были получены оценки среднемесячных значений интегрального влагосодержания атмосферы Северной Атлантики. Пространственное разрешение составляет $0,25^\circ$ по широте и долготе. В докладе представлены пространственно-временные распределения водяного пара за десятилетний период. Выполнен анализ особенностей межгодового распределения водяного пара. Для судовых станций (кораблей) погоды М (MIKE — 66N, 0,5W), D (DELTA — 44N, 41W) и Н (HOTEL — 38N, 71W), относящихся к Норвежской, Ньюфаундлендской и Гольфстримской энергоактивной зоне (рис. 1), получены оценки среднемесячных значений водяного пара

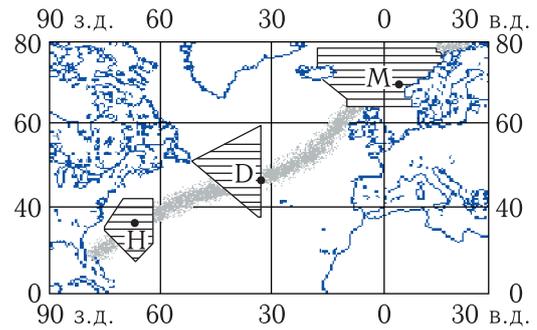


Рис. 1. Расположение судовых станций Н (Гольфстримская ЭАЗО), D (Ньюфаундлендская ЭАЗО) и М (Норвежско-Гренландская ЭАЗО) относительно течения Гольфстрим и Северо-Атлантического течения

за 24 г. В этот период входят данные, полученные нами в более ранних работах [1] с 1988 по 1998 гг.

Анализ полей влажности атмосферы в Северной Атлантике по данным радиометра AMSR-E

На рис. 2 представлены оценки среднемесячных значений общего содержания водяного пара в атмосфере в Северной Атлантике за 2009 (а), 2010 (б) и 2011 (в), играющего важную роль в тепловом взаимодействии океана и атмосферы. Из многочисленных данных за разные годы нами выделен 2010-й год, знаменательный разливами нефти в Мексиканском заливе и аномально жарким летом на европейской территории России. Мы наблюдаем меридиональную и зональную закономерности пространственного распределения водяного пара, границы которых варьируют от сезона к сезону. Отмечается высокая контрастность данного параметра, меняющегося от 15 до 55 кг/м^2 в зависимости от географической широты океана и сезона года.

Для количественных оценок сезонных вариаций водяного пара мы выполнили оценки среднего значения, среднеквадратичного значения, минимального и максимального значения интегрального содержания водяного пара по всей акватории Северной Атлантики. Эти оценки за 2010 г. иллюстрирует рис. 3. Общее содержание пара в Северной Атлантике имеет выраженный сезонный ход

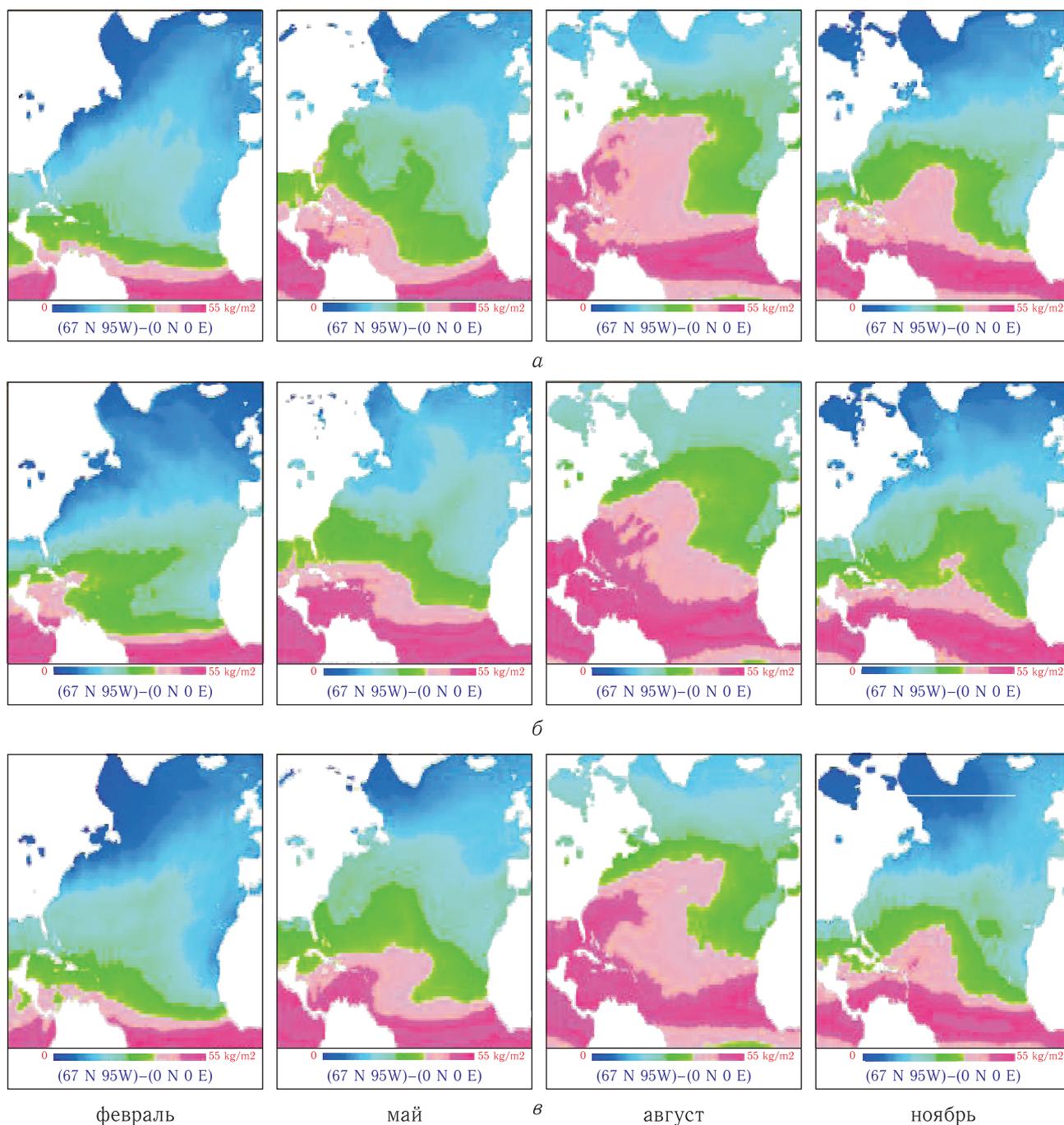


Рис. 2. Межгодовые и сезонные вариации водяного пара в атмосфере в энергоактивных областях Северной Атлантики

с максимумом в августе ($37,9 \text{ кг/м}^2$) и минимумом в зимний сезон ($22,9\text{--}24,3 \text{ кг/м}^2$). Для Северной Атлантики характерны значительные изменения пара, среднеквадратические значения варьируют от $11,8$ до 15 кг/м^2 . Наибольшая простран-

ственная изменчивость наблюдается в апреле, мае и ноябре. Максимальные значения пара в течение года практически не меняются и находятся в пределах $59,6\text{--}65,6 \text{ кг/м}^2$.



Рис. 3. Оценка среднего значения, среднеквадратичного значения, минимального и максимального значения интегрального содержания водяного пара по всей акватории Северной Атлантики по данным радиометра AMSR-E

Распределение областей с минимальным содержанием водяного пара носит сезонный характер, минимум ($1,2 \text{ кг/м}^2$) отмечается в январе, а максимум ($14,3 \text{ кг/м}^2$) в июле.

Анализ влажности атмосферы в Северной Атлантике по данным радиометров SSM/I и AMSR-E в локальных областях

Рассмотрим характер поведения содержания водяного пара в локальных областях. На рис. 4 представлены результаты обработки спутниковых данных — среднемесячные значения общего влагосодержания атмосферы в областях М, D и H Северной Атлантики в период с 1988 по 2012 гг. [1,7]. Из этой иллюстрации видно, что локальные вариации водяного пара в эти годы имеют общую тенденцию, но резко отличаются абсолютными значениями. Диапазон значений пара в точке D находится в пределах от $9,2 \text{ кг/м}^2$ в июле 2010 г. до $37,9 \text{ кг/м}^2$ в июне 2011 г. Для точки H соответственно имеем: от $8,7 \text{ кг/м}^2$ в июле 2010 г. до $44,4 \text{ кг/м}^2$ в августе 2009 г. и для точки М: от $5,7 \text{ кг/м}^2$ в январе 1994 г. до $22,5 \text{ кг/м}^2$ в июле 2003 г. Среднее значение содержание пара за наблюдаемый период составило в точках D, H, М соответственно $21,1 \text{ кг/м}^2$, $22,6 \text{ кг/м}^2$ и $11,7 \text{ кг/м}^2$. Наибольшая изменчивость пара за 24 г. отмечается в точке H — скв (среднеквадратическое значение) = $9,3 \text{ кг/м}^2$, в D скв составляет $6,7 \text{ кг/м}^2$ и в точке М скв = $3,9 \text{ кг/м}^2$.

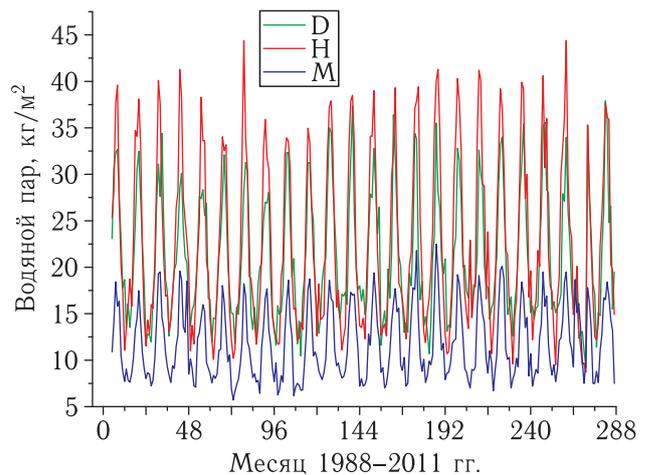


Рис. 4. Спутниковые СВЧ-радиометрические оценки многолетних вариаций содержания водяного пара в атмосфере в областях М, D, H Северной Атлантики

Для изучения внутригодового хода содержания водяного пара мы использовали наши среднемесячные данные за период с 2002 по 2011 гг., проведя осреднение для каждого месяца за этот период. Результаты обработки представлены на рис. 5. Наблюдается выраженный внутригодовой ход пара. Максимум кривых незначительно смещается, отражая фазовую задержку в распределении пара. Данные в локальных областях хорошо коррелируют с интегральными данными по всей Северной Атлантике (рис. 3).

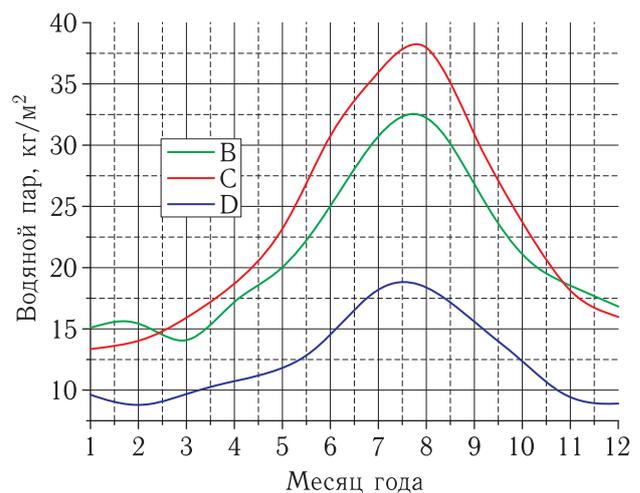


Рис. 5. Спутниковые СВЧ-радиометрические оценки внутригодовых вариаций содержания водяного пара в атмосфере в областях М, D, H Северной Атлантики в период 2002–2011 гг.

В изучении температурного и влажностного взаимодействия океана и атмосферы важную роль играет изменение содержания водяного пара на годовых масштабах. Для локальных зон D, H, M за период с 2002 по 2011 гг. мы получили ряд оценок среднегодового содержания водяного пара в атмосфере.

На рис. 6 представлен график многолетнего хода среднегодового содержания водяного пара в точках D, H, M. Оценки многолетнего хода среднеквадратичных изменений, максимальных и минимальных изменений приводятся на рис. 7 и 8. Интересным моментом является снижение общего содержания атмосферного водяного пара в 2010 г., когда наблюдались интенсивные нефтяные разливы в Мексиканском заливе и сильная летняя засушливость на европейской территории России. Этот факт можно объяснить уменьшением испарения с поверхности океана в Гольфстримской ЭАЗО и снижением транспорта тепла в другие области, находящиеся в русле течения Гольфстрим.

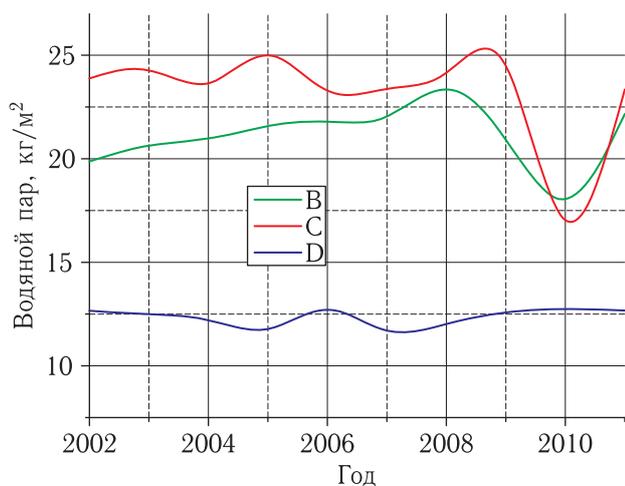


Рис. 6. Спутниковые СВЧ-радиометрические оценки вариаций среднегодового содержания водяного пара в атмосфере в областях M, D, H Северной Атлантики в период 2002–2011 гг.

В целом межгодовые изменения среднегодовых значений незначительны, за исключением 2010 г., и не превышают 2–3 кг/м³. Отклонение величины скв (рис. 7) не превышает 1 кг/м³ за исключением 2010 г., когда величина скв составила 2 кг/м³. Для минимаксных оценок (рис. 8) мы наблюдаем наибольшие отклонения в 2010 г.

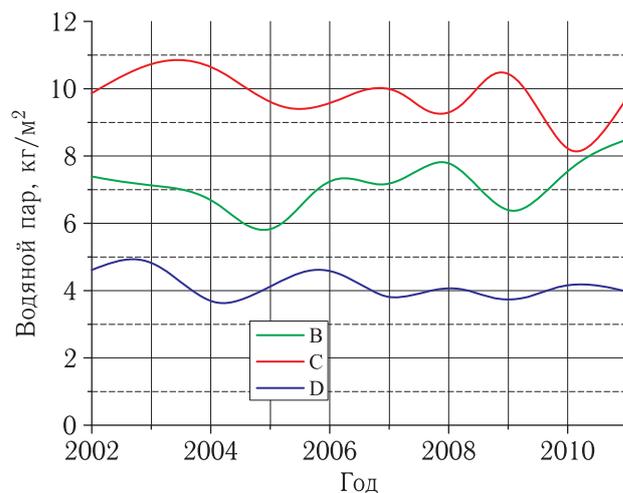


Рис. 7. Спутниковые СВЧ-радиометрические оценки скв среднегодовых вариаций водяного пара в атмосфере в областях M, D, H Северной Атлантики в период 2002–2011 гг.

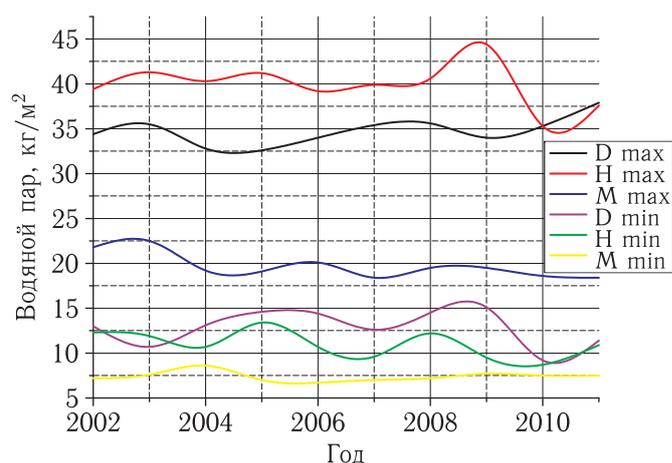


Рис. 8. Спутниковые СВЧ-радиометрические оценки минимаксных среднегодовых вариаций водяного пара в атмосфере в областях M, D, H Северной Атлантики в период 2002–2011 гг.

Заключение

В работе представлены результаты обработки и анализа пространственно-временного распределения интегрального влагосодержания атмосферы Северной Атлантики на основании многолетних спутниковых данных радиометров SSM/I и AMSR-E. Приводятся оценки средних значений, СКВ, максимальных и минимальных значений как на глобальных масштабах (вся Северная

Атлантика), так и на локальных масштабах в областях D, H, M. Выполнен анализ внутригодового хода содержания водяного пара за 2002–2011 гг. и многолетнего хода за 1988–2011 гг.

Анализ выявил аномалию в распределении водяного пара в 2010 г.

Авторы не включили в доклад материалы о вариациях среднемесячных значений водяного пара в Северной Атлантике по данным радиометра МТВЗА-ГЯ спутника «Метеор-М» № 1 за январь–апрель 2009 г. [8], поскольку в настоящей работе рассматриваются аспекты многолетних изменений водяного пара.

Авторы выражают благодарность коллегам из Remote Sensing System за предоставленные спутниковые данные.

Список литературы

1. Гранков А.Г., Мильшин А.А. Взаимосвязь радиозлучения системы «океан–атмосфера» с тепловыми и динамическими процессами на границе раздела. М.: Наука, 2004. 168 с.
2. Armand N.A., Grankov A.G., Milshin A.A., Lappo S.S., and Gulev S.K. Use of the Data of Simultaneous Satellite Microwave Radiometric and Shipborne Measurements for the Study of Air-Sea Interaction in the North Atlantic // *Oceanology*, 2004, vol. 44, № 1. P. 44.
3. Гранков А.Г., Реснянский Ю.Д., Новичихин Е.П., Мильшин А.А. Моделирование отклика собственного СВЧ-излучения системы «океан–атмосфера» на горизонтальный перенос тепла в атмосферном пограничном слое // *Метеорология и гидрология*, 2014, № 2, с. 33–44.
4. Grankov A.G., Marechek S.V., Milshin A.A., Novichikhin E.P., Golovachev S.P., Shelobanova N.K., Shutko A.M. Elaboration of Technologies for Diagnosis of Tropical Hurricanes Beginning in Oceans with Remote Sensing Methods / Chapter in monograph «Advances in Hurricane Research — Modelling, Meteorology, Preparedness and Impacts» <http://dx.doi.org/10.5772/3399>. Edited by Kieran Hickey. InTech Publ. Hous. Dec. 5 2012. 198 p. (p. 23–41).
5. Гранков А.Г., Мильшин А.А., Солдатов В.Ю., Шелобанова Н.К. Архивы микроволновых, океанографических и метеорологических данных в зонах возникновения тропических ураганов // *Проблемы окружающей среды и природных ресурсов*, 2012, № 5. . 107–124.
6. Гранков А.Г., Мильшин А.А. Анализ роли водяного пара как характеристики теплового взаимодействия океана и атмосферы // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*, 2008, вып. 5, т. 1, с. 465–471.
7. Гранков А.Г., Мильшин А.А., Шелобанова Н.К., Черный И.В., Ямпольская Е.А. Межгодовые и внутригодовые вариации водяного пара в Северной Атлантике по данным спутниковых микроволновых измерений // Тезисы докладов Двенадцатой открытой Всероссийской конференции «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса». Москва. ИКИ РАН, 10–14 ноября 2014 г. С. 177.
8. Гранков А.Г., Мильшин А.А., Шелобанова Н.К., Черный И.В., Язерян Г.Г. Вариации среднемесячных значений водяного пара в Северной Атлантике по данным радиометра МТВЗА-ГЯ на волне 1,26 см // Тезисы докладов. Двенадцатая открытая Всероссийская конференция «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса». Москва. ИКИ РАН, 10–14 ноября 2014 г. С. 20.

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ,
ПЛАНЕТ И ДРУГИХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ.
ГЕОЭКОЛОГИЯ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ПОИСКА И СПАСАНИЯ

УДК 621.396

3D-радиовидение на базе бортовой доплеровской РЛС

В. К. Клочко

д. т. н., Рязанский государственный радиотехнический университет

e-mail: KlochkoVK@mail.ru

Аннотация. Решается задача оценивания пространственных координат рельефа земной поверхности в бортовой доплеровской системе формирования 3D-радиовидения.

Ключевые слова: радиолокация, радиовидение, доплеровская фильтрация, оценки координат, трехмерные изображения

3D-Radio-Vision on the Basis of Onboard Doppler RLS

V. K. Klochko

doctor of engineering science, Ryazan State Radio Engineering University

e-mail: KlochkoVK@mail.ru

Abstract. The problem of estimation of terrestrial surface relief spatial coordinates in onboard Doppler system of 3D-radio-vision formation is solved.

Key words: radar-location, radio-vision, Doppler filtration, estimates of coordinates, three-dimensional images

Физическая постановка задачи

В существующих системах радиовидения на базе бортовой импульсной доплеровской РЛС сантиметрового или миллиметрового диапазона длин волн, работающей в режиме доплеровского «обужения» луча [1], формируется двумерное радиолокационное изображение (2D-РЛИ) земной поверхности в координатах радиальная дальность R_i — доплеровская частота f_j в i -х строках и j -х столбцах матрицы амплитудного РЛИ. Каждый i, j -й элемент матрицы РЛИ представляет собой модуль $|\dot{s}(i, j)|$ комплексного измерения $\dot{s}(i, j)$, полученного на выходе тракта первичной обработки в i -м элементе разрешения дальности на j -й доплеровской частоте. Он образуется вследствие отражения электромагнитной волны в i, j -м пространственном элементе разрешения. Пространственный элемент разрешения имеет протяженность вдоль линии доплеровской частоты f_j (изодопы), на которой расположен элемент отражения земной поверхности. Так как по одному измерению $\dot{s}(i, j)$ невозможно определить пространственные координаты элемента поверхности, то этот элемент относят к плоскости Земли в координатах наклонная дальность R_i — доплеровская частота f_j .

Задача состоит в том, чтобы определить пространственные координаты x_{ij} , y_{ij} , z_{ij} элементов отражения на каждой j -й изодопе в i -х элементах дальности. Совокупность найденных координат, в дополнение к амплитудному РЛИ $|\dot{s}(i, j)|$, после прохождения специального алгоритма отображения формирует 3D-РЛИ участка земной поверхности.

Среди существующих направлений измерения пространственных координат элементов земной поверхности можно выделить интерферометрический метод, метод сканирования луча антенны по углу места, метод учета радиолокационной тени, метод восстановления полей отражения, а также метод стереопары (последний в основном применяется в оптическом диапазоне). Каждый из указанных методов имеет определенные ограничения по условиям применимости. Также требуется дополнительное время обработки по сравнению с процедурой формирования 2D-РЛИ в доплеровской РЛС.

Предлагаемый метод [2, 3] измерения пространственных координат элементов поверхности

на базе бортовой доплеровской РЛС не требует увеличения времени обработки. Суть метода заключается в получении не одного $\dot{s}(i, j)$, а нескольких комплексных измерений $\dot{s}_q(i, j)$, $q = \overline{1, Q}$ ($Q = 2$ или 4 или 5 в зависимости от режима наблюдения). Это достигается за счет включения нескольких пространственных каналов первичной обработки отраженных сигналов по числу Q приемных элементов антенной решетки (АР), пространственно разнесенных в плоскости одной антенны на сантиметры. Запаздывание или опережение по фазе сигналов, принимаемых в приемных элементах АР, дает информацию о пространственном положении отражающих элементов земной поверхности.

Последовательность обработки сигналов.

Тракт первичной обработки в каждом q -м пространственном канале включает в себя усиление промежуточной частоты, фазовое детектирование, низкочастотную фильтрацию, аналогоцифровое преобразование и стробирование по дальности (во времени t). Запомненная в ОЗУ для каждого i -го элемента дальности R_i , $i = \overline{1, m}$ (m — число элементов дальности), комплексная временная последовательность $\dot{s}_{qi}(t_j)$, $j = \overline{1, N}$ (N — объем выборки) подается на блок быстрого преобразования Фурье (БПФ). На выходе БПФ получается комплексный спектр в выделенной полосе частот в виде частотной последовательности $\dot{s}_{qi}(f_j)$, $j = \overline{1, N}$. Обработка в q -х каналах ведется параллельно (независимо).

Последовательности $\dot{s}_{qi}(f_j)$, $j = \overline{1, N}$, $q = \overline{1, Q}$ подаются на алгоритм выделения спектральных отсчетов, который выделяет n частот f_j , $j = \overline{j_1, j_n}$ ($n < N$, в дальнейшем $j = \overline{1, n}$), на которых получены полезные сигналы отражения от элементов поверхности. Полезные сигналы $\dot{s}_q(i, j) = \dot{s}_{qi}(f_j)$, $q = \overline{1, Q}$, выделенные на j -й частоте в i -м элементе дальности представляют собой несколько комплексных измерений, соответствующих одному и тому же пространственному элементу разрешения. Эти измерения подаются на вход алгоритма оценивания координат, который в соответствии с тем или иным методом находит оценки искомых координат x_{ij} , y_{ij} , z_{ij} для каждой пары фиксированных значений i, j в прямоугольной системе координат наблюдателя.

Математическая постановка задачи оценивания координат

Спектральные отсчеты $\dot{s}_q(t_j)$, $q = \overline{1, Q}$ (символ i опустим), подчинены модели:

$$\begin{aligned} \dot{s}_q(f_j) &= \gamma_q \sum_{k=1}^{k_j} U(\varphi_{jk}, \theta_{jk}) G(\varphi_{jk}, \theta_{jk}) \times \\ &\quad \times \exp\{i[(2\pi/\lambda)\delta_q + \xi_q]\} + \dot{p}_q(f_j), \quad (1) \\ k_j &< K, \quad \delta_q(x, y) = (x_q x_{j_k} + y_q y_{j_k})/R, \\ \xi_q &= -(4\pi/\lambda)R_0 + \varepsilon(\varphi, \theta) + \eta_q(f_j), \\ \xi_q &= \xi_q(f_j), \quad \gamma_q = \gamma_q(f_j). \end{aligned}$$

Каждой j -й частоте f_j в (1) соответствуют m_j элементов отражения земной поверхности с координатами центров $x_{j_k}, y_{j_k}, z_{j_k}$, сигналы от которых суммируются. В частном случае, определяющем характер гладкой поверхности, принимается $k_j = 1 \forall j = \overline{1, n}$ и модель (1) упрощается:

$$\begin{aligned} \dot{s}_q(f_j) &= \gamma_q U(\varphi_j, \theta_j) G(\varphi_j, \theta_j) \times \\ &\quad \times \exp\{i[(2\pi/\lambda)\delta_q + \xi_q]\} + \dot{p}_q(f_j), \quad (2) \\ \delta_q(x, y) &= (x_q x + y_q y)/R. \end{aligned}$$

В моделях (1) и (2) используются следующие обозначения: γ_q — мультипликативная погрешность, описывающая амплитудную нестабильность; $U(\varphi, \theta)$ — амплитуда сигнала в координатах азимута φ и угла места θ ; $G(\varphi, \theta)$ — амплитудная характеристика ДНА; i — мнимая единица; λ — длина волны; δ_q — запаздывание или опережение по фазе отраженного сигнала при приеме его в q -м приемном элементе антенны по сравнению с центром антенны, зависящее от искоемых координат x, y центра элемента отражения, дальности R и известных координат x_q, y_q центра q -го приемного элемента (величина δ_q получается как отклонение плоского фронта волны, достигшей центра антенны, от центра q -го приемного элемента АР); ξ_q — составляющая фазы, зависящая от R и случайных величин $\varepsilon(\varphi, \theta)$ и $\eta_q(f_j)$, где ε меняет свои значения по равномерному закону на $[0, 2\pi]$ при переходе от одного φ -го, θ -го элемента отражения поверхности к другому, а η_q представляет собой нормальный белый фазовый шум, меняющий свои значения по j и q ;

$\dot{p}_q(f_j)$ — аддитивный комплексный нормальный белый шум.

Искомые координаты x, y, z центра элемента отражения связаны с доплеровской частотой f_j уравнением изодопы при $R = (x^2 + y^2 + z^2)^{1/2}$:

$$v_x x + v_y y + v_z z = R(\lambda/2v)f_j, \quad (3)$$

где v — величина скорости носителя РЛС; v_x, v_y, v_z — координаты орта \mathbf{v}^0 вектора скорости \mathbf{v} . Для узкой ДНА в (3) принимается $z \approx R$ и (3) упрощается:

$$v_x x + v_y y = c_j, \quad c_j = R[(\lambda/2v)f_j - v_z]. \quad (4)$$

Из (4) вытекают практически важные случаи переднебокового обзора, когда $\mathbf{v}^0 = (v_x, 0, v_z)$, и координата x определяется доплеровской частотой $x = c_j/v_x$, а также передненижнего обзора, когда $\mathbf{v}^0 = (0, v_y, v_z)$ и $y = c_j/v_z$.

Математически задача заключается в нахождении оценок $\hat{x}_{ij}, \hat{y}_{ij}, \hat{z}_{ij}$ координат x, y, z центров элементов отражения поверхности независимо в каждом i -м элементе разрешения дальности ($i = \overline{1, m}$) на j -й доплеровской частоте ($j = \overline{1, n}$) на основе совокупности Q комплексных измерений $\dot{s}_{qi}(f_j)$, $j = \overline{1, N}$, $q = \overline{1, Q}$ и моделей (1), (2).

Характеристика точности оценивания. В моделях (1), (2) элементы отражения рассматриваются как элементарные отражатели — точки в пространстве. Поэтому точность оценок $\hat{x}_{ij}, \hat{y}_{ij}, \hat{z}_{ij}$ характеризуется евклидовым расстоянием между точкой $M(x_{ij}, y_{ij}, z_{ij})$ — центром i -го, j -го элемента отражения — и найденной точкой $\widehat{M}(\hat{x}_{ij}, \hat{y}_{ij}, \hat{z}_{ij})$, которое принимается за ошибку оценивания: $\Delta = \|M - \widehat{M}\|$. В статистическом смысле мерой точности будут средняя ошибка Δ_{cp} , СКО ошибки σ_Δ и доверительный интервал ошибок.

Алгоритмы решения задачи. Изучались несколько методов оценивания координат: моноимпульсный метод, фазовый метод, метод восстановления комплексных амплитуд поля отражения и метод максимума амплитуды. Предпочтение было отдано фазовому методу и методу максимума амплитуды как наиболее точным в определенных режимах наблюдения.

Алгоритм 1 (фазовый метод). Приемные элементы АР расположены на плоскости в точках с координатами: $M_1(d, d)$, $M_2(-d, d)$, $M_3(-d, -d)$, $M_4(d, -d)$. Для каждой четверки комплексных измерений \dot{s}_q , $q = \overline{1, 4}$, их фазы ψ_q зависят от x, y :

$$\begin{aligned}\psi_q &= \arg\{\dot{s}_q(f_j)\} = (2\pi/\lambda)\delta_q + \xi_q = \\ &= 2\pi/(R\lambda)(x_q x + y_q y) + \xi_q.\end{aligned}$$

При оценивании искоемых координат x, y выполняется следующее:

1. Измеряются аргументы комплексных величин \dot{s}_q — фазы $\psi_q = \arg\{\dot{s}_q\}$, $q = \overline{1, 4}$ с помощью фазового детектора.

2. Вычисляются разности фаз:

$$\Delta\psi_X = \psi_1 - \psi_3, \quad \Delta\psi_Y = \psi_2 - \psi_4.$$

3. Находятся оценки координат для i -х элементов дальности и j -х частот:

$$\begin{aligned}\hat{x}_{ij} &= k\Delta\psi_X, \quad \hat{y}_{ij} = k\Delta\psi_Y, \\ \hat{z}_{ij} &= \sqrt{r_i^2 - \hat{x}_{ij}^2 - \hat{y}_{ij}^2}, \quad k_2 = R\lambda/(4\pi d).\end{aligned}$$

4. Операции п. 1–3 повторяются для всех значений $i = \overline{1, m}$ и $j = \overline{1, n}$.

Замечание. Так как фазовые детекторы однозначно измеряют разность фаз на промежутке $[0, 2\pi]$, то для этого необходимо выполнение условия $2\pi\delta_q/\lambda \leq 2\pi$, т. е. $\delta_q \leq \lambda$, что достижимо при малых углах φ, θ (при ширине ДНА порядка 1° – 2°). Если $\delta_q > \lambda$, то возникает неоднозначность измерения фазы, для устранения которой рассматривается дополнительный алгоритм с использованием пятого центрального элемента антенны при несимметричном расположении остальных парных элементов.

Алгоритм отличается простотой реализации и применим для любого режима наблюдения. В частном режиме при $\mathbf{v}^0 = (v_x, 0, v_z)$, когда координата x определяется доплеровской частотой, для оценки y можно задействовать только два измерительных канала (что отличает его от алгоритма 1).

Алгоритм рассчитан на один элементарный отражатель на каждой доплеровской частоте. При наличии нескольких элементарных отражателей на одной частоте оценке подлежит центр тяжести этой группы и точность оценивания снижается.

Алгоритм 2 (метод максимума амплитуды).

Алгоритм ориентирован на переднебоковой обзор, когда координата x определяется положением $\mathbf{v}^0 = (v_x, 0, v_z)$ и частотой f_j , и требуется найти оценку одной координаты y . Алгоритм основан на получении распределения амплитуд вдоль оси oy с помощью метода, подобного методу сканирования лучом и фиксации углового положения луча с максимальной амплитудой отраженного сигнала. Отличие заключается в том, что вместо сканирования используются приемные элементы АР с разным направлением биссектрис ДНА. Применяется линейная АР, центры приемных элементов которой расположены на оси oy в Q точках с координатами $x_q = 0, y_q = \pm id, i = \overline{1, n_y}, Q = 2n_y + 1$. Биссектрисы ДНА q -х приемных элементов АР смещены по углу места θ на величину θ_{0q} таким образом, чтобы амплитудная ДН каждого q -го канала зависела от углового направления θ_{0q} :

$$D_q(\varphi, \theta) = \exp\{-k_0[\varphi^2/\Delta_\varphi^2 + (\theta - \theta_{0q})^2/\Delta_\theta^2]\}. \quad (5)$$

Практически это достигается за счет пространственной ориентации q -го элемента АР по углу места в направлении θ_{0q} . Возможно электронное управление лучом. Величины θ_{0q} задаются на промежутке $[-\Delta_\theta/2, \Delta_\theta/2]$ с шагом $h_\theta = \Delta_\theta/(Q - 1)$. Алгоритм оценивания координат следующий:

1. Для полученных измерений \dot{s}_q , $q = \overline{1, Q}$, вычисляются модули $|\dot{s}_q|$, которые дают распределение амплитуд $A_q = |\dot{s}_q|$, $q = \overline{1, Q}$ вдоль оси oy с шагом дискретизации $h_y = Rh_\theta$.

2. В последовательности $\{A_q\}$ выбирается максимальная по q амплитуда $A_{\max} = \max_q A_q$. Соответствующий A_{\max} номер q дает начальную оценку координаты y с точностью, определяемой величиной линейного шага h_y :

$$\hat{y}_0 = -R\Delta_\theta/2 + h_y(q - 1).$$

3. Оценка \hat{y}_0 уточняется методом интерполяции: находится смещение Δy в сторону точки максимума и для i -го элемента дальности и j -й частоты вычисляется уточненная оценка $\hat{y}_{ij} = \hat{y}_0 + \Delta y$. Оценки координат x, z вычисляются так же, как и в других алгоритмах для $i = \overline{1, m}$ и $j = \overline{1, n}$:

$$\begin{aligned}\hat{x}_{ij} &= c_j/v_x, \quad \hat{z}_{ij} = \sqrt{R^2 - \hat{x}_{ij}^2 - \hat{y}_{ij}^2}, \\ &\text{где } c_j = R[(\lambda/2v)f_j - v_z].\end{aligned}$$

Замечание. Возможно применение алгоритма в режиме передненижнего обзора, когда вектор скорости лежит в вертикальной плоскости yoz . При этом частота f_j определяет координату y_j по формуле $y_j = c_j/v_y$, где $c_j = R[(\lambda/2v)f_j - v_z]$ и оценке подлежит одна координата x . Зависимость (5) меняется:

$$D_q(\varphi, \theta) = \exp\{-k_0[(\varphi - \varphi_{0q})^2/\Delta_\varphi^2 + \theta^2/\Delta_\theta^2]\}.$$

Данный режим отличается тем, что изодопы в пределах ДНА расположены горизонтально, то есть содержат несколько элементарных отражателей.

Алгоритм меняется следующим образом:

1. Получается распределение амплитуд $A_q = |\dot{s}_q|$, $q = \overline{1, Q}$ вдоль оси ox с шагом дискретизации $h_x = Rh_\varphi$, $h_\varphi = \Delta_\varphi/(Q - 1)$ на каждой частоте f_j .

2. Определяются номера q_1 и q_2 , соответствующие превышению амплитудой заданного порога, при движении по строке распределения амплитуд слева направо и справа налево. Тем самым определяются левая и правая границы положения отражающих элементов.

3. Оценки границ по координате x находятся аналогично предыдущему.

Алгоритм показал хорошие результаты по точности при наличии нескольких элементарных отражателей на каждой частоте для частных случаев переднебокового и передненижнего обзоров. К недостатку алгоритма 2 можно отнести его чувствительность к ошибкам измерения положения вектора скорости носителя РЛС и величины скорости, что не являлось принципиальным для алгоритма 1. Возможно комбинированное (адаптивное) применение алгоритмов 1 и 2 в зависимости от условий наблюдения.

Заключение

Использование нескольких пространственных каналов имеет очевидное преимущество по сравнению с одним каналом первичной обработки. Так, на дальности 1 км при ширине ДНА 2° максимальная погрешность оценок положения элементарного отражателя в системе с одним пространственным каналом составляет 0,7 (при наклоне изодоп 45°) от половины линейной ширины ДНА — 12 м. Предлагаемые алгоритмы позволяют измерить положение с погрешностью до 1 м (с учетом доверительно-го интервала ошибок, найденного по закону Рэлея). Следовательно, точность удастся повысить в 10 раз. Предлагаемые алгоритмы могут найти применение в бортовых радиолокационных системах наблюдения за земной поверхностью, в которых требуется знание высоты рельефа местности.

Список литературы

1. Кондратенков Г. С., Фролов А. Ю. Радиовидение. Радиолокационные системы дистанционного зондирования Земли. Уч. пособ. для вузов / Под ред. Г. С. Кондратенкова. М.: Радиотехника, 2005. 368 с.
2. Клочко В. К. Математические методы восстановления и обработки изображений в радиотеплоопто-электронных системах. Рязань: РГРТУ, 2009. 228 с.
3. Клочко В. К., Нгуен Ч. Т. Сравнительный анализ алгоритмов формирования трехмерных изображений земной поверхности в бортовой доплеровской РЛС // Вестник Рязанского государственного радиотехнического университета, 2014, № 4, вып. 50, с. 11–17.

АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ,
ПЛАНЕТ И ДРУГИХ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ.
ГЕОЭКОЛОГИЯ И КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ПОИСКА И СПАСАНИЯ

УДК 528.

**Комплексный аэрокосмический мониторинг
водохозяйственных систем**

Г. Г. Язерян

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

e-mail: gyazeryan@yandex.ru

Аннотация. Рассмотрен вопрос дистанционного мониторинга рисовых оросительных систем как пример сложной водохозяйственной системы. Информация о ключевых характеристиках рисового агроценоза используется для управления технологическими процессами возделывания риса с целью повышения урожайности и экономии водных ресурсов.

Ключевые слова: мониторинг, рисовые оросительные системы, ДЗЗ, СВЧ-радиометр

**Complex Aerospace Monitoring
of Water Management Systems**

G. G. Yazeryan

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

e-mail: gyazeryan@yandex.ru

Abstract. The question of remote monitoring of rice irrigation systems as an example of a complex water management system is studied. Information on the key characteristics of rice agroecosystem is used for controlling the process of rice cultivation to improve rice yields and to save water resources.

Key words: monitoring, rice irrigation systems, Earth remote sensing, microwave radiometer

Введение

Развитие сельскохозяйственного производства требует постоянной и надежной защиты от засух и наводнений и в преобладающей степени определяется умелым применением оросительной мелиорации. Объективный характер дистанционного мониторинга имеет решающее значение для повышения эффективности управления. При этом чем на более ранней стадии производства будет принято правильное решение, тем большее значение оно будет иметь для экономических показателей. Практически все агротехнические мероприятия, направленные на повышение плодородия почв и коррекцию текущего развития важнейших сельскохозяйственных культур, могут быть оптимизированы по результатам предварительного тематического анализа данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). При проведении оперативного мониторинга агроэкосистем, ориентированного на оценку состояния сельскохозяйственных культур и гидротехнических сооружений, важным является выбор оптимальных сроков получения дистанционной и опорной информации. В наибольшей степени это относится к основным товарным культурам: зерновым колосовым, в особенности к рису, озимой пшенице, и подсолнечнику. Оптимальные сроки проведения мониторинга прямо связаны с биологическими особенностями роста и развития растений указанных культур. Данные ДЗЗ и результаты их тематического анализа составляют информационную основу технологии независимого объективного мониторинга ряда параметров сельскохозяйственного производства, непосредственно связанных с радиометрическими свойствами агроценозов. Эта технология наиболее результативна при контроле структуры севооборотов, посевных площадей, агроэкологического состояния, урожайности важнейших сельскохозяйственных культур.

Исходные положения

Водохозяйственная система — это совокупность связанных между собой объектов, предназначенных для обеспечения рационального использования и охраны водных ресурсов. К ним относятся гидротехнические и водопроводные сооружения,

а также сельскохозяйственные угодья, занимающие огромные территории. Сельскохозяйственная деятельность — это сектор экономики, потребляющий основной объем водных ресурсов (на нужды сельского хозяйства используется до 70–90% всей потребляемой воды). Особенно велико водопотребление при возделывании риса (оно на порядок выше, чем при производстве других злаковых культур). При производстве риса вода используется не только для обеспечения требуемой влаги в почве, но и как инструмент управления ее тепловым режимом, к которому весьма чувствительна данная культура. Контроль и управление водно-тепловым режимом рисовых оросительных систем — важная инженерно-техническая задача, эффективное решение которой достигается использованием методов и средств аэрокосмического зондирования.

По итогам многолетних научно-производственных работ по использованию дистанционных радиофизических методов для контроля производственных процессов и состояния сельскохозяйственных и водохозяйственных объектов при участии автора данной работы были разработаны методики и технологии, которые привели, в частности к повышению эффективности производства риса в Краснодарском крае. Речь идет о методиках, основанных на использовании радиометров СВЧ- и ИК-диапазонов: определения влажности почвы, уровня залегания грунтовых вод, микрорельефа поверхности, солености и температуры оросительной воды, биомассы растений. Научным руководителем этих работ был заведующий лабораторией ИРЭ РАН, д. т. н., профессор, лауреат Государственной премии СССР (1985 г.) А. М. Шутко.

Организационно мониторинг сельскохозяйственного производства по данным ДЗЗ представляет собой многоуровневую систему информационного обеспечения, включающую в себя программно-аппаратные комплексы приема, первичной обработки и тематического анализа данных ДЗЗ, информационно-аналитические автоматизированные системы с каналами связи и банками данных и системы сбора и передачи опорной информации.

Рассмотрим данный процесс, в частности, на примере производства риса в Краснодарском крае.

Принципиально важное значение для производства риса имеют содержание влаги в пахотном

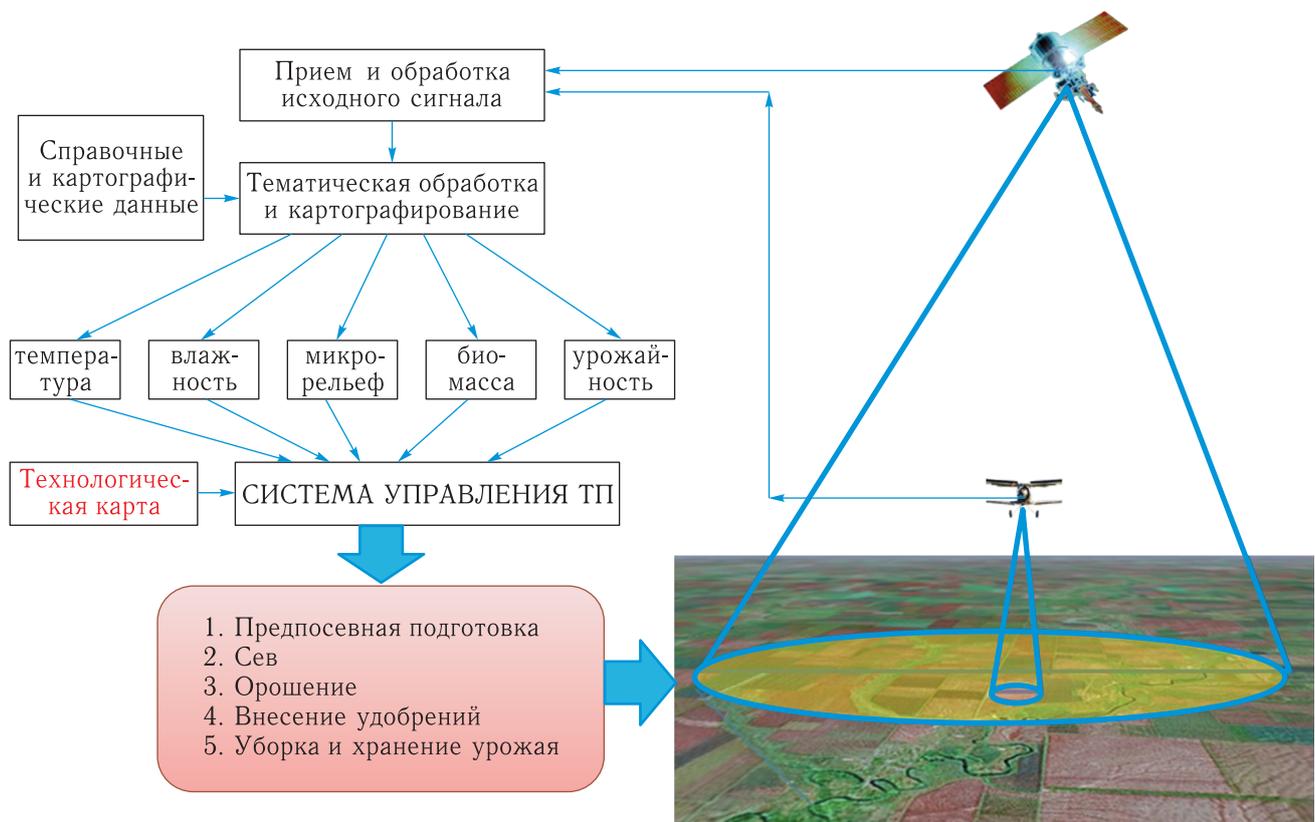


Рис. 1. Структурная схема комплексного аэрокосмического мониторинга

слое почвы и уровень залегания грунтовых вод (УГВ) в период начала полевых работ, в условиях полного отсутствия растительности. Данный показатель не только характеризует одно из главных условий произрастания семян, но и дает возможность рационального использования сельскохозяйственной техники. Многолетние исследования показали принципиальную возможность получения сравнительных оценок влажности поверхностного слоя почвы по данным дистанционных измерений спектральной яркости излучения в видимом и ИК-диапазонах при достаточной однородности почвы по механическому и химическому составу.

Более устойчивая корреляция между излучательными и гидрофизическими характеристиками почвогрунтов наблюдается в СВЧ-диапазоне, что лежит в основе СВЧ-радиолокационного метода (пассивного и активного). Однако из-за сложности технической реализуемости антенных систем с высоким разрешением в данном диапазоне для космических аппаратов используется только аппаратура

авиационного базирования. Исключение составляют РСА — интерферометры, которые в настоящее время не в полной мере приспособлены для решения задач определения гидрологических и физико-химических характеристик сельскохозяйственных полей. Данная проблема представляет большой научно-практический интерес и требует проведения комплексных исследований.

Вопрос дистанционного определения влажности почвы и УГВ при сельскохозяйственном производстве в литературе освещен подробно, в частности в работах А. М. Шутко [1]. Имеется также достаточное количество публикаций по дистанционной оценке биомассы растений, в частности риса [2]. Однако, как утверждают специалисты-рисоводы, важнейшей характеристикой рисовой оросительной системы является микрорельеф (качество планировки поверхности) рисового чека, от которого в первую очередь зависит расход воды и самое главное — урожай риса [3]. И следовательно, по их категоричному мнению, без определения

этого показателя мониторинг РОС не представляется целесообразным. Данное обстоятельство вынудило нас основательно заняться изучением проблемы взаимосвязи радиационных свойств поверхности почвы рисового чека с ее микрорельефом.

Разработка методики определения микрорельефа рисовых чеков

Микрорельеф поверхности рисовых чеков принято характеризовать рядом величин, наиболее часто из которых используются следующие [3]:

- относительная площадь (в процентах) чека с отклонениями «отметок» поверхности от средней в определенных интервалах (например, на 5 см);
- коэффициент годности поля: $\delta = n/N$, где n — количество высотных «отметок», лежащих в пределах ± 5 см, N — общее количество отметок в чеке;
- критерий дефектности планировки, равный отношению суммы абсолютных величин отклонений Δh_i отдельных «точек» чека от средней, превышающих принятый допуск (± 5 см), к общему числу точек:

$$K_D = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^n |\Delta h_i|. \quad (1)$$

Количество точек (или отметок) определяется количеством квадратов размером 20×20 м² в каждом чеке, внутри которых (с помощью нивелира) определяется уровень горизонта поверхности (высотная отметка).

Для характеристики микрорельефа важно знать не только величины отметок (h_i), но и частоту их повторения, т.е. вероятность их распределения. Практически для всех пригодных для рисосеяния чеков плотность распределения вероятности величин h_i при больших значениях ($n \rightarrow \infty$) описывается нормальным законом:

$$p(h_i) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(h_i - h_{\text{cp}})^2}{2\sigma^2}}, \quad (2)$$

где $(h_i - h_{\text{cp}}) = \Delta h_i$, σ — стандартное отклонение генеральной совокупности ($n \rightarrow \infty$).

Общепринятым способом контроля микрорельефа поверхности рисовых чеков в настоящее время является нивелирная съемка по квадратам размером 20×20 м². Сущность этого метода заключается в том, что на площадь чека как бы накладывается гипотетическая сетка с квадратами 20×20 м², внутри которых (в центре) ставится нивелирная рейка. По положению этой рейки определяется уровень горизонта центральной точки каждого квадрата, который и принимают за высотную отметку всего квадрата (h_i). Затем вычисляется среднее значение этих отметок, что берется за значение среднего горизонта чека (h_{cp}). Разница ($h_i - h_{\text{cp}}$) определяет отклонение уровня горизонта i -го квадрата от средней отметки чека. Затем средняя отметка чека «привязывается» к какому-либо неподвижному объекту вне рисового чека (например, к оголовку водовыпуска) и используется для контроля в процессе планировочных работ.

Этот способ является трудоемким и сложным, и, помимо того, характеризуется невысокой точностью, т.к. данные измерений в одной случайной точке обобщаются для всего квадрата. По ряду причин (включая указанные выше и нехватку персонала) перед севом не представляется возможным выполнение нивелирной съемки для всего рисоводческого хозяйства. А выбор чеков, где выращивание риса не представляется целесообразным и требуется проведение планировочных работ, выполняется исходя из данных о падении урожайности чеков в предшествующие годы (либо по визуальным оценкам).

По итогам многолетних экспериментальных исследований нам удалось разработать методику определения микрорельефа поверхности рисового чека с помощью СВЧ-радиометрического метода [4].

Важной особенностью комплекса экспериментальных работ по исследованию взаимосвязи СВЧ-излучательных характеристик и микрорельефа поверхности рисовых чеков является синхронность измерений всех геофизических и радиометрических характеристик, так как поставленная цель достигается лишь благодаря наблюдению за поведением этих параметров на каждом участке («точке») в процессе динамики высыхания (иссушения) почвы.

Наземные работы включали измерения с помощью передвижной радиометрической установки,

содержащей радиометры с рабочими волнами 2 и 6 см, контактные измерения влажности почвы и нивелирную съемку.

В каждом чеке наземные работы начинались с проведения нивелирной съемки по квадратам $20 \times 20 \text{ м}^2$ для нахождения значения «средней отметки» поверхности чека, по отношению к которой определяют отклонения уровня горизонта элементарных участков (Δh_i). При этом маршруты движения «реечника» (оператора, устанавливающего нивелирную рейку) прокладываются таким образом, чтобы точки нивелирной съемки проходили по середине «лучей» самолетного двухсантиметрового радиометра. Затем в ближайшей окрестности этих точек с помощью наземной передвижной радиометрической установки измеряется интенсивности излучения на двух волнах (2 и 6 см) и берутся пробы почвы на влажность. Одновременно с этим проводилась самолетная СВЧ-радиометрическая съемка (на волнах 2, 18 и 30 см) с максимальной детальностью (высота полета самолета-лаборатории Ан-2 составляло 50–80 м).

Таким образом, были получены для каждого элементарного участка рисового чека одновременно данные об интенсивности излучения ($T_i^{\text{я}}$ или ε) на $\lambda = 2 \text{ см}$, $\lambda = 6 \text{ см}$, $\lambda = 18 \text{ см}$, $\lambda = 30 \text{ см}$, о влажности почвы в слое 0–5 см и 15–20 см и об уровне горизонта (точнее Δh_i).

Сопоставление данных по трем синхронно измеренным параметрам позволило нам сделать такие выводы:

- взаимосвязь между микрорельефом поверхности и влажностью почвы на глубинах более 15–20 см практически отсутствует независимо от даты полива;
- в поверхностном слое почвы (0–5 см) влажность устойчиво коррелирует с уровнем горизонта участка поля (где измеряется влажность). Причем эта связь ослабевает как с увеличением увлажнения в среднем по чеку от значения нормальной влагоемкости, так и с длительным иссушением почвы;
- наблюдается взаимоднозначная связь между интенсивностью СВЧ-излучения на волнах 2 и 6 см и уровнем горизонта участков поля лишь при определенных значениях средней

влажности в скин-слое почвы (для данной λ). Оптимум этой величины близок к значению наименьшей влагоемкости.

Эмпирическая зависимость $\Delta \varepsilon$ от Δh для элементарного участка при оптимальном значении средней влажности по чеку имеет вид:

$$\Delta \varepsilon_i = K_n \ln(1 + \Delta h_i), \quad (3)$$

где K_n — коэффициент зависящей от плотности грунта (почвы) в чеке.

График этой зависимости для значений $K_n = 0,8; 1,0; 1,2$ представлен на рис. 2.

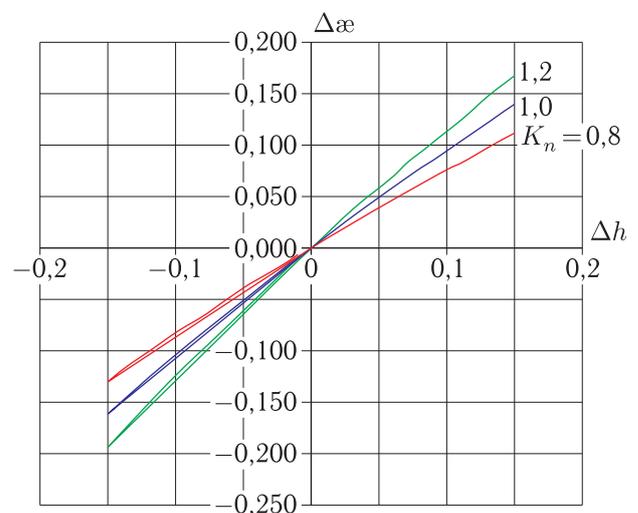


Рис. 2. График зависимости $\Delta \varepsilon$ от Δh при разных K_n

На основе этой зависимости нами были построены карты микрорельефа для чеков на площади около 1000 га по результатам самолетной СВЧ-радиометрической съемки в течение одного дня. Сопоставление этих карт с данными выборочных нивелирных съемок показало их удовлетворительную совместимость. Пример такого сравнения показан на рис. 3.

Опытно-производственные работы, проведенные с участием автора в рисосовхозе «Славянский» Славянского района Краснодарского края в 1985–1991 гг. убедительно доказали экономическую и экологическую целесообразность использования предложенной мониторинговой системы в технологии возделывания риса: повышение урожайности составило до 20%; экономия воды, используемой

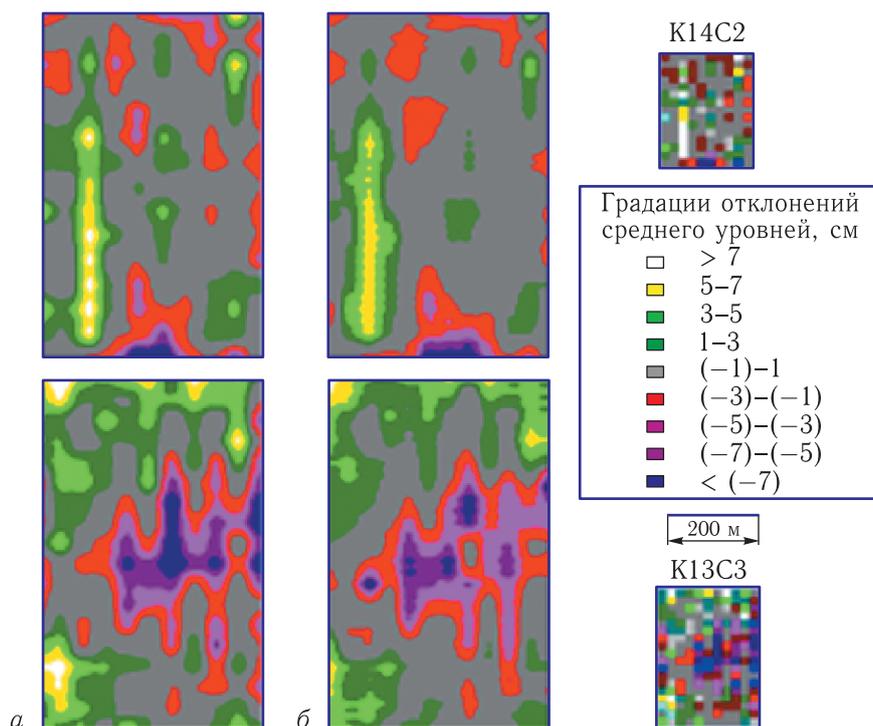


Рис. 3. Сравнение данных самолетной (а) и нивелирной (б) съемок микрорельефа рисовых чеков размером $200 \times 300 \text{ м}^2$ (после компьютерной обработки)

Таблица

Контролируемый параметр	Время измерения	Погрешность измерений	Решение по управлению ТП на РОС	Эффект от использования
УГВ-I УГВ-II	До сева и после уборки урожая	$< 15\%$	Выбор способа затопления, прогноз состояния подземных вод	Предотвращение заболачивания и засоления
Влажность	До сева	$< 10\%$	Определение начала полевых работ, сроков вспашки и сева индивидуального для каждого чека	Повышение урожайности и рациональное использование техники
Микрорельеф	До затопления	$< (\pm 3 \text{ см})$	Оптимизация планировочных работ, исключение дефектных чеков из рисового оборота	Повышение качества РОС, экономия воды, снижение затрат
Вариация температуры ($T^{\text{я}}$) по чекам	До сева	$\pm 1 \text{ К}$	Оценки готовности чеков к севу индивидуально и возможного способа борьбы с сорняками без гербицидов	Оптимизация продолжительности вегетации
Биомасса I	В начале фазы кущения	$< 10\%$	Определение дозы подкорма и режима орошения	Экономия удобрений и сохранение почвенных ресурсов
Биомасса II	В начале трубкования	$< 10\%$	Определение дозы подкормок и предотвращение заболевания растений перикюлярозом	Экономия удобрений и ядохимикатов, охрана окружающей среды
Биомасса III	В фазе молочно-восковой спелости	$< 10\%$	Прогноз урожая по чекам	Минимизация потерь урожая при уборке за счет оптимальной последовательности уборки по чекам

для орошения, — до 15%, ядохимикатов и удобрений — около 10%. Следует отметить, что указанный положительный эффект достигнут отчасти благодаря одновременному применению средств локальной автоматизации процессов водораспределения на РОС [6].

Технологические основы и эффективность использования мониторинговой системы для производства риса представлены в таблице.

В заключение следует отметить, что с учетом современного развития космических средств ДЗЗ, навигации и связи открываются все новые возможности для организации более эффективных систем целевого мониторинга в тесной связи с технологиями производства в каждой сфере. Это в полной мере касается и возможностей спутниковых гиперспектрометров, установленных на отечественных космических аппаратах природоресурсного назначения для агропромышленного сектора экономики [7].

Список литературы

1. Шутко А. М. СВЧ-радиометрия водной поверхности и почвогрунтов. М.: Наука, 1985. 215 с.
2. Воробейчик Е. А., Петибская В. С., Чухланцев А. А., Язерян Г. Г. СВЧ-излучательные характеристики рисовых посевов // Радиотехника и электроника, 1988, т. 33, № 11. С. 2420.
3. Алешин Е. П. Программирование высоких урожаев риса на Кубани. Краснодар, 1980. 95 с.
4. Язерян Г. Г., Кибальников С. В. Способ определения микрорельефа увлажненной поверхности. Авторское свидетельство СССР № 1517484, 1989. Открытия, изобретения 1989, № 39.
5. Воробейчик Е. А., Кибальников С. В., Любинский И. А., Шутко А. М., Язерян Г. Г. Использование метода дистанционного СВЧ-радиометрического зондирования для оперативного управления технологическими процессами возделывания риса. Доклады ВАСХНИЛ, 1987, № 3. С. 40–42.
6. Кибальников С. В. Совершенствование управления рисовыми оросительными системами. Докторская диссертация. М.: ВНИИГиМ, 1991.
7. Хайлов М. Н., Заичко В. А. Гиперспектральная съемка — перспективы использования в интересах решения социально-экономических задач. Сборник тезисов докладов Научно-технической конференции «Гиперспектральные приборы и технологии», г. Красногорск, 17–18 января 2013 г.

УДК 621.378

Базовые конструкции и рабочие характеристики нано- и микроразмерных экспериментальных генераторов терагерцевых волн 3–30 ТГц

С. Г. Чигарев¹, Е. А. Вилков², Ю. В. Гуляев³, П. Е. Зильберман⁴, В. И. Маликов⁵,
Г. М. Михайлов⁶, А. И. Панас⁷, А. В. Черных⁸

^{1,2,3,4,7} Фрязинский филиал ФГБУН «Институт радиотехники и электроники
им. В. А. Котельникова РАН»

^{5,6,8} ФГБУН «Институт проблем точной механики», г. Черноголовка

e-mail: chig50@mail.ru

Аннотация. Рассматриваются три базовые конструкции спин-инжекционных генераторов ТГц-диапазона частот: два генератора с использованием магнитного перехода, образованного контактом ферромагнитного стержня с острием до 50 мкм с ферромагнитной пленкой наноразмерной толщины (один из них с фокусирующей линзой, другой с открытым резонатором типа Фабри–Перо) и генератор с использованием метаперехода, образованного наноразмерными, ферромагнитными столбиками, нанесенными на диэлектрическую подложку и покрытые сплошной ферромагнитной пленкой наноразмерной толщины. Приведены некоторые результаты их экспериментального исследования.

Ключевые слова: магнитный переход, спин электрона, спиновые энергетические подзоны, ТГц-излучение, метапереход

Base Constructions and Experimental Working Characteristics of Nano- and Micro-Sized Terahertz Wave Generators on 3–30 THz

S. G. Chigarev, E. A. Vilkov, Yu. V. Gulyaev, P. E. Zilberman, V. I. Malikov,
G. M. Mikhailov, A. I. Panas, A. V. Chernykh

^{1,2,3,4,7} Fryazino Branch of State Scientific Organization

“V. A. Kotel’nikov Institute of Radio Technology & Electronics of RAS”

^{5,6,8} Federal State Scientific Organization of exact mechanics, Chernogolovka town

e-mail: chig50@mail.ru

Abstract. Three based constructions considered here for spin — injection generators THz-diapason: two generators are used magnetic junction having a ferromagnetic rod sharpened to 50 μ with ferromagnetic film of nano-sized thickness (one of them with focusing lens and the other is open), and once more generator based on meta-junction. Some results of experimental research are presented for these generators.

Key words: magnetic junction, electrons spins, energy subbands for electrons, radiation, meta-junction

Предлагаемые к рассмотрению спин-инжекционные генераторы ТГц частот построены на принципах нового направления электроники — спинтроники. В спинтронике рассматривается взаимодействие с электромагнитными полями не только зарядов электронов, но и их собственных магнитных моментов — спинов. Рабочей средой таких генераторов служат многослойные металлические структуры, образованные ферромагнитными или антиферромагнитными пленками наноразмерной толщины с различной собственной намагниченностью [1]. Для возбуждения в них электромагнитных колебаний ТГц-частот при прохождении сквозь такие структуры электрического тока необходимо выполнить ряд условий, обеспечивающих: расщепление электронов по спиновым энергетическим подзонам, инжекцию спинов электронным потоком из одного ферромагнитного или антиферромагнитного слоя в другой с иной намагниченностью, создание в спиновых энергетических подзонах инверсной заселенности при инжекции спинполяризованного потока электронов.

Все эти процессы отмечаются в течение времени спиновой релаксации $\tau_p \sim 10^{-12}$ с на длине спиновой релаксации l в десятки нанометров. Излучение наблюдается при превышении током некоторого значения, определяемого плотностью $j \sim 10^5$ А/см².

На рис. 1 представлена схема, поясняющая преобразование энергии источника питания в энергию излучения с выполнением вышеперечисленных условий. На рисунке приняты следующие обозначения: мощность излучения $W_{изл} = \frac{h\nu}{t}$, где h — постоянная Планка, ν — частота излучения, t — время наблюдения излучения; энергия обменного взаимодействия $I_{обм} = \alpha\mu_B M_i$, где α — постоянная обменного взаимодействия, μ_B — магнетон Бора, M_i — намагниченность конкретного участка магнитного перехода; E_F — энергия уровня Ферми; $E_{Ф1}$ — энергия квазиуровня Ферми в конкретной спин-энергетической подзоне; X — продольная координата, вдоль которой распространяется ток.

Эти условия могут быть достигнуты различными техническими решениями. Так, наиболее продвинутой в настоящее время оказалась структура, образованная ферромагнитным стержнем с заострением диаметром 10–50 мкм, контактирующим

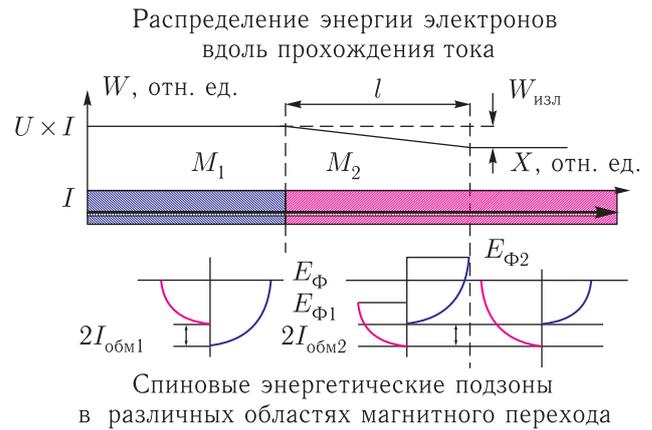


Рис. 1. Схема преобразования энергии источника питания, обеспечивающего в магнитном переходе ток I при напряжении U

с ферромагнитной пленкой толщиной в десятки нанометров [2] (см. рис. 2.).

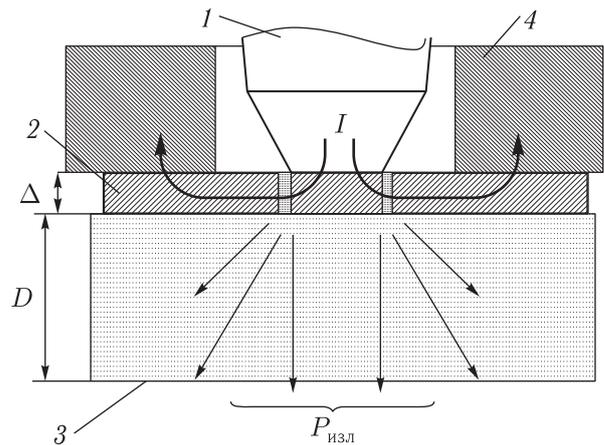


Рис. 2. Схема излучателя спин-инжекционного генератора с магнитным переходом типа стержень–пленка. 1 — ферромагнитный стержень, 2 — ферромагнитная или антиферромагнитная пленка толщиной десятки нанометров Δ , 3 — диэлектрическая подложка толщиной $D \sim 0,5$ мм, 4 — массивный медный электрод. Жирные стрелки указывают направление распространения тока, тонкие стрелки указывают направление излучения мощностью $P_{изл}$. Светлый участок ферромагнитной пленки — рабочая область

На рис. 3 представлена принципиальная схема построения генератора с излучателем типа стержень–пленка. В нем используется линза для фокусировки излучения в пучок параллельных лучей. На рис. 4 общий вид такого излучателя

с блоком питания. В таком генераторе на частоте 15 ТГц удалось получить в сфокусированном пучке мощность 450 мкВт при токе 500 мА.

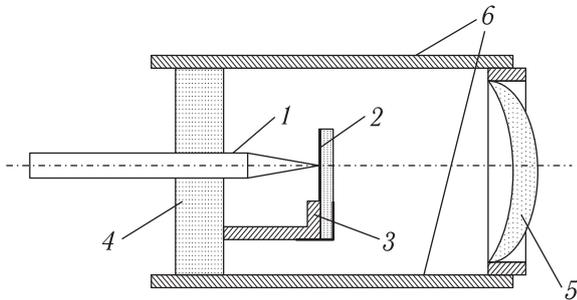


Рис. 3. Спин-инжекционный генератор с фокусирующей линзой. 1 — ферромагнитный стержень, 2 — ферромагнитная или антиферромагнитная пленка на диэлектрической подложке, 3 — держатель-анод, 4 — фиксирующий диск, 5 — линза, 6 — держатель линзы



Рис. 4. Общий вид генератора с линзой и блоком питания

На базе этого генератора создан генератор стимулированного излучения (типа лазера ТГц-диапазона). В нем обратная связь по излучению обеспечивается применением резонатора типа Фабри–Перо, образованного ферромагнитной пленкой и полупрозрачной металлической пленкой нанесенной на противоположную от ферромагнитной пленки поверхность диэлектрической подложки (см. рис. 5).

В таком генераторе удалось получить сужение спектра излучения в несколько раз [3] Это показано на рис. 6. где представлены спектры излучения, снятые при различных значениях тока. При увеличении тока спектр расширяется из-за того,

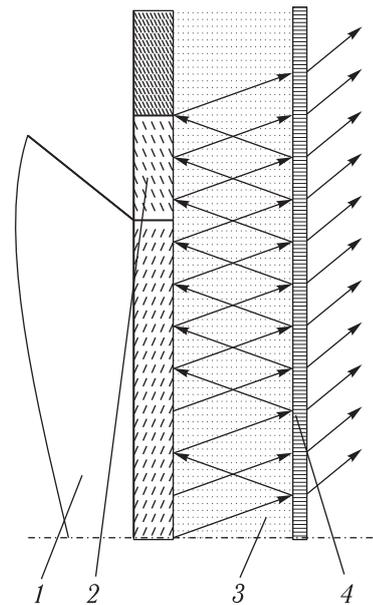


Рис. 5. Генератор стимулированного излучения. 1 — стержень, 2 — пленка, 3 — подложка, 4 — отражатель

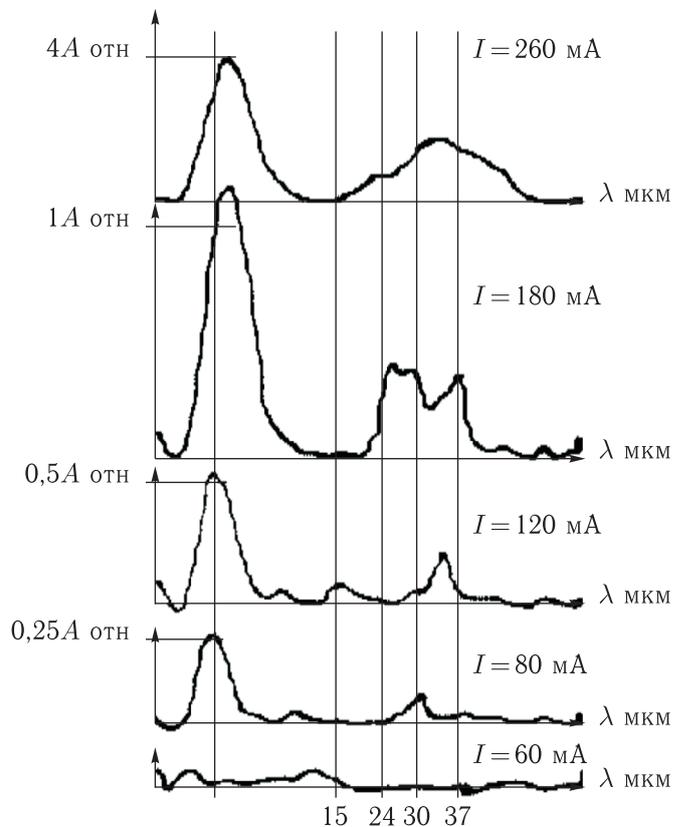


Рис. 6. Спектр стимулированного излучения

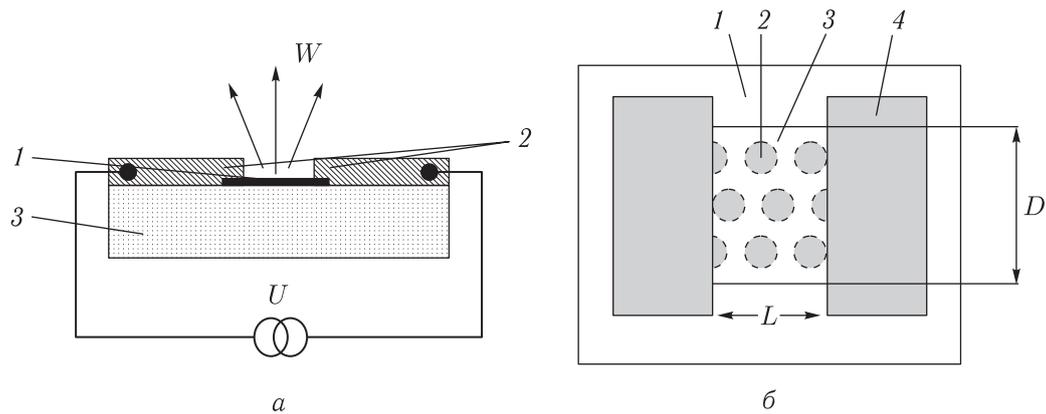


Рис. 7. Схема генератора с метапереходом: *a* — вид сбоку, *б* — вид в плане. 1 — метапереход, образованный столбиками из ферромагнитного металла (железо) — 2 и покрывающие столбики слой из FeMn — 3, 4 — контактные площадки из молибдена, 5 — диэлектрическая подложка, на которую нанесен метапереход с контактными площадками, W — мощность, U — напряжение, D — длина метаперехода, L — ширина метаперехода

что селективность используемого нами резонатора невелика. Сейчас ведутся работы по оптимизации резонансной системы такого генератора.

Иным техническим решением для создания спин-инжекционного генератора ТГц диапазона является использование в качестве рабочего элемента метаперехода, представляющего собой полосу ферромагнитного материала толщиной в десятки нанометров, в которую внедрено множество столбиков из иного ферромагнитного материала диаметром 50–100 нм, разнесенных друг от друга на расстояния порядка 10 нм. Схема такого генератора представлена на рис. 7.

В таких структурах излучение формируется на границе столбика и охватывающего его слоя. Так как в таких переходах происходит наложение парциальных волн от различных столбиков, то эффективность генератора и мощность могут существенно возрасти [4]. Это и наблюдается в экспериментах. Так, при токе 100 мА получена мощность

100 мкВт на частоте 9,4 ТГц. При этом возможно дальнейшее увеличение тока.

Данная работа была поддержана грантами РФФИ №№ 13-02-12427, 13-07-00259-а, 15-07-03907.

Список литературы

1. Гуляев Ю.В., Зильберман П.Е., Михайлов Г.М., Чигарев С.Г. // Генерация терагерцевых волн в магнитных переходах // Письма в ЖЭТФ, 2013, т. 98, вып. 11, с. 837–848.
2. Гуляев Ю.В., Зильберман П.Е., Эпштейн Э.М. и др. Твердотельный источник электромагнитного излучения. Патент РФ 2012, № 2464683.
3. Гуляев Ю.В., Вилков Е.А., Зильберман П.Е. и др. Спин-инжекционное стимулированное излучение терагерцевых волн в магнитных переходах // Письма в ЖЭТФ, 2014, т. 99, вып. 9, с. 591–594.
4. Гуляев Ю.В., Зильберман П.Е., Чигарев С.Г. и др. Твердотельный источник электромагнитного излучения. Патент РФ (в рассмотрении).

УДК 658.71

Методические рекомендации по оценке поставщиков товаров, работ, услуг при проведении аукционов, конкурсов и иных конкурентных закупочных процедур

М. Н. Климов¹, А. С. Пишулин

¹к. э. н.

ОАО «Российские космические системы»

e-mail: maximklimov@mail.ru

Аннотация. Рассматривается универсальная методика мультикритериального отбора и сопоставления заявок продавцов товаров (работ, услуг) для выбора победителя конкурентных процедур (в т.ч. торгов), проводимых в рамках Федерального закона от 18.07.2011 № 223-ФЗ «О закупках товаров, работ, услуг отдельными видами юридических лиц». Методика позволяет производить сопоставление качественных и количественных характеристик закупаемой продукции и продавца по заданным условиям путем расчета и сопоставления безразмерных интегральных критериев.

Ключевые слова: закон о закупках, честные торги, выбор поставщика не только по цене, мультикритериальный выбор поставщика товаров (работ, услуг), интегральный критерий

Methodological Recommendations for Evaluating Suppliers of Goods, Works, Services during Auctions, Tenders, and Other Competitive Procurement Procedures

M. N. Klimov¹, A. S. Pishulin

¹candidate of economic sciences

Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: maximklimov@mail.ru

Abstract. The universal method for multi-criteria selection and comparison of proposals from suppliers of goods (works, services) when choosing the winner of procurement procedures (including tenders) in accordance with Federal Law № 223-FZ "On Procurement of Goods, Works and Services by Certain Legal Entities" adopted on July 18, 2011 is analyzed. The method allows to assess the qualitative and quantitative characteristics of the goods being purchased and the vendor based on specified criteria by calculating and comparing dimensionless integral criteria.

Key words: procurement law, honest tenders, supplier selection not only based on price, multi-criteria selection of suppliers of goods (works, services), supplier evaluation method, integral criterion

1. Общие положения

1.1. Целями разработки и применения настоящих Методических рекомендаций являются:

1.1.1. Выбор надежных поставщиков продукции, работ и услуг путем одновременного учета множества качественных и количественных параметров;

1.1.2. Повышение прозрачности и формализация процедур принятия решений о выборе поставщиков продукции, работ и услуг, производимых конкурентными способами;

1.1.3. Методическое обеспечение работы закупочных комиссий.

1.2. Объектом оценки применительно к целям настоящих Методических рекомендаций являются заявки и иные документы, поданные поставщиками товаров, работ или услуг, участвующими в конкурентных процедурах, проводимых в соответствии с Федеральным законом от 18.07.2011 № 223-ФЗ «О закупках товаров, работ, услуг отдельными видами юридических лиц».

1.3. Предметом оценки является совокупное множество параметров объекта оценки (оценочных параметров), предусмотренных (разработанных) для отбора поставщиков продукции, работ или услуг с целью последующего заключения сделок в соответствии с Федеральным законом от 18.07.2011 № 223-ФЗ.

1.4. Область применения настоящих методических рекомендаций распространяется на конкурентные процедуры, проводимые закупочными комиссиями организаций в соответствии с Федеральным законом от 18.07.2011 № 223-ФЗ, в которых для принятия оптимального решения требуется учет совокупного множества качественных и количественных показателей, характеризующих как поставщика, так и саму продукцию.

2. Оценочные параметры

2. Параметры, используемые при оценке поставщиков, делятся на две группы:

- безусловные параметры;
- оценочные параметры.

2.1. Безусловные параметры — это такие параметры, соответствие которым для организации-участника конкурентной процедуры обязательно.

2.1.1. Если организация, подавшая заявку (представившая коммерческое предложение или пакет необходимой документации) для участия в конкурентной процедуре, не соответствует хотя бы одному из безусловных параметров, эта организация не может быть признана соответствующей условиям закупочной документации.

2.1.2. Набор безусловных параметров, применяемых к конкретной закупке, определяется в закупочной документации и вместе с ней утверждается председателем закупочной комиссии, которая организует конкретную закупку.

2.1.3. Безусловными параметрами могут быть, например:

- наличие лицензий, необходимых для выполнения работ (оказания услуг, поставки товаров);
- факт участия в саморегулируемых организациях (свидетельство) с подтверждением права осуществления определенного вида работ (допуск) или оказания услуг;
- наличие государственных сертификатов;
- наличие сертификатов, выданных производителями (разработчиками) продукции;
- наличие у участника конкурентной процедуры опыта выполнения аналогичных работ (поставки товаров, оказания услуг) за определенный промежуток времени и (или) в определенном объеме;
- факт наличия, количество и размеры собственных активов (например, ремонтных баз (мастерских)), точек реализации продукции (розничная сеть);
- требования к профессиональному кадровому составу организации (наличие в штате аттестованных, сертифицированных и других специалистов);
- отсутствие сведений об участнике конкурентной процедуры в реестрах недобросовестных поставщиков;
- непроведение ликвидации участника закупки — юридического лица и отсутствие решения арбитражного суда о признании участника

закупки банкротом и об открытии конкурсного производства;

- неприостановление деятельности участника закупки в порядке, предусмотренном Кодексом Российской Федерации об административных правонарушениях;
- отсутствие у участника закупки просроченной задолженности по начисленным налогам, сборам и иным обязательным платежам;
- размер уставного капитала организации;
- иные безусловные параметры, относящиеся к конкретной закупке (сформулированные для конкретной закупки).

2.2. Оценочные параметры — это такие параметры, по которым производится числовая или балльная оценка поставщиков.

2.2.1. Набор оценочных параметров, применяемых к конкретной закупке, определяется в закупочной документации и вместе с ней утверждается председателем закупочной комиссии, которая организует конкретную закупку.

2.2.2. Оценочными параметрами могут быть:

- сроки;
- цена;
- условия оплаты (размер и срок внесения авансов, срок оплаты выполненных работ и др.);
- местоположение организации;
- срок существования организации;
- результаты (показатели) финансово-хозяйственной деятельности поставщика;
- объем (доля) работ субподрядчиков (контрагентов) в общем объеме сделки;
- условия предоставления гарантии на продукцию (выполненные работы, оказанные услуги), включая сроки замены брака, неисправностей и др.;
- иные оценочные параметры, относящиеся к конкретной закупке.

2.2.3. Оценочные параметры могут иметь различную значимость для каждой конкретной закупки.

2.2.4. Каждому конкретному оценочному параметру должен соответствовать определенный вес значимости.

2.2.5. Веса значимости выражаются в процентах. Чем выше вес значимости, тем большее значение имеет оценочный параметр при определении результатов конкурентной процедуры.

2.2.6. Сумма всех весов значимости по всем оценочным параметрам для каждой конкретной закупки должна составлять 100%.

2.3. Комплексная оценка поставщиков по безусловным и оценочным параметрам производится закупочной комиссией на основании определения коэффициента соответствия (формула (1)) и интегрального критерия оценки (формула (2)).

2.4. Участником конкурентной процедуры признается поставщик, соответствующий одновременно всем безусловным параметрам. В этом случае коэффициент соответствия будет равен единице.

2.5. Победителем конкурентной процедуры признается поставщик, признанный участником и получивший в результате оценки максимальное значение интегрального критерия.

3. Учет соответствия безусловным параметрам

Соответствие совокупности безусловных параметров учитывается путем нахождения коэффициента соответствия (K_c), который рассчитывается по формуле (1)

$$K_c = БП_1 \times БП_2 \times \dots \times БП_n, \quad (1)$$

где K_c — коэффициент соответствия безусловным параметрам, принимает значение, равное единице, в случае соответствия всех безусловных параметров условиям, определенным в закупочной документации, или нулю в случае несоответствия хотя бы одного безусловного параметра:

$БП_1, БП_2, \dots, БП_n$ — показатели, отражающие соответствие поставщика безусловным параметрам (безусловные показатели). Безусловные показатели принимают значения, равные 1 или 0. Значение,

равное единице, присваивается показателю в случае соответствия организации безусловному параметру. Значение, равное нулю, — в случае несоответствия;

n — множество безусловных параметров, применяемых для оценки поставщиков по каждой конкретной закупке (n — натуральное число).

Если $K_c = 0$, то организация не признается участником закупочной процедуры и расчет интегрального критерия оценки не производится.

4. Интегральный критерий оценки

Расчет интегрального критерия производится по формуле (2):

$$K_{\text{инт}} = \frac{\sum_{i=1}^I \text{ОП}_i \times \frac{B_i}{100\%}}{I}, \quad (2)$$

где $K_{\text{инт}}$ — интегральный критерий оценки поставщика продукции, совокупно учитывающий значения оценочных параметров и весов значимости. Итоговое значение критерия всегда лежит в диапазоне от 0 до 1 ($0 \leq K_{\text{инт}} \leq 1$);

i — индекс оценочного параметра (i — натуральное число);

I — количество оценочных параметров, применяемых для оценки поставщиков по каждой конкретной закупке (I — натуральное число);

ОП_i — расчетный безразмерный оценочный показатель, рассчитывается для оценочного параметра вида i ($0 \leq \text{ОП}_i \leq 1$).

ОП_i рассчитывается одним из следующих способов:

- числовым;
- по среднему арифметическому значению баллов, выставленных членами закупочной комиссии.

Числовой способ расчета оценочного показателя используется, когда закупочной документацией определено максимальное или минимальное значение оценочного параметра (например, цена или гарантийный срок соответственно).

Когда определено максимальное значение оценочного параметра, используется формула (3):

$$\text{ОП}_i = \frac{Z_{\text{max}} - Z_{\text{предл}}}{Z_{\text{max}}}, \quad (3)$$

где Z_{max} — максимальное значение оценочного параметра;

$Z_{\text{предл}}$ — значение параметра, предлагаемое поставщиком, для которого рассчитывается оценочный показатель ОП_i . При этом должно соблюдаться неравенство $Z_{\text{предл}} \leq Z_{\text{max}}$; значения $Z_{\text{предл}}$ и Z_{max} должны быть единой размерности (например, измеряться в рублях, штуках и т. п.).

Когда определено минимальное допустимое значение оцениваемого параметра, используется формула (4):

$$\text{ОП}_i = \frac{Z_{\text{предл}} - Z_{\text{min}}}{Z_{\text{max.предл}}}, \quad (4)$$

где $Z_{\text{предл}}$ — значение параметра, предлагаемое поставщиком, для которого рассчитывается оценочный показатель ОП_i . При этом должно соблюдаться неравенство $Z_{\text{предл}} \geq Z_{\text{min}}$; значения $Z_{\text{предл}}$ и Z_{min} должны быть единой размерности (например, измеряться в месяцах и т. п.);

Z_{min} — минимальное допустимое значение оценочного параметра;

$Z_{\text{max.предл}}$ — максимальное значение оцениваемого параметра, предложенное поставщиками, участвующими в конкурентной процедуре (из состава признанных участниками конкурентной процедуры).

В случае когда оценочный параметр не имеет числового значения (носит качественный характер), применяется метод балльных оценок. Расчет значения ОП_i производится по среднему арифметическому значению баллов, выставленных членами закупочной комиссии.

Система (шкала) баллов может быть любой. Система (шкала) баллов должна быть определена в закупочной документации для каждой конкретной закупки и каждого конкретного оценочного параметра. При определении системы баллов необходимо придерживаться следующего правила: максимальный балл в системе баллов должен соответствовать наиболее выгодным условиям. Оценочный показатель (ОП_i) при применении балльной оценки качественного оценочного параметра рассчитывается по формуле (5):

$$\text{ОП}_i = \frac{\sum_{j=1}^J B_j}{J \times B_{\text{max}}}, \quad (5)$$

где j — индекс члена комиссии, выставившего балл для оценки параметра;

j — натуральное число;

J — количество членов закупочной комиссии, проводящих оценку параметра, натуральное число;

B_j — балл, выставленный j -м членом комиссии рассматриваемому поставщику по соответствующему оценочному параметру. Балл должен соответствовать системе баллов, определенной в закупочной документации для этого оценочного параметра;

B_{\max} — максимальное значение балла (наивысший балл) в применяемой для оценки параметра системе баллов.

BZ_i — вес значимости оценочного параметра с индексом i , измеряется в процентах. Вес значимости оценочного параметра определяется в закупочной документации. Если вес значимости оценочного параметра не определен, это означает, что все оценочные параметры имеют одинаковую значимость. В этом случае значение $BZ_i = 100\%$.

5. Заключение

Применение настоящих Методических рекомендаций позволяет:

- обеспечивать выбор поставщиков товаров, работ, услуг с учетом неограниченного набора требований заказчика как к самому поставщику, так и к поставляемой продукции;
- проводить как многоэтапные, так и одноэтапные конкурентные процедуры без нарушения общности критериев отбора в рамках одной процедуры;
- соблюсти принцип справедливости конкурентной борьбы при условии доведения методических рекомендаций и критериев оценки до всех участников закупки.

Настоящие методические рекомендации более полутора лет успешно применяются в ОАО «Российские космические системы» при проведении конкурсов, аукционов и других конкурентных процедур, в том числе проводимых в электронной форме, осуществляемых в рамках исполнения требований Федерального закона от 18.07.2011 № 223-ФЗ «О закупках товаров, работ, услуг отдельными видами юридических лиц».

Список литературы

1. Федеральный закон от 18.07.2011 № 223-ФЗ «О закупках товаров, работ, услуг отдельными видами юридических лиц».
2. Комментарий к Гражданскому кодексу Российской Федерации (постатейный, учебно-практический). Части первая, вторая, третья, четвертая. — 3-е изд. / С. С. Алексеев, А. С. Васильев, В. В. Голофаев, Б. М. Гонгало и др. Под ред. С. А. Степанова. М.: Проспект; Екатеринбург: Институт частного права, 2012. 1552 с.
3. *Беляева О. А.* Правовые проблемы аукционов и конкурсов. М.: ИД «Юриспруденция», 2011. 296 с.
4. Закупки по закону 223-ФЗ. Рекомендации. Образцы документов / А. А. Храмкин, О. М. Воробьева, А. В. Ермакова и др. М.: ИД «Юриспруденция», 2012. 184 с.

УДК 629.78

Разработка и летные испытания первого российского технологического наноспутника ТНС-0 № 1

А. С. Селиванов

*д. т. н., профессор, научный руководитель эксперимента «Наноспутник» на МКС,
ОАО «Российские космические системы»*

e-mail: selivanov@spacecorp.ru

Аннотация. В марте 2015 г. исполняется 10 лет с начала летных испытаний первого российского технологического наноспутника ТНС-0 № 1. Спутник был разработан в ФГУП «Российский НИИ космического приборостроения» (ныне ОАО «Российские космические системы») и предназначался для испытаний в реальных космических условиях ряда новых устройств и технологий, представляющих профессиональный интерес. Запуск спутника осуществлен с борта Международной космической станции (МКС) ручным способом. ТНС-0 № 1 успешно выполнил программу летных испытаний и послужил основой для дальнейших разработок.

Ключевые слова: наноспутники, малоразмерные космические аппараты, новые технологии в космосе

Development and Flight Testing of First Russian Technological Nano-satellite TNC-0 № 1

A. S. Selivanov

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

e-mail: selivanov@spacecorp.ru

Abstract. In March 2015 ten years have passed since the beginning of flight testing of the first Russian technological nano-satellite TNC-0 № 1. Satellite has been developed in FGUP "Russian Scientific Research Institute of Space Engineering" (at present Joint Stock Company "Russian Space Systems") and was intended for real testing in space conditions of several new devices and technologies having professional interest. Satellite launch has been made manually from International Space Station (ISS). Satellite TNC-0 № 1 has successfully realized flight testing program and served as the base for further developments.

Key words: nano-satellites, small-sized spacecraft, new technologies in space

Предисловие

В начале 2000-х гг. в ФГУП «Российский НИИ космического приборостроения» (ныне ОАО «Российские космические системы») был проведен ряд совещаний руководящих сотрудников с целью обсуждения планов устойчивого финансового и научно-технического развития института на ближайшие годы. Среди ряда перспективных идей, ставших предметом дискуссий, было предложено освоить новое для института научно-техническое направление — создание малоразмерных космических аппаратов (МКА) собственной разработки и приборного обеспечения для них. Тогда и появился лозунг «С малыми спутниками на большую дорогу!», который, несмотря на шутовскую форму, достаточно точно отражал активно развивающуюся тенденцию в мировом спутникостроении, связанную с уменьшением размеров и массы космических аппаратов (КА) [1, 2, 3, 4].

Выбор данного направления не был случайным. Начиная со времени образования института в 1946 г. [5] он был определен головным по радио- и автономным системам управления ракетами и позднее космическими аппаратами. Институт работал в тесном взаимодействии с головными организациями — разработчиками космических аппаратов. Показательный пример — разработка бортовой радиостанции для первого в мире искусственного спутника Земли, созданного в организации ОКБ-1 под руководством С. П. Королева [6].

В дальнейшем институт делал аппаратуру для многих спутников, разрабатываемых другими головными организациями. Институт также владел основными технологиями, необходимыми для разработки спутников, но сложившееся в космической отрасли распределение работ не нарушалось, за исключением создания в институте ряда пассивных спутников-отражателей лазерного излучения «Эталон», запущенных в 1989 г. [5].

На новом этапе системная оценка имеющихся технических и организационных возможностей с учетом предложенных инновационных решений показала, что реально, как первый этап, может быть осуществлена разработка спутника нанокласса (менее 10 кг по имевшейся в то время

классификации) для решения задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) со средним пространственным разрешением. Инициативная группа специалистов, сложившаяся при экспертно-аналитическом центре института, разработала исходные данные, которые были положены в основу эскизного проекта технологического наноспутника ТНС-1 с учетом ранее сделанных проработок [1, 7].

В общем, концептуальном плане предполагалось, что создание «собственного» спутника будет способствовать достижению следующих взаимодополняющих целей:

1. Расширение научно-технической и коммерческой сфер деятельности института, повышение его репутации как научного учреждения.

2. Демонстрация прогрессивных методов проведения экспериментальных и исследовательских работ, ускоренных по времени реализации и при минимальных затратах [8].

3. Привлечение творческого потенциала молодежи к инновационным работам в области космического приборостроения, в том числе к работам по миниатюризации бортовых приборов и систем.

Термин «технологический» означал, что спутник должен быть экспериментальным изделием, предназначенным для отработки новых технологий (в широком понимании этого термина) и новых инженерно-конструкторских решений.

Проектирование было закончено в 2003 г. и включало параллельное проведение экспериментальных работ для проверки ряда новых идей, заложенных в конструкцию ТНС-1, а также математическое моделирование режимов его работы [7].

Согласно проекту ТНС-1 должен был стабилизироваться вращением в плоскости синхронно-солнечной орбиты на высоте около 650 км, иметь солнечные батареи и два радиоканала: для сброса телевизионной информации и для управления и передачи данных телеметрических измерений. Оценка показала, что его масса не будет превышать 7,5 кг без устройства отделения, т. е. находится в пределах нанокласса.

Реализовать такие характеристики предлагалось на основе следующих инженерно-технических решений:

- использование мировых телекоммуникационных сетей и стандартов для управления КА и передачи данных;
- использование для комплектации КА изделий коммерческого производства, изначально не сертифицированных для работы в космосе (технология COTS);
- использование систем контроля космического пространства (СККП/РФ, NORAD/США) для траекторных измерений, наряду с измерениями по АСН;
- использование новых нетрадиционных конструкций и негерметичного исполнения КА;
- разработка простых систем ориентации и стабилизации КА по геомагнитному полю;
- интеграции функций на борту КА по обработке командно-программной и телеметрической информации (КПИ и ТМИ);
- отказ от полного резервирования узлов и элементов КА в силу малого срока его активного существования (на экспериментальном этапе).

Однако по результатам проектирования стало ясно, что для наземной отработки системы ориентации такого спутника необходимо специальное оборудование, которое нужно разработать и изготовить.

Оставался неясным вопрос об обеспечении запуска ТНС-1 на нужную орбиту в намечаемые сроки и организации его эффективного радиуправления (общая трудность для запусков всех МКА). В результате были скорректированы исходные данные на проектирование и выбран более простой вариант первого наноспутника. Задачи ДЗЗ были отложены на более поздний срок, что существенно упростило конструкцию, но основная цель, связанная с отработкой новых технологий, была сохранена и даже появились новые оригинальные предложения. Этот спутник получил наименование ТНС-0 № 1 [9, 10].

В процессе обсуждения возможностей запуска ТНС-0 № 1 сотрудниками РКК «Энергия» было предложено осуществить его запуск с борта Международной космической станции (МКС). Это позволяло выполнить первоначально намеченный план-график работ, рассчитанный на 1,5–2 года.

Эскизный проект наноспутника был завершён в начале 2004 г. на основании согласованного с РКК «Энергия» технического задания. Оно включало особые требования к изделиям, доставляемым на МКС. С момента принятия решения о начале разработки ТНС-0 № 1 (16.02.2004) до его запуска (28.03.2005) прошло около года, что является беспрецедентно коротким сроком выполнения такого рода работ [11, 12].

Задачи. Структурная схема

«Классическим» считается разбиение приборов и систем спутника на две части: служебную аппаратуру и полезную нагрузку. В данном случае такое разделение оказалось бессмысленным, поскольку весь спутник представляет собой экспериментальный аппарат и все его части могут рассматриваться как нагрузка, полезная для проведения экспериментальных работ.

В то же время часть полезной нагрузки обеспечивает и служебные функции. Это касается, прежде всего, систем радиосвязи и телеметрии.

Все составные части спутника интегрированы в единую приборную конструкцию, имеющую минимальные электрические и механические интерфейсы. Это позволяло считать, что в нем реализована прогрессивная концепция «спутник–прибор», способствующая уменьшению массы и стоимости конечного изделия.

Конкретные задачи ТНС-0 № 1 в условиях реального космического полета сводились к проверке:

- возможности технологии управления КА через глобальную телекоммуникационную спутниковую систему «Глобалстар»;
- метода контроля за работой КА с помощью аварийного радиобуя международной спутниковой системы поиска и спасания КОСПАС–SARSAT;
- интегрированной бортовой информационной системы КА ИБИС-0;
- экспериментальных датчиков Солнца и датчика горизонта;
- опытного образца литиевой батареи;

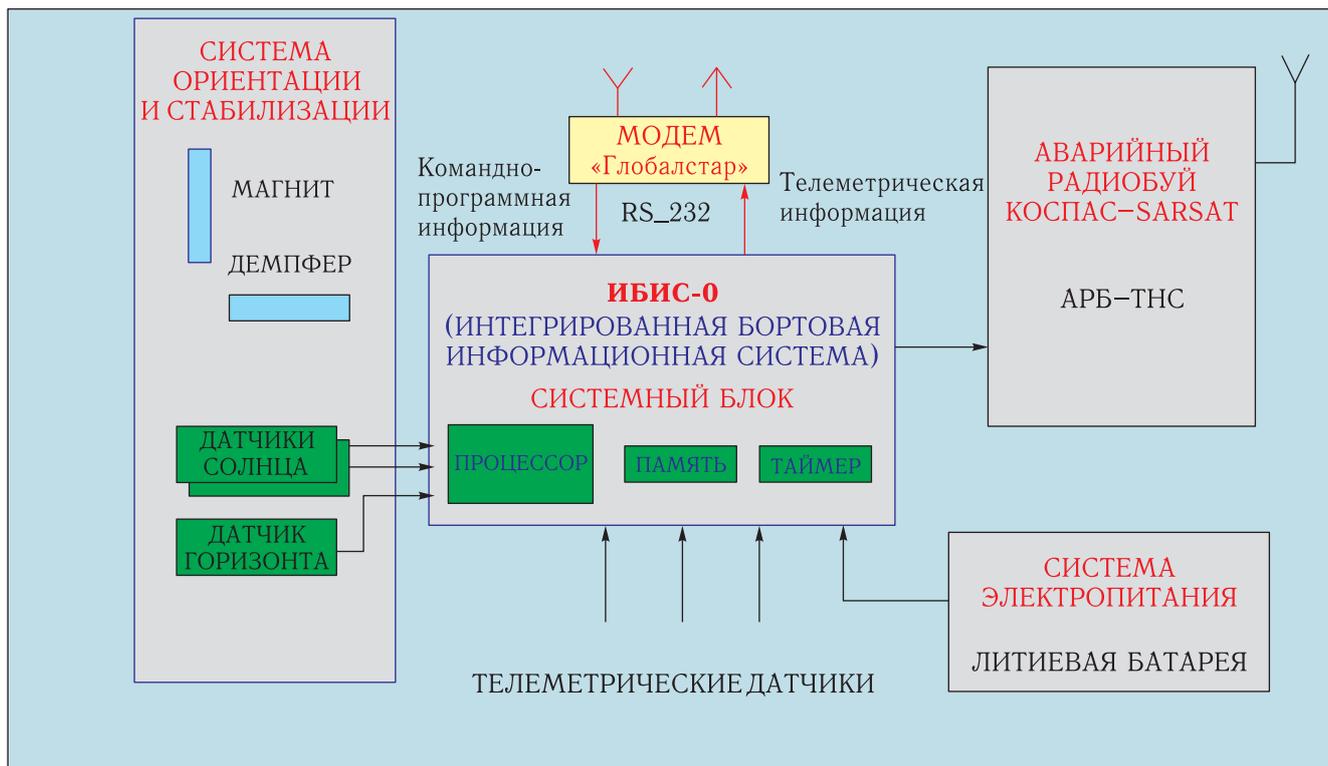


Рис. 1. Структурная схема ТНС-0 № 1

- однопанельной негерметичной конструкции спутника, совмещенной с системой ориентации и стабилизации;
- технологии запуска ТНС с МКС.

Структурная схема ТНС-0 № 1 показана на рис. 1. Центральной частью схемы является интегрированная бортовая информационная система (ИБИС-0), разработанная в институте.

Интегрированная бортовая информационная система (ИБИС-0)

Укрупненно ИБИС-0 состоит из системного блока, включающего процессор (иначе называемый системным контроллером — СК), блок памяти и таймер.

ИБИС-0 предназначена для выполнения следующих функций:

- взаимодействие с модемом «Глобалстар» по шине RS232 с целью обеспечения режимов

приема и передачи данных: командно-программной информации (КПИ) и телеметрической информации (ТМИ);

- сбор поступающей от датчиков ТМИ, установленных на КА, формирование потоков ТМИ и передача их на Землю;
- программирование работы всех устройств, установленных на КА, на основании КПИ, поступающей с Земли.

Всего на спутнике имеется 13 телеметрических датчиков:

- 4 датчика Солнца (ДС-1, ДС-2, ДС-3, ДС-4);
- 1 датчик горизонта (ДГ);
- 2 датчика температуры (ДТ-1, ДТ-2);
- 2 датчика напряжения батареи (ДН-1, ДН-2);
- 1 датчик тока потребления модема «Глобалстар»;
- 2 датчика тока потребления ДС-4 и ДГ;
- 1 датчик уровня мощности сигнала «Глобалстар» (RSSI).

ИБИС-0 реализует следующие режимы работы.

«Режим 1» — это режим реального времени, когда информация опроса датчиков периодически передается на Землю.

После включения питания от штатной батареи, которое происходит непосредственно перед выводом спутника на орбиту, системный контроллер (СК) включает модем «Глобалстар» на 10 минут каждый час. Если есть связь с Землей, то СК формирует и передает кадр ТМИ.

«Режим 2» необходим для исследования возможности приема сигналов с НКУ. СК осуществляет измерение сигнала (RSSI), принимаемого системой «Глобалстар».

Для перехода в «Режим 2» в сеансе связи СК должен получить команду на переход в «Режим 2» и параметры: периодичность включения и длительность режима.

Конкретные времена включения рассчитываются в СК.

Вне сеанса связи СК выдает команду на получение от модема значения RSSI, одновременно запоминает датировочную информацию и сопутствующие параметры от датчика Солнца и горизонта. Эта информация записывается во внутреннее запоминающее устройство (ЗУ) СК.

При наступлении очередного сеанса связи информация из ЗУ передается наземному комплексу управления (НКУ). Время передачи всей информации из ЗУ — порядка 4 с со скоростью 9600 бит/с.

«Режим 3» — тест входящей связи. Данный режим работы предназначен для экспериментального подтверждения прогнозируемых моментов устойчивой связи.

Командами от НКУ предварительно (в предыдущем сеансе связи) задается время последующей прогнозируемой устойчивой связи. В назначенном сеансе связи (в случае ее установления) СК осуществляет работу по «Режиму 1» до истечения длительности сеанса связи или команды «стоп», после чего связь прерывается до следующего момента включения.

«Режим 4» — тест входящей связи. Этот режим является аналогом «Режима 3». Отличие заключается в том, что в заданный момент времени СК включается и ожидает поступления входящего вызова от НКУ.

НКУ осуществляет переключение вышеуказанных режимов с помощью пакетов КПИ. Кроме того, предусматривались специальные пакеты КПИ для установки шкал датчиков и прерывания сеансов связи.

Система управления и передачи данных

Инновационное инженерное предложение — использовать для управления наноспутником и передачи данных низкоорбитальную коммуникационную спутниковую систему «Глобалстар» во многом способствовало разработке ТНС-0 №1 в короткие сроки и в заданной размерности по массе. Это обеспечило также ряд новых эксплуатационных преимуществ, ранее не находивших применения в подобных случаях.

«Глобалстар» напоминает систему сотовой телефонной связи, вынесенную в космос, и поэтому не имеющую таких ограничений по зонам обслуживания, как наземная сотовая связь. Эта система состоит из 48 спутников на круговых орбитах высотой 1400 км и наклоном 52°. Шлюзовые приемно-передающие станции сопряжения (3 из них расположены в России) связаны между собой наземными каналами (рис. 2).

Станции сопряжения имеют интерфейс для обеспечения соединения абонентских терминалов через спутники как со стационарными телефонными сетями общего пользования, так и с сотовыми сетями подвижной связи.

Система обеспечивает бесперебойную спутниковую связь высокого качества на территории Земли от 72° южной широты до 72° северной широты с учетом зон обслуживания, как показано на карте покрытия системы (рис. 3).

К началу разработки ТНС-0 №1 в системе «Глобалстар» использовались 2 вида абонентской аппаратуры: мобильный и стационарный. Мобильный аппарат имеет размеры, близкие к обычной телефонной трубке и содержит в себе аккумуляторную батарею. Стационарный вариант GSP-1620 представляет собой компактный прибор, состоящий из двух частей, наиболее подходящий для установки на наноспутник. Его грибовидная антенна

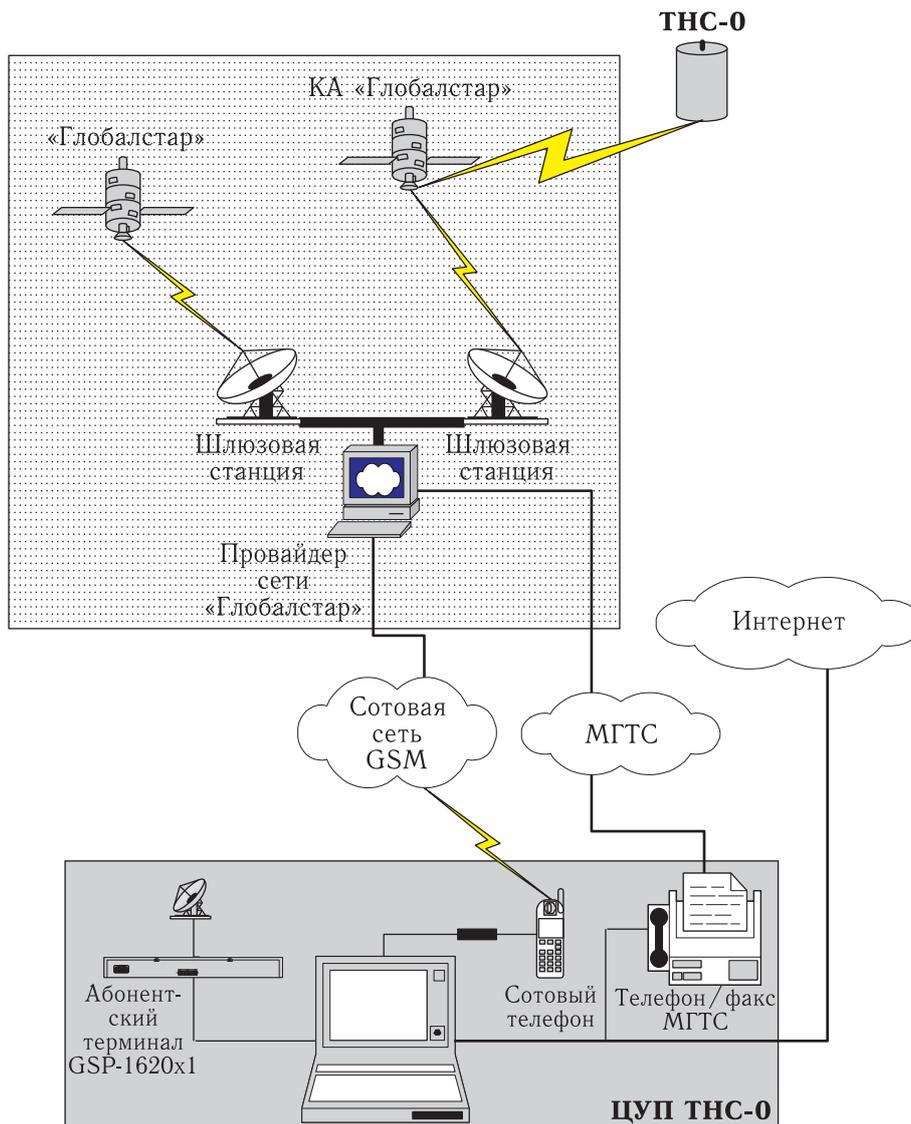


Рис. 2. Схема ЦУП ТНС-0 № 1

имеет полусферическую диаграмму направленности и монтируется отдельно от электронного приемно-передающего блока.

Модем GSP-1620 не создавался для работы на борту КА. Однако опыт института в области использования радиоэлектронных приборов на спутниках показал, что модем «Глобалстар» должен был без особых ограничений работать и в космосе, если будут обеспечены необходимые температурные условия. Работоспособность модема была подтверждена в процессе наземных испытаний.

Пользователь системы «Глобалстар» должен зарегистрироваться в системе, получить и оплатить

абонентский номер с учетом роуминга. В режиме цифровой связи со скоростью 9600 бит/с абоненту обеспечивается удаленный доступ в автоматическом режиме.

Исходя из общих соображений такая схема теоретически должна обеспечивать связь и одно-пунктовое управление нанопутником в квазиреальном времени, бесперебойно с одного стационарного или мобильного абонентского номера.

Данная схема сетевого управления представляла профессиональный интерес для специалистов в области управления КА, но требовала экспериментального исследования.

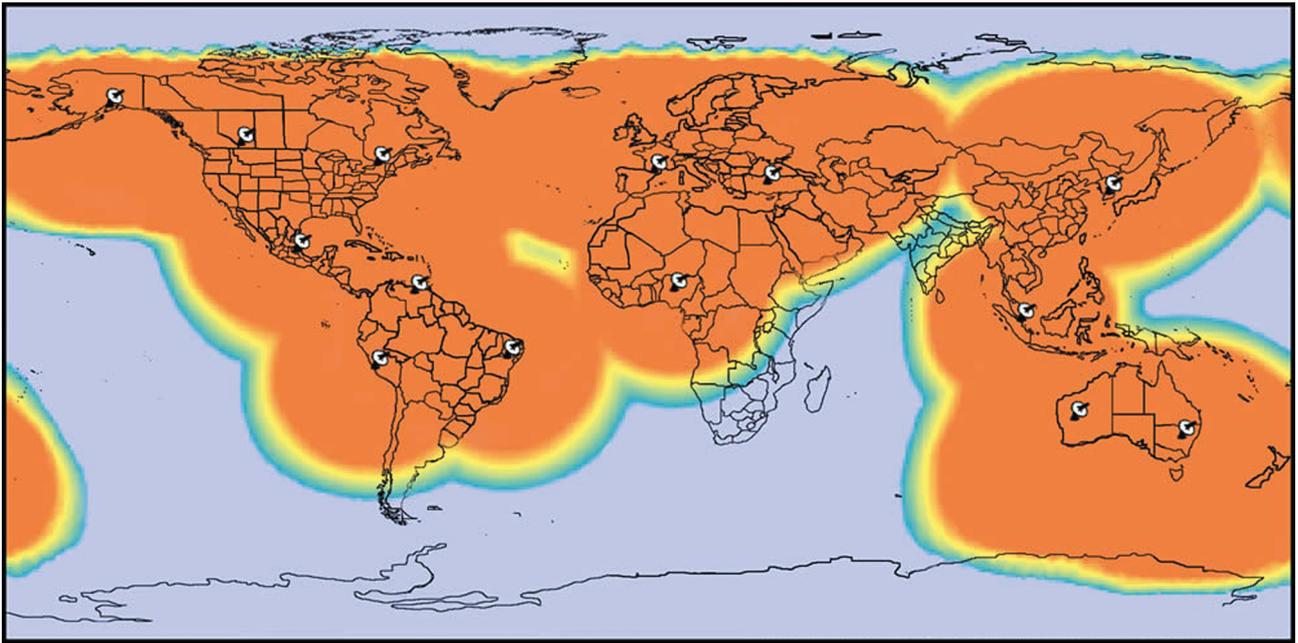


Рис. 3. Карта покрытия системы «Глобалстар» (по состоянию на 09.12.2009)

Необходимость экспериментальной проверки в условиях космического полета была вызвана трудностями наземного моделирования, потому что, как показали расчеты при эскизном проектировании, реальная ситуация по ряду причин могла существенно отличаться от исходных предположений. Прежде всего, геометрические условия связи с наземными абонентами в системе «Глобалстар» отличаются от необходимых условий для работы с ТНС-0 № 1. Имеется также существенное отличие по скоростям движения спутников относительно друг друга, что приводит к дополнительным сложностям обеспечения связи при возможных больших доплеровских смещениях частот.

При проектировании не могли быть учтены некоторые системные параметры «Глобалстар», которые являются коммерческой тайной. В частности, не были известны технические особенности обеспечения роуминга при переходе границ зон обслуживания разных наземных операторов системы.

Дополнительные трудности ожидалось при недостаточно корректной работе системы ориентации и стабилизации наноспутника, выводимого на орбиту ручным способом.

Тем не менее, в условиях реального космического полета указанные негативные факторы

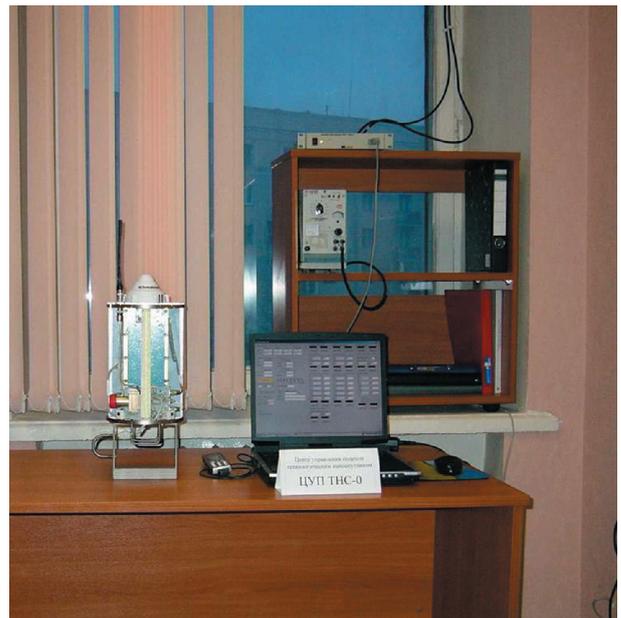


Рис. 4. ЦУП ТНС-0 № 1

изменяются. В каких-то ситуациях они даже могут компенсировать друг друга, что должно было привести к определенной периодичности появления благоприятных условий для связи. Изучение этого процесса собственно и составляло одну из задач летных испытаний.

Рассмотрим более подробно работу НКУ.

ЦУП ТНС-0 (рис. 2) является главным звеном НКУ и предназначен для обеспечения подготовки спутника к запуску, выведения его на орбиту и централизованного автоматизированного управления им на этапе орбитального полета и контроля его состояния в период активного существования.

С помощью ЦУП ТНС-0 предполагалось проведение в условиях реального космического полета проверки возможности создания практически **глобального комплекса однопунктового управления КА при минимальных аппаратурных и финансовых затратах.**

Некоторыми частными задачами, которые решал ЦУП ТНС-0, являлись:

- создание и комплексные испытания специального программно-математического обеспечения ЦУП ТНС на этапе наземной отработки СК ТНС-0;
- подготовка эксплуатационной документации по управлению ТНС-0 в ходе наземной отработки и проведения приемо-сдаточных испытаний в качестве контрольно-проверочной аппаратуры (КПА);
- прием кадров ТМИ с борта ТНС-0, их дешифровка, отображение в реальном масштабе времени и архивация;
- передача на борт ТНС-0 КПИ в соответствии с программой полета спутника.

ЦУП ТНС-0 в стационарном варианте (иначе ЦУП-1ГС) создавался в составе одного автоматизированного рабочего места на базе персонального компьютера типа «ноутбук», сопряженного с системой сотовой связи GSM, оператора МГТС и абонентского терминала GSP-1620 системы «Глобалстар» (рис. 3).

На этой же аппаратурной основе (ноутбук + сотовый телефон) оперативно собирается мобильный вариант ЦУП ТНС-0 (ЦУП-2МТС). Оба варианта в равной степени использовались в реальной работе с ТНС-0 № 1.

Стационарный ЦУП-1ГС располагался на территории института. Мобильный ЦУП-2МТС включался и в других местах с экспериментальной целью.

Канал связи через Интернет, первоначально анонсированный в эскизном проекте, реализовать не удалось ввиду отсутствия в тот период поддержки этого режима системой «Глобалстар» (на момент написания статьи эта возможность уже имеется).

Система ориентации и стабилизации

Широкая диаграмма направленности бортовой антенны наноспутника и кооперируемых с ним спутников, входящих в состав системы «Глобалстар», позволяла снизить требования к точности его ориентации. Поэтому для ТНС-0 № 1 была выбрана пассивная магнитная система ориентации и стабилизации, препятствующая его хаотическому угловому вращению с неконтролируемой скоростью. Система ориентации и стабилизации ТНС-0 № 1 проектировалась совместно с Институтом прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН [13].

В разработанной системе пассивный механический момент достигается за счет использования постоянного магнита, обеспечивающего ориентацию вдоль вектора напряженности геомагнитного поля Земли. Для демпфирования возмущенного движения спутника вокруг центра масс выбрано устройство, состоящее из гистерезисных стержней из магнитно-мягкого материала — пермаллоя марки 79НМ. Такая система не содержит активных исполнительных органов и подвижных элементов, не потребляет энергии и доступна по стоимости, что в совокупности соответствует общим требованиям к наноспутнику ТНС-0 № 1.

Составной частью системы ориентации ТНС-0 № 1 также являются пять оптических датчиков, сигналы которых позволяют определить ориентацию спутника во время полета. Датчики сопряжены с системой телеметрии ИБИС-0. Общее для всех датчиков заключается в том, что их светочувствительные элементы разного типа не были ранее сертифицированы для космических условий и приобретались на коммерческой основе, а затем подвергались дополнительным испытаниям. Расположение и углы зрения датчиков показаны на рис. 5. Датчики ДС-1, 2, 3 имеют простейшую конструкцию и установлены на образующей

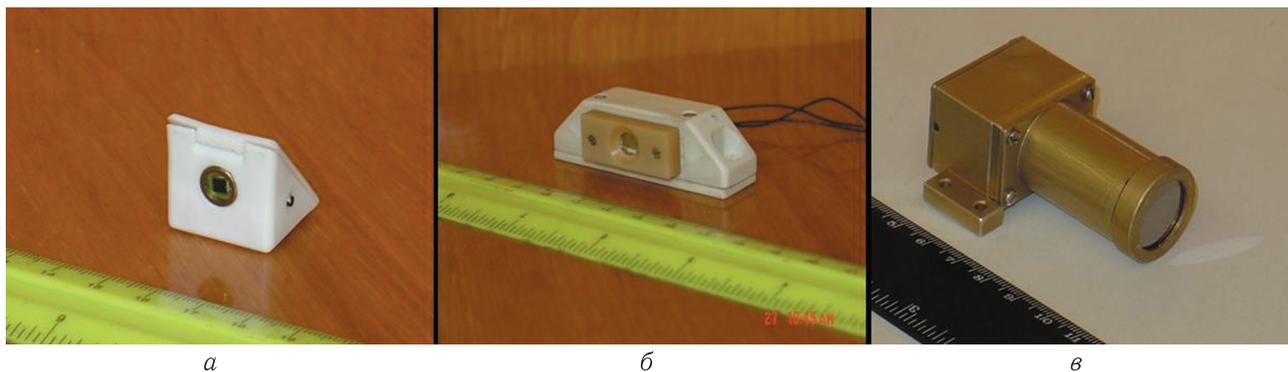


Рис. 5. Датчики Солнца ДС-1, ДС-2, ДС-3 (а), датчик Солнца ДС-4 (б), датчик горизонта ДГ (в)

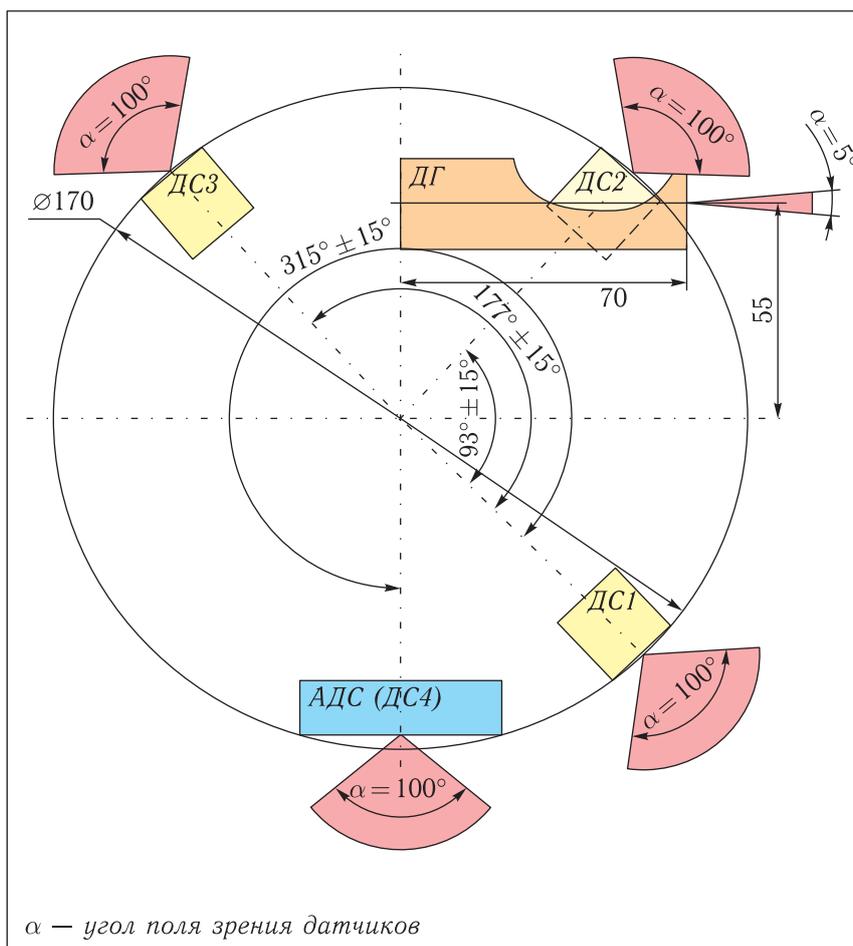


Рис. 6. Расположение и углы полей зрения оптических датчиков

цилиндрической части наноспутника. В своей основе они содержат фотодиод BRW-21R, работающий в видимом диапазоне спектра (рис. 6). Они не имеют предварительного усилителя сигнала. Датчик ДС-4 — это более сложное устрой-

ство, на основе светочувствительного элемента на базе технического алмаза (ФПЯ-1). Особенность его в том, что алмаз имеет характеристику спектральной чувствительности, охватывающую только ультрафиолетовый диапазон 150–240 нм.

Это позволяет исключить из измерений паразитную засветку от облачного слоя Земли («альbedo Земли»), свойственную всем широкоугольным солнечным датчикам.

Фоточувствительный элемент этого датчика предоставлен ООО «ПТЦ “УралАлмазИнвест”» для проведения сертификационных испытаний в космических условиях.

Пятый оптический датчик (ДГ) является датчиком горизонта. В нем используется неохлаждаемый фотоприемник ФЭ-724/05, установленный в фокусе узкоугольной оптической системы, которая одновременно выполняет функции светофильтра для инфракрасного диапазона 2,5–4 мкм. Датчик расположен в другой зоне конструкции ТНС-0 № 1.

Все датчики были разработаны в институте и предназначались для отработки перспективных инженерных решений, которые, в частности, могут быть использованы при возрождении проекта ТНС-1 для ДЗЗ или для других целей.

Система электропитания

Единственным прибором на борту ТНС-0 № 1, который ранее разрабатывался для космического применения в другой системе, но не проходил летную квалификацию, была двухсекционная ионнолитиевая батарея напряжением 2×18 В и емкостью 10 А/ч каждая. Обе половины имели общую точку, но использовались по разному назначению. Одна половина питала исключительно автоматический радиобуй системы КОСПАС–SARSAT (АРБ–ТНС) и после включения на борту спутника работала до полного истощения около 24 ч. Другая половина использовалась для питания приборов и устройств в режиме переменной нагрузки, программируемой от ИБИС-0. Незначительная часть емкости батареи тратилась на завершающем этапе наземных контрольных испытаний ТНС-0 № 1.

Программирование включения нагрузки второй части батареи планировалось таким образом, чтобы обеспечить проведение летных испытаний в течение 2–3 мес и могло изменяться по командам с Земли в зависимости от реальных условий проведения летных испытаний.

Автоматический радиобуй системы КОСПАС–SARSAT

АРБ–ТНС представлял собой адаптированный для работы в условиях реального космического полета типовой абонентский прибор от Международной системы аварийного поиска и спасания судов и самолетов, терпящих бедствие. К моменту запуска ТНС-0 № 1 система КОСПАС–SARSAT успешно эксплуатировалась с 1982 г. и бортовая и наземная части системы были хорошо отработаны [14].

Наземная инфраструктура системы КОСПАС–SARSAT, принимавшая сигнал с АРБ–ТНС, состоит из более 30 наземных пунктов, связанных между собой линиями передачи аварийной информации.

Космическая группировка имеет низкоорбитальный и геостационарный сегмент. В штатной системе используются аварийные радиобуи, работающие на частоте 406 МГц, включающиеся при аварии ручным способом или автоматически. АРБ-406 излучает импульсный сигнал с периодичностью 50 с и содержит кодовую посылку с идентификационным номером владельца буя.

Низкоорбитальные КА, находящиеся на круговых полярных орбитах высотой 860–1000 км, ретранслируют сигнал на наземные пункты с некоторой задержкой по времени, которая может достигать до полутора часов. Через геостационарные спутники аварийные сигналы ретранслируются с задержкой до 10 мин. Обязательной составной частью стандартного аварийного радиобуя является маломощный приводной маяк, работающий двое суток на частоте 121,5 МГц в непрерывном режиме и использующийся в аварийных случаях на небольших расстояниях от буя. На АРБ–ТНС он также был включен, но не мог использоваться для связи.

Модернизация АРБ-406 для АРБ–ТНС заключалась, прежде всего, в присвоении ему специального (неаварийного) идентификационного номера, а также в исключении из буя собственной батареи и переустановки узла крепления антенны. Маломощный приводной маяк не отключался, чтобы не изменять штатную программу работы буя. Кроме того, были сделаны необходимые конструктивные доработки креплений корпуса и проведены испытания на воздействие вакуума.

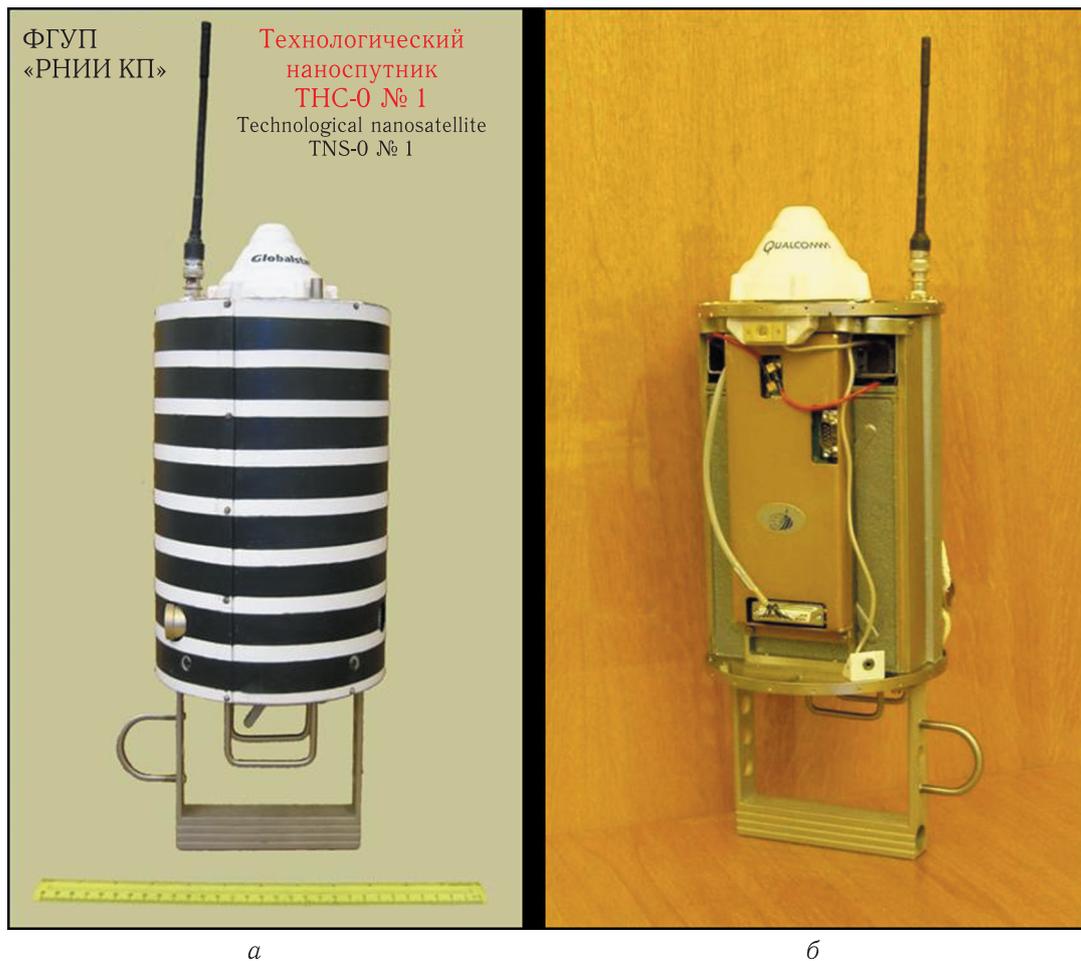


Рис. 7. ТНС-0 № 1 в сборе (а), без кожуха (б)

Использование АРБ–ТНС преследовало две цели. Во-первых, получение независимого от системы «Глобалстар» сигнала о работоспособности ТНС-0 № 1, а во-вторых, сертификацию АРБ-406 в условиях орбитального полета как ответ на вопрос о возможности использования системы КОСПАС–SARSAT на космических объектах.

Конструкция

Основная часть ТНС-0 № 1 конструктивно выполнена в виде негерметичного цилиндра диаметром 170 мм и длиной 550 мм. Торцевые части цилиндра закрыты алюминиевыми шайбами, соединенными с углепластиковой сотовой панелью, делящей внутренний объем вдоль цилиндра симметрично на 2 части. На одной стороне панели расположена литиевая батарея, а на другой — модем

«Глобалстар», узлы ИБИС-0 и АРБ–ТНС (рис. 7). На торцевой части цилиндра установлена грибовидная антенна модема «Глобалстар» и штыревая антенна АРБ–ТНС. На другом торце закреплена ручка для захвата перчаткой космонавта при выведении ТНС-0 № 1 на орбиту. Там же располагался тумблер включения электропитания и индикаторные светодиоды.

Массовая сводка ТНС-0 № 1 дана в таблице. Стоит заметить, что для принятых требований классификации спутников нанокласса (до 10 кг) массу КА удалось выдержать с двукратным запасом.

Снаружи ТНС-0 № 1 был закрыт тонкостенным негерметичным кожухом, который не только выполнял защитные функции, но и играл роль терморегулирующего экрана. Специально рассчитанная окраска кожуха двумя типами эмалей (белой и черной) в пропорции 0,33 × 0,67% позволила

Таблица. Массовая сводка ТНС-0 № 1

Модем «Глобалстар»	280	Магнит ориентации	150
Антенно-фидерное устройство (АФУ) «Глобалстар»	250	Магнитный демпфер	100
Аварийный радиобуй (АРБ) КОСПАС–SARSAT	600	Литиевая батарея	2000
АФУ АРБ	70	Кабельная сеть	100
Системный блок	200	Установочная панель	500
Датчики Солнца	50	Элементы крепления	150
Датчик горизонта	50	Итого*, г	4500

*Примечание: масса указана без устройства отделения КА.

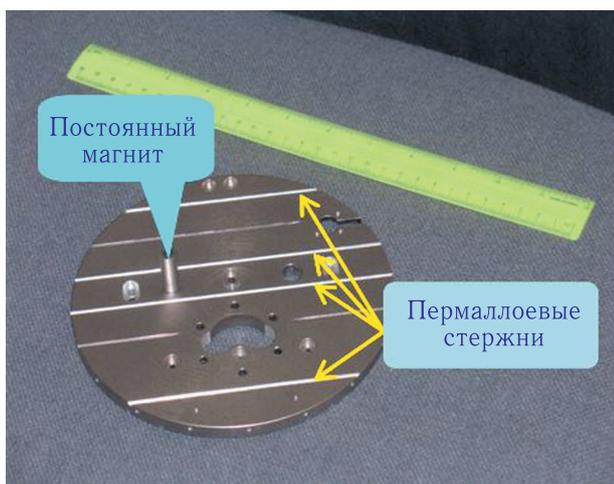


Рис. 8. Элементы системы ориентации и стабилизации

поддерживать внутреннюю температуру спутника в пределах $-10/+20$ °С.

Конструктивные особенности компоновки системы ориентации видны на рис. 8. На нем изображен один из двух торцевых дисков, составляющих элементы конструкции цилиндрической части спутника. На этом диске, выполненном из алюминия, установлен постоянный магнит и видны пазы, в которые закладываются четыре демпфирующих стержня сечением 1×2 мм. Такую же конструкцию имеет и противоположный диск (без постоянного магнита), но пазы в нем расположены в перпендикулярном направлении.

Запуск

ТНС-0 № 1 в специальной мягкой таре был доставлен на МКС грузовым кораблем «Прогресс-М». На рис. 9 зарегистрировано кратковременное

проверочное включение ТНС-0 № 1 космонавтом Салижаном Шариповым внутри МКС. Запуск спутника был произведен им же в 11:30:15 (МДВ) 28 марта 2005 г. ручным способом во время выхода экипажа в открытый космос (рис. 10). Ему ассистировал американский космонавт Лерой Чиао.

В результате запуска были получены следующие параметры начальной орбиты:

- высота минимальная 353,6 км;
- высота максимальная 367,3 км;
- период обращения 1 час 31 мин;
- наклонение $51^{\circ} 40'$ (угловое).

Летные испытания. Обсуждение результатов

В целом результаты летных испытаний следует признать удовлетворительными, поскольку практически все намеченные цели были достигнуты и поставленные задачи — решены.

ТНС-0 № 1 был не первым наноспутником вообще, но, несомненно, первым российским профессионально разработанным и испытанным изделием, изготовленным в условиях специализированного производства космических приборов. Запуск ТНС-0 № 1 вызвал интерес научно-технической общественности и был отмечен средствами массовой информации как возможное начало нашего участия в новом направлении работ в ракетно-космической отрасли [15, 16].

Рассмотрим более конкретно результаты летных испытаний.



Рис. 9. Проверка работоспособности ТНС-0 № 1 С. Шариповым на МКС перед запуском



Рис. 10. Ручной запуск наноспутника космонавтом С. Шариповым

1. Как уже отмечалось, запуск был произведен ручным способом, во время выхода из МКС космонавтом в открытый космос для выполнения плановых работ. Для этих целей была разработана специальная инструкция и проведены на Земле тренировки космонавтов с макетом ТНС-0 № 1. Тренировки должны были способствовать тому, чтобы запуск был произведен в нужном направлении (против движения МКС) и с нужной скоростью (1,5–2 м/с), для чего при работе в скафандре требовались определенные навыки. Указанные требования были разработаны и согласованы российской и американской баллистическими группами, постоянно работающими с МКС для того, чтобы избежать аварийной ситуации, которая теоретически могла возникнуть из-за попадания спутника в точку запуска после одного оборота вокруг Земли.

При реальном запуске требования по скорости линейного движения выполнить не удалось. Скорость составила 3,5 м/с, что само по себе не могло привести к аварийной ситуации.

Второе важное, но не регламентированное требование, оказалось также трудновыполнимо при ручном запуске. Это требование хорошей стабилизации спутника после отделения. Спутник получил значительно большее, чем ожидаемое, вращательное движение вокруг продольной и поперечной осей. Это в определенной степени сказалось в первое время на условиях радиосвязи, даже при учете широкой диаграммы направленности бортовой антенны.

Исходные величины скорости движения ТНС-0 № 1 и параметры его стабилизации были получены в результате анализа фото- и видеосъемки процесса запуска.

2. Уточненный прогноз времени существования спутника делался поэтапно баллистиками ЦУП ЦНИИМаш и в результате фактически составил 156 сут, после которых спутник вошел в плотные слои атмосферы и сгорел.

Другой важный параметр — время активной работы. Он определялся зарядом бортовой аккумуляторной батареи. Время активной работы составило 68 сут, за это время спутник совершил 1086 оборотов вокруг Земли.

Для прогнозирования сеансов связи требовался регулярный учет его траекторных данных.

По договоренности с ЦУП ЦНИИМаш в начальный период работы траекторные измерения по ТНС-0 № 1 производились американской системой NORAD, которая контролирует инфраструктуру МКС. Эти данные передавались в ЦУП ТНС-0 в стандартной форме.

Работа системы ориентации и стабилизации успешно контролировалась по показаниям солнечных датчиков ДС 1–4 и датчика горизонта ДГ. Все датчики, кроме ДС-4 работали эффективно. Датчик ДС-4, выполненный на основе технического алмаза генерировал сигнал на уровне шума, что исключало его показания из процесса экспресс-анализа полета. Последующий анализ аномальной работы ДС-4 и специальная обработка записи сигнала показала, что он был неверно откалиброван и имел заниженную чувствительность. В конечном счете, работоспособность этого датчика была так же подтверждена.

После запуска спутник совершал сложное вращательное движение по двум осям. В течение 24 сут после выведения скорость вращения уменьшилась от первоначальной 180 °/с до примерно 5 °/с, что было в основном следствием действия пермаллоевых стержней (рис. 11). Таким образом, с учетом точности исходных данных, можно рекомендовать предложенную схему для решения задач подобного типа.

3. Мониторинг условий связи производился, главным образом в «Режиме 3» (включение на 10 мин каждый час). В результате было установлено, что в среднем каждые 100 мин возможность обеспечения связи составляла около 17 мин. Но были случаи, когда связь в расчетное время вообще отсутствовала, что потребовало специального анализа, учитывающего влияние следующих факторов:

– при работе в «Режиме 3» (мониторинга) примерно 50% включений происходило вне зоны обслуживания региональных операторов «Глобалстар», 26% в зонах отсутствия роуминга, либо отсутствия режима передачи цифровых данных (был только голосовой режим). Остальные случаи объясняются неустойчивостью канала связи между ТНС-0 № 1 и КА «Глобалстар». Было установлено и в дальнейшем подтверждено, что количество работоспособных КА «Глобалстар» в тот период

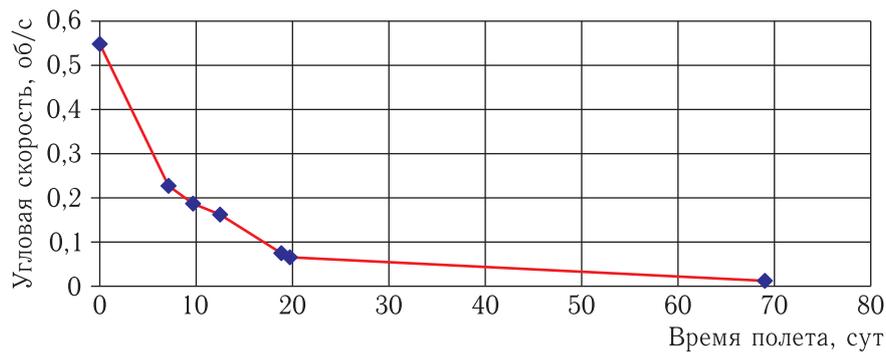


Рис. 11. График изменения скорости вращения ТНС-0 № 1 в процессе полета

оказалось меньше 48 КА, составляющих полномасштабную систему;

– количество успешных связей можно было увеличить до 50–70%, если использовать работу в режиме включения в заданное время в «Режиме 3», но для этого требовалось знание прогноза движения ТНС-0 № 1 и спутников «Глобалстар», а также более точное знание географических границ зон обслуживания операторов системы «Глобалстар». Кроме того, определенное влияние на надежность связи вносило вращение спутника, особенно в начале его работы.

4. Успешная работа адаптированного радиобуя АРБ–ТНС системы КОСПАС–SARSAT позволила достичь обе ранее сформулированные для этого эксперимента цели.

5. Оригинальная одноплатная конструкция спутника подтвердила свою работоспособность, как с точки зрения устойчивости к механическим воздействиям при доставке на МКС и выведении его на орбиту, так и для обеспечения требуемого теплового режима. Окраска корпуса двумя типами эмалей обеспечила температурный режим в заданных пределах устойчивой работы всех элементов КА во время его активного существования (средняя температура изменялась от -12°C до $+13^{\circ}\text{C}$).

6. Аккумуляторная батарея обеспечила выполнение программы летных испытаний без замечаний. Ее реальная емкость оказалась в 1,5 раза больше, чем заявленная по паспорту.

7. Особенности однопунктового управления ТНС-0 № 1 проявились сразу же после его запуска. Первый сеанс связи состоялся 28.03.2005 г. в 12 ч 42 мин, после включения наноспутника 28.03.2005

в 09 ч 53 мин. В это время аппарат находился над Бразилией. Длительность сеанса составила 4 мин и 8 с. Технические средства были подготовлены к проведению сеансов связи по заранее разработанной циклограмме. Через стационарный ЦУП-1ГС было проведено 11 успешных сеансов связи, а через мобильный ЦУП-2МТС – 12.

Заключение

Публикация статьи, посвященной десятилетию со времени запуска первого российского технологического наноспутника, была бы недостаточно полной, если бы в ней не содержался ответ, хотя бы в общих чертах, на вопрос: почему за прошедшие 10 лет не был осуществлен ни один запуск аппаратов типа ТНС-1 или ТНС-0 № 2?

Простой вариант ответа: отсутствие должной финансовой и организационной поддержки указанных работ, несмотря на формальное их одобрение.

Более функционально сложным аппаратом, предназначенным для ДЗЗ, был ТНС-1. Как уже отмечено, в 2004 г. на этапе эскизного проектирования и изготовления ряда базовых узлов и элементов работы по нему были остановлены.

Второй аппарат (ТНС-0 № 2), усовершенствованный на основании успешных летных испытаний первого, не был запущен ранее по тем же причинам, однако в настоящее время он подготавливается к запуску в соответствии с контрактом с РКК «Энергия». Кроме этого, в институте завершается разработка нескольких новых конструкций экспериментальных МКА.

Отмеченные события происходят на фоне расширяющегося бума в мировом спутникостроении, связанного с созданием разнообразных МКА [15, 16].

С задержкой на годы пришло признание того, что предложенные и реализованные нами технические решения для ускоренной экспериментальной отработки приборов с использованием для запуска инфраструктуры МКС являются весьма эффективными. Сравнительно малый срок активного существования таких КА вполне достаточен для проведения многих экспериментальных и научных работ. Он является положительным фактором обеспечения экологической безопасности в космосе.

Работа ТНС-0 № 1 продемонстрировала возможность создания экспериментальных КА (платформ) нанокласса в интересах космического приборостроения, научных исследований и учебно-образовательных целей, т. е. возможность формирования единой программы работ, рассчитанной на выполнение в течение нескольких лет. Такая программа была предложена институтом в 2006 г. и ее актуальность сохраняется до сих пор.

Стоит также отметить, что в процессе создания и обработки результатов летных испытаний ТНС-0 № 1 было получено 5 патентов на изобретения и промышленные образцы [17–21].

Автор статьи, как научный руководитель космического эксперимента «Наноспутник» на МКС, считает своим долгом упомянуть своих сотрудников и коллег, принимавших ключевое участие в создании ТНС-0 № 1, проведении его испытаний и обработке результатов полета:

В. А. Архангельский, Н. В. Дедов, И. Н. Денежкин, Н. А. Белоглазова, В. П. Беляев, Л. В. Брилев, М. Б. Васильев, И. С. Виноградов, В. М. Вишняков, Ю. М. Гектин, А. В. Дунаев, А. Л. Зарубин, В. Л. Иванов, А. И. Куликов, В. В. Кривцов, Т. В. Лиманская, Н. Н. Макухин, И. А. Морозов, А. П. Мягков, И. В. Никушкин, М. Ю. Овчинников (ИПМ РАН), А. И. Останний, Р. В. Каргин, О. А. Панцырный, А. М. Петушков, Н. П. Пузаков, В. И. Рогальский, С. А. Сергеев, А. С. Сергеев, М. К. Соловьев, А. М. Соловьев, К. Ю. Смирнов, В. К. Старцев, Л. М. Степахина,

В. Г. Тимошин, Ю. М. Урличич, Е. Г. Ушаков, О. Е. Хромов, А. В. Хрустин, И. В. Чурило и О. В. Чурило (РКК «Энергия»), Н. С. Шляхов.

Особо необходимо отметить роль технического руководителя разработки Юрия Михайловича Тучина, умершего в 2011 г.

Список литературы

1. *Selivanov A. S., Novikov M. V., Gektin Y. M.* Usage of small Spinning S/C for Remote Sensing. Int. Symp. «Small Satellites for Earth Observation», Berlin, Nov. 4–8, 1996, p. 53.
2. *Sweeting N. M.* Space at Surrey small satellites for affordable access to space // Surrey space center SSTL MNS, 14/05/99, p. 13.
3. *Лукьященко В. И., Урличич Ю. М., Селиванов А. С., Попов Г. А.* О создании экспериментального малого космического аппарата для отработки микротехнологий. Сборник тезисов конференции «Проблемы развития и использования микротехнологий в авиации и космонавтике». Изд. Минпромнауки РФ. СПб., 4–5 июня 2002 г., с. 5.
4. Малые космические аппараты информационного обеспечения // Под ред. д.т.н. В. Ф. Фатеева. М.: Радиотехника, 2010. 320 с.
5. Вехи истории, 1946–2011. 65 лет ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем». М.: ИД «Медиа Паблишер», 2011. 128 с.
6. Отчет о разработке бортовой радиостанции первого советского искусственного спутника Земли (прибор Д-200). Репринтное издание. Труды ОАО «Российские космические системы». М.: ИД «Медиа Паблишер», 2012. С. 122.
7. *Урличич Ю. М., Селиванов А. С., Тучин Ю. М.* Проект технологического наноспутника ТНС-1 для дистанционного зондирования Земли. Сборник трудов II научно-практической конференции «Авиакосмические системы на базе микротехнологий: создание и основные направления использования». СПб., 9–11 июня 2003 г. Изд. Минпромнауки РФ, с. 34–35.
8. *Дунаев А. В.* Экономические аспекты работ ФГУП «РНИИ КП» при построении малоразмерных космических аппаратов. Сборник трудов III научно-практической конференции «Микротехнологии в авиации и космонавтике». СПб., 8–9 июня 2004 г. Издание ФГУП «РНИИ КП». Под ред. В. М. Вишнякова. С. 19–21.

9. Урличич Ю.М., Селиванов А.С., Тучин Ю.М., Хромов О.Е., Никушкин И.В. Технологический наноспутник минимальной комплектации ТНС-0. Сборник трудов III научно-практической конференции «Микротехнологии в авиации и космонавтике». СПб., 8–9 июня 2004 г. Издание ФГУП «РНИИ КП», под ред. В.М. Вишнякова. С. 14–19.
10. Урличич Ю.М., Селиванов А.С. Семейство технологических наноспутников для экспериментальных исследований. Доклад на IV Международной конференции–выставке «Малые спутники». 3 мая–4 июня 2004 г., г. Королев. Изд. «Росавиакосмос», кн. 3, с. 227.
11. Урличич Ю.М., Селиванов А.С., Вишняков В.М., Тучин Ю.М. Предварительные результаты испытаний технологического наноспутника ТНС-0 № 1. Тезисы доклада на 10-й Международной конференции «Системный анализ, управление и навигация», Крым, Евпатория, 3-10 июня 2005 г. С. 24–25.
12. Петушков А.М., Сергеев С.А. Эксперимент по проверке новых технологий управления спутниками (предварительные итоги полета наноспутника ТНС-0 № 1). Тезисы доклада на 10-й Международной конференции «Системный анализ, управление и навигация», Крым, Евпатория, 3-10 июня 2005 г. С. 26.
13. Куприянова Н.В., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Селиванов А.С. Пассивная магнитная система ориентации первого российского наноспутника ТНС-0. Препринт Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН, 2005 г., № 46, Москва. С. 24.
14. Никушкин И.В., Рогальский В.И., Селиванов А.С. и др. Принцип действия и основные характеристики систем КОСПАС. Т. сомм, № 4, 2012 г., с. 15–16.
15. Small Satellites Past, Present and Future // Henry Helvajian and Siegfried W. Janson, Editors // American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Reston, Virginia, 2008, 876 p.
16. Emergence of Pico and Nanosatellites for Atmospheric Research and Technology Testing // Edited by Purvesh Thakker, Wayne A. Shiroma, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. Reston, Virginia, 2010, 392 p.
17. Космический аппарат. Патент на полезную модель № 45128, ЗАО НПО, приоритет от 22 декабря 2004 г. зарегистрирован 27 апреля 2005 г. Авторы: Урличич Ю.М., Селиванов А.С., Тучин Ю.М., Степанов А.А., Панцырный О.А., Смирнов К.Ю., Виноградов И.С., Никушкин И.В., Старцев В.К., Овчинников М.Ю.
18. Космический аппарат. Патент на полезную модель № 43001 ЗАО НПО КП. Приоритет от 01 сентября 2004 г. Авторы: Урличич Ю.М., Селиванов А.С., Хромов О.Е., Тучин Ю.М., Гектин Ю.М., Смирнов К.Ю.
19. Малоразмерный космический аппарат для экспериментальных исследований в условиях космической радиосвязи в квазиглобальных связанных системах. Патент на полезную модель № 133097 от 10 октября 2013 г. Авторы: Селиванов А.С., Хромов О.Е., Морозов И.А., Хромов Д.О., Ушаков Е.Г.
20. Система автоматического управления работой модела малоразмерного космического аппарата с наземным центром управления полетом спутниковой связной системой. Патент на изобретение № 2518258 от 11 апреля 2014 г. Авторы: Селиванов А.С., Морозов И.А., Сергеев А.С., Панцырный О.А., Хромов Д.О., Макухин Н.М.
21. Активный ультрафиолетовый солнечный датчик для системы ориентации малоразмерного космического аппарата. Патент на изобретение № 2525634 от 23 июня 2014 г. Авторы: Селиванов А.С., Морозов И.А., Гектин Ю.М., Пузаков Н.П.

Об итогах VII ВНТК «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий»

VII Всероссийская научно-техническая конференция «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий» состоялась со 2 по 4 июня 2015 г. в г. Москве. Организатор конференции — ОАО «Российские космические системы».

В конференции приняли участие около 400 ученых и специалистов из 46 организаций и предприятий, представляющих ракетно-космическую отрасль, Министерство образования и науки Российской Федерации и иные организации. На конференции было заслушано 157 докладов по следующим направлениям:

- навигационные космические системы;
- системы и технологии дистанционного зондирования Земли и спутникового мониторинга;
- наземные комплексы управления и системы;
- бортовые радиотехнические системы;
- космические системы связи и ретрансляции, информационные технологии и системы;
- системы для космических исследований, новые технологии в космосе;
- разработка, технологии производства и тестирование ЭКБ.

Участники конференции отметили высокий научный уровень докладов на пленарном и секционных заседаниях.

Принимая во внимание значимость научных и технологических разработок, представленных в докладах, участники конференции приняли решение:

– одобрить деятельность Организационного комитета конференции и администрации ОАО «Российские космические системы» по проведению VII Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий»;

– рекомендовать научным руководителям НИОКР использовать научные результаты, изложенные в докладах, при постановке НИР и реализации их результатов, при обосновании технических параметров приборов и систем, применяемых в космической отрасли;

– утвердить перечни лучших докладов, представленных руководителями секций. Авторам рекомендованных к опубликованию докладов в месячный срок подготовить и представить в Программный комитет Конференции материалы докладов для их опубликования в сборнике трудов Конференции и в научно-техническом журнале «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы» (в установленном порядке — *ред.*).

Решение утверждено Председателем оргкомитета конференции, генеральным директором ОАО «Российские космические системы» А. Е. Тюлиным.

Результаты предыдущих конференций были учтены при доработке Федеральной космической программы России на 2006–2015 годы, а также положены в основу концепции Федеральной целевой программы «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы».

Очередная Всероссийская научно-техническая конференция «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий» будет посвящена 70-летию ОАО «Российские космические системы» и состоится в июне 2016 г.

Приглашаем заинтересованных лиц и организации принять участие!