



РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Научно-технический журнал

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ
ПРИБОРОСТРОЕНИЕ
И ИНФОРМАЦИОННЫЕ
СИСТЕМЫ**

Том 3. Выпуск 3. 2016



Научно-технический журнал

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 3. Выпуск 3. 2016

ROCKET-SPACE DEVICE ENGINEERING AND INFORMATION SYSTEMS

Учредитель:

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

Редакционный совет

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

Члены редакционного совета:

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

Редакционная коллегия

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

Члены редколлегии:

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

Журнал выходит 4 раза в год.

Является рецензируемым изданием.

Журнал включен в РИНЦ.

Подписной индекс 94086

в Объединенном каталоге «Пресса России».

© АО «Российские космические системы»

© ФИЗМАТЛИТ



Москва
ФИЗМАТЛИТ®
2016

Содержание

Том 3, Вып. 3, 2016

К 90-летию со дня рождения Г. М. Чернявского 3

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Навигационные антенные модули аппаратуры ГНСС
Бойко С. Н., Исаев А. В., Косякин С. В., Яскин Ю. С. 4

Оценка геометрического фактора для наземного потребителя системы ГЛОНАСС
с высокоэллиптическим дополнением
Ватутин С. И. 12

Цифровой частотный детектор для метанового мобильного стандарта частоты
Шелестов Д. А., Тюриков Д. А., Пнев А. Б., Губин М. А. 29

Аэрокосмические методы зондирования Земли

Задачи поляризационного дистанционного зондирования в оптическом диапазоне
Селиванов В. А., Гектин Ю. М., Будаков В. П. 35

Использование методов линейного программирования в задаче планирования сеансов приема
целевой информации с КА орбитальной группировки ДЗЗ
Чернов А. А. 46

Радиотехника и космическая связь

Методы и методики экспериментального исследования радиотехнических характеристик антенн
наземных комплексов управления
Калинин А. В., Дугин Н. А., Моисеев С. П., Поляков А. В., Ватутин В. М., Ивашина А. В. 54

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

Базовый подход к идентификации критических технологий: определение важнейших
инженерных характеристик изделия
Романов А. А., Шпота Д. А. 63

Термовидеосистема для установки на космические аппараты и ракеты-носители
Климов Д. И., Благодырев В. А. 76

Вибрационный модулятор для контроля напряженности электрических полей в орбитальных условиях
Дорофеев Р. Ю., Козлов Д. В., Смирнов И. П., Жуков А. А. 84

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

Бортовые твердотельные СВЧ-усилители мощности будущего для командно-измерительных систем
Алыбин В. Г., Семочкин А. С. 89

Посвящается 70-летию АО «Российские космические системы»

Программа Е-6: первая мягкая посадка на Луну и передача первой лунной панорамы
Селиванов А. С. 98

Contents

Vol. 3, Iss. 3, 2016

G. M. Chernyavsky Celebrates His 90th Birthday 3

Space Navigation Systems and Devices. Radiolocation and Radio Navigation

Navigational Antenna Modules of the GNSS Equipment
Boyko S. N., Isaev A. V., Kosyakin S. V., Yaskin Yu. S. 4

Estimation of Geometric Factor for a User of GLONASS System with Highly Elliptical Augmentation
Vatutin S. I. 12

Digital Frequency Detecting Device for Mobile Methane Frequency Standard
Shelestov D. A., Tyurikov D. A., Pnev A. B., Gubin M. A. 29

Aerospace Methods for Earth Remote Sensing

The Tasks of Polarization Remote Sensing in Optical Band
Selivanov V. A., Gekhtin Yu. M., Budak V. P. 35

Application of Linear Programming Methods in Scheduling of Reception Sessions of the Target Information from SC of ERS Orbital Constellation
Chernov A. A. 46

Radio Engineering and Space Communication

Exploratory Test of Radio-Technical Characteristics of Antennas of Ground-Based Command Complexes
Kalinin A. V., Dugin N. A., Moiseev S. P., Polyakov A. V., Vatutin V. M., Ivashina A. V. 54

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

Basic Approach to Identification of Critical Technologies: Estimation of the Most Important Engineering Attributes of a Product
Romanov A. A., Shpotya D. A. 63

ThermoVideoSystem for Installation on Spacecraft
Klimov D. I., Blagodyrev V. A. 76

Vibration Modulator for Electric Field Intensity Control in Orbital Conditions
Dorofeev R. Yu., Kozlov D. V., Smirnov I. P., Zhukov A. A. 84

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

Onboard Microwave Solid-State Power Amplifiers for Future Command and Measurement Systems
Alybin V. G., Semochkin A. S. 89

Dedicated to the 70th Anniversary of Joint Stock Company "Russian Space Systems"

Program E-6: the First Soft Landing on the Moon and Transmission of the First Lunar Panorama
Selivanov A. S. 98

К 90-летию со дня рождения Г. М. Чернявского

22 августа исполнилось 90 лет со дня рождения Григория Маркеловича Чернявского.

Г. М. Чернявский — один из основоположников системного подхода в космическом аппаратостроении и видный специалист в области создания спутниковых систем радиосвязи, радионавигации и дистанционного зондирования Земли.

Основные научные труды — в области синтеза информационных космических систем, теории полета искусственных спутников Земли, управления их движением, проектно-конструкторских и экспериментальных работ.

Свою трудовую деятельность Григорий Маркелович начал после окончания МАИ в 1949 г. на Оренбургском машиностроительном заводе в должности конструктора, а впоследствии старшего мастера, начальника цеха.

В 1960 г. Григорий Маркелович по распоряжению Сергея Павловича Королёва был направлен в НПО прикладной механики (г. Красноярск-26), где работал ведущим конструктором, начальником отдела, первым заместителем главного конструктора — генерального директора КБ прикладной механики.

В 1984–1991 гг. он начальник НТЦ системного проектирования, г. Калининград.

В 1991–2001 гг. — директор Центра программных исследований РАН.

В 2001–2006 гг. — директор, главный конструктор ФГУП «Центр программных исследований».

В 2006–2008 гг. — первый заместитель генерального директора — генерального конструктора ФГУП «РНИИ КП».

В 2008–2009 гг. — директор филиала НТЦ космического мониторинга Земли ОАО «Российские космические системы».

С 2009 г. по настоящее время Григорий Маркелович является директором филиала НТЦ «Космонит» АО «Российские космические системы».

При непосредственном участии Григория Маркеловича были разработаны и построены первые в мировой практике спутниковые системы:

- персональной связи «Стрела-1»;
- непосредственного телевидения «Экран»;
- региональной радиосвязи «Молния–Орбита»;
- навигации «Циклон».

Осуществлены проекты по созданию:

- навигационных ИСЗ «Цикада», «Надежда», «Ураган»;
- геодезических ИСЗ «Сфера» и «Муссон».

Под руководством Г. М. Чернявского была разработана уникальная технология диагностики внутриокеанических процессов с использованием микроволнового сканер-зондирующего космического базирования.

Григорий Маркелович — член-корреспондент РАН с 15.12.1990 г., автор и соавтор около 300 научных трудов, 5 монографий и 145 изобретений. Подготовил 27 кандидатов и 11 докторов наук.

Григорий Маркелович — лауреат Ленинской премии (1976 г.) и Государственной премии СССР (1969 г.), награжден двумя орденами Ленина и шестью медалями Советского Союза.

От имени редакционного совета журнала «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы» поздравляю Григория Маркеловича с 90-летием и желаю ему крепкого здоровья, творческих успехов, благополучия, удачи и воплощения всех планов и задумок!

*Председатель редакционного совета журнала, генеральный директор
АО «Российские космические системы» А. Е. Тюлин*



УДК 621.396.673

Навигационные антенные модули аппаратуры ГНСС

С. Н. Бойко¹, А. В. Исаев, С. В. Косякин², Ю. С. Яскин³

¹к. ф.-м. н., ^{2,3}к. т. н.

Филиал ОАО «ОРКК»–«НИИ космического приборостроения»

e-mail: npk6@mail.ru

Аннотация. В статье предложены оригинальные методы конструирования навигационных антенных модулей для аппаратуры глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС). Используется бескорпусная технология производства антенных модулей с применением метаматериалов в антенном элементе, улучшающих его характеристики, специальный ЕВG-метаматериал и метод его установки в геодезическом антенном модуле для снижения эффекта многолучевости, совместное применение бескорпусного антенного модуля с навигационным приемником. Рассматриваемые в статье подходы к проектированию навигационных модулей приводят к минимизации габаритных размеров, снижению стоимости производства, технологичности изделий, улучшению технических и эксплуатационных характеристик.

Ключевые слова: антенный модуль, цельнокерамическая технология, метаматериал, стабильность фазового центра

Navigational Antenna Modules of the GNSS Equipment

S. N. Boyko¹, A. V. Isaev, S. V. Kosyakin², Yu. S. Yaskin³

¹candidate of physics and mathematics, ^{2,3}candidate of engineering science,

Branch of Joint Stock Company "United Rocket and Space Corporation"–"Institute of Space Device Engineering"

e-mail: npk6@mail.ru

Abstract. The article describes original design methods of navigational antenna modules for the global navigation satellite system (GNSS) equipment. The uncased technology for antenna modules production using metamaterials in the antenna element improving its characteristics, special EBG-metamaterial and a method for its installation into the geodesic antenna module to reduce the multibeam effect, common application of an uncased antenna module with a navigational receiver are used. The approaches to the design of navigational modules result in overall dimensions minimization, production cost decrease, items manufacturability, and improved technical and operational characteristics.

Keywords: antenna module, all-ceramic technology, metamaterial, phase center stability

В настоящее время в мировой практике сформированы стандартные подходы и методы проектирования антенных модулей. В статье описаны методы и решения, которые отличаются от традиционных.

В области проектирования навигационных антенн прослеживается тенденция к интеграции антенного элемента, фильтров, малошумящего усилителя и микросборки приемника в единое устройство, названное активной навигационной антенной или навигационным антенным модулем.

Обычно в качестве антенного элемента навигационного антенного модуля используется микрополосковая (или печатная) антенна, как наиболее компактная [1].

Авторами была предложена оригинальная концепция конструирования навигационных антенных модулей, в соответствии с которой диэлектрическая подложка антенного элемента выполняется из керамики в форме перевернутой чаши с антенным элементом наверху и металлизированной внутренней полостью, в которую помещаются все активные элементы [2]. Такая технология производства антенных модулей получила название «бескорпусной» или «цельнокерамической».

На рис. 1, *а* представлен антенный элемент чашеобразной формы, а также модуль, выполненный по цельнокерамической технологии на его основе, имеющий геометрические размеры $48 \times 44 \times 19$ мм (рис. 1, *б*).

Результатом применения такого подхода к проектированию навигационных антенных модулей явилось существенное увеличение их прочности, минимизация размеров, снижение стоимости производства модулей благодаря их технологичности. Кроме того, антенна в форме перевернутой чаши обладает рядом дополнительных преимуществ по отношению к микрополосковой антенне традиционной формы. А именно, она имеет большую (в 1,5–2 раза) рабочую полосу частот, более высокую (примерно на 6%) эффективность излучения, более широкую амплитудную диаграмму направленности и, наконец, более широкий (до 1,5 раз) диапазон углов θ , в котором сохраняется круговая поляризация поля (на рис. 2 представлены зависимости коэффициента усиления (K_y) и коэффициента эллиптичности (K_ϵ) от угла θ). Эти преимущества

дают возможность уменьшить размеры навигационного антенного модуля в целом.

Кроме того, параметры антенного элемента в форме перевернутой чаши намного меньше зависят от размеров экрана, на который он может быть установлен. Антенный модуль, выполненный по цельнокерамической технологии, может быть использован даже без дополнительного экрана.

Дополнительные возможности дает использование метаматериала в конструкции антенного элемента и цельнокерамического антенного модуля в целом. В общем случае использование метаматериалов в антенном элементе улучшает такие его параметры, как ширина полосы согласования, усиление, избирательность, отсечка заднего излучения. На рис. 3, *а* представлена конструкция антенного элемента на основе метаматериала, а на рис. 3, *б* цельнокерамического антенного модуля, выполненного на его базе.

Конструкция представленного антенного элемента позволяет использовать подложки с меньшей диэлектрической проницаемостью и тем самым обеспечить большую эффективность излучения. Кроме того, вследствие применения в качестве подложки материалов с более низкой диэлектрической проницаемостью антенный элемент имеет минимальный вес и стоимость. Антенный модуль АСНК-3 (рис. 3, *б*), спроектированный на его базе, имеет очень широкую диаграмму направленности и круговую поляризацию поля при углах θ от минус 80° до плюс 80° (рис. 4), плоскую и компактную конструкцию.

На рис. 5 представлены встраиваемый приемный антенный модуль с микросборкой приемника, выполненный по цельнокерамической технологии (*а*), и аналог этого модуля иностранного производства, выполненный по традиционной технологии (*б*). Преимущества цельнокерамического модуля заключаются в его полной герметичности, работе в диапазонах частот L1 ГЛОНАСС/GPS, E1 GALILEO и B1 BEYDOU одновременно (в отличие от аналога, работающего только в диапазоне L1 GPS) и лучшем уровне приема спутниковых сигналов, что обусловлено чашеобразной формой антенного элемента.

Преимущества цельнокерамических антенных модулей в качестве приема сигналов ГНСС иллю-

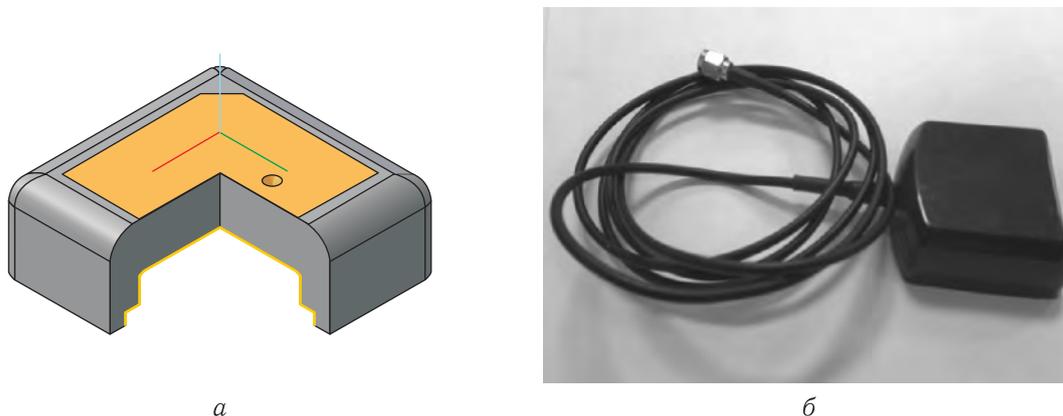


Рис. 1. Конструкция антенного элемента чашеобразной формы (а) и навигационный антенный модуль АСНК-1, выполненный на ее основе (б)

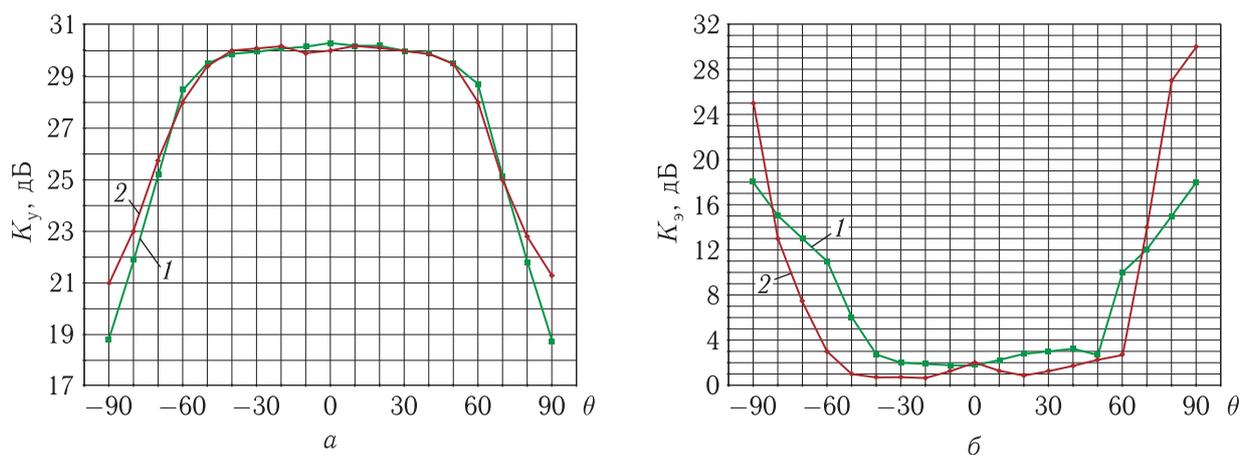


Рис. 2. Амплитудные (а) и поляризационные (б) ДН антенного модуля традиционного типа (1) и бескорпусного антенного модуля (2)



Рис. 3. Конструкция антенного элемента на основе метаматериала (а); цельнокерамический антенный модуль АСНК-3, выполненный на его базе (размеры $30 \times 30 \times 12$ мм) (б)

стрируются на рис. 6. На рисунке приведены номограммы принимаемых навигационными модулями сигналов в диапазоне L1 ГЛОНАСС/GPS: для модуля, выполненного по традиционной технологии (рис. 6, а), и модуля, выполненного по цель-

нокерамической (рис. 6, б) технологии. Оба модуля находились в одинаковых условиях. Из графиков видно, что цельнокерамический модуль имеет лучшее отношение сигнал/шум и принимает сигналы от большего числа спутников.

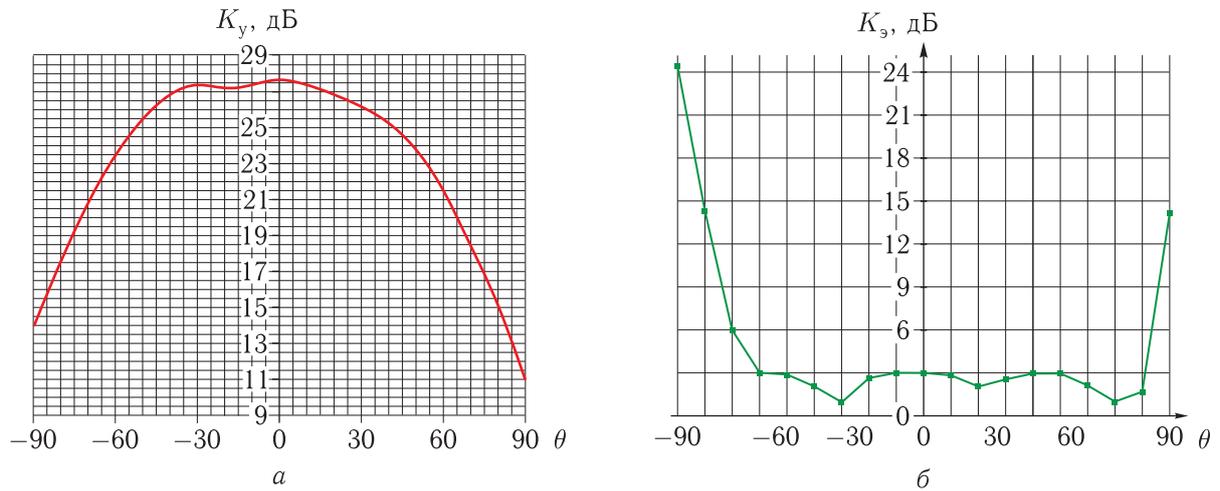


Рис. 4. Измеренные амплитудная (а) и поляризационная (б) диаграммы направленности навигационного антенного модуля АСНК-3

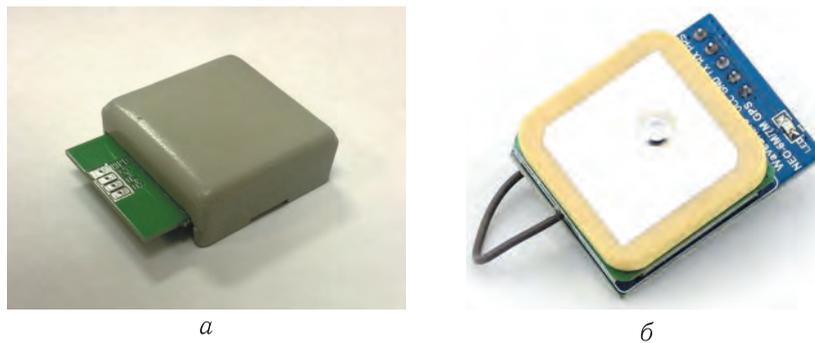


Рис. 5. Цельнокерамический антенный модуль ПАМ-2 (размеры $30 \times 30 \times 10$ мм) (а) и аналог, выполненный по традиционной технологии (размеры $22 \times 22 \times 8$ мм) (б)

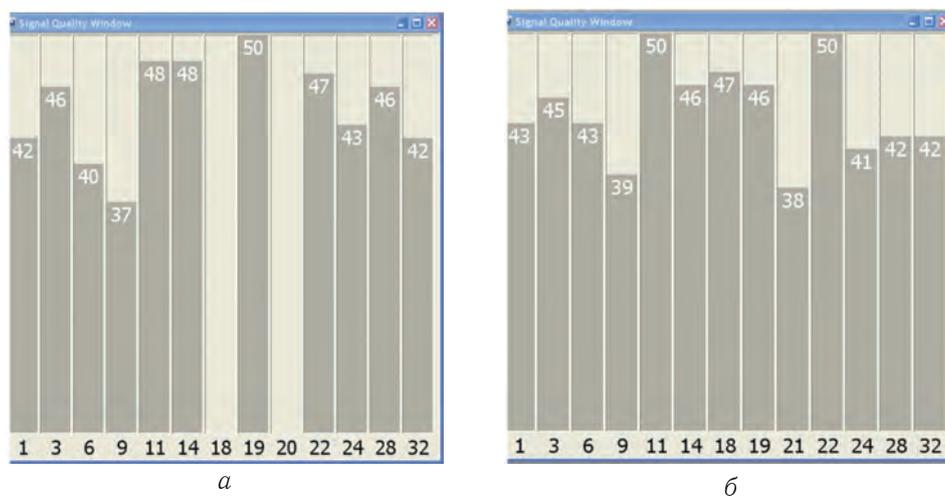


Рис. 6. Уровни приема спутниковых сигналов при помощи традиционного (а) и цельнокерамического (б) антенных модулей с одинаковыми размерами

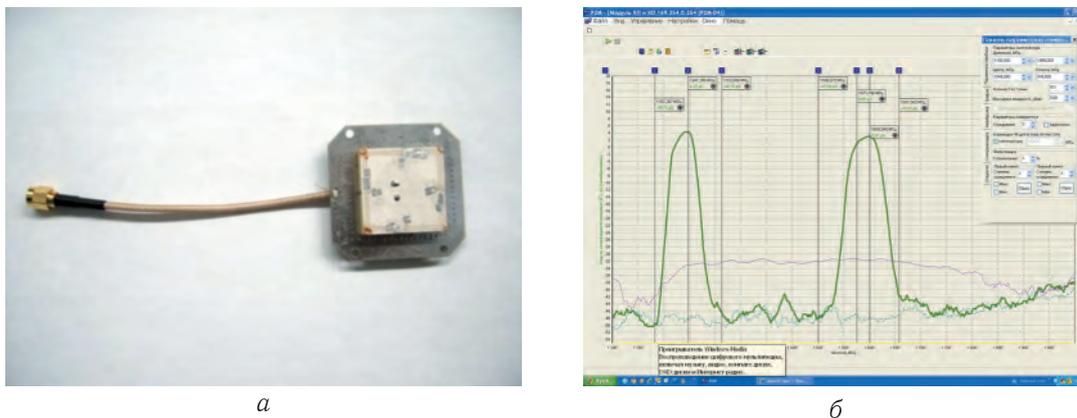


Рис. 7. Двухчастотный навигационный антенный элемент (размеры $30 \times 30 \times 10$ мм) (а) и АЧХ активного антенного модуля АСНП-4, спроектированного на его основе (б)

В настоящее время происходит увеличение числа ГНСС за счет ввода в эксплуатацию GALILEO и BEYDOU и т. п., а также добавления новых частотных диапазонов уже существующих ГНСС. Поэтому возникает необходимость в создании многофункциональной аппаратуры, работающей одновременно с максимальным числом ГНСС в различных (в идеале во всех) диапазонах частот. Это обстоятельство влечет за собой необходимость создания печатных антенн с расширенным диапазоном рабочих частот либо многодиапазонных микрополосковых антенн. Обычно широкая полоса согласования печатной антенны с малошумящим усилителем достигается за счет применения так называемого распределенного питания антенны [4]. Однако этот метод приводит к необходимости создания многослойных печатных плат.

Для работы в расширенном диапазоне частот (с большим числом функционирующих сейчас ГНСС) авторами был предложен антенный элемент, который имеет два планарных сегмента, расположенных симметрично относительно центра микрополосковой антенны (рис. 7, а). Первый сегмент, расположенный в центре подложки, — квадрат, а второй выполнен в виде квадратной рамки вокруг первого сегмента. Между сегментами существует распределенная взаимосвязь, которая позволяет добиться согласования антенны с питающим 50-омным трактом и сохранения формы диаграммы направленности в полосе частот L1 ГЛОНАСС/ GPS, E1 GALILEO и B1 BEYDOU. На рис. 7 приведена амплитудно-частотная характеристика (АЧХ) этого антенного модуля.

Предложенный антенный элемент может быть также спроектирован для работы в двух отдельных диапазонах, например L1 и L2 ГЛОНАСС/ GPS или L1 GPS и E5 GALILEO. На базе такого антенного элемента был спроектирован активный модуль АСНП-4 с малошумящим усилителем с фильтрами и защитой от перегрузки для работы в диапазонах частот L1 и L2 ГЛОНАСС/ GPS, описанный в статье [5]. Данный антенный модуль может быть использован как независимый встраиваемый элемент навигационного приемника ГЛОНАСС/ GPS/ GALILEO, так и в качестве базового элемента внешних антенн, а также антенных решеток для навигационной аппаратуры с режекцией помех.

Однако при проектировании антенного модуля, способного работать одновременно во всех без исключения рабочих диапазонах частот ГНСС ГЛОНАСС/ GPS/ GALILEO/ BEYDOU возможно применение более сложного антенного элемента, а именно микрополосковой антенны этажерочного

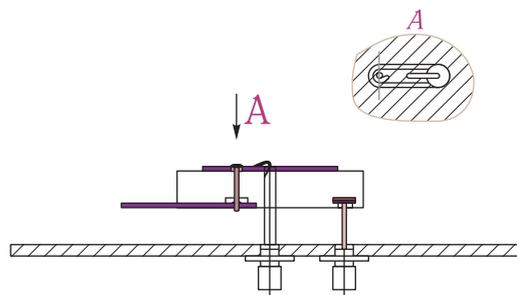


Рис. 8. Антенна этажерочного типа со встречной запиткой антенных элементов

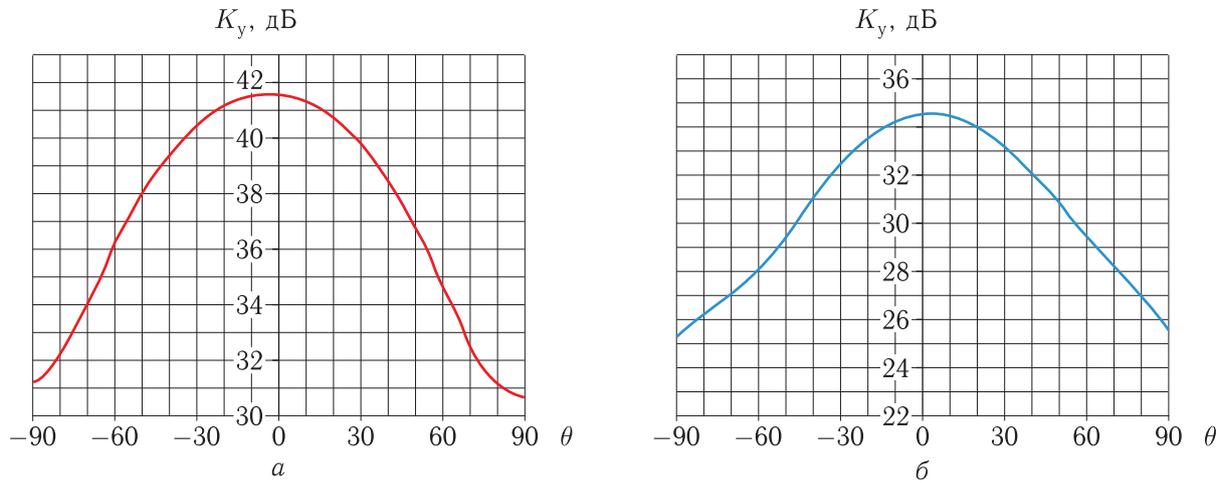


Рис. 9. Диаграммы направленности модуля AA2-ККС на базе антенны этажерочного типа со встречной запиткой антенных элементов на частотах 1600 МГц (а) и 1247 МГц (б)



Рис. 10. Модули AA2-ККС (размеры 140 × 140 × 55 мм) (а) и AA2-НКС (размеры 175 × 175 × 100 мм) (б) на базе антенны этажерочного типа со встречной запиткой антенных элементов

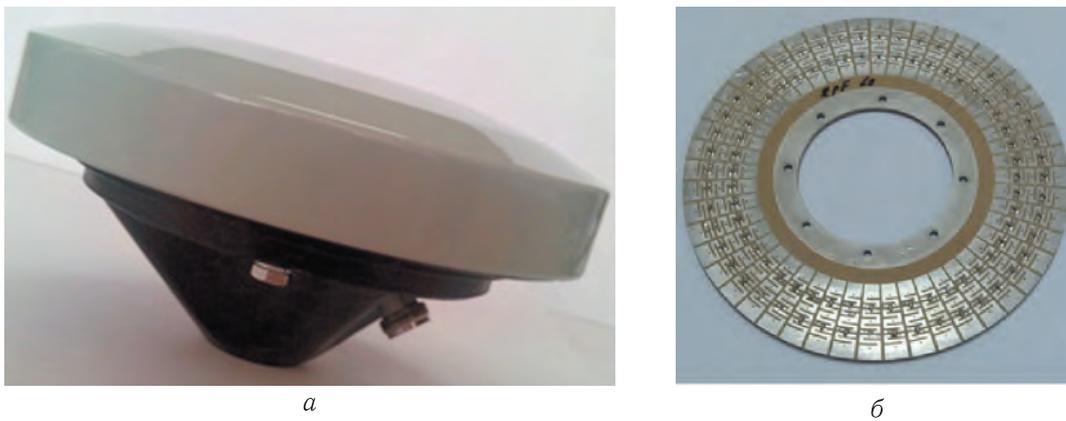


Рис. 11. Навигационный антенный модуль АСНГ-3 (размеры: ширина 180 мм, высота 93 мм) (а) и специальный EBG-метаматериал отсечки многолучевости (б)

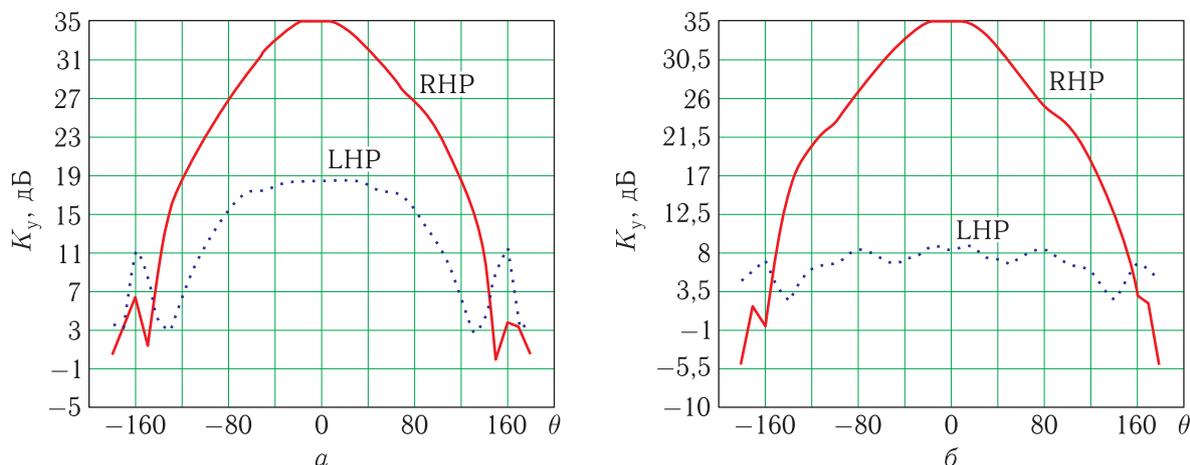


Рис. 12. Диаграммы направленности антенного модуля АСНГ-3 на частотах 1236 МГц (а) и 1590 МГц (б)

типа [6]. В микрополосковых антеннах этажерочного типа антенные элементы разных диапазонов помещаются один на другой таким образом, чтобы более высокочастотный антенный элемент устанавливался на низкочастотный антенный элемент. Каждый из нижних антенных элементов служит земляной плоскостью для антенного элемента, расположенного над ним.

Основной недостаток многочастотной микрополосковой антенны этажерочного типа — сильное взаимное влияние антенных элементов, что приводит к искажениям диаграмм направленности в каждом частотном диапазоне и низкой взаимной развязке между входами антенных элементов. Взаимная развязка входов антенных элементов в ряде случаев может быть улучшена при условии использования специальных многочастотных цепей запитки микрополосковой антенны, но кардинально решить проблему ранее не удавалось.

Авторами предложен способ проектирования многдиапазонных антенн этажерочного типа со встречной запиткой антенных элементов (рис. 8), которая обеспечивает развязку антенных элементов не менее 25 дБ и идентичность диаграмм направленности в отдельных диапазонах частот (рис. 9).

На рис. 10 представлены навигационные модули, выполненные на основе антенн этажерочного типа со встречной запиткой антенных элементов.

При специальных применениях ГНСС-антенн очень важно избавиться от приема сигналов, отраженных от земной поверхности или от окружающих

антенну конструкций (эффекта многолучевости). Эффект многолучевости приводит к возникновению фазовых шумов, которые увеличивают ошибку определения координат.

Обычно для подавления отраженных сигналов используются кольцевые дроссели. Но их недостатками являются большой размер и вес. Более компактную конструкцию экрана для подавления многолучевости позволяет получить применение в нем ЕВG (Electromagnetic Band-gap Structure)-метаматериалов [7].

Но все экраны для подавления многолучевости имеют общий недостаток: они обужают ДН и ухудшают стабильность фазового центра антенного элемента. В спроектированном нами геодезическом антенном модуле, показанном на рис. 11, использован специальный ЕВG-метаматериал для отсеки многолучевости и специальный метод его установки, который позволяет избавиться от этого недостатка [8].

Диаграммы направленности антенного модуля на частотах L1 и L2 представлены на рис. 12.

На графиках видны широкие диаграммы направленности в верхней полусфере и максимальные уровни подавления многолучевости минус 40 дБ в диапазоне L1 и минус 35 дБ в диапазоне L2.

Используя два антенных модуля АСНГ-3, установленных стационарно на базовой линии длиной 0,538 м, провели измерение контролируемой точки маршрута с накоплением в течение 24 ч. На рис. 13 приведены данные отклонений широты и долготы контролируемой точки.

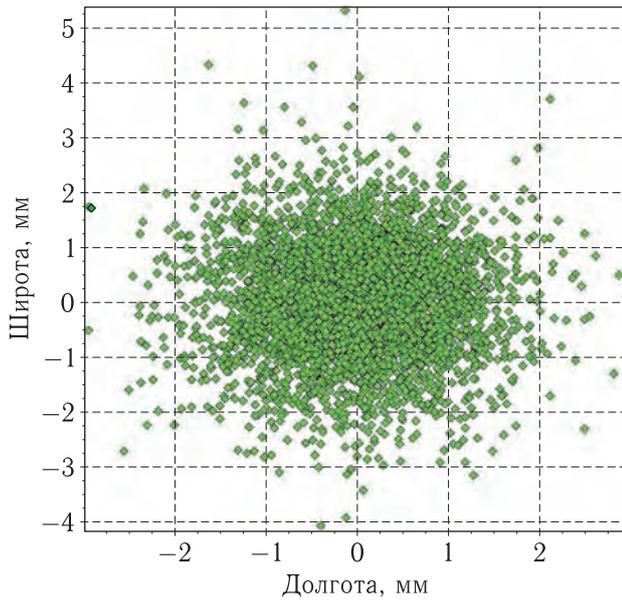


Рис. 13. Отклонения контролируемой точки по широте и долготе

Из диаграммы видно, что большая часть отклонений укладывается в диапазон ± 2 мм, что означает, что стабильность фазового центра антенного модуля не превышает 2 мм.

Таким образом, рассмотренные в статье инновационные подходы к конструированию навигационных антенных модулей позволяют, комбинируя их, создать устройства с практически любым набором параметров и эксплуатационных характеристик для применений в различной приемной аппаратуре ГНСС.

Список литературы

1. Панченко Б.А., Нефедов Е.И. Микрополосковые антенны. М.: Радио и связь, 1986. 145 с.
2. Бойко С.Н., Косякин С.В., Кухаренко А.С., Яскин Ю.С. Миниатюризация антенных модулей навигационной аппаратуры спутниковых навигационных систем // Антенны, 2013, № 12. С. 38–44.
3. Boyko S.N., Kosiakin S.V., Kukhareenko A.S., Yaskin Y.S. Metamaterial-made GNSS Antenna, 2014 Loughborough Antennas & Propagation Conference, 2014, UK. P. 410–411.
4. Zhou Y., Chen C.C., Volakis J.L. Dual band proximity-fed patch antenna for tri-band GPS applications // IEEE Transactions on AP, 2007, vol. 55, No. 1. P. 220–223.
5. Авдонин В.Ю., Бойко С.Н., Исаев А.В. Двухдиапазонная активная микрополосковая антенна круговой поляризации // Антенны, 2012, № 8. С. 38–45.
6. Li J., Shi H., Li H., Zhang A. Quad-band probe-fed stacked annular patch antenna for GNSS application // IEEE Antennas and Wireless Propagation, 2014, vol. 13. P. 372–375.
7. Baggen R., Martinez-Vazquez M., Leiss J., Holzwarth S., Drioli L.S., Peter de Maagt. Low profile GALILEO antenna using EBG technology // IEEE Transactions on AP, 2008, vol. 56, No. 3. P. 667–674.
8. Boyko S.N., Kukhareenko A.S., Yaskin Y.S. EBG Metamaterial Ground Plane Application for GNSS Antenna Multipath Mitigating // IEEE International Workshop on Antenna Technology, Seoul, 2015. P. 178–181.

УДК 629.783

Оценка геометрического фактора для наземного потребителя системы ГЛОНАСС с высокоэллиптическим дополнением

С. И. Ватутин

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

e-mail: otd0943_vsi@mail.ru

Аннотация. Разработаны модели движения группировки 24 КА ГЛОНАСС и 6 КА высокоэллиптического дополнения на орбитах типа «Тундра» и QZSS. На языке MathCAD разработаны программы расчета геометрического фактора влияния на точность измерений координат потребителя в различных географических пунктах по навигационным КА. Проведено сравнение геометрических факторов для группировки только из КА ГЛОНАСС с группировкой из 24 КА ГЛОНАСС и 6 КА на высокоэллиптических орбитах. Показано, что высокоэллиптическое дополнение системы ГЛОНАСС снижает геометрический фактор на 20–30% при работе по 10–20-градусной зоне видимости и существенно улучшает геометрический фактор при работе в горных и городских условиях. Результаты работы могут быть использованы при проектировании высокоэллиптического дополнения системы ГЛОНАСС.

Ключевые слова: геометрический фактор, высокоэллиптическая орбита, модель движения, группировка

Estimation of Geometric Factor for a User of GLONASS System with Highly Elliptical Augmentation

S. I. Vatutin

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

e-mail: otd0943_vsi@mail.ru

Abstract. Movement patterns of 24 GLONASS spacecraft and 6 highly elliptical augmentation spacecraft on the Tundra and QZSS orbits are generated. The programs for calculating the influence of geometric factor on the measurement accuracy of user coordinates in various geographical points by navigation spacecraft are developed in MathCAD. Moreover, a comparison of the geometric factors for the GLONASS constellation including 24 spacecraft and 6 spacecraft on highly elliptical orbits is made. It is shown that a highly elliptical augmentation of the GLONASS system reduces the geometric factor by 20–30% during the operation within 10–20 degrees field of view and significantly improves the geometric factor during the work in mountainous and urban environment. The results obtained can be used in designing a highly elliptical augmentation for the GLONASS system.

Keywords: geometric factor, highly elliptical orbit, movement pattern, constellation

Настоящая работа посвящена сравнительной оценке «чистой» системы ГЛОНАСС из 24 навигационных космических аппаратов (НКА) с системой ГЛОНАСС из 24 НКА с высокоэллиптическим дополнением из 6 НКА по показателю геометрический фактор, который, как известно из теории [1], является коэффициентом пропорциональности между среднеквадратической ошибкой определения координат и среднеквадратической ошибкой определения дальностей:

$$\sigma_{\text{п}} = K_{\text{гп}} \cdot \sigma_{\text{дал}}, \quad (1)$$

где $\sigma_{\text{дал}}$ — среднеквадратическое отклонение по дальности $\sigma_{\text{п}}$ — среднеквадратическое отклонение в пространстве, $K_{\text{гп}}$ — коэффициент геометрии пространственный (геометрический фактор пространственный).

Таким образом, геометрический фактор определяет точность расчета координат потребителя при заданной точности измерения псевдодальностей и может служить показателем при сравнении различных беззапросных навигационных систем.

Пространственный геометрический фактор $K_{\text{гп}}$ вычисляется по формуле [2]:

$$K_{\text{гп}} = \sqrt{D_{xx} + D_{yy} + D_{zz}}, \quad (2)$$

где D_{xx}, D_{yy}, D_{zz} — первые три диагональных элемента квадратной четырехмерной матрицы D :

$$D = \begin{pmatrix} D_{xx} & D_{xy} & D_{xz} & D_{xb} \\ D_{yx} & D_{yy} & D_{yz} & D_{yb} \\ D_{zx} & D_{zy} & D_{zz} & D_{zb} \\ D_{bx} & D_{by} & D_{bz} & D_{bb} \end{pmatrix}, \quad (3)$$

которая в свою очередь вычисляется на основе градиентной матрицы координат навигационных спутников H по формуле [1]:

$$D = (H^T \cdot H)^{-1}. \quad (4)$$

Наконец, градиентная матрица H вычисляется по формуле:

$$H = \begin{pmatrix} -\cos(\alpha_1) & -\cos(\beta_1) & -\cos(\gamma_1) & 1 \\ -\cos(\alpha_2) & -\cos(\beta_2) & -\cos(\gamma_2) & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ -\cos(\alpha_N) & -\cos(\beta_N) & -\cos(\gamma_N) & 1 \end{pmatrix}, \quad (5)$$

где $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i$ — углы линии визирования (потребитель — i -й НКА) относительно осей координат $x,$

$y, z.$ N — количество видимых потребителем НКА. Направляющие косинусы определяются соотношениями:

$$\cos(\alpha_i) = \frac{x_i - x_{\text{п}}}{R_{i,\text{п}}}, \quad (6)$$

$$\cos(\beta_i) = \frac{y_i - y_{\text{п}}}{R_{i,\text{п}}}, \quad (7)$$

$$\cos(\gamma_i) = \frac{z_i - z_{\text{п}}}{R_{i,\text{п}}}, \quad (8)$$

$$R_{i,\text{п}} = \sqrt{(x_i - x_{\text{п}})^2 + (y_i - y_{\text{п}})^2 + (z_i - z_{\text{п}})^2}. \quad (9)$$

Здесь x_i, y_i, z_i — координаты i -го НКА, $x_{\text{п}}, y_{\text{п}}, z_{\text{п}}$ — координаты потребителя навигационных измерений.

Отметим, что независимо от количества видимых НКА произведение транспонированной и исходной матрицы $(H^T \cdot H)$ дает квадратную матрицу 4×4 . Кроме того, нулевые строки в исходной градиентной матрице H не влияют на результат вычислений. Поэтому для удобства вычисления геометрического фактора при реально изменяющемся количестве видимых НКА можно использовать градиентную матрицу с фиксированным числом строк, равным общему количеству НКА, в которой строки, соответствующие невидимым потребителю НКА, являются нулевыми.

Итак, для оценки геометрического фактора необходимо знать координаты потребителя и видимых потребителем НКА, причем в топоцентрической системе координат. Поскольку для оценки геометрического фактора не требуется высокой точности расчетов, то для определения координат НКА будем использовать модели движения КА в центральном поле Земли, а при переходе к топоцентрическим координатам учтем сжатие Земли с полюсов в соответствии с моделью поля (2, 0).

Топоцентрические координаты НКА получим из гринвичских координат, которые, в свою очередь, получим путем пересчета из абсолютных координат НКА.

Для расчета координат НКА используем методику, изложенную в работе [3].

Расчет зависимости координат КА от текущего времени t в абсолютной системе координат проведем через зависимость от истинной аномалии, которая, в свою очередь, зависит от эксцентрической

аномалии E , связанной с текущим временем через уравнение Кеплера:

$$E = e \cdot \sin E + \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \cdot (t - t_{\text{п}}). \quad (10)$$

Здесь μ — гравитационный параметр, который для Земли равен $3,986 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$;

$t_{\text{п}}$ — время прохождения перигея;

a — большая полуось орбиты, рассчитывается по формуле

$$a = \sqrt[3]{\mu \cdot \left(\frac{T}{2 \cdot \pi}\right)^2}, \quad (11)$$

где T — период обращения КА, относится к исходным данным;

e — эксцентриситет орбиты, рассчитывается по формуле

$$e = \frac{r_a - r_{\text{п}}}{2 \cdot a} = \frac{h_a - h_{\text{п}}}{2 \cdot R_{\text{ср}} + h_a + h_{\text{п}}}, \quad (12)$$

где r_a — радиус апогея; $r_{\text{п}}$ — радиус перигея; h_a — высота апогея; $h_{\text{п}}$ — высота перигея; $R_{\text{ср}}$ — средний радиус Земли, $R_{\text{ср}} = 6371 \text{ км}$, причем высота перигея $h_{\text{п}}$ относится к исходным данным, а высота апогея h_a вычисляется по формуле

$$h_a = 2 \cdot a - 2 \cdot R_{\text{ср}} - h_{\text{п}}, \quad (13)$$

$$r_a = R_{\text{ср}} + h_a, \quad (14)$$

$$r_{\text{п}} = R_{\text{ср}} + h_{\text{п}}. \quad (15)$$

Уравнение Кеплера (10) в соответствии с рекомендациями [3] будем решать итерационно в соответствии с выражением

$$E_n = e \cdot \sin E_{n-1} + \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \cdot (t - t_{\text{п}}). \quad (16)$$

В качестве первого приближения примем

$$E_1 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \cdot (t - t_{\text{п}}). \quad (17)$$

При решении уравнения Кеплера использована следующая подпрограмма на MathCAD:

$$\text{Ean}(\mu, a, t, t_{\text{п}}, E) := \begin{cases} E0 \leftarrow \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \cdot (t - t_{\text{п}}) \\ E1 \leftarrow E0 \\ E2 \leftarrow 0 \\ \text{while } E2 \neq E1 \\ \quad \left| \begin{array}{l} E2 \leftarrow E0 + \text{eks} \cdot \sin(E1) \\ E1 \leftarrow E2 \end{array} \right. \\ E \leftarrow E2 \\ E \end{cases}$$

Истинная аномалия θ связана с эксцентрической аномалией E выражениями [3, с. 202]:

$$\theta = \delta + 2 \cdot \arctg \left(\sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \text{tg} \frac{E^*}{2} \right), \quad (18)$$

где

$$E^* = \begin{cases} E, & \text{если } E \leq \pi, \\ E - 2\pi, & \text{если } E > \pi, \end{cases} \quad (19)$$

$$\delta = \begin{cases} 0, & \text{если } E \leq \pi, \\ 2\pi, & \text{если } E > \pi. \end{cases} \quad (20)$$

С истинной аномалией θ , большой полуосью a и эксцентриситетом e связано расстояние от центра Земли до КА:

$$r = \frac{a \cdot (1 - e^2)}{1 + e \cdot \cos \theta}. \quad (21)$$

Наконец, координаты КА в абсолютной системе координат определим в соответствии с выражениями [3, с. 202]:

$$x = r \cdot [(\cos \omega_{\text{п}} \cdot \cos \Omega - \sin \Omega \cdot \sin \omega_{\text{п}} \cdot \cos i) \cdot \cos \theta - (\sin \omega_{\text{п}} \cdot \cos \Omega + \cos \omega_{\text{п}} \cdot \sin \Omega \cdot \cos i) \cdot \sin \theta], \quad (22)$$

$$y = r \cdot [(\cos \omega_{\text{п}} \cdot \sin \Omega + \sin \omega_{\text{п}} \cdot \cos \Omega \cdot \cos i) \cdot \cos \theta + (-\sin \omega_{\text{п}} \cdot \cos \Omega + \cos \omega_{\text{п}} \cdot \sin \Omega \cdot \cos i) \cdot \sin \theta], \quad (23)$$

$$z = r \cdot (\sin \omega_{\text{п}} \cdot \cos \theta + \cos \omega_{\text{п}} \cdot \sin \theta) \cdot \sin i. \quad (24)$$

Здесь $\omega_{\text{п}}$ — аргумент перигея; Ω — долгота восходящего узла; i — наклонение плоскости орбиты к плоскости экватора — относятся к исходным данным.

В абсолютной системе координат $OXYZ$ с началом в центре Земли ось OX направлена в точку весеннего равноденствия, ось OZ совпадает с осью вращения Земли и направлена в сторону Северного полюса, ось OY дополняет систему до правой.

Координаты КА в гринвичской системе рассчитаем по формулам:

$$x_{\text{Г}} = x \cdot \cos(S_0 + \omega_3 \cdot t) + y \cdot \sin(S_0 + \omega_3 \cdot t), \quad (25)$$

$$y_{\text{Г}} = -x \cdot \sin(S_0 + \omega_3 \cdot t) + y \cdot \cos(S_0 + \omega_3 \cdot t), \quad (26)$$

$$z_{\text{Г}} = z. \quad (27)$$

Здесь ω_3 — угловая скорость вращения Земли, $7,2921158 \cdot 10^{-5}$ радиан/с; S_0 — звездное время, в расчетах принято равным нулю, $S_0 = 0$.

В гринвичской системе координат $OX_r Y_r Z_r$ с началом в центре Земли ось OX_r совпадает с линией пересечения плоскости гринвичского меридиана и плоскости экватора, ось OZ_r совпадает с осью вращения Земли и направлена в сторону Северного полюса, ось OY_r дополняет систему до правой.

Переход от гринвичской системы координат $OX_r Y_r Z_r$ к топоцентрической $OX_T Y_T Z_T$ с началом в точке расположения потребителя на поверхности Земли, осью NY_T , направленной на север по касательной к меридиану, осью NZ_T , направленной по внешней нормали к земному эллипсоиду, и осью OX_T , дополняющей систему до правой, осуществляется путем использования известных соотношений [3, с. 202]:

$$\begin{pmatrix} y_T \\ z_T \\ x_T \end{pmatrix} = \|\Lambda\| \cdot \begin{pmatrix} x_r - x_N \\ y_r - y_N \\ z_r - z_N \end{pmatrix}, \quad (28)$$

где

$$\|\Lambda\| = \begin{pmatrix} -\sin \varphi_N \cdot \cos \lambda_N & -\sin \varphi_N \cdot \sin \lambda_N & \cos \varphi_N \\ \cos \varphi_N \cdot \cos \lambda_N & \cos \varphi_N \cdot \sin \lambda_N & \sin \varphi_N \\ -\sin \lambda_N & \cos \lambda_N & 0 \end{pmatrix}, \quad (29)$$

гринвичские координаты точки наблюдения:

$$x_N = \left(\frac{R_3}{B_N} + H_N \right) \cdot \cos \varphi_N \cdot \cos \lambda_N, \quad (30)$$

$$y_N = \left(\frac{R_3}{B_N} + H_N \right) \cdot \cos \varphi_N \cdot \sin \lambda_N, \quad (31)$$

$$z_N = \left(\frac{R_3(1 - \alpha)^2}{B_N} + H_N \right) \cdot \sin \varphi_N, \quad (32)$$

где

$$B_N = \sqrt{1 - \alpha \cdot (2 - \alpha) \cdot (\sin \varphi_N)^2}. \quad (33)$$

Здесь α — коэффициент сжатия земного референц-эллипсоида, $\alpha = 1/298,25$; φ_N, λ_N — широта и долгота наблюдателя; R_3 — радиус Земли на экваторе.

КА ГЛОНАСС равномерно размещены в трех плоскостях по 8 КА в каждой. Аргументы широты соседних КА ГЛОНАСС в одной плоскости отличаются на 45° . КА разных плоскостей проходят перигей равномерно во времени. Аргументы широты последовательно проходящих перигей КА ГЛОНАСС

разных плоскостей отличаются на 15° . Промежуток времени между прохождением перигея КА в группировке ГЛОНАСС рассчитан по формуле:

$$\Delta T_{ГЛп} = T_{ГЛ}/24 = 40\,544/24 = 1689,33 \dots \text{ с}, \quad (34)$$

где $T_{ГЛ} = 40\,544$ с — период обращения КА ГЛОНАСС.

КА на высоких эллиптических орбитах (ВЭО) объединены в две группы по 3 КА так, что каждая группа образует один и тот же след (трассу) подспутниковой точки на поверхности Земли. Углом на параметре двух трасс соответствуют долготы 60° и 120° , как показано на рис. 1 для геосинхронной ВЭО типа «Тундра» и на рис. 2 для геосинхронной ВЭО типа QZSS. Такое размещение трасс делит территорию России примерно на три равные части и позволяет совместить плоскости двух групп КА, что даст возможность запускать сразу 2 КА одной ракетой-носителем в одну плоскость.

Промежуток времени между прохождением перигея КА в группировке ВЭО рассчитан по формуле

$$\Delta T_{грВЭОп} = T_{ВЭО}/6 = 86\,164/6 = 14\,360,66 \dots \text{ с}, \quad (35)$$

где $T_{ВЭО} = 86\,164$ с — период обращения КА на ВЭО.

Промежуток времени между прохождением перигея КА в одной плоскости ВЭО рассчитан по формуле

$$\Delta T_{плВЭОп} = T_{ВЭО}/3 = 86\,164/3 = 28\,721,33 \dots \text{ с}. \quad (36)$$

Через перигей последовательно проходят КА двух разных групп КА на ВЭО.

В табл. 2 представлены начальные значения времени прохождения перигея для группировки КА ГЛОНАСС, а в табл. 3 — для группировки КА на ВЭО.

Отметим, что начальное время перигея КА на ВЭО поставлено посередине периода между прохождением перигея первыми двумя КА в группировке ГЛОНАСС.

Орбиты КА системы ГЛОНАСС и дополнения ВЭО представлены на рис. 3, а для ВЭО типа «Тундра» и на рис. 3, б для ВЭО типа QZSS. Внешне обе конфигурации очень похожи. Только при внимательном рассмотрении можно убедиться, что в полном соответствии с параметрами табл. 1 орбита типа QZSS ближе к круговой, чем орбита типа «Тундра».

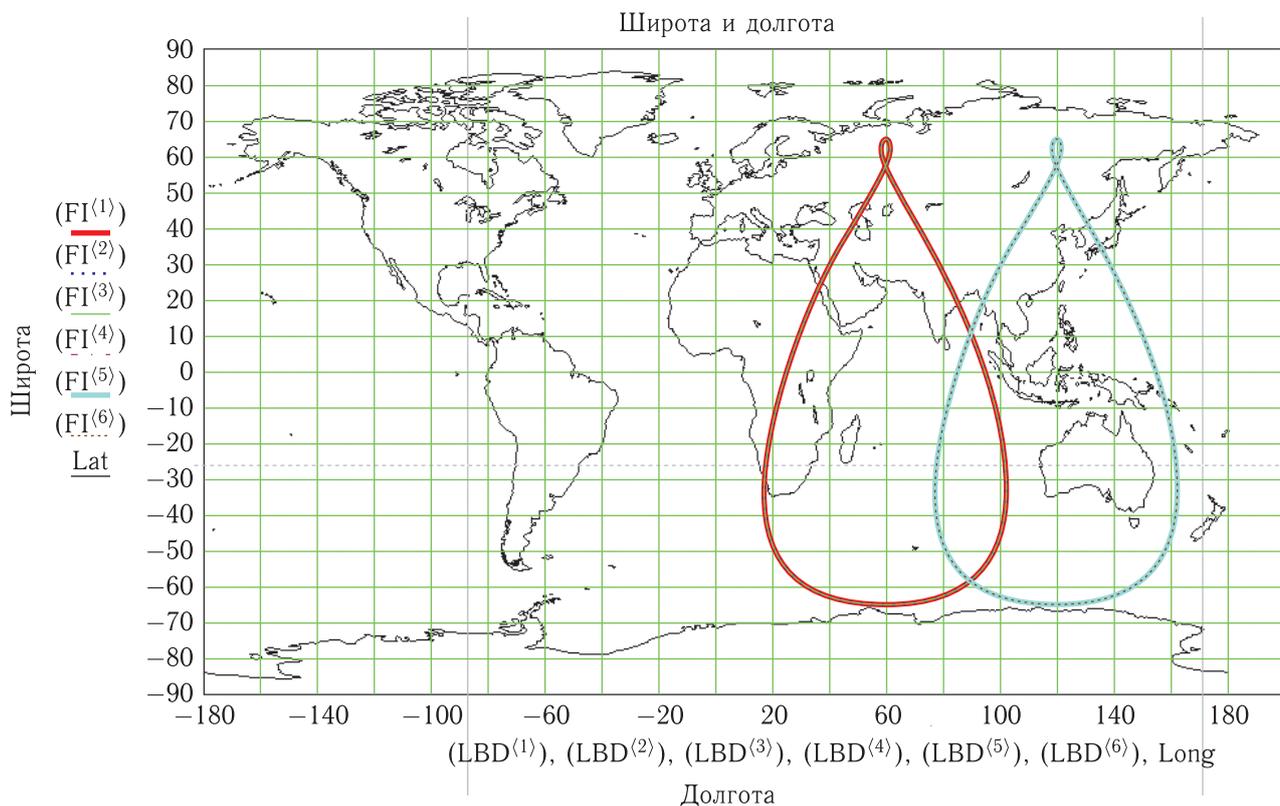


Рис. 1. Трассы подспутниковых точек КА ВЭО типа «Тундра»

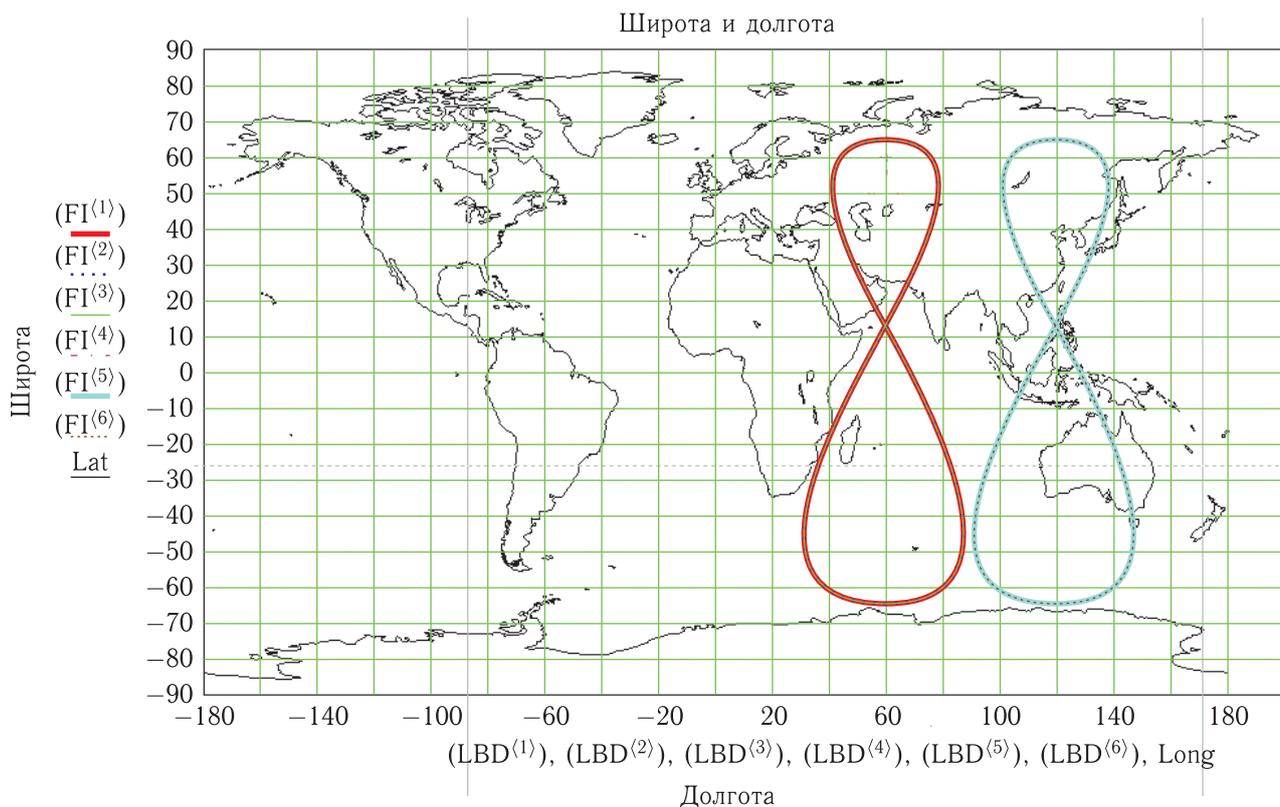


Рис. 2. Трассы подспутниковых точек КА ВЭО типа QZSS

Таблица 1. Параметры модели группировок КА ГЛОНАСС и ВЭО

Группировка \ Параметр	ГЛОНАСС	ВЭО	
		«Тундра»	QZSS
Количество КА в группировке	24	6	6
Количество плоскостей	3	3	3
Количество КА в плоскости	8	2	2
Количество групп КА с одним следом	–	2	2
Количество КА в группе	–	3	3
Наклонение	64,8°	64,8°	64,8°
Период обращения	11 ч 15 мин 44 с	23 ч 56 мин 04 с	23 ч 56 мин 04 с
Высота перигея	19 100 км	21 888,441 км	32 766,442
Высота апогея	19 174 км	49 697,839 км	38 819,838 км
Большая полуось	25 508,039 км	42 164,140 км	42 164,140 км
Малая полуось	25 508,012 км	39 805,453 км	42 055,366 км
Эксцентриситет	0,00145	0,330	0,07178
Фокальный параметр	25 507,985 км	37 578,711 км	41 946,872 км
Аргумент перигея	270°	270°	270°
Долгота восходящего узла:			
1-я плоскость	251° 15'	–	–
2-я плоскость	11° 15'	–	–
3-я плоскость	131° 15'	–	–
1-я группа:			
1-й КА		153°	153°
2-й КА		11°	11°
3-й КА		–87°	–87°
2-я группа:			
1-й КА		153°	153°
2-й КА		11°	11°
3-й КА		–87°	–87°

КА_{*i*} виден для наблюдателя на поверхности Земли, если угол между направлениями от наблюдателя на КА_{*i*} и в зенит меньше угла между направлениями от наблюдателя на возвышение зоны радиовидимости и в зенит, то есть соблюдается условие:

$$\cos(\text{КА}_i - N - Z_T) > \cos(90^\circ - \Phi_{\text{ЗРВ}}), \quad (37)$$

где $\Phi_{\text{ЗРВ}}$ — угол возвышения зоны радиовидимости. В свою очередь косинус угла между двумя векторами равен сумме произведений их направляющих косинусов, то есть

$$\cos(\text{КА}_i - N - Z_T) = \cos(\alpha_{iT}) \cdot e_{xT} + \cos(\beta_{iT}) \cdot e_{yT} + \cos(\gamma_{iT}) \cdot e_{zT}, \quad (38)$$

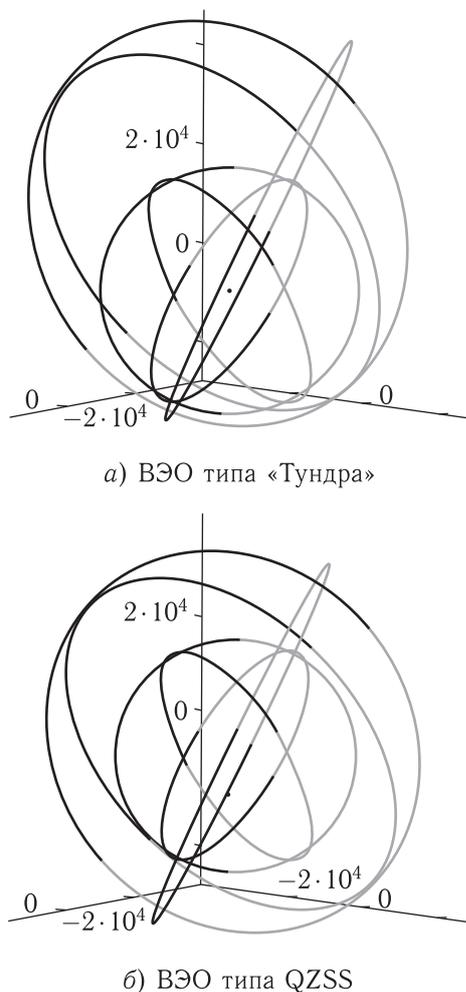


Рис. 3. Орбиты КА системы ГЛОНАСС и дополнения ВЭО

где $e_{xт}$, $e_{yт}$ и $e_{zт}$ — проекции единичного нормального вектора в точке наблюдения в топоцентрической системе координат, равные соответственно 0, 0, 1. Таким образом,

$$\cos(\text{КА}_i - N - Z_{т}) = \cos(\gamma_{iт}) = \frac{z_{iт}}{\sqrt{(x_{iт})^2 + (y_{iт})^2 + (z_{iт})^2}}. \quad (39)$$

Сущность моделирования состоит в расчете на заданном интервале времени с заданным временным шагом массивов координат всех видимых КА обеих группировок по формулам (10)–(33) с последующим расчетом по формулам (2)–(9) массивов значений геометрического фактора.

На рис. 4–6 приведены на 60-часовом интервале времени графики количества видимых

Таблица 2. Начальное время перигея для группировки КА ГЛОНАСС

№ плоскости	№ КА в плоскости	№ позиции в системе	Время перигея, с
1	1	0	0
1	2	3	–5068
1	3	6	–10 136
1	4	9	–15 204
1	5	12	–20 272
1	6	15	–25 310
1	7	18	–30 408
1	8	21	–35 476
2	1	1	–1689,33...
2	2	4	–6757,33...
2	3	7	–11 825,33...
2	4	10	–16 893,33...
2	5	13	–21 961,33...
2	6	16	–27 029,33...
2	7	19	–32 097,33...
2	8	22	–37 165,33...
3	1	2	–3378,66...
3	2	5	–8446,66...
3	3	8	–13 514,66...
3	4	11	–18 582,66...
3	5	14	–23 650,66...
3	6	17	–28 718,66...
3	7	20	–33 786,66...
3	8	23	–38 854,66...

Таблица 3. Начальное время перигея для группировки КА на ВЭО

№ группы	№ КА в группе	№ позиции в системе	Время перигея, с
1	1	0	845
1	2	2	–27 876,33...
1	3	4	–56 597,66...
2	1	1	–13 515,66...
2	2	3	–42 237
2	3	5	–70 958,33...

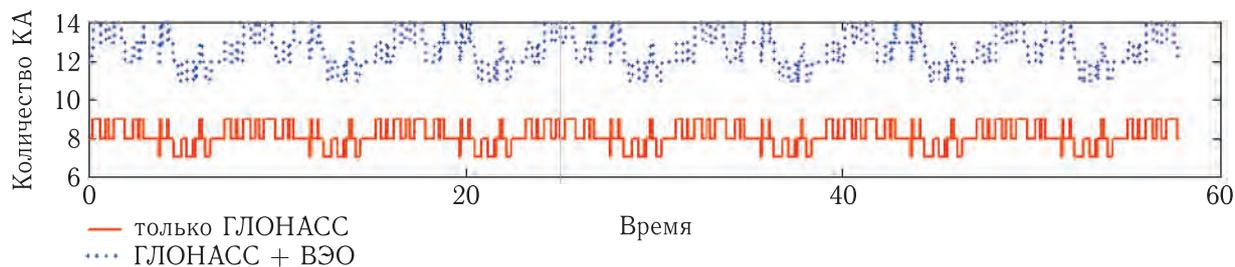


Рис. 4. Количество КА, видимых наблюдателю в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 7° для ВЭО типа «Тундра»

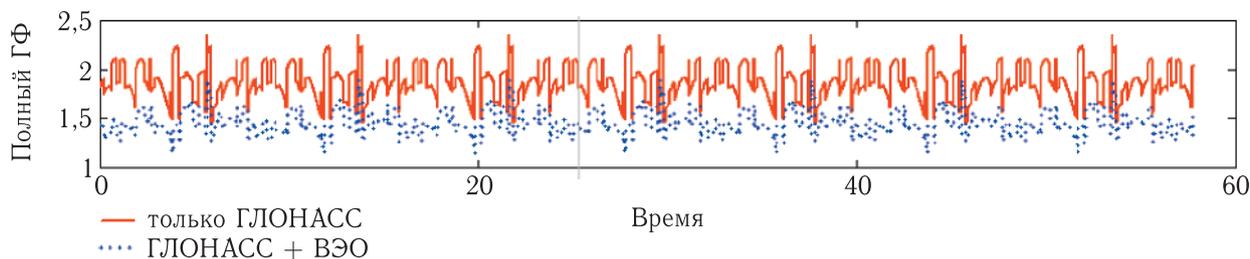


Рис. 5. Полный геометрический фактор для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 7° для ВЭО типа «Тундра»

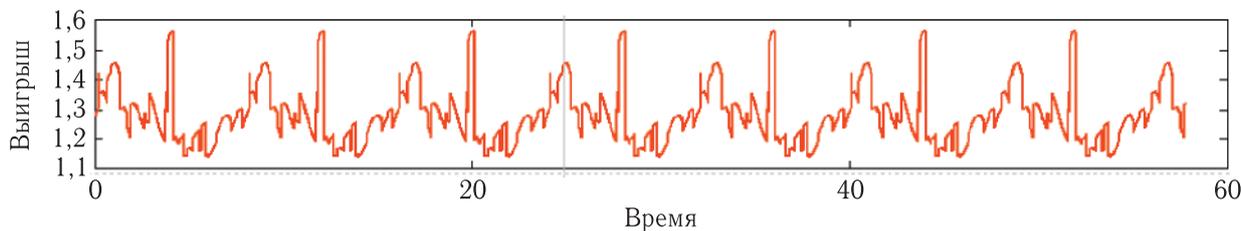


Рис. 6. Выигрыш системы ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО типа «Тундра» по сравнению с «чистой» системой ГЛОНАСС для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 7°

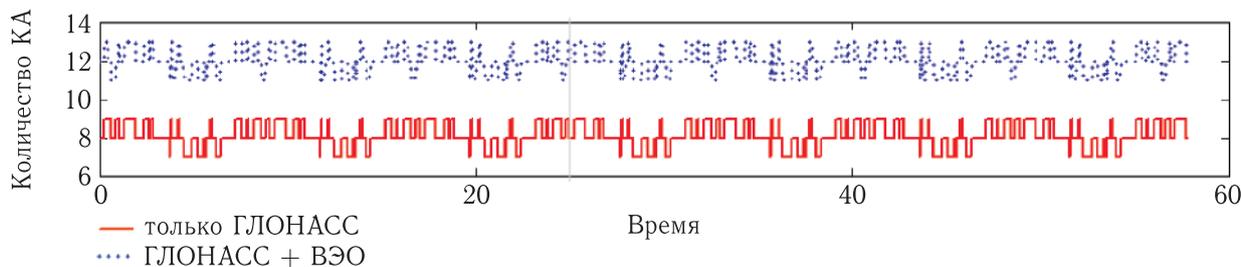


Рис. 7. Количество КА, видимых наблюдателю в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 7° для ВЭО типа QZSS

КА ГЛОНАСС (сплошная линия) и суммарного числа видимых КА ГЛОНАСС и ВЭО (пунктирная линия), соответствующих геометрических факторов и выигрыша в геометрическом факторе группировки КА ГЛОНАСС с дополнением КА ВЭО для ЗРВ 7° для наблюдателя в Барнауле и ВЭО типа «Тундра».

Для наблюдателя в Барнауле при дополнении на ВЭО типа «Тундра» максимальный выигрыш (макс. Вгр) = 1,56; минимальный (мин. Вгр) = 1,14; средний (ср. Вгр) = 1,28; среднеквадратическое отклонение с.к.о. Вгр) = 0,09.

На рис. 7–9 приведены аналогичные графики для дополнения на ВЭО типа QZSS.

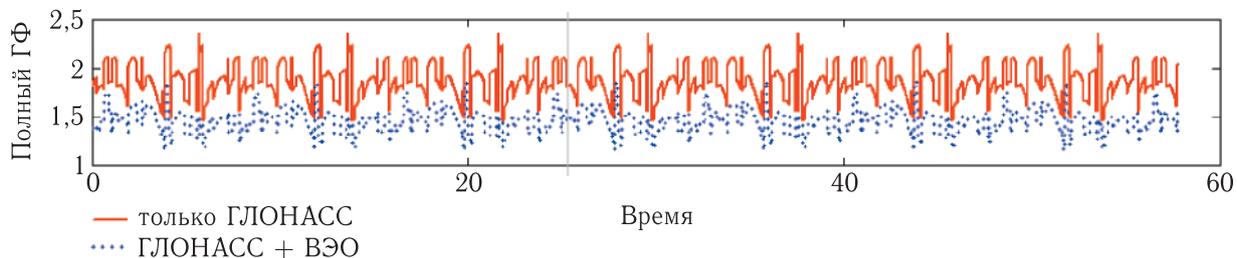


Рис. 8. Полный геометрический фактор для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 7° для ВЭО типа QZSS

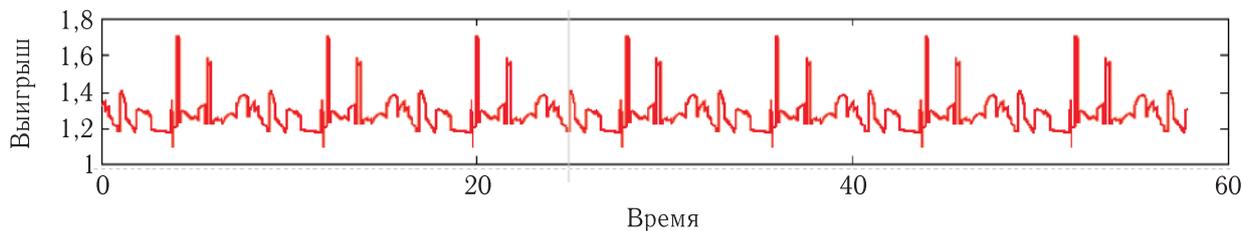


Рис. 9. Выигрыш системы ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО типа QZSS по сравнению с «чистой» системой ГЛОНАСС для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 7°

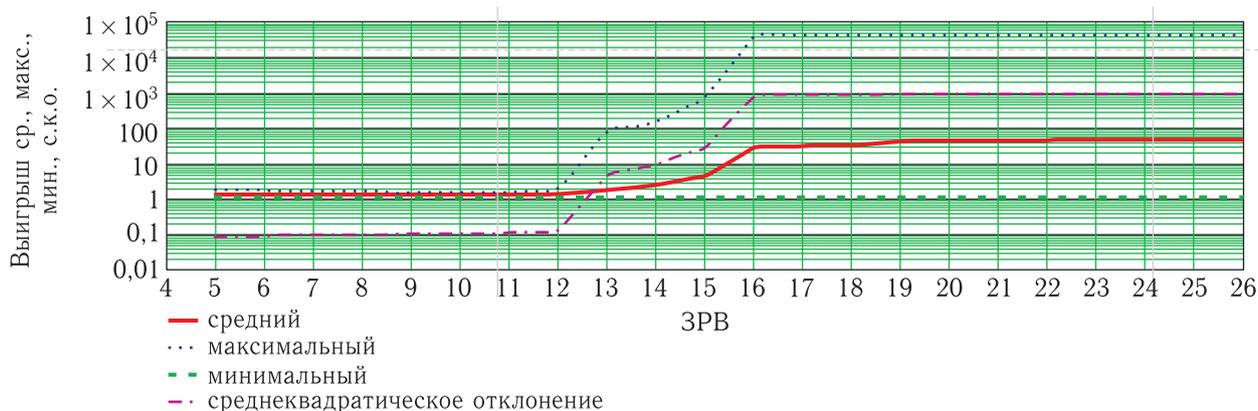
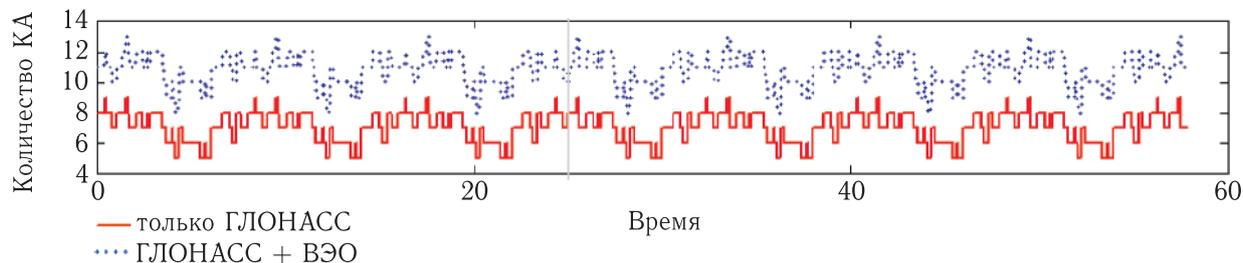
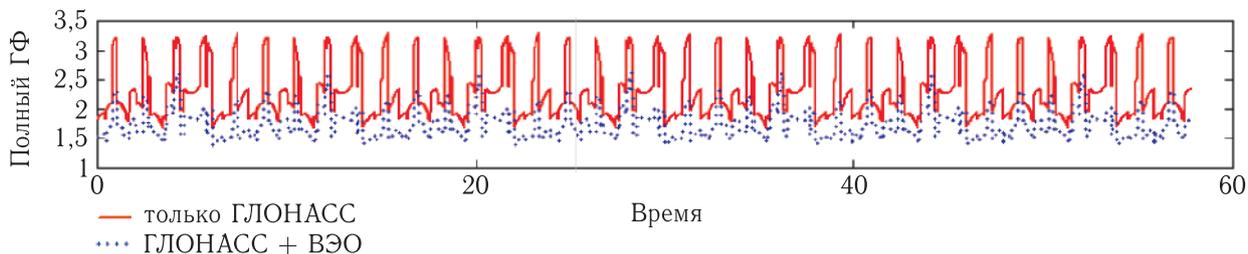
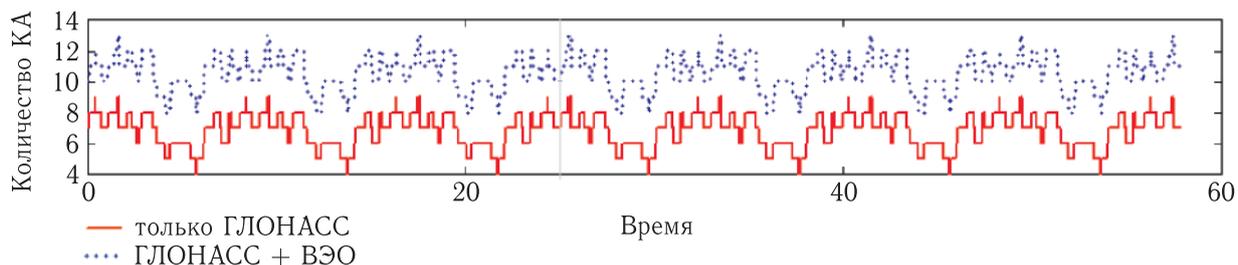


Рис. 10. Среднее значение, максимум, минимум и среднеквадратическое отклонение выигрыша системы ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО типа QZSS по сравнению с «чистой» системой ГЛОНАСС для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при изменении возвышения ЗРВ

Здесь макс. $V_{gr} = 1,71$; мин. $V_{gr} = 1,09$; ср. $V_{gr} = 1,28$; с.к.о. $V_{gr} = 0,095$.

Сопоставляя оценки геометрического фактора для ВЭО «Тундра» и QZSS, видим, что их средний выигрыш одинаков, то есть по показателю среднего выигрыша по геометрическому фактору оба типа дополнения практически равнозначны. Поэтому в дальнейшем будем рассматривать только ВЭО типа QZSS, которая считается более устойчивой по сравнению с ВЭО типа «Тундра».

На рис. 10 в логарифмическом масштабе представлены зависимости среднего, максимального, минимального и среднеквадратического отклонения выигрыша от угла возвышения ЗРВ. Анализ представленных зависимостей показывает, что указанные характеристики выигрыша сравнительно мало изменяются до тех пор, пока возвышения зоны радиовидимости не начинают приближаться к некоторому критическому значению, которое для наблюдателя в Барнауле составляет 12° .

Рис. 11. Количество КА, видимых наблюдателю в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 12° для ВЭО типа QZSSРис. 12. Полный геометрический фактор для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 12° для ВЭО типа QZSSРис. 13. Количество КА, видимых наблюдателю в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 13° для ВЭО типа QZSS

После этого среднее, максимальные значения выигрыша, а также его среднеквадратическое отклонение с увеличением угла возвышения ЗРВ начинают быстро расти и входят в насыщение при углах возвышения порядка 16° , что является вторым критическим значением. Чем это обусловлено?

Как показано на рис. 11 и 13, при переходе угла возвышения ЗРВ через 1-е критическое значение появляются промежутки времени, когда количество видимых КА ГЛОНАСС падает до четырех, причем в эти промежутки времени геометрический фактор для наблюдателя КА «чистой» системы ГЛОНАСС резко ухудшается (см. рис. 12 и 14, 15), а выигрыш системы ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО также резко возрастает (см. рис. 16).

Далее, при втором критическом значении возвышения зоны радиовидимости в 16° максималь-

ное значение и СКО выигрыша входят в насыщение, а среднее значение выигрыша продолжает медленно расти вплоть до 3-го критического значения возвышения зоны радиовидимости в 26° . Насыщение объясняется тем, что в некоторый кратковременный период сложилось такое неблагоприятное расположение КА, которое проявилось при увеличении возвышения ЗРВ, когда уходит «хороший» низко расположенный КА, а остальные кратковременно лежат почти в одной плоскости. Графики полного геометрического фактора и выигрыша системы с дополнением ВЭО на пределе этого участка представлены на рис. 18 и 19 соответственно.

Как видим из сопоставления графиков на рис. 13, 14, 15 и рис. 17, 18 при снижении на отдельных временных интервалах количества

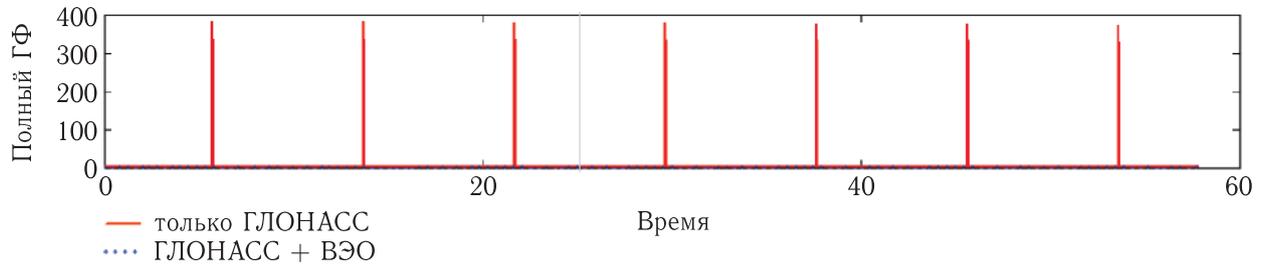


Рис. 14. Полный геометрический фактор для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 13° для ВЭО типа QZSS, линейный масштаб

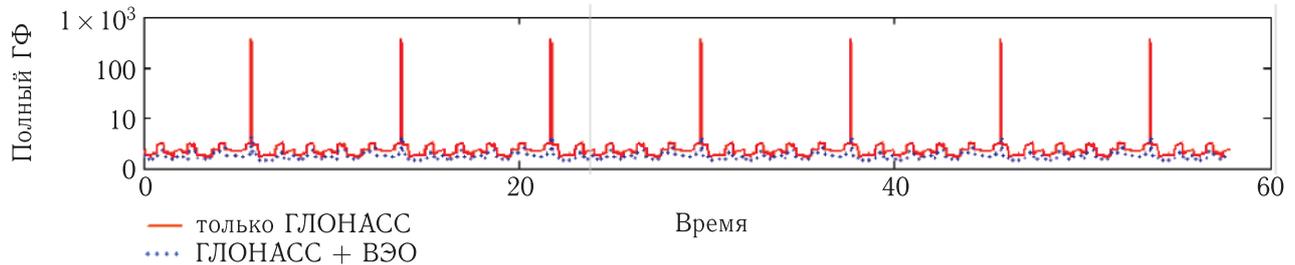


Рис. 15. Полный геометрический фактор для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 13° для ВЭО типа QZSS, логарифмический масштаб

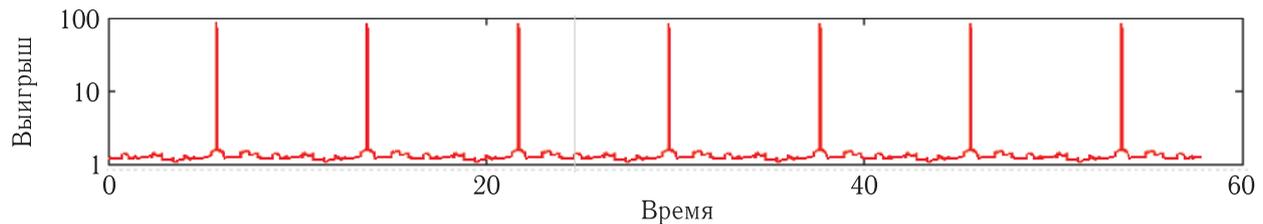


Рис. 16. Выигрыш системы ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО типа QZSS по сравнению с «чистой» системой ГЛОНАСС для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 13°

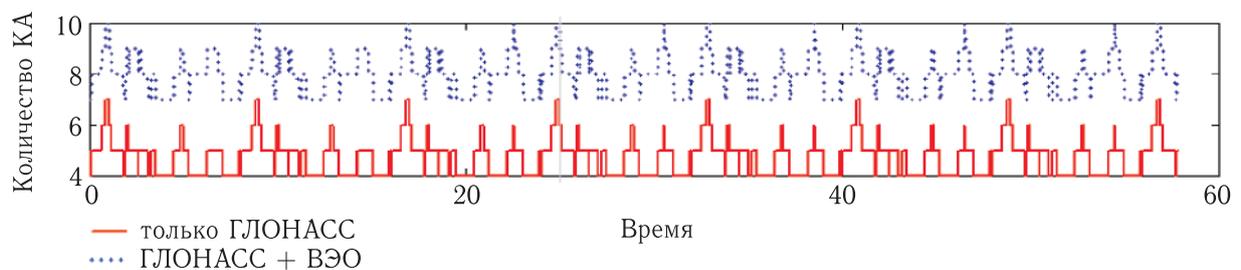


Рис. 17. Количество КА, видимых наблюдателю в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 26° для ВЭО типа QZSS

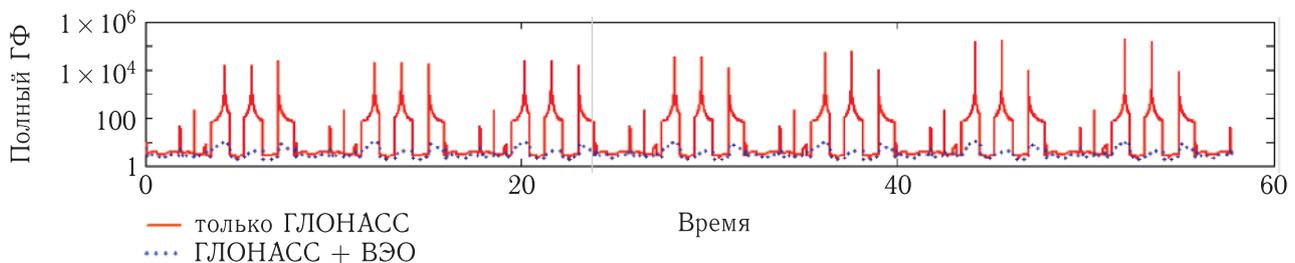


Рис. 18. Полный геометрический фактор для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 26° для ВЭО типа QZSS, логарифмический масштаб

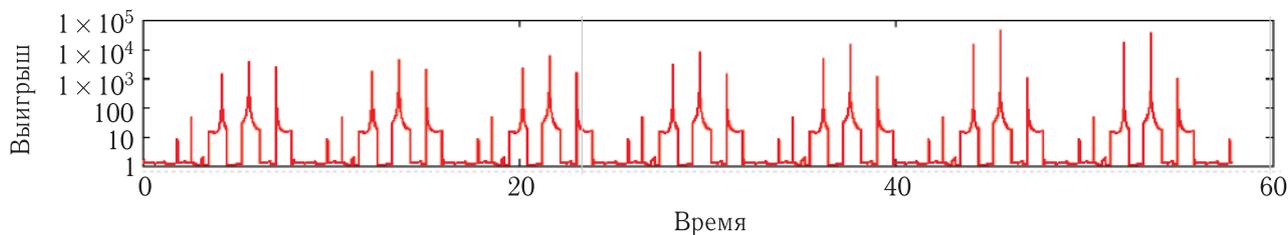


Рис. 19. Выигрыш системы ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО типа QZSS по сравнению с «чистой» системой ГЛОНАСС для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 26°

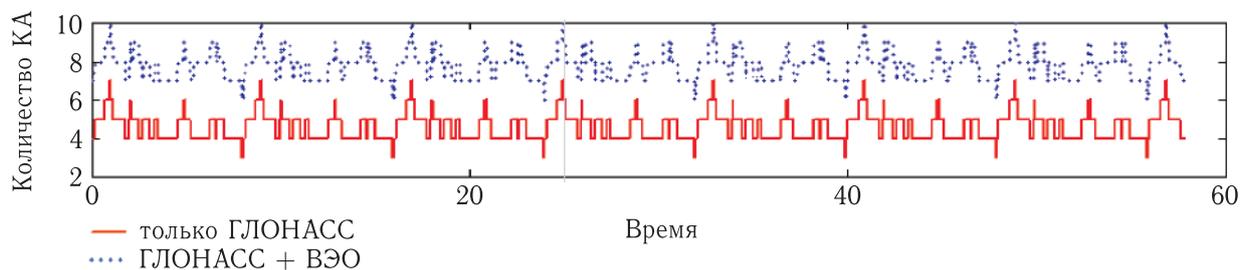


Рис. 20. Количество КА, видимых наблюдателю в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 27° для ВЭО типа QZSS

видимых НКА до четырех, график геометрического фактора от времени становится гребенчатым с «плохими», то есть сравнительно большими значениями геометрического фактора на интервалах видимости четырех НКА, и с «хорошими», то есть сравнительно малыми значениями геометрического фактора на интервалах видимости пяти и более НКА.

Это наблюдение не укладывается в общепринятый алгоритм работы по совокупности НКА. Обычно считается, что из всей совокупности видимых НКА надо выбрать четыре наилучших по критерию геометрического фактора и далее работать по ним, пока лучшей не станет другая четверка НКА. Проведенное моделирование показало, что для получения хорошей точности определения координат следует работать как минимум по пяти НКА при наличии такой возможности.

Гребенчатый характер графиков геометрического фактора от времени при наличии интервалов видимости четырех НКА свидетельствует также о том, что усредненные на всем интервале времени характеристики геометрического фактора не совсем адекватно описывают его поведение в зависимости от угла возвышения ЗРВ. Анализ полученных графиков наводит на мысль о том, что более адекватны три градации статистических характе-

ристик: 1) характеристики геометрического фактора при числе НКА более четырех, 2) нормальные характеристики при четырех «хорошо расположенных» видимых НКА и 3) аномальные характеристики при четырех «плохо расположенных» видимых НКА. Здесь «плохо расположенные» означает расположенные почти в одной плоскости.

Между 26° и 27° возвышения зоны радиовидимости, как показано на рис. 17 и 20, появляются промежутки времени, когда количество видимых наблюдателем КА ГЛОНАСС снижается до трех. На этих участках «чистая» система ГЛОНАСС перестает работать, речи о выигрыше уже не идет, а система ГЛОНАСС с дополнением ВЭО продолжает свою работу, хотя и с ухудшением точности определения координат вплоть до 4-го критического значения углов возвышения ЗРВ в 47° (см. рис. 20–23).

В «чистой» системе ГЛОНАСС появляются разрывы навигационного поля во времени. На этих участках геометрический фактор устремляется в бесконечность, как показано на рис. 21, где он специально ограничен, чтобы сохранить работоспособность расчетной программы на участках с видимостью менее 4 КА. При дальнейшем увеличении угла возвышения ЗРВ участки с видимостью менее 4 КА «чистой» системы ГЛОНАСС расширяются,

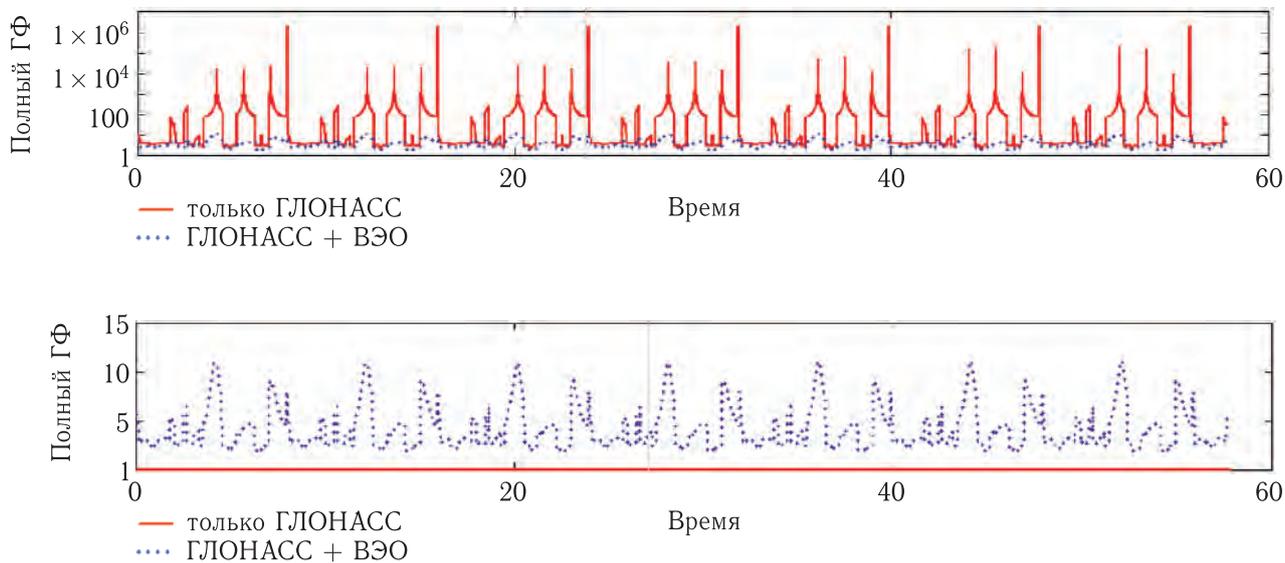


Рис. 21. Полный геометрический фактор для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 27° для ВЭО типа QZSS, логарифмический масштаб

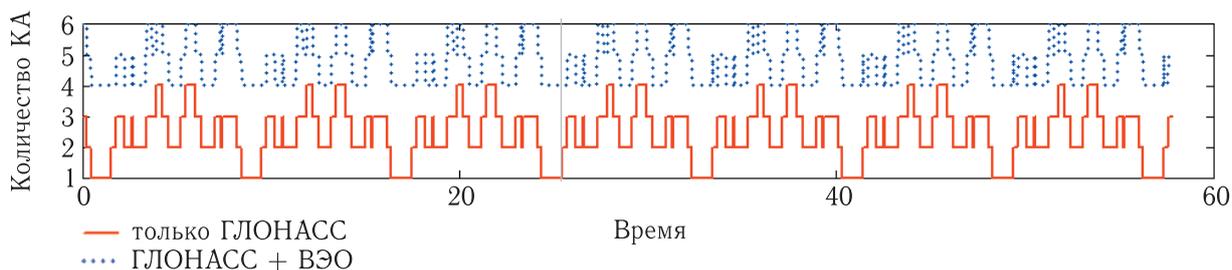


Рис. 22. Количество КА, видимых наблюдателю в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 47° для ВЭО типа QZSS

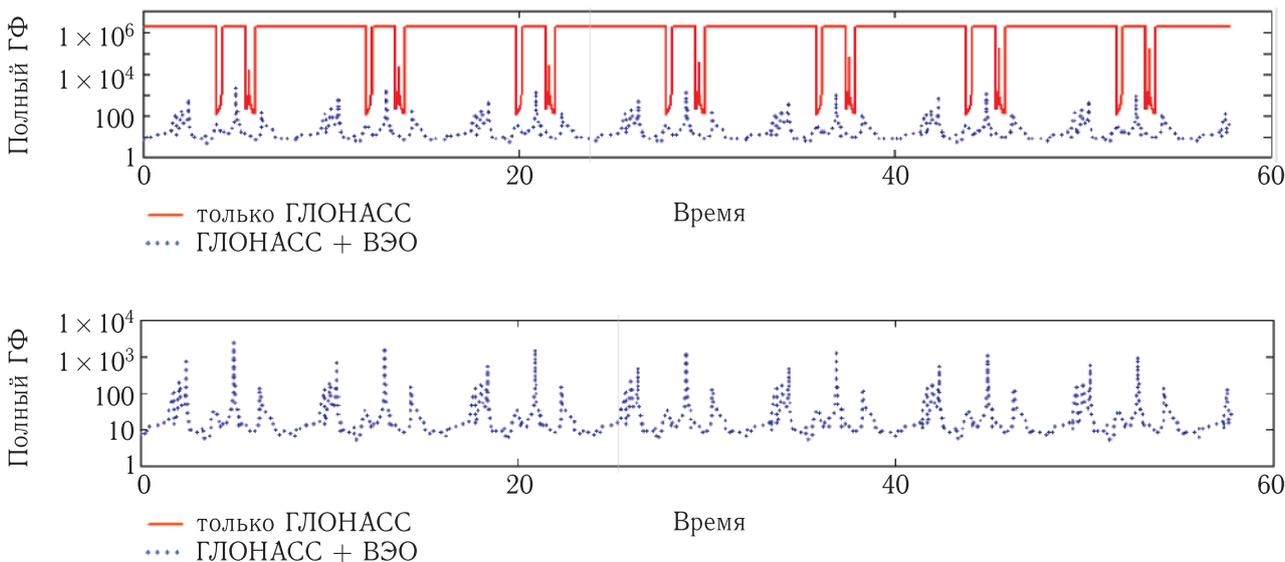


Рис. 23. Полный геометрический фактор для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 47° для ВЭО типа QZSS, логарифмический масштаб

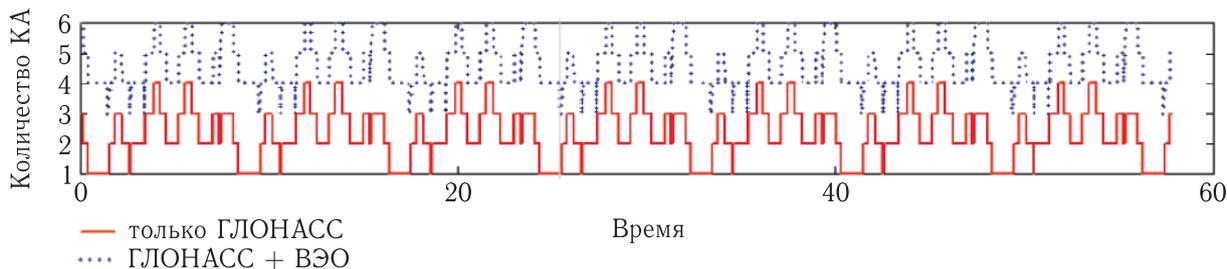


Рис. 24. Количество КА, видимых наблюдателю в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 48° для ВЭО типа QZSS

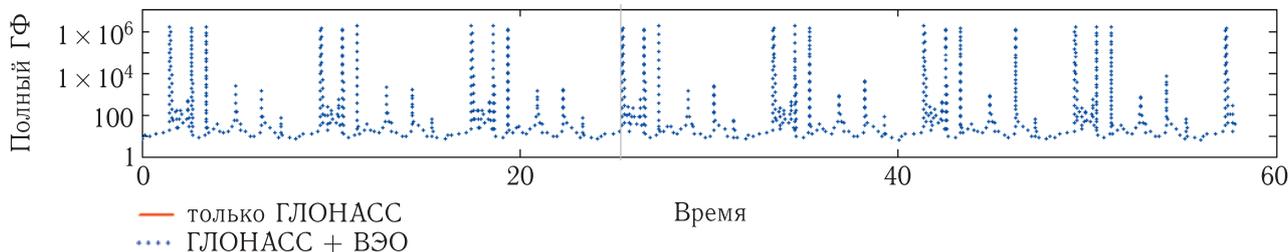


Рис. 25. Полный геометрический фактор для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 48° для ВЭО типа QZSS, логарифмический масштаб

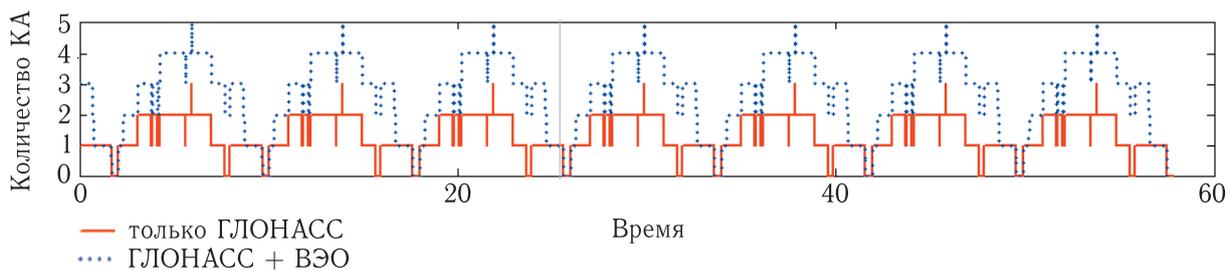


Рис. 26. Количество КА, видимых наблюдателю в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 60° для ВЭО типа QZSS

как показано на рис. 23. Соответственно расширяются во времени участки, где геометрический фактор бесконечен, а «чистая» навигационная система ГЛОНАСС теряет работоспособность. Навигационное поле «чистой» системы ГЛОНАСС выше критического значения угла возвышения ЗРВ становится прерывистым во времени.

Свыше 47° возвышения зоны радиовидимости появляются промежутки времени, когда суммарное количество видимых наблюдателем КА ГЛОНАСС и дополнения ВЭО снижается до трех, как показано на рис. 24. На этих участках система ГЛОНАСС даже с дополнением ВЭО перестает работать. Появляются разрывы навигационного поля во времени. На этих участках геометрический фактор устремляется в бесконечность, как показано на рис. 25, где он специально ограничен, чтобы сохранить рабо-

тоспособность расчетной программы на участках с видимостью менее 4 КА. При дальнейшем увеличении угла возвышения ЗРВ участки с видимостью менее 4 КА расширяются, как показано на рис. 26. Соответственно расширяются во времени участки, где геометрический фактор бесконечен, а навигационная система теряет работоспособность. Навигационное поле выше критического значения угла возвышения ЗРВ становится прерывистым во времени.

График доли работоспособного времени «чистой» системы ГЛОНАСС и системы ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО в зависимости от угла возвышения ЗРВ представлен на рис. 28.

Таким образом, высокоэллиптическое дополнение системы ГЛОНАСС существенно расширяет рабочий диапазон углов возвышения зоны

Таблица 4. Характеристики геометрического фактора «чистой» системы ГЛОНАСС и системы ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО типа QZSS и «Тундра»

№ п/п	Пункт наблюдения	Координаты	Тип ВЭО	Выигрыш ГЛОНАСС + ВЭО					Предельный угол ЗРВ	
				ЗРВ	мин.	ср.	макс.	с.к.о.		
1	Неман	54° 43' с. ш. 20° 25' в. д.	QZSS	7°	1,040	1,152	1,573	0,103	«чистая» ГЛОНАСС	27°
				20°	1,045	16,652	3026,16	135,9	ГЛОНАСС + ВЭО	36°
			«Тундра»	7°	1,060	1,210	1,561	0,097	«чистая» ГЛОНАСС	27°
				20°	1,072	13,046	2190,44	98,63	ГЛОНАСС + ВЭО	36°
2	Красное село	59° 42' с. ш. 30° 12' в. д.	QZSS	7°	1,042	1,178	1,576	0,103	«чистая» ГЛОНАСС	28°
				20°	1,057	1,219	3,122	0,213	ГЛОНАСС + ВЭО	35°
			«Тундра»	7°	1,091	1,228	1,569	0,104	«чистая» ГЛОНАСС	28°
				20°	1,072	1,269	2,223	0,175	ГЛОНАСС + ВЭО	37°
3	Новоорск	51° 16' с. ш. 58° 35' в. д.	QZSS	7°	1,076	1,268	1,622	0,112	«чистая» ГЛОНАСС	27°
				20°	1,078	8,700	1102,17	41,88	ГЛОНАСС + ВЭО	37°
			«Тундра»	7°	1,121	1,272	1,555	0,094	«чистая» ГЛОНАСС	27°
				20°	1,148	11,170	2106,07	76,58	ГЛОНАСС + ВЭО	45°
4	Воркута	67° 33' с. ш. 64° 09' в. д.	QZSS	7°	1,086	1,235	1,6	0,119	«чистая» ГЛОНАСС	28°
				20°	1,087	1,417	2,615	0,354	ГЛОНАСС + ВЭО	36°
			«Тундра»	7°	1,137	1,280	1,553	0,111	«чистая» ГЛОНАСС	28°
				20°	1,124	1,503	2,838	0,441	ГЛОНАСС + ВЭО	44°
5	Барнаул	50° 19' с. ш. 83° 21' в. д.	QZSS	7°	1,094	1,278	1,706	0,096	«чистая» ГЛОНАСС	26°
				20°	1,085	43,271	45073,0	934,5	ГЛОНАСС + ВЭО	47°
			«Тундра»	7°	1,139	1,280	1,563	0,094	«чистая» ГЛОНАСС	26°
				20°	1,114	29,919	30892,2	626,8	ГЛОНАСС + ВЭО	47°
6	Норильск	69° 24' с. ш. 87° 38' в. д.	QZSS	7°	1,089	1,244	1,577	0,123	«чистая» ГЛОНАСС	31°
				20°	1,085	1,380	2,630	0,300	ГЛОНАСС + ВЭО	42°
			«Тундра»	7°	1,144	1,286	1,696	0,113	«чистая» ГЛОНАСС	31°
				20°	1,182	1,512	2,703	0,381	ГЛОНАСС + ВЭО	49°
7	Углегорск	51° 48' с. ш. 128° 5' в. д.	QZSS	7°	1,080	1,250	1,553	0,110	«чистая» ГЛОНАСС	25°
				20°	1,092	41,784	44817,4	757,8	ГЛОНАСС + ВЭО	38°
			«Тундра»	7°	1,164	1,289	1,902	0,099	«чистая» ГЛОНАСС	25°
				20°	1,129	34,883	37170,195	628,7	ГЛОНАСС + ВЭО	45°
8	Тикси	71° 43' с. ш. 128° 50' в. д.	QZSS	7°	1,085	1,218	1,618	0,118	«чистая» ГЛОНАСС	31°
				20°	1,072	1,317	2,015	0,256	ГЛОНАСС + ВЭО	35°
			«Тундра»	7°	1,110	1,270	1,515	0,096	«чистая» ГЛОНАСС	31°
				20°	1,137	1,456	2,579	0,361	ГЛОНАСС + ВЭО	45°

Окончание табл. 4

№ п/п	Пункт наблюдения	Координаты	Тип ВЭО	Выигрыш ГЛОНАСС + ВЭО					Предельный угол ЗРВ	
				ЗРВ	мин.	ср.	макс.	с.к.о.		
9	Анадырь	64° 44' с. ш. 177° 29' в. д.	QZSS	7°	1,049	1,159	1,394	0,090	«чистая» ГЛОНАСС	29°
				20°	1,016	1,164	1,948	0,155	ГЛОНАСС + ВЭО	33°
			«Тундра»	7°	1,055	1,200	1,417	0,093	«чистая» ГЛОНАСС	29°
				20°	1,058	1,292	2,971	0,371	ГЛОНАСС + ВЭО	36°
10	Петропавловск-Камчатский	53° 05' с. ш. 158° 20' в. д.	QZSS	7°	1,074	1,215	1,595	0,122	«чистая» ГЛОНАСС	27°
				20°	1,032	13,964	3023,8	105,9	ГЛОНАСС + ВЭО	38°
			«Тундра»	7°	1,102	1,239	1,671	0,107	«чистая» ГЛОНАСС	27°
				20°	1,115	17,258	3734,4	131,0	ГЛОНАСС + ВЭО	40°
11	Ключи	56° 18' с. ш. 160° 50' в. д.	QZSS	7°	1,073	1,206	1,585	0,122	«чистая» ГЛОНАСС	28°
				20°	1,028	14,904	10418,7	222,3	ГЛОНАСС + ВЭО	35°
			«Тундра»	7°	1,073	1,206	1,585	0,122	«чистая» ГЛОНАСС	28°
				20°	1,028	14,904	10418,7	222,3	ГЛОНАСС + ВЭО	42°
12	Северный полюс	90° 0' с. ш.	QZSS	7°	1,019	1,155	1,322	0,079	«чистая» ГЛОНАСС	40°
				20°	1,019	1,168	1,527	0,135	ГЛОНАСС + ВЭО	46°
			«Тундра»	7°	1,058	1,209	1,429	0,082	«чистая» ГЛОНАСС	40°
				20°	1,066	1,245	1,571	0,124	ГЛОНАСС + ВЭО	46°

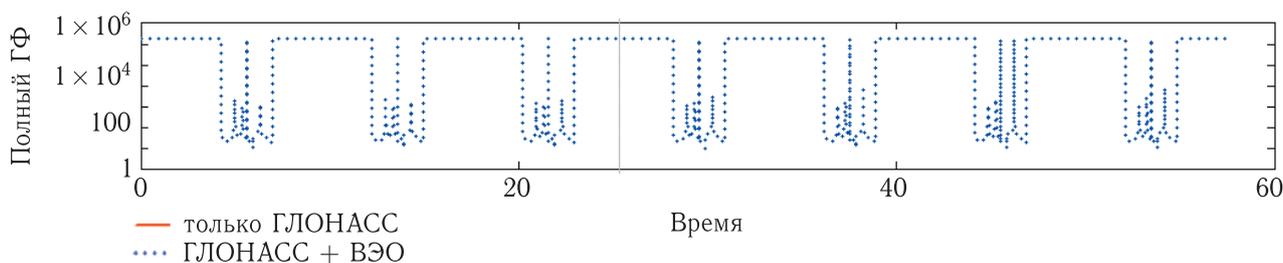


Рис. 27. Полный геометрический фактор для наблюдателя в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) при ЗРВ 60° для ВЭО типа QZSS, логарифмический масштаб

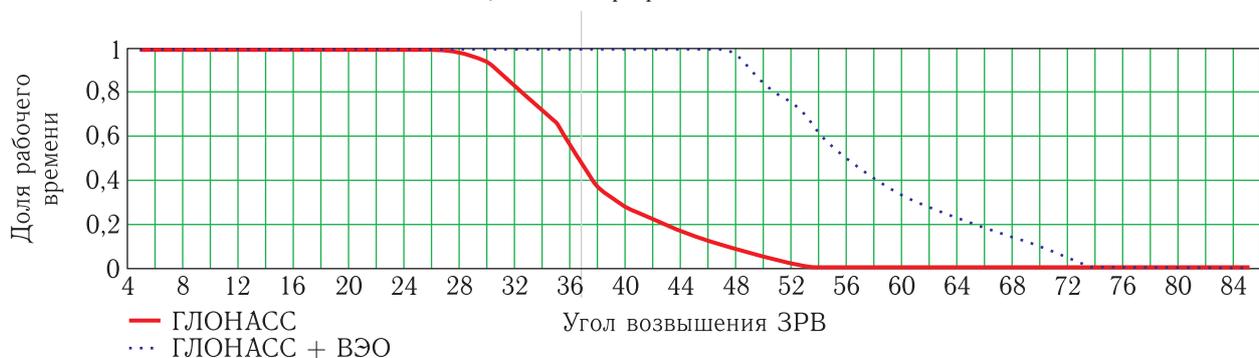


Рис. 28. Доля работоспособного времени «чистой» системы ГЛОНАСС и системы ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО в зависимости от угла возвышения ЗРВ в Барнауле (50° с. ш., 83° в. д.) для ВЭО типа QZSS

радиовидимости. В частности, для наблюдателей в Барнауле диапазон рабочих углов повышается с 26° до 47° .

Теперь оценим, как характеристики геометрического фактора системы ГЛОНАСС с дополнением ВЭО зависят от географии наблюдений. Данные моделирования представлены в табл. 4.

Анализ результатов моделирования в табл. 4 позволяет сделать вывод, что система ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО типа QZSS примерно равнозначна системе ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО типа «Тундра». Дополнение типа «Тундра» в большинстве рассмотренных географических пунктов несколько уступает по средним характеристикам геометрического фактора дополнению типа QZSS, но превосходит его по предельному углу возвышения ЗРВ.

В целом дополнение на ВЭО дает наибольшее улучшение геометрического фактора в средней части России, особенно в районах Северного полярного круга, в условиях горной местности, сохраняя работоспособность ГЛОНАСС до углов возвышения зоны радиовидимости порядка $40\text{--}45^\circ$.

Выводы

1. Система ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО типа QZSS по критерию геометрического фактора примерно равнозначна системе ГЛОНАСС с дополнением на ВЭО типа «Тундра».

2. Дополнение системы ГЛОНАСС на высокоэллиптической орбите дает наибольшее улучшение геометрического фактора в средней части России, расширяя область работоспособности ГЛОНАСС до углов возвышения зоны радиовидимости порядка 40° , что создает благоприятные возможности для местоопределения в горных и городских условиях.

3. При снижении на отдельных временных интервалах количества видимых НКА до четырех график геометрического фактора от времени становится гребенчатым со сравнительно большими значениями геометрического фактора на интервалах видимости четырех НКА и со сравнительно малыми значениями геометрического фактора на интервалах видимости пяти и более НКА. Поэтому для получения хорошей точности определения координат следует работать как минимум по пяти навигационным КА.

Список литературы

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд. 3-е, перераб. М.: Радиотехника, 2005. 688 с.
2. Спутниковые навигационные системы. МАИ, 2004.
3. Чернявский Г. М., Бартенев В. А. Орбиты спутников связи. М.: Связь, 1978. 240 с.

УДК 621.373.8, 621.374, 621.376.3

Цифровой частотный детектор для метанового мобильного стандарта частоты

Д. А. Шелестов¹, Д. А. Тюриков², А. Б. Пнев³, М. А. Губин⁴

²к. ф.-м. н., ³к. т. н., ⁴д. ф.-м. н.

^{1,3}МГТУ им. Н. Э. Баумана, НОЦ «Фотоника и ИК-техника»,

^{2,4}Физический институт им. П. Н. Лебедева РАН

e-mail: dima.shelestov@gmail.com

Аннотация. Метановый оптический стандарт частоты перспективен для применений в прецизионных частотных измерениях, в частности является одним из кандидатов на роль мобильного (в том числе «бортового») стандарта частоты со стабильностью в диапазоне $5 \cdot 10^{-15}$ – $5 \cdot 10^{-16}$ для использования в частотно-временном сегменте ГНС ГЛОНАСС. Настоящая работа посвящена разработке цифрового частотного детектора, предназначенного для повышения кратковременной стабильности частоты метанового стандарта. Проведены расчеты точности алгоритмов цифрового счета частоты, численное моделирование работы ПЛИС, подтверждающее работу одиночного канала синхронно-частотного детектора на уровне девиации Аллана $1,4 \cdot 10^{-13}$ за 1 с, а также предложены техники увеличения точности счета, позволяющие измерить девиацию Аллана на уровне $5,6 \cdot 10^{-16}$ за 1 с.

Ключевые слова: мобильный оптический стандарт частоты, He–Ne/CH₄ стандарт частоты, резонанс насыщенной дисперсии, синхронный детектор, частотный детектор, девиация Аллана, кратковременная стабильность частоты, ГНС, ГЛОНАСС

Digital Frequency Detecting Device for Mobile Methane Frequency Standard

D. A. Shelestov¹, D. A. Tyurikov², A. B. Pnev³, M. A. Gubin⁴

²candidate of physics and mathematics, ³candidate of engineering science, ⁴doctor of physics and mathematics

^{1,3}Bauman Moscow State Technical University, scientific-educational center “Fotonika i IK-tehnika”,

^{2,4}Lebedev Physical Institute RAS

e-mail: dima.shelestov@gmail.com

Abstract. Utilization of methane optical frequency standard is promising for precision frequency measurements, in particular, it is a possible future mobile (and on-board) frequency standard with stability of $5 \cdot 10^{-15}$ – $5 \cdot 10^{-16}$, which will be used in frequency-time segment of GNS GLONASS. This paper deals with development of a digital frequency detector, designed to increase the methane standard short-term frequency stability. Accuracy of digital frequency counting algorithms is calculated. A numerical simulation of programmable logic device operation is conducted, which confirms the operability of a single channel synchronous-frequency detector with Allan variance of $1,4 \cdot 10^{-13}$ per 1 s, and also provides a technology to increase the accuracy of the counting, allowing one to measure the Allan variance at $5,6 \cdot 10^{-16}$ per 1 s.

Keywords: mobile optical frequency standard, He–Ne/CH₄ frequency standard, resonance of saturated dispersion, synchronous detector, frequency detector, Allan variance, short-term frequency stability, GNSS, GLONASS

Введение

С момента появления в начале 2000-х гг. компактного способа связи между оптическим и радиодиапазонами [1] (ранее эта задача решалась сложнейшими уникальными системами [2]) стало возможно доставить потребителю повышенную стабильность частоты, свойственную оптическому диапазону. Это привело к тому, что сферы применения радио- и оптических стандартов частоты (СЧ), ранее четко разделенные, пересеклись. Большое внимание сегодня уделяется разработке различных типов оптических стандартов частоты (ОСЧ), в том числе космического базирования [3]. Открылся целый класс фундаментальных научных задач, ранее не формулировавшихся и решаемых только с помощью ОСЧ [4]. Одно из направлений работ — создание бортовых ОСЧ, допускающих установку в негерметизированных отсеках, на внешней поверхности космического аппарата (КА) и способных заменить использующиеся сегодня бортовые микроволновые СЧ (МСЧ). Однако для создания законченного ОСЧ космического базирования еще предстоит решить ряд научно-технических и технологических задач.

Гораздо более близкая к реализации задача — создание задающих генераторов с кратковременной стабильностью частоты, превосходящей на 2–3 порядка лучшие кварцевые генераторы, используемые в эталонах и хранителях времени/частоты. Создание высокостабильных компактных задающих генераторов важно для:

- повышения точности и радикального сокращения времени выхода на номинальную точность эталонов и хранителей частоты «фонтанного» типа на атомах Cs, Rb, составляющих основу наземной части частотно-временного сегмента ГНС «ГЛОНАСС»;

- повышения углового разрешения сети радиointерферометров со сверхдлинной базой (система «Квазар»), с помощью которой решается целый спектр научных и прикладных задач в области астрономии, картографии, геодинамики, космической навигации.

Важное структурное различие между МСЧ и ОСЧ с точки зрения применения в радиодиапазоне — это обязательное для ОСЧ наличие де-

лителя частоты на основе лазера ультракоротких импульсов. Такие делители существуют и активно совершенствуются, в том числе и для He–Ne/CH₄ ОСЧ [5].

Среди большого количества ОСЧ, разрабатываемых различными группами по всему миру, к числу наиболее близких к космическому исполнению можно выделить два: метановый ОСЧ (He–Ne/CH₄) [6] и йодный ОСЧ (Nd:YAG/I₂) [4]. Существующая версия йодного ОСЧ, разрабатываемого совместно рядом университетов Германии, имеет размер 550 × 250 × 50 мм и демонстрирует стабильность частоты $2 \cdot 10^{-14}$ за 1 с. Многие стандартные узлы системы заимствованы из других оптических приборов, уже эксплуатируемых в космосе.

Текущая версия метанового ОСЧ выполнена в едином ситалловом корпусе размером 240 × 230 × 50 мм, конструктивно объединяющем резонатор He–Ne-лазера и кювету с метаном (рис. 1.). Значение девиации Аллана, достигнутой при помощи стандарта, составляет $1 \cdot 10^{-14}$ за 1 с [7]. Особенностью этого типа ОСЧ является оптический дискриминатор на основе двухмодового лазера, позволяющий детектировать сигнал насыщенной дисперсии спектральной линии метана с высокой чувствительностью [8]. Достигнутые на сегодняшний день параметры метанового квантового дискриминатора показывают, что в данной системе возможно получение девиации Аллана $(1-3) \cdot 10^{-15}$ за 1 с для выходных сигналов на стандартных частотах 5 МГц, 10 МГц.

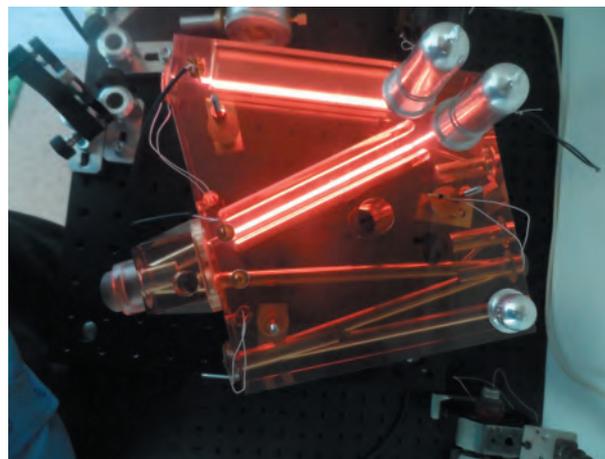


Рис. 1. Внешний вид ситаллового моноблока He–Ne/CH₄ ОСЧ

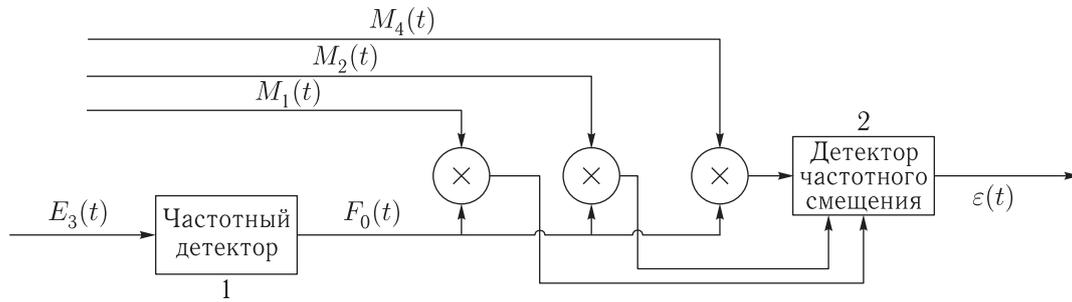


Рис. 2. Структурная схема алгоритма №1 ($E_3(t)$ — входной цифровой ЧМ-сигнал, $M_i(t)$ — опорный сигнал i -го синхронного детектора (СД), $F_0(t)$ — сигнал частоты, $\varepsilon(t)$ — сигнал частотного смещения)

Разработка метанового ОСЧ ведется по трем направлениям — повышение кратковременной (время усреднения $\tau \leq 1$ с), средневременной ($1 \text{ с} < \tau < 100$ с) и долговременной ($\tau > 100$ с) стабильностей. Для каждого случая ограничивающими являются различные факторы.

Так, для повышения кратковременной стабильности частоты необходимо модернизировать подсистему детектирования резонанса насыщенной дисперсии, ключевым элементом которой является частотный детектор.

Существующая аналоговая версия частотного детектора (ЧД) уже близка к предельно низкому значению шумов ($0,1 \text{ Гц/Гц}^{1/2}$) при частоте несущей 5 МГц. В связи с этим в данной работе предлагается конструкция цифрового частотного детектора на базе программируемых логических микросхем (ПЛИС), позволяющих в перспективе достигнуть уровня шумов $\sim 10^{-3} \text{ Гц/Гц}^{1/2}$. Решению данной задачи посвящена настоящая работа.

Цифровые алгоритмы счета частоты

Одним из преимуществ работы с ПЛИС является гибкость программируемой структуры. Это позволяет быстро создавать сложные комбинации базовых приемов счета. Далее показаны несколько базовых алгоритмов работы системы.

Первый алгоритм представляет собой две последовательные операции: сначала частотное детектирование, потом синхронное детектирование на основе измеренной частоты (рис. 2), причем

детектирование можно осуществлять на нескольких гармониках сразу.

Расчеты показали, что для определенного входного ЧМ-сигнала, характерного для He-Ne/CH₄-моноблока (несущая — 5 МГц, частота модуляции — 10 кГц, глубина модуляции — 100 кГц), абсолютная погрешность при определении положения несущей составит $\delta\nu = 300$ кГц. Достижимая минимальная девиация Аллана для времени усреднения $\tau = 0,1$ с показана в (1) и для $\tau = 1$ с — в (2) (число измерений за 1 с составляет $N = 10\,000$). Требование к разрабатываемой системе детектирования резонанса (не хуже $2 \cdot 10^{-15}$) не выполняется.

$$\sigma_{1_a}^{0,1 \text{ мс}} = \frac{\delta\nu}{\nu_{\text{CH}_4}} = \frac{300 \text{ кГц}}{88,5 \text{ ТГц}} = 3,4 \cdot 10^{-9}, \quad (1)$$

$$\tau = 0,1 \text{ мс},$$

$$\sigma_{1_a} = \frac{\delta\nu}{\sqrt{N} \cdot \nu_{\text{CH}_4}} = \frac{300 \text{ кГц}}{\sqrt{10\,000} \cdot 88,5 \text{ ТГц}} = 3,4 \cdot 10^{-11}, \quad \tau = 1 \text{ с}. \quad (2)$$

Второй алгоритм выполняет задачу синхронно-частотного детектирования, т.е. операции частотного и синхронного детектирования происходят слитно (рис. 3). Недостаток алгоритма — отсутствие явного значения несущей частоты, которое часто требуется для служебных целей. Однако в ПЛИС это легко решается установкой отдельного канала ЧД независимо от основного счета. Преимуществом же является существенно возросшая точность детектирования: абсолютная погрешность при определении положения несущей составит $\delta\nu = 1,26$ кГц. Девиация Аллана для этого

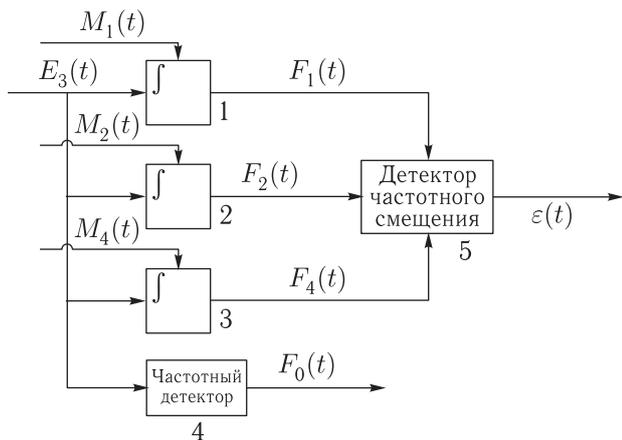


Рис. 3. Структурная схема алгоритма №2 ($E_3(t)$ — входной цифровой ЧМ-сигнал, $M_i(t)$ — опорный сигнал i -го синхронно-частотного детектора, $F_i(t)$ — выходной сигнал i -го частотно-синхронного детектора, $\varepsilon(t)$ — сигнал частотного смещения)

случая показана в (3) и (4). Тем не менее, желаемые показатели не достигнуты.

$$\sigma_{2_a}^{0,1 \text{ мс}} = \frac{\delta\nu}{\nu_{\text{CH}_4}} = \frac{1,26 \text{ кГц}}{88,5 \text{ ТГц}} = 1,4 \cdot 10^{-11}, \quad (3)$$

$$\tau = 0,1 \text{ мс},$$

$$\sigma_{2_a} = \frac{\delta\nu}{\sqrt{N} \cdot \nu_{\text{CH}_4}} = \frac{1,26 \text{ кГц}}{\sqrt{10\,000} \cdot 88,5 \text{ ТГц}} = 1,4 \cdot 10^{-13}, \quad \tau = 1 \text{ с}. \quad (4)$$

Для дальнейшего увеличения точности работы цифровой системы можно увеличить число каналов каскадированного счета, представляющих собой параллельно запущенный алгоритм синхронно-частотного детектирования, но без завершения предыдущей фазы. Для ПЛИС различного объема максимальное число таких каналов N_{cs} варьируется от 30 до 250 шт., данные которых с точки зрения ошибки счета некоррелированы. Так как девиация Аллана по математическим свойствам есть СКО, то влияние дополнительных каналов описывается выражением (5)

$$\sigma_{2_a}^+ = \frac{\sigma_{2_a}}{\sqrt{N_{cs}}} = \frac{1,4 \cdot 10^{-13}}{\sqrt{250}} = 8,8 \cdot 10^{-15}, \quad \tau = 1 \text{ с}. \quad (5)$$

Дополнительной техникой увеличения точности счета является косвенное увеличение такто-

вой частоты за счет запуска фазосмещенных тактовых сигналов. Число таких каналов ограничено внутренним джиттером ПЛИС и минимальным фазовым шагом. Так, для той же ПЛИС (джиттер 100 пс, минимальный фазовый сдвиг 250 пс) число так называемых *параллельных каналов счета* достигает $N_{\text{par}} = 16$. Влияние на девиацию Аллана показано в (6):

$$\sigma_{2_a}^+ = \frac{\sigma_{2_a}}{N_{\text{par}}} = \frac{1,4 \cdot 10^{-13}}{16} = 8,8 \cdot 10^{-15}, \quad \tau = 1 \text{ с}. \quad (6)$$

Объединению этих двух техник ничто не мешает, поэтому итоговая достижимая девиация Аллана достигнет величины (7), которая удовлетворяет поставленным условиям:

$$\sigma_{2_a}^+ = \frac{\sigma_{2_a}}{\sqrt{N_{cs}} \cdot N_{\text{par}}} = \frac{1,4 \cdot 10^{-13}}{\sqrt{250} \cdot 16} = 5,6 \cdot 10^{-16}, \quad (7)$$

$$\tau = 1 \text{ с}.$$

Реализация цифрового счета на базе ПЛИС

Реализация описанных алгоритмов происходит на базе отладочного модуля ПЛИС DE0 с добавлением интерфейсной платы, реализующей фильтрацию входного сигнала, цифро-аналоговые преобразования и согласование входных/выходных линий (рис. 4).

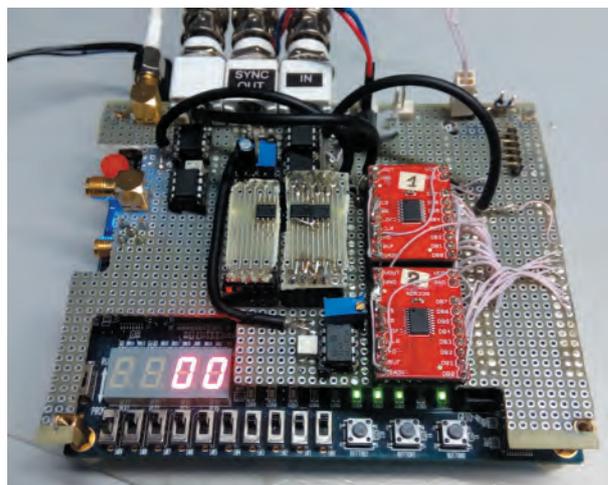


Рис. 4. Внешний вид цифрового отладочного модуля и интерфейсной платы

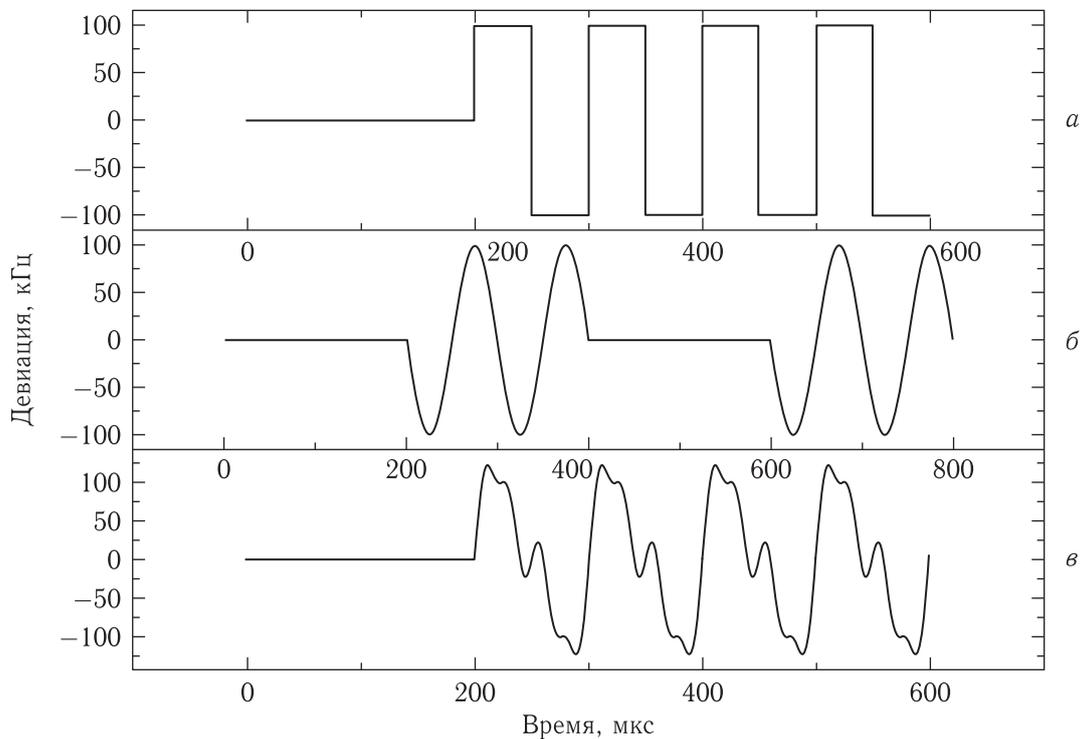


Рис. 5. ЧМ-сигналы для тестирования алгоритма, реализованного в ПЛИС

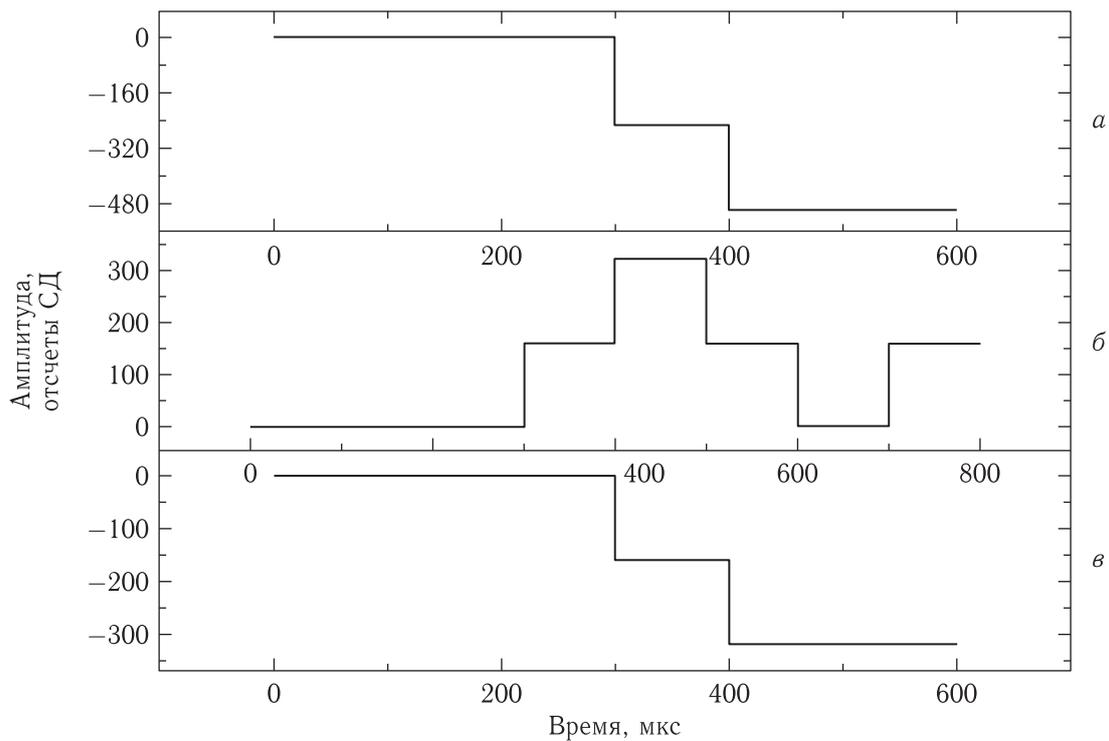


Рис. 6. Результат моделирования работы алгоритма № 2

Преимуществом использования цифровой схемотехники является развитая система численного моделирования работы ПЛИС, результаты которого очень близки к реальности. Для подтверждения соответствия между теоретической оценкой и реальной работой ПЛИС было проведено следующее моделирование.

На вход одиночного канала синхронно-частотного алгоритма были поданы модельные цифровые последовательности, эмулирующие входной ЧМ-сигнал (рис. 5).

Моделированный сигнал (а) представляет собой идеализированный случай ЧМ-модуляции в форме меандра, польза которого в том, что этот случай легко проверяется. Сигнал (б) эмулирует воздействие одиночной гармоники, а сигнал (в) — наиболее близкий к реальному, есть смесь гармоник с заранее известными амплитудами. Все сигналы представлены числовыми последовательностями как функциями времени.

Реакция цифровой системы, показанная на рис. 6, полностью подтверждает сделанные ранее расчеты. В случае (а) за 2 шага ЧД вышел на расчетное для меандра значение -500 . В случае (б) ЧД явно реагирует на появление/пропадание гармонического сигнала с расчетной амплитудой в 318 единиц. В случае (в) свойство синхронного детектора позволило в составе сложного сигнала выявить тот же сигнал, что был в случае (б).

Заключение

В работе обращается внимание на актуальность развития ОСЧ для модернизации частотно-временного сегмента ГНСС. Среди важных задач в этой области — разработка мобильного стандарта частоты радиодиапазона, сочетающего высокую кратковременную и долговременную стабильности частоты на уровне $5 \cdot 10^{-15}$ – $5 \cdot 10^{-16}$ (для времен усреднения $\tau = 1$ с–1 сут).

Одним из наиболее перспективных ОСЧ для достижения указанных параметров является «метановый» He–Ne/CH₄ ОСЧ. Компактность и жесткость созданных образцов метанового ОСЧ делает

его также перспективным для разработки в космическом исполнении.

Применение цифровых методов частотного детектирования на основе ПЛИС — необходимый шаг на пути реализации потенциально высокой стабильности ОСЧ. В работе показаны алгоритмы цифрового счета частоты, проведена оценка их точности, осуществлено моделирование, подтверждающее работу одиночного канала синхронно-частотного детектора, т. е. достижение девиации Аллана $1,4 \cdot 10^{-13}$ за 1 с. Предложены техники увеличения точности счета, позволяющие достичь девиацию Аллана на уровне $5,6 \cdot 10^{-16}$ за 1 с.

Список литературы

1. *Udem Th., Holzwarth R., Hansch T. W.* Optical frequency metrology // *Nature*, 2012, vol. 416, № 6877. P. 233–237.
2. *Pollock C. R., Jennings D. A., Petersen F. R. et al.* Direct frequency measurements of transitions at 520 THz (576 nm) in iodine and 260 THz (1,15M) in neon // *Opt. Lett.*, 1983., Mar. T. 8, № 3. P. 133–135.
3. *Gill P., Margolis H., Curtis A. et al.* Optical Atomic Clocks for Space // *NPL*, 2008. Nov. ver 1.7.
4. *Doringshoff K., Mohle K., Nagel M. et al.* High performance iodine frequency reference for tests of the LISA laser system // *EFTF-2010 24th European Frequency and Time Forum*. 2010. April. P. 1–6.
5. *Tausenev A. V., Kryukov P. G., Bubnov M. M. et al.* Efficient source of femtosecond pulses and its use for broadband supercontinuum generation // *Quantum Electronics*, 2005, т. 35, № 7. С. 581.
6. *Gubin M. A., Kireev A. N., Konyashchenko A. V. et al.* Realisation of a compact methane optical clock // *Quantum Electronics*, 2008, т. 38, № 7. С. 613.
7. *Величанский В. Л., Губин М. А.* Лазерные стандарты частоты в ФИАНе // *Успехи физических наук*, 2009, т. 179, № 11. С. 1219–1224.
8. *Gubin M. A., Protsenko E. D.* Laser frequency standards based on saturated-dispersion lines of methane // *Quantum Electronics*, 1997, т. 27, № 12. С. 1048.

УДК 681.785

Задачи поляризационного дистанционного зондирования в оптическом диапазоне

В. А. Селиванов¹, Ю. М. Гектин², В. П. Будак³

¹к.т.н., доцент, Московский технический университет связи и информатики

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

³д.т.н., проф., Национальный исследовательский университет «МЭИ»

e-mail: selivanovctc@gmail.com

Аннотация. Проводится анализ работы широкого класса многоугловых видеополяризметрических систем, рассматриваются задачи повышения надежности поляризационных измерений атмосферы и подстилающей поверхности и уменьшения размерности отображаемой информации.

Ключевые слова: многоугольная видеополяриметрия, параметры Стокса, поляризационно-фазовые кривые, дистанционное зондирование

The Tasks of Polarization Remote Sensing in Optical Band

V. A. Selivanov¹, Yu. M. Gekhtin², V. P. Budak³

¹candidate of engineering science, associate professor,

Moscow technical university of communication and information science

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

³doctor of engineering science, professor, National research university "Moscow energetic institute"

e-mail: selivanovctc@gmail.com

Abstract. The operation analysis of a broad class of multi-angle video polarimeter systems is carried out. The problems of improving the polarization measurement reliability of the atmosphere and the underlying surface are considered. The possibilities of reducing the dimension of the display information are analyzed.

Keywords: multi-angle video polarimeter, Stokes parameters, polarization-phase curves, remote sensing

Введение

Минуло более 50 лет, как в своей статье [1] Г. В. Розенберг констатировал, что измерение поляризации излучения позволяет получить всю доступную оптическим методам измерения информацию. За это время было реализовано несколько фундаментальных исследовательских программ по пассивному измерению поляризации отраженного излучения объектами ближнего и дальнего космоса, Земли со спутников и самолетов, разработаны лидеры и выполнены многочисленные измерения матриц рассеяния различными объектами. Было продемонстрировано, что измерение поляризующей способности природных образований, осуществляемое в дополнение к измерениям отражательной способности, приближает возможности корректного решения обратной задачи средствами пассивного дистанционного зондирования (ДЗ): определения физико-химического, минералогического состава подстилающей поверхности и атмосферы, определения их микроструктуры.

При решении прямых задач ДЗ стало возможным уверенно определять возраст и загрязненность снежного покрова, состав и увлажненность почв, физиологическое состояние растительности, размер и мощность загрязнений акваторий. Спектр успешно решаемых задач, методологии и варианты приборной реализации видеополариметрических измерительных систем рассматриваются в ряде обзорных работ [2–7], анализ которых показывает, что эффективность метода поляризационного зондирования наиболее ярко продемонстрирована при решении задач, связанных с оценкой аэрозоля. Минимизация систематических и динамических ошибок в оптико-электронных трактах видеополариметров обеспечило возможность реализовать процедуры измерения поляризованного света с погрешностью менее 1 %, что обеспечило надежную оценку не только концентрации и размеров частиц, но и их формы. Такие оценки позволяют судить о происхождении аэрозоля и его влиянии на атмосферные явления. Уникальная чувствительность поляризационных измерений к малым вариациям аэрозольных параметров послужила основой создания спутниковых и самолетных видеополариметрических систем, которые обеспечивают непрерывный глобальный мониторинг загрязнений атмосферы.

При поляризационном ДЗ подстилающих поверхностей, несмотря на выявленный широкий круг потенциальных приложений, столь значимых результатов от применения видеополариметрических систем пока не удается продемонстрировать. Цель настоящей работы — выявление естественно-физических и технологических причин сложившейся ситуации и определение направлений совершенствования технологии видеополариметрии.

Принцип стокс-видеополариметрии

Возможности решения прямых и обратных задач ДЗ на основании данных видеополариметрических измерений являются прямым следствием стоксовского формализма, в соответствии с которым полное описание квазимонохроматического, с длиной волны λ , частично поляризованного светового пучка обеспечивается четырьмя параметрами вектора Стокса [8]

$$\mathbf{S}(\lambda) = [I, Q, U, V]^T, \quad (1)$$

имеющими размерность интенсивности — первого параметра I . Параметры Q и U характеризуют состояние линейной поляризации, V — эллиптической поляризации пучка. Параметры Q и U индицируют преимущественное направление колебаний электрического вектора в плоскости, например, перпендикулярной плоскости «источник излучения–объект–наблюдатель», и в плоскости, развернутой на 45° относительно этой выбранной плоскости референции. Стокс-параметры измеряются косвенно, через измерения интенсивности в оптических каналах после ее модуляции линейными анализаторами и устройствами сдвига фазы. Пространственное распределение стокс-параметров носит название стокс-изображений $L_S(x, y)$. Формально эти параметры предполагают определенную процедуру их измерения с помощью дискретной поляризационной модуляции светового потока, т. е. требуется проведение шести измерений интенсивности при фиксированных положениях линейных анализаторов и двух круговых анализаторов, а именно:

$$\begin{aligned} I &= I_0 + I_{90}, & Q &= I_0 - I_{90}, \\ U &= I_{45} - I_{135}, & V &= I_L - I_R, \end{aligned} \quad (2)$$

где индексы 0, 90, 45, 135 обозначают углы плоскости пропускания линейных поляризаторов, L и R — лево- и правоциркулярный поляризаторы.

Амплитудно-угловая зависимость пропускания линейных поляризаторов нелинейна и имеет косинусквадратичный характер. Для минимизации погрешностей измерения может применяться иная схема расположения поляризаторов, а число измерений должно быть увеличено [9]. В пределе линеаризация угловой чувствительности может быть достигнута при бесконечном числе угловых измерений, что означает переход к непрерывной модуляции. Однако реализация такой схемы измерения для относительно подвижных объектов представляет собой сложную техническую задачу.

Три параметра вектора Стокса, связанные с поляризацией, линейно зависят от освещенности исследуемого объекта. В практике поляриметрии для оценки поляризующей способности объектов используются функционалы параметра вектора Стокса, не имеющие такой зависимости: степень поляризации P , определяющая долю поляризованного излучения, измеряемую в относительных единицах; азимут поляризации θ , определяющий поворот плоскости поляризации относительно плоскости референции, измеряемый в градусах; угол эллиптичности ε , характеризующий раскрыт эллипса, измеряемый в градусах.

$$P = \frac{\sqrt{Q^2 + U^2 + V^2}}{I}, \quad \theta = \frac{1}{2} \arg \tan \left(\frac{U}{Q} \right),$$

$$\varepsilon = \frac{1}{2} \arg \sin \left(\frac{V}{\sqrt{Q^2 + U^2 + V^2}} \right). \quad (3)$$

Эти функционалы в пространстве параметров вектора Стокса однозначно определяют частично поляризованный пучок на единичной сфере Пуанкаре [10]. Вследствие ограниченного диапазона измерений функционалы P , θ и ε оказываются наиболее приспособлены для отображения в виде двумерного распределения яркостей $L_{P,\theta,\varepsilon}(x, y)$.

Краткая история пассивной стокс-видеополяриметрии

Традиционно историю видеополяриметрии как инструмента ДЗ связывают с открытием Агаго, в 1811 г. наблюдавшего поляризации отражен-

ного Луной света в полярископ, однако планомерные поляриметрические наблюдения поверхности Луны начались лишь в 20-х гг. XX столетия [11]. Однако фотополяриметрия планет и подстилающей поверхности Земли из-за необходимости проведения вычислительных процедур не смогла получить широкого распространения до момента появления цифровых методов обработки изображений [12]. Уже первые изображения поляризационных функционалов P и θ естественных и антропогенных объектов продемонстрировали исследователям качественные отличия изображений от привычных изображений двумерного распределения интенсивности, что стимулировало разработку телевизионных видеополяриметрических устройств для лабораторных наземных [13, 14] и самолетных измерений [5] и проведение спектрополяриметрических исследований естественных поверхностей [16].

В результате проведенных исследований был определен перечисленный выше круг потенциальных задач ДЗ, которые могли бы быть успешно разрешены с помощью видеополяриметрических систем, и выявлен ряд феноменов, свойственных поляризационным наблюдениям. Во-первых, степень линейной поляризации отраженного от большинства естественных поверхностей солнечного излучения не превышает в среднем 15%, что предъявляет повышенные требования к дифференциальной чувствительности регистрирующих систем. Во-вторых, степень линейной поляризации имеет ярко выраженную зависимость от угла визирования и угла Солнца, даже в пределах поля зрения объектива, что затрудняет идентификацию оптически однородных объектов, разнесенных в пространстве. В-третьих, изображения $L_{\theta}(x, y)$ азимута поляризации чувствительны к шумам, но эффективно индексуют границы объектов. В-четвертых, эллиптичность отраженного излучения естественными образованиями пренебрежимо мала [17] (исключая случай отражения тонкими пленками нефтяных загрязнений акваторий). Этот факт позволил исследователям сосредоточиться на разрешении проблем измерения лишь линейной поляризации при разработке перспективных моделей видеополяриметров. Наконец, в-пятых, определились ограничения потенциально достижимой точности измерений, связанные с искажающим влиянием атмосферы.

Естественное солнечное излучение не является поляризованным, но, претерпевая рассеяние в толще атмосферы, оно становится частично линейно поляризованным, достигая поверхности. Поэтому отраженное от поверхности объектов излучение содержит как поляризованную компоненту, обусловленную собственной поляризующей способностью по отношению к падающему неполяризованному излучению, так и поляризованную компоненту, обусловленную собственной деполяризующей способностью по отношению к падающему поляризованному излучению. Отраженное от поверхности поляризованное излучение частично деполяризуется за счет рассеяния в атмосфере. Наконец поляризованное атмосферой излучение создает аддитивную помеху поляризованному излучению, отраженному от объекта, значительно превышающую полезный поляризованный сигнал.

Обозначенные проблемы охватывают две взаимно перекрывающиеся области: аппаратные проблемы обеспечения требуемой точности оценки поляризационных характеристик отраженного излучения и проблемы интерпретации результатов.

Аппаратные погрешности измерений связаны с возникновением специфических поляризационных искажений, свойственных двум основным схемам получения поляризационных отсчетов: последовательной либо параллельной. В последовательной схеме за время экспонирования стока-изображения перед единственным объективом должно осуществиться перемещение как минимум четырех поляризаторов, выполненных на основе широкоапертурных пленочных поляроидов. В параллельной схеме, при наличии одного объектива, необходимо использование светоделителей или увеличение числа независимых идентичных оптико-электронных измерительных каналов. Необходимо отметить, что проблемы минимизации аппаратных погрешностей и массогабаритных характеристик бортовых устройств в настоящее время могут быть кардинально снижены в связи с появлением малогабаритных активных анализирующих устройств на основе ферроэлектрических жидких кристаллов [18], устанавливаемых в фокальной плоскости, или микрополяризаторов — Metallic Nanowire Polarization Filter, формируемых непосредственно на светочувствительных элементах CMOS-фотоприемника [19].

При поляризационных наблюдениях естественных поверхностей основная проблема связана с интерпретацией измерений. Поляризационные параметры отраженного излучения от поверхностей естественных и искусственных образований оказались более чувствительны к углам освещения и наблюдения, нежели к физико-химическому составу [20]. Подобная проблема, носящая менее принципиальный характер для интерпретации, имеет место при измерениях интенсивности излучения, отраженного от сложных поверхностей, имеющих анизотропные индикатрисы отражения. Поэтому для повышения надежности дешифрирования изображений интенсивности используется двунаправленная функция отражательной способности BRDF (Bidirectional Reflectance Distribution Function), которую можно оценить лишь при многоугловом методе измерения. Однако в практике спутникового ДЗ спектральный коэффициент яркости (СКЯ), оцениваемый по ограниченному числу спектральных отсчетов — результатов измерений интенсивности в узких спектральных каналах, является надежной оптической сигнатурой широчайшего класса природных образований, инвариантной к угловым условиям наблюдения. Для пассивных поляриметрических измерений оптического диапазона в качестве сигнатуры, инвариантной к условиям наблюдения, используется угловая (также называемая фазовой) зависимость поляризационных параметров вектора Стокса и их функционалов. Фазовый угол α — это угол между направлением падения излучения и направлением визирования в плоскости, задаваемой этими направлениями. Эти зависимости носят названия поляризационно-фазовых кривых (ПФК), тесно связанных с понятием BPDF (Bidirectional Polarization Distribution Function) [21].

Принцип многоугловой стокс-видеополяриметрии

В простейшем случае регистрации зеркально отраженного излучения от границы «воздух-пространственно однородный диэлектрик», в соответствии с законом Френеля величина линейной поляризации отраженного излучения положительна, имеет одномодовую зависимость от угла

падения со 100%-м максимумом при угле Брюстера, однозначно связанного с коэффициентом преломления. Однако коэффициенты преломления большинства диэлектриков сосредоточены в узком диапазоне 1,3–1,6, что, казалось бы, не позволяет использовать критерий угла Брюстера для решения задач распознавания широкого класса естественных объектов. Однако в реальной ситуации структура поверхности имеет неоднородный состав и отраженное излучение формируется в приповерхностном объеме вещества порядка длины волны, в котором происходят переотражения, преломления и рассеяния светового излучения, что позволяет рассматривать этот отражающий/рассеивающий объем как мутную среду. На макроструктуре поверхности возникают затенения, что в совокупности обеспечивает сложный интегральный эффект, зависящий от степени пространственного осреднения. В простейшей модели поверхности, не учитывающей эффекты рассеяния, поверхность может быть представлена совокупностью хаотически ориентированных зеркально отражающих микроплощадок (фасеток) диэлектрика, расположенных на плоской подложке. Отраженное излучение при пространственном осреднении будет лишь частично линейно поляризовано, и возникнет зависимость степени поляризации от фазового угла. Такая модель используется при упрощенном анализе отраженного излучения от снежных или песчаных поверхностей. Если подобная неоднородная поверхность будет иметь преобладающее направление нормалей фасеток при наличии макронеровностей подложки, то угловое положение максимума степени поляризации может быть заметно смещено относительно угла Брюстера. Это смещение будет характеризовать уклон подложки поверхности. Возникающая возможность оценки уклона по анализу угловой зависимости степени поляризации лежит в основе алгоритма 3D-реконструкции поверхностей на основе стокс-изображений [22].

При рэлеевском рассеянии на частицах, сравнимых с длиной волны, что характерно для чистой атмосферы, угловая зависимость степени поляризации принимает только положительные значения. Если многократное рассеяние происходит на частицах, значительно больших длины волны (рассеяние Ми), и дополняется поглощением и пе-

реотражением, то в угловой зависимости степени поляризации могут возникать дополнительные максимумы, сопровождаемые инверсией плоскости поляризации. Впервые явление «отрицательной» линейной поляризации, смещенной в область малых фазовых углов, было обнаружено Бернаром Лио при поляриметрическом наблюдении поверхности Луны в 1922 г. [23] и смоделировано им в лабораторных условиях на мелкодисперсных порошках. Открытие «отрицательной» ветви линейной поляризации стимулировало развитие общей теории переноса излучения в мутных средах с учетом поляризации для разрешения обратной задачи определения состава и размеров рассеивающих частиц при исследовании космических объектов [11, 24–26]. Было установлено, что влияние объема вещества слоя сказывается на положительной ветви ПФК в виде подавления значений степени поляризации в максимуме и в смещении максимума влево от положений под углом Брюстера. С возрастанием анизотропии рассеяния возрастает степень поляризации для больших значений фазового угла вследствие уменьшения вклада объемного рассеяния слоем: преобладают отклонения лучей на малые углы от первоначального направления, что вызывает их большее поглощение в толще слоя. Многократные переотражения от сложной поверхности приводят к росту «отрицательной моды» ПФК. Важнейшим результатом проведенных исследований для практики ДЗ явилось доказательство высокой чувствительности формы угловой зависимости параметров вектора Стокса к появлению малых концентраций аэрозоля в атмосфере.

Для восстановления плавных одномодовых ПФК достаточно 4–6 угловых отсчетов, расположенных в диапазоне 0–180°. При наблюдении поверхности Земли возникают ограничения диапазона возможных углов зондирования. При сложной структуре мутной среды ПФК также приобретает сложный характер, что требует увеличения числа угловых отсчетов.

Для иллюстрации поведения ПФК степени линейной поляризации на рис. 1 и 2 приведены результаты моделирования для двух типов объектов: аэрозоль — «Aer» и облако — «Cloud». Модельные объекты представлены в виде плоского слоя мут-

ной среды с взвешенными частицами сферической формы, распределенными по радиусу по закону

$$f(r) = \frac{1}{\sqrt{2\pi sr}} \exp\left(-\frac{\ln^2(r/r_0)}{2s^2}\right). \quad (4)$$

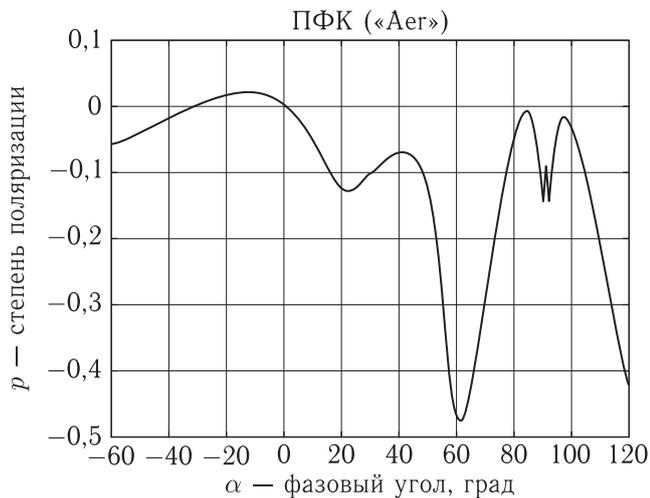


Рис. 1. Поляризационно-фазовая кривая для объекта типа «аэрозоль»

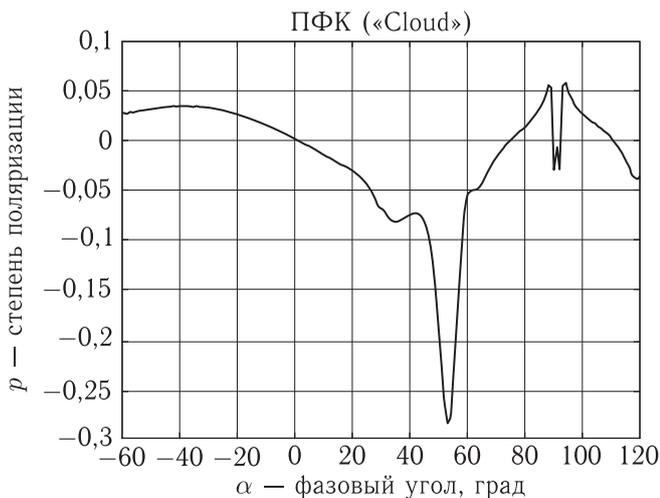


Рис. 2. Поляризационно-фазовая кривая для объекта типа «облако»

Расчеты оптических параметров среды (показателей поглощения и рассеяния, индикатрисы рассеяния) проводились по теории Ми:

- объект «Аер», $r_0 = 0,3$ мкм, $s = 0,92$, $\lambda = 412$ нм, показатель преломления частиц $m = 1,385$;

- объект «Cloud», $r_0 = 5,0$ мкм, $s = 0,4$, $\lambda = 412$ нм, показатель преломления частиц $m = 1,385$,

интегрирование по радиусам ограничивалось $r \leq 100$ мкм. Излучение Солнца направлено на слой под углом 60° с нормалью к границе слоя. Фазовый угол, равный нулю, соответствует углу визирования из-под Солнца.

Отраженное излучение моделировалось на основе решения векторного уравнения переноса для плоского слоя [27–30]. Данная модель плоского слоя также применима для подстилающей поверхности, если учитывать поглощение в подложке на нижней границе слоя.

Современное состояние многоугольного видеополаризационного ДЗ

Стремление исследователей максимизировать измерительную информацию об оптических характеристиках подстилающей поверхности, получаемую одним прибором, привело к формированию концепции ЗМИ (Multi spectral, Multi angle, Multi polarization Image). Современные и перспективные спутниковые и самолетные многоугольные видеополариметры в той или иной степени соответствуют этой концепции.

Первым полариметром, открывшим эру многоугольного полариметрического спутникового наблюдения Земли, стал французский спутниковый полариметр POLDER (POLarization and Directionality of the Earth's Reflectances) [31], запущенный в двух версиях POLDER-1 и POLDER-2 на японских спутниках-носителях ADEOS-1 и ADEOS-2 (Advanced Earth Observation Satellite — орбита спутника около 800 км) в 1996 и 2002 гг. (последний вышел из строя в 2003 г.). POLDER представляет собой широкопольный ($\pm 43^\circ \times \pm 51^\circ$) многоспектральный пассивный радиометр, предназначенный для измерения характеристик излучения, диффузно отраженного атмосферой и поверхностью Земли с учетом поляризации. Назначение системы — газовый и аэрозольный анализ состояния атмосферы и ее облачного покрова, спектральный анализ растительного покрова

и состояния почв, измерение параметров излучения при отражении от поверхности океанов. Поляризационные измерения проводятся в спектральных каналах в районе 443, 670 и 865 нм при ширине полосы 20 нм в каждом из каналов. Относительная точность измерений составляет 2–3 %.

В POLDER используются ПЗС-матрица и широкоугольный линзовый объектив, между которыми установлен вращающийся барабан, снабженный спектральными фильтрами и линейными анализаторами. Вторая спутниковая программа Франции и Японии, направленная на исследование поляризационных и анизотропных свойств отраженного атмосферой излучения при помощи лидара PARASOL (Polarization & Anisotropy of Reflectances for Atmospheric Sciences coupled with Observations from a Lidar), была запущена в 2004 г. Она реализуется группировкой малых спутников (орбита около 700 км), получающих данные в узких спектральных диапазонах. Разнородные данные обрабатываются совместно на земных станциях [32]. Основным инструментом данной спутниковой программы является аналогичный пассивный поляриметр POLDER с увеличенной скоростью передачи данных. Однако работа данной системы совместно с космическим лидаром CALIPSO [33] позволяет использовать PARASOL и как активную поляриметрическую систему.

В 2011 г. в NASA планировался запуск спутника по программе GLORY [34] (масса 553 кг, орбита 705 км), оснащенного прибором ДЗ аэрозолей и облаков на основании данных поляризационных измерений — орбитальным сканирующим фотополариметром Aerosol Polarimetry Sensor (APS) [35]. Запуск оказался неудачным, однако предполагается, что миссия будет выполнена до 2020 г. Задачи миссии — дистанционный контроль антропогенного и естественного атмосферных аэрозолей, анализ их влияния на климат за счет измерения полной яркости и состояния линейной поляризации излучения в девяти спектральных каналах APS, расположенных в диапазоне от 0,41 мкм до 2,25 мкм. Сканирование призвано обеспечить многоугловой (более 200 направлений) метод измерения. Прототип APS — RSP (Research Scanning Polarimeter) активно используется при зондировании аэрозоля и поверхности Земли с борта самолета.

По программе NASA после 2020 г. на орбите должен начать работать малогабаритный гиперугловой поляриметр HARP — Hyper-Angular Rainbow Polarimeter, нацеленный на решение аналогичного круга задач, прототип которого отрабатывается при самолетных исследованиях [36]. В отличие от POLDER, поляризационное разделение в нем осуществляется за счет призм. Измерения проводятся в трех спектральных каналах: 550, 670, 870 нм, при этом обеспечиваются наблюдения для 60 углов с разрешением на поверхности 2,5 км.

Необходимо отметить, что революционной технологической вехой в развитии поляриметрических устройств для космических исследований станет выведение на орбиту James Webb Telescope, в оптической схеме интерферометра которого используется CMOS с микрополяризаторами, произведенными компанией MOXTEK [37].

Долговременное функционирование космических миссий и общедоступность постоянно пополняемых результатов измерений способствовали разработке разнообразных приборов самолетного базирования как для целей проведения подспутниковых исследований, что имеет самостоятельное значение из-за относительно высокого пространственного разрешения и значительно меньшего искажающего влияния атмосферы, так и в качестве прототипов перспективных спутниковых приборов. К таким многоугловым видеополариметрам относятся:

– упомянутый прототип для миссии GLORY [38];

– прототип российского спутникового многоуглового видеополариметра с 4 углами визирования в диапазоне от -60° до $+60^\circ$ относительно надир, использующий линейные фотоприемники, размещенные вместе с объективами внутри вращающегося барабана с пленочными поляроидами [39];

– индийский многоугловой видеополариметр (multi-angle polarization imager — MAPI), осуществляющий поляризационное зондирование в нескольких спектральных диапазонах — 0,4, 0,5, 0,65, 0,75, 0,85, 0,935 мкм под несколькими углами в диапазоне от 0 до 70° . Пространственное разрешение прибора в надире составляет 5 км для высоты 1000 км [40].

В Китае разработан сверхширокоугольный видеополариметр, получивший название Directional Polarimetric Camera (DPC) и Advanced Atmosphere Multi-angle Polarization Radiometer (AMPR). С их помощью проводятся регулярные измерения аэрозольного состава приземного слоя в различных городах и исследования отражательных характеристик различных природных образований [41, 42].

Обсуждение

Проведенный обзор научных исследований демонстрирует перспективность многоугольной стокс-видеополариметрии как в качестве средства повышения точности методов классического оптического ДЗ, так и в качестве универсального метода, обеспечивающего исчерпывающую информацию об оптических свойствах объектов в узком спектральном диапазоне. Тем не менее, обращает на себя внимание имеющееся несоответствие числа находящихся в опытной эксплуатации бортовых многоугольных видеополариметров и количества опубликованных и систематизированных результатов угловых измерений различных природных образований. Нам представляется, что сложившаяся ситуация обусловлена по крайней мере тремя причинами.

Первая причина связана с обсуждавшимся выше искажающим влиянием атмосферы на структуру сигнала. По оценкам, полученным на основании данных POLDER [40], носящим иллюстративный характер, вклад помехи обратного рассеяния в длинноволновом участке видимого диапазона, при измерении интенсивности излучения, отраженного от подстилающей поверхности в суммарный сигнал, возрастает линейно от направления в надир с 20% до 40% при угле визирования в 700. При этом при измерении линейной поляризации уже в надирном направлении доля поляризованного атмосферой излучения составляет 55%, однако с ростом угла визирования увеличивается незначительно до 60%. Значительная доля «поляризационной дымки» в структуре сигнала приводит к уменьшению отношения сигнал/шум изображений и нелинейному возрастанию шумов в изображениях при вычислении степени поляризации.

Вторая причина имеет фундаментальный характер и связана с осреднением информации по пространству. Поскольку «тонкие» поляризационные эффекты обусловлены взаимодействием излучения с микроструктурой вещества, то они нивелируются при осреднении по разнородной поверхности. Эти обстоятельства затрудняют интерпретацию результатов измерений отраженного от поверхности Земли излучения при малом пространственном разрешении, как, например, данных, получаемых от POLDER. Напротив, распределение аэрозоля представляет собой протяженную однородную пространственную структуру. По этой же причине наиболее успешными и повторяемыми являются результаты самолетных поляризационных измерений снежного покрова, песков, протяженных пространств, открытых почв, растительности, акваторий. Такие поверхности являются квазиоднородными, их статистические характеристики мало меняются при осреднении по площадям от десятков сантиметров до сотен метров. Для этого класса поверхностей могут быть получены оценки связи физико-минералогических и структурных свойств с данными поляризационных измерений в лабораторных условиях. Тем не менее, даже для таких поверхностей возможности решения обратной задачи ДЗ на основании поляризационных данных затруднено вследствие низкого отношения сигнал/шум. Математические трудности связаны некорректностью задачи обращения интегрального оператора первого рода [43]. При обращении подобных операторов появляется возможность возникновения ложных решений и осцилляций решения вследствие его крайней чувствительности к малым вариациям исходных параметров обратной задачи. Физически речь идет о необходимости привлечения дополнительной информации для создания алгоритма, фильтрующего ложные решения, а математически — об огрублении решения до соответствующего реальному объему исходной информации.

В этом смысле особое место в теории переноса занимают малопараметрические модели, в рамках которых прямая задача допускает приближенное аналитическое решение в общем виде без априорной информации о свойствах среды и последующее обращение этого аналитического решения,

поскольку численные решения не допускают подобной операции. При этом неизвестные фотометрические свойства среды выступают в качестве немногих эмпирически определяемых параметров решения, а вид последнего диктует необходимый состав вспомогательной экспериментальной информации для определения этих параметров.

Малопараметрическая модель уже не является некорректной математической задачей, если малые изменения совокупности ее параметров приводят к малым изменениям измеряемых характеристик, т. е. процесс создания такой модели представляет собой регуляризацию решения обратной задачи [43]. Следовательно, при условии, что число угловых отсчетов ПФК и соответствующее число уравнений превышают количество неизвестных в малопараметрической модели подстилающей поверхности, то возможно однозначное обращение. Для решения прямых и обратных задач многоугловой видеополяриметрии разработан специализированный математический аппарат, приспособленный для реализации быстрых алгоритмов [44–47].

Эффективность быстрого решения прямой задачи коррекции атмосферных искажений в темпе поступления информации определяется объемом дополнительной динамической информации об оптических свойствах слоя атмосферы между видеополяриметром и подстилающей поверхностью. Такая динамическая оценка атмосферы может быть получена косвенно от несканирующего датчика, чувствительного в ближнем УФ-диапазоне (0,3–0,35 мкм), в котором отражением солнечного излучения от поверхности можно пренебречь, а сигнал определяется доминирующим рассеянием Рэлея [48].

Третьей причиной незначительного числа результатов оценки пространственного распределения поляризационных параметров является избыточность информации, генерируемая многоугловыми многоспектральными видеополяриметрами, не позволяющая использовать ее для визуального анализа. Единичные стокс-изображения, полученные под любым из углов, непригодны для анализа, а непрерывные (восстановленные) ПФК — поляризационные сигнатуры, соотнесенные с каждым пикселем стокс-изображения, — невозможно отобразить. Единственным выходом из противоречия является нахождение характерных признаков

(скалярных величин) ПФК, которые были бы инвариантны к угловым условиям наблюдения и могли бы быть отображены в виде двумерного распределения.

Модельные эксперименты на ряде сыпучих микроструктурных объектов выявили, что наиболее вариативным признаком ПФК служит максимальная величина «отрицательной ветви» степени линейной поляризации. Поляризационными признаками (инвариантами) могут служить также максимальное значение положительной ветви степени поляризации, угол инверсии азимута поляризации, крутизна ПФК в точке прохождения через нуль.

При проведении многоугловых измерений во все не обязателен переход к оптическим параметрам слоя при обращении выражения для матрицы отражения. Напротив, названные параметры ПФК линейной поляризации сами по себе являются уникальными характеристиками подстилающей поверхности и пригодны для целей зондирования. Однако для перехода от них к физико-минералогическому составу вещества подстилающей поверхности необходимо создание банка соответствующих им параметров различных типов поверхности на базе их лабораторных измерений.

Заключение

Таким образом, в настоящее время имеются теоретические и экспериментальные предпосылки для более активного внедрения методов многоугловой видеополяриметрии в практику дистанционного зондирования подстилающих поверхностей. Необходимо активизировать работы в области накопления данных для формирования отечественного атласа поляризационных характеристик природных образований.

Авторы благодарят профессоров А. А. Романова и А. С. Селиванова за обсуждение материалов статьи.

Список литературы

1. *Розенберг Г. В.* Рассеяние света в земной атмосфере (Очерк к 150-летию открытия Араго поляризации света дневного неба и 100-летию открытия Гови

- поляризации света при рассеянии) // УФН, 1960, т. 81, вып. 2. С. 173–213.
2. *Tyo J. S., Goldstein D. L., Chenault D. B., Shaw J. A.* Review of passive imaging polarimetry for remote sensing applications // *Appl. Opt.*, 2006, vol. 45, no. 22. P. 5453–5469.
 3. *Schott J. R.* Fundamentals of Polarimetric Remote Sensing. SPIE Press, 2009.
 4. *Sun Xiao-bing, Qiao Yan-li, Hong Jin.* Review of Polarization Remote Sensing Techniques and Applications in the Visible and Infrared. // *Journal of Atmospheric and Environmental Optics*, 2010, № 3.
 5. *Gong Jie-qiong, Zhan Hai-gang, Liu Da-zhao.* A Review on Polarization Information in the Remote Sensing Detection // *Spectroscopy and Spectral Analysis*, 2010, vol. 30, no. 4. P. 1088–1095(8).
 6. *Snik F., Craven-Jones J., Escuti M., Fineschi S., Harrington D., Martino A., Mawet D., Riedi J., Tyo J. S.* An Overview of Polarimetric Sensing Techniques and Technology with Applications to Different Research Fields // *SPIE Proceedings Vol. 9099: Polarization: Measurement, Analysis, and Remote Sensing XI*, May 2014.
 7. *Zhao Y. G., Yi C., Kong S. G.* Multi-band Polarization Imaging and Applications (Advances in Computer Vision and Pattern Recognition), Springer, 2016, 206 p.
 8. *Розенберг Г. В.* Луч света (К теории светового поля) // УФН, 1977, т. 121, вып. 1. С. 97–138.
 9. *Tyo J. S.* Design of optimal polarimeter: maximization of signal-to-noise ratio and minimization of error // *Applied Optics*, 2002, vol. 41, no 4. P. 619–630
 10. *Аззам Р., Башара Н.* Эллипсометрия и поляризованный свет. М.: Мир, с. 79.
 11. 200 лет астрономии в Харьковском университете / Под ред. Ю. Г. Шкуратова. Харьков: ХНУ им. В. Н. Каразина, 2008. 632 с.
 12. *Walraven R.* Polarization imagery // *SPIE. Optical polarimetry*, 1977, v. 112. P. 164–167.
 13. *Prosh T., Hennigs D., Rascheke E.* Video polarimetry: a new imaging technique in atmospheric science // *Appl. Opt.*, 1983, v. 22. P. 1360–1362.
 14. *Селиванов В. А., Джаппаркулов Б. К., Цветков А. И., и др.* Техника телевизионной поляриметрии // *Техника кино и телевидения*, 1992, № 3. С. 38–43.
 15. *Egan W. G., Johnson W. R., Whitehead V. S.* Terrestrial Polarization Imagery Obtained from the Space Shuttle: Characterization and Interpretation // *Appl. Opt.*, 1991, vol. 30, no 4. P. 435–442.
 16. *Беляев Б. И., Зайцева В. А., Комар П. В. Б., Плюта В. И.* Малогабаритный скоростной спектрометр-поляриметр «МСС-СТОКС» // *Приборы и техника эксперимента*, 1989, № 1. С. 239.
 17. *Plass G. N., Kattawar G. W., Hitzfelder S. J.* Multiple scattered radiation emerging from Rayleigh and continental haze layers. 2: Ellipticity and direction of polarization // *Appl. Opt.* 1976, 15, 1003–1010.
 18. *Vedel M., Breugnot S., Lechocinski N.* Full Stokes polarization camera // *SPIE Proc. Vol9160-33, Optical Engineering+Application*, San Diego, Aug 21–25, 2011.
 19. *Brock N. J., Crandall C. Millerd J. E.* Snap-shot Imaging Polarimeter: Performance and Applications // *Proc. SPIE 9099, Polarization: Measurement, Analysis, and Remote Sensing XI*, 21 May 2014.
 20. *Devaraj C., Gartley M., Schott J.* Influence of polarization phenomenology on material discriminability using multi-view polarimetric imagery // *SPIE Proc. Polarization Science and Remote Sensing VI*, 2013, vol. 88730C.
 21. *Rivaere N., Ceolato R., Nespel L.* Multispectral polarized BRDF: design of highly resolved reflectometer and development of data inversion method // *Optica Applicata*, 2012, vol. XXII, no 1. P. 7–22.
 22. *Atkinson G. A., Hancock E. R.* Recovery of Surface Orientation From Diffuse Polarization // *IEEE Transactions on image processing*, 2006, vol. 15, no. 6. P. 1653–1664.
 23. *Lyot B.* Recherches sur la polarisation de la lumiere des planetes et de quelques substances terrestres // *Ann. Obs. Meudon*, 1929, vol. 8, no 1. P. 1–161.
 24. *Mishchenko M. I., Rosenbush V. K., Kiselev N. N., Lupishko D. F., Tishkovets V. P., Kaydash V. G., Bel'skaya I. N., Efimov Yu. S., Shakhovskoy N. M.* Polarimetric remote sensing of solar system objects. Kyiv: Akadempriodyka, 2010.
 25. *Kolokolova L.* Dependence of Polarization on Optical and Structural Properties of the Surfaces of Atmosphereless Bodies // *ICARUS 84*, 1990. P. 305–314.
 26. *Kolokolova L., Petrova E., Kimura H.* Effects of interaction of electromagnetic waves in complex particles/ *Electromagnetic Waves* (Ed. by V. Zhurbenko). InTech, 2011, 522 p.

27. Астахов И. Е., Будаков В. П., Лисицин Д. В., Селиванов В. А. Моделирование фотометрических и поляризационных характеристик сыпучих веществ // Тезисы докладов: Международный семинар «МЭИ. Светотехника-1992». С. 142–143.
28. Астахов И. Е., Будаков В. П., Лисицин Д. В., Селиванов В. А. Решение векторного уравнения переноса в малоугловой модификации метода сферических гармоник // Оптика атмосферы и океана, 1994, т. 7, № 6. С. 753–761.
29. Будаков В. П., Козельский А. В., Савицкий Е. Н. Улучшение сходимости метода сферических гармоник при сильно анизотропном рассеянии // Оптика атмосферы и океана, 2004, т. 17, № 1. С. 36–41.
30. Budak V. P., Korkin S. V. Mathematical model of the polarized light reflection by the turbid medium slab with an anisotropic scattering // Proc. SPIE, 2005, v. 5888. P. 363–370.
31. <http://smc.cnes.fr/POLDER/>
32. <http://smc.cnes.fr/PARASOL/>
33. <http://www-calipso.larc.nasa.gov/about/atrain.php>
34. <http://glory.gsfc.nasa.gov/a-train.html>
35. <http://glory.gsfc.nasa.gov/overview-aps.html>
36. <http://spacedynamics.org/programs/harp>
37. Morris M. N., Miller J., Brock N., Hayes J., Saif B. Dynamic phase-shifting electronic speckle pattern interferometer // <http://www.4dtechnology.com/reflib/>
38. Alexandrov M. D., Cairns B., Mishchenko M. I., Ackerman A. S. Characterization of Cloud Microphysical Parameters Using Airborne Measurements by the Research Scanning Polarimeter // International Radiation Symposium 2012, Berlin, Germany, 06–10 August 2012.
39. Будаков В. П., Гектин Ю. М., Лисицин Д. В., Селиванов В. А., Цветков А. И., Церетели Г. Г. Многоугловой видеополариметр для дистанционного зондирования подстилающей поверхности / Тезисы докладов: Симпозиум «Прикладная оптика-94» // СПб.: ИТМО, 1995. С. 86.
40. Satheesh S. K., Moorthy K. K. Multi-angle polarization imager: A satellite sensor for studies of continental aerosols // Current Science, 2007, 174, vol. 92, no. 2.
41. Han W., Xiaobing S., Jin H., Fangbin W. Review of Air-Borne and Space-Borne Polarized Remote Sensing of Aerosol over Land // Journal of Atmospheric and Environmental Optics, 2015, Issue: 2. P. 186–196.
42. Hai X. D., Fa G. X., Hai C. T., Tao Y., Qiang Li Z., Feng C. X., Hao C., Jing G. Initial research on the polarized reflectance of typical urban surface types measured by the Directional Polarimetric Camera // Science China Earth Sciences, 2011 Issue: 8. P. 1199–1205.
43. Тихонов А. Н., Арсенин В. Я. Методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1974. 223 с.
44. Boudak V. P., Selivanov V. A. Multiangular videopolarimetry of an underlying surface // Proc. 31 Int. Symp. On Remote Sensing of Environment, June 20, Saint Petersburg, 2004.
45. Budak V. P., Korkin S. V. On the solution of a vectorial radiative transfer equation in an arbitrary three-dimensional turbid medium with anisotropic scattering // JQSRT, 2008, v. 109. P. 220–234.
46. Budak V. P., Korkin S. V. The spatial polarization distribution over the dome of the sky for abnormal irradiance of the atmosphere // JQSRT, 2008, v. 109. P. 1347–1362.
47. Kokhanovsky A. A., Budak V. P., Cornet C. et al. Benchmark results in vector atmospheric radiative transfer // JQSRT, 2010, vol. 111. P. 1931–1946.
48. Boudak V. P., Selivanov V. A. Videocorrection of the images of the underlying surface with use of the reference channel in the UV-spectrum region // Proc. 31 Int. Symp. On Remote Sensing of Environment, June 20, Saint Petersburg, 2004.

УДК 629.7.054:621.396

Использование методов линейного программирования в задаче планирования сеансов приема целевой информации с КА орбитальной группировки ДЗЗ

А. А. Чернов

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

e-mail: a2chernov@yandex.ru

Аннотация. Рассмотрена постановка и решение задачи оптимального распределения (планирования) сеансов приема целевой информации (ЦИ), получаемой от КА орбитальной группировки (ОГ) ДЗЗ, по ограниченному количеству приемных комплексов (ПК) НКПОР, с учетом приоритетности ЦИ и возможности одновременного попадания в зону радиовидимости пункта приема информации (ЗРВ ППИ) нескольких КА.

Решение рассматриваемой задачи производится в два этапа. На первом этапе решается задача формирования критерия эффективности планирования расписания сеансов приема ЦИ. Критерий эффективности формируется на основе «весовой матрицы» («матрицы приоритетов»), определяющей относительную ценность сеансов приема ЦИ на прямом произведении множеств всех КА ОГ и всех ПК НКПОР. Алгоритм расчета «весовой матрицы» позволяет учесть некоторые априорные требования Оператора ОГ, которые он предъявляет к конечному результату планирования. На втором этапе построенный критерий эффективности используется для постановки и решения собственно задачи оптимального планирования расписания сеансов приема [2].

Задачи и первого и второго этапов ставятся как транспортные задачи целочисленного линейного программирования. Ограничения и особенности задачи планирования расписания сеансов приема позволяют поставить ее как известную в целочисленном линейном программировании «задачу о назначениях». Приведены примеры расчета «весовых матриц» и оптимального расписания сеансов приема, полученные с помощью разработанного программного комплекса.

Ключевые слова: орбитальная группировка, оптимальное планирование сеансов приема информации, критерий оптимальности, приоритетность КА

Application of Linear Programming Methods in Scheduling of Reception Sessions of the Target Information from SC of ERS Orbital Constellation

A. A. Chernov

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

e-mail: a2chernov@yandex.ru

Abstract. This article considers the problem of optimal allocation (scheduling) of target information (TI) reception sessions from the spacecraft of the ERS orbital constellation (OC) with a limited number of core ground segment (CGS) reception complexes (RC), and suggests its solution, taking into account the priorities of the TI and the possibility of simultaneous presence of several SC in the radio visibility zone (RVZ) of the receiving station (RS).

The solution of the problem is carried out in two stages. The first step is to work out a criterion of efficiency of scheduling of the TI reception sessions. The criterion of effectiveness is based on the "weight matrix" ("priority matrix"), which determines the relative value of the TI reception sessions on the direct product of factors of the orbital constellation SC and all the CGS RC. The algorithm for the "weight matrix" calculation accommodates some a priori requirements of the OC operator, which he specifies for the end result of the scheduling. On the second stage the criterion of efficiency is used to set and solve the problem of optimal scheduling of the reception sessions [2].

The problems of the first and second stages are viewed as transportation problems of integer linear programming. Limitations and features of the problem of reception session scheduling make it possible to view it as the "assignment problem", well known in integer linear programming. Examples of "weight matrix" calculation and optimal scheduling of reception sessions using the developed software are presented.

Keywords: orbital constellation, optimal scheduling of information reception sessions, criterion of efficiency, SC priority

Введение

Одной из особенностей задачи планирования приема ЦИ является учет возможности одновременного попадания в ЗРВ ППИ (зону радиовидимости пунктов приема информации) нескольких КА, в результате чего прием ЦИ с некоторых КА в это время становится невозможным. Для иллюстрации этого положения на рис. 1 приведены результаты моделирования проходов КА ОГ в ЗРВ ППИ «Отрадное» (ППИ «102») 05.08.2015 11:16 ДМВ (676 мин). Орбитальная группировка включает 9 КА, имена которых приведены на рис. 1.

Из рис. 1 следует, что 05.08.2015 11:16 ДМВ в зоне радиовидимости ППИ «Отрадное» одновременно находилось 5 КА: «Метеор-М», «Метеор-М2», «Канопус-В1», «Ресурс-П2», TERRA. На рис. 2 показано развитие ситуации с количеством КА в ЗРВ ППИ в течение указанных суток. В табл. 1 приведены итоговые результаты моделирования проходов КА ОГ в ЗРВ ППИ за 200 сут 2015 г.

Таблица 1. $n_{КА}^{max}$ — максимальное количество КА, в течение суток одновременно попадающих в ЗРВ ППИ «102», и количество суток (в процентах от времени работы ОГ), в которые это событие происходит

$n_{КА}^{max}$	2	3	4	5
Количество сут, %	19	70	10	1

Из табл. 1 следует, что в каждые сутки одновременное попадание в ЗРВ ППИ нескольких КА орбитальной группировки надо скорее считать правилом, чем исключением. Более того, для рассматриваемой ОГ из 9 КА событие $n_{КА}^{max} = 3$ реализуется примерно в 3,7 раза чаще, чем событие $n_{КА}^{max} = 2$. Следовательно, при функционировании данной ОГ неизбежно будут возникать потери целевой информации, если количество ПК на ППИ будет менее $n_{КА}^{max} = 3$.

К другим особенностям, которые должны учитываться при постановке задачи, необходимо отнести требования к оперативности получения принимаемой ЦИ; различия в технических характеристиках и составе ПК ППИ; использование на КА целевой аппаратуры различного разрешения; существование преимуществ для некоторых КА на некото-

рых ПК в определенные периоды времени в обслуживании перед другими КА, а также ряд других особенностей технического характера.

Таким образом, сеансы приема ЦИ от каждого КА ОГ на каждом ПК НКПОР в условиях возможной потери ЦИ, естественно, приобретают большую или меньшую значимость (приоритетность) по отношению друг к другу и возникает необходимость ранжировать КА относительно операции приема ЦИ, т.е. для всех КА на всех ПК установить определенные приоритеты p_{ij} по приему ЦИ (здесь $i = 1, \dots, M$ — номер КА; $j = 1, \dots, N$ — номер ПК), с учетом которых и строить расписание сеансов приема. Приоритеты p_{ij} объединяются в матрицу приоритетов W размерности $M \times N$; p_{ij} — целые положительные числа, наивысший приоритет равен 1 (как в спорте — первое место), самый низкий (когда i -й КА не обслуживается на j -м ПК) равен большому числу.

$$W = \begin{pmatrix} p_{11} & p_{12} & \dots & p_{1N} \\ p_{21} & p_{22} & \dots & p_{2N} \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ p_{M1} & p_{M2} & \dots & p_{MN} \end{pmatrix}.$$

Организованная таким образом матрица приоритетов W может быть использована для построения критерия оптимальности F в задаче оптимального планирования расписания сеансов приема ЦИ с КА ОГ. Однако отсутствие регулярного алгоритма для получения матрицы W , которая должна обладать определенными свойствами, обусловленными спецификой задачи, вызывает значительные трудности. Формализуем алгоритм построения матрицы W .

Установление отношений порядка на множествах КА ОГ и ПК НКПОР и получение матрицы приоритетов W

Положим, что оператор при получении матрицы W способен сравнить предпочтительность операции приема ЦИ с каждого КА группировки на некотором (одном!) ПК НКПОР и упорядочить множество КА на этом ПК по степени предпочтения, иначе говоря, *установить очередность*

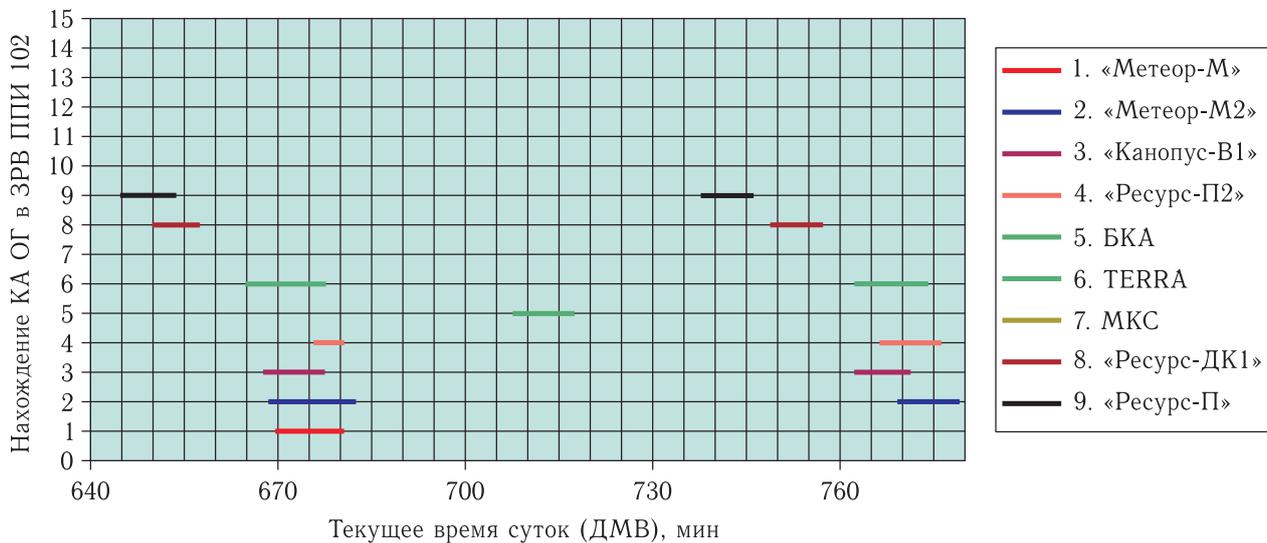


Рис. 1. Прохождения КА ОГ в ЗРВ ППИ «Отрадное»

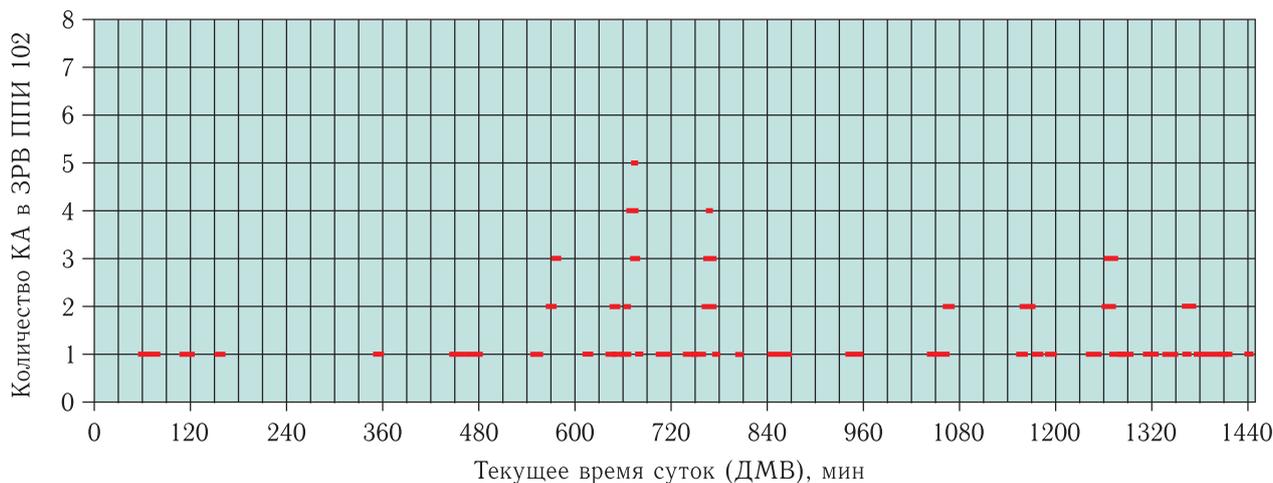


Рис. 2. Количество КА ОГ, одновременно попадающих в ЗРВ ППИ «Отрадное» в течение суток 05.08.2015

обслуживания каждого КА ОГ на заданном ПК. Отметим, что от оператора не требуется, чтобы он соизмерял «предпочтительность» в каких-то единицах, достаточно, чтобы он был способен ранжировать все КА-группировки по степени предпочтительности их обслуживания на данном ПК. Затем такое установление отношений предпочтения (т. е. очередности обслуживания) среди КА ОГ оператор последовательно производит для каждого ПК, задействованного для обслуживания ОГ, составляя из этих отношений столбцы матрицы C (*column* — столбец) (табл. 2). Если некоторый ПК не задействуется для обслуживания некоторого КА, то соответствующий элемент матрицы C

(на пересечении строки «КА» и столбца «ПК») полагается равным большому числу, например 100.

Условимся также, что очередность обслуживания *строгая*, т. е. два КА не могут иметь один и тот же номер в очереди на обслуживание на данном ПК. В результате матрица C приобретает вид, подобный приведенному в табл. 2 (числа 100, которые должны стоять в свободных элементах матрицы, не показаны, чтобы упростить зрительное восприятие данных). Подчеркнем, что информация одного столбца никак не связана с информацией другого: столбцы заполняются совершенно независимо друг от друга.

На следующем этапе работы оператор сравнивает предпочтительность операции приема ЦИ

Таблица 2. Приоритетность сеансов приема ЦИ с каждого из КА ОГ на конкретном ПК НКПОР (в столбцах матрицы C)

	ПК ₁	ПК ₂	ПК ₃	ПК ₄	ПК ₅	ПК ₆	ПК ₇	КА
КА ₁		3	3	3		3	–	«Ресурс-ДК1»
КА ₂		9					–	«Метеор-М»
КА ₃	3	8	7		3		3	«Метеор-М2»
КА ₄	1	4	4	4	1	4	1	«Канопус-В1»
КА ₅		1	1	1	4	1	5	«Ресурс-П2»
КА ₆	2	5	5	5	2	5	2	БКА
КА ₇		6				6	–	МКС
КА ₈		7	6				6	TERRA
КА ₉		2	2	2	5	2	4	«Ресурс-П»

Таблица 3. Приоритетность сеансов приема ЦИ с конкретного КА ОГ на каждом ПК НКПОР (в строках матрицы R)

	ПК ₁	ПК ₂	ПК ₃	ПК ₄	ПК ₅	ПК ₆	ПК ₇	КА
КА ₁		2	3	1		4		«Ресурс-ДК1»
КА ₂		1						«Метеор-М»
КА ₃	2	3	4		1		5	«Метеор-М2»
КА ₄	1	3	4	5	2	7	6	«Канопус-В1»
КА ₅		2	3	1	4	5	6	«Ресурс-П2»
КА ₆	1	3	4	5	2	7	6	БКА
КА ₇		1				2		МКС
КА ₈		1	2				3	TERRA
КА ₉		2	3	1	4	5	6	«Ресурс-П»

с некоторого КА группировки на всех ПК НКПОР и упорядочивает множество ПК для рассматриваемого КА по степени предпочтения, иначе говоря, устанавливает очередь, в которой *рассматриваемый КА «выбирал бы» ПК для приема передаваемой ЦИ*. Все, что сказано об установлении отношений предпочтения в столбцах матрицы C , действительно теперь по отношению к строкам матрицы R (*row* — строка). В результате матрица R приобретает вид, подобный приведенному в табл. 3. Подчеркнем, что информация в одной строке никак не связана с информацией в другой: строки заполняются совершенно независимо друг от друга. Понятно, что цифра 100 стоит на одних и тех же местах как в матрице C , так и в матрице R , поскольку смысл элементов, равных 100, в обеих матрицах одинаков: j -й ПК с i -го КА информацию не принимает.

Итак, согласно табл. 2 (т.е. матрице C) ранжируются сеансы приема ЦИ с каждого из КА ОГ на конкретном ПК _{j} , $j = 1, 2, \dots, 7$, а согласно табл. 3 (т.е. матрице R) — сеансы приема ЦИ на каждом ПК НКПОР с конкретного КА _{i} , $i = 1, 2, \dots, 9$. Важно, что опытный оператор устанавливает эти отношения предпочтения, а значит, строит матрицы C и R , без особого труда. Однако использовать любую из этих матриц непосредственно при формировании критерия эффективности оптимальной задачи как «весовую» матрицу W

нельзя, так как последняя применяется в алгоритмах оптимизации при одновременном варьировании как КА, так и ПК. А матрицы C и R этого делать не позволяют: матрица C предоставляет корректную информацию для сравнения при переборе ее элементов только в столбцах, а матрица R — только в строках. Более того, матрицы C и R , вообще говоря, могут противоречить друг другу. Поэтому для формирования критерия эффективности задачи оптимального планирования сеансов приема ЦИ необходимо найти матрицу $W = f(C, R)$, удовлетворяющую (если это возможно) одновременно как матрице C , так и матрице R . Будем говорить в этом случае, что матрица W есть результат «слияния» матриц C и R , и используем обозначение $W = C \square R$. Представим способ построения матрицы приоритетности W .

Для упрощения изложения, но без потери общности, способ получения матрицы W проиллюстрируем на конкретном примере. Пусть матрицы C и R с положительными элементами имеют размерность 4×3 ($M = 4$ — четыре КА и $N = 3$ — три ПК). Зададим C и R , а также искомую матрицу W той же размерности в виде

$$C = \begin{vmatrix} 1 & 4 & 3 \\ 2 & 1 & 4 \\ 3 & 2 & 1 \\ 4 & 3 & 2 \end{vmatrix}; \quad R = \begin{vmatrix} 1 & 3 & 2 \\ 3 & 1 & 2 \\ 2 & 3 & 1 \\ 3 & 2 & 1 \end{vmatrix};$$

$$\mathbf{W} = \mathbf{C} \square \mathbf{R} = \begin{vmatrix} x_{11} & x_{12} & x_{13} \\ x_{21} & x_{22} & x_{23} \\ x_{31} & x_{32} & x_{33} \\ x_{41} & x_{42} & x_{43} \end{vmatrix}. \quad (1)$$

Для нахождения матрицы \mathbf{W} потребуем, чтобы элементы в ее столбцах удовлетворяли тем же отношениям порядка, что и элементы в соответствующих столбцах матрицы \mathbf{C} , а также чтобы наименьший по величине элемент в каждом столбце матрицы \mathbf{W} был не меньше единицы. В каждом столбце матрицы \mathbf{C} сравним очередность обслуживания КА на ПК, записывая неравенства для пар КА в порядке возрастания очередности их обслуживания. Тогда, если матрица \mathbf{W} существует, элементы в первом ее столбце должны удовлетворять системе неравенств:

$$\begin{cases} x_{11} < x_{21} \\ x_{21} < x_{31} \\ x_{31} < x_{41} \\ x_{11} \geq 1 \end{cases}, \text{ или } \begin{cases} 1x_{11} - 1x_{21} + 0x_{31} + 0x_{41} < 0; \\ 0x_{11} + 1x_{21} - 1x_{31} + 0x_{41} < 0; \\ 0x_{11} + 0x_{21} + 1x_{31} - 1x_{41} < 0; \\ 1x_{11} + 0x_{21} + 0x_{31} + 0x_{41} \geq 1. \end{cases} \quad (2)$$

Аналогично записываются системы неравенств для второго и третьего столбцов матрицы \mathbf{C} .

Добавим в неравенства (2) неизвестные $y_{11} > 0; y_{21} > 0; y_{31} > 0; y_{41} > 0; y_{12} > 0; y_{22} > 0; y_{32} > 0; y_{42} > 0; y_{13} > 0; y_{23} > 0; y_{33} > 0; y_{43} > 0$, образующие матрицу \mathbf{Y} , чтобы получить из (2) соответствующие системы линейных уравнений:

$$\begin{cases} 1x_{11} - 1x_{21} + 0x_{31} + 0x_{41} + 1y_{11} = 0; \\ 0x_{11} + 1x_{21} - 1x_{31} + 0x_{41} + 1y_{21} = 0; \\ 0x_{11} + 0x_{21} + 1x_{31} - 1x_{41} + 1y_{31} = 0; \\ 1x_{11} + 0x_{21} + 0x_{31} + 0x_{41} - 1y_{41} - 1 = 0; \\ 0x_{12} + 1x_{22} - 1x_{32} + 0x_{42} + 1y_{12} = 0; \\ 0x_{12} + 0x_{22} + 1x_{32} - 1x_{42} + 1y_{22} = 0; \\ -1x_{12} + 0x_{22} + 0x_{32} + 1x_{42} + 1y_{32} = 0; \\ 0x_{12} + 1x_{22} + 0x_{32} + 0x_{42} - 1y_{42} - 1 = 0; \\ 0x_{13} + 0x_{23} + 1x_{33} - 1x_{43} + 1y_{13} = 0; \\ -1x_{13} + 0x_{23} + 0x_{33} + 1x_{43} + 1y_{23} = 0; \\ 1x_{13} - 1x_{23} + 0x_{33} + 0x_{43} + 1y_{33} = 0; \\ 0x_{13} + 0x_{23} + 1x_{33} + 0x_{43} - 1y_{43} - 1 = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Итак, информация, имеющаяся в матрице \mathbf{C} , реализована при построении системы линейных

уравнений, которые можно использовать для определения основных (в матрице \mathbf{W}) и вспомогательных (в матрице \mathbf{Y}) неизвестных.

Следуя той же логике, что и при анализе матрицы \mathbf{C} , перейдем к анализу матрицы \mathbf{R} . Потребуем, чтобы элементы в четырех строках исходной матрицы \mathbf{W} удовлетворяли тем же отношениям порядка, что и элементы в соответствующих строках матрицы \mathbf{R} , а также чтобы наименьший по величине элемент в каждой строке матрицы \mathbf{W} был не меньше единицы. Добавив в получившиеся неравенства неизвестные $z_{11} > 0; z_{21} > 0; z_{31} > 0; z_{12} > 0; z_{22} > 0; z_{32} > 0; z_{13} > 0; z_{23} > 0; z_{33} > 0; z_{14} > 0; z_{24} > 0; z_{34} > 0$, образующие матрицу \mathbf{Z} , получим, что элементы в строках матрицы \mathbf{W} должны удовлетворять системам линейных уравнений

$$\begin{cases} 1x_{11} + 0x_{12} - 1x_{13} + 1z_{11} = 0; \\ 0x_{11} - 1x_{12} + 1x_{13} + 1z_{21} = 0; \\ 1x_{11} + 0x_{12} + 0x_{13} - 1z_{31} - 1 = 0; \\ 0x_{21} + 1x_{22} - 1x_{23} + 1z_{12} = 0; \\ -1x_{21} + 0x_{22} + 1x_{23} + 1z_{22} = 0; \\ 0x_{21} + 1x_{22} + 0x_{23} - 1z_{32} - 1 = 0; \\ -1x_{31} + 0x_{32} + 1x_{33} + 1z_{13} = 0; \\ 1x_{31} - 1x_{32} + 0x_{33} + 1z_{23} = 0; \\ 0x_{13} + 0x_{23} + 1x_{33} - 1z_{33} - 1 = 0; \\ 0x_{41} - 1x_{42} + 1x_{43} + 1z_{14} = 0; \\ -1x_{41} + 1x_{42} + 0x_{43} + 1z_{24} = 0; \\ 0x_{41} + 0x_{42} + 1x_{43} - 1z_{34} - 1 = 0. \end{cases} \quad (4)$$

Задача, таким образом, сводится к решению системы $2M \cdot N$ линейных уравнений (3) и (4) с $3M \cdot N$ целыми положительными основными и вспомогательными неизвестными. Несмотря на то, что количество уравнений меньше количества неизвестных, система (а вместе с ней и задача получения матрицы \mathbf{W}) может не иметь решений. Если же рассматриваемая система уравнений (3) и (4) совместна, то она имеет не единственное решение. Поэтому будем искать нормальное псевдорешение [1] систем (3) и (4), т.е. такой вектор решения $\mathbf{w}_0 = (x_{11}, x_{21}, x_{31}, x_{41}, x_{12}, \dots, x_{33}, x_{43})^T$, который среди всех решений системы имеет наименьшую норму (имеется в виду первая векторная норма $\|\vec{w}\|_1 = \sum_{k=1}^{M \cdot N} |x_k|$). Таким образом,

математическая формулировка задачи нахождения матрицы приоритетов \mathbf{W} имеет вид: **найти вектор w решения систем (3) и (4), минимизирующий функционал $\sum_{j=1}^N \sum_{i=1}^M x_{ij}$ при условии, что векторы неизвестных w , y и z содержат только целые положительные компоненты.** Это задача целочисленного линейного программирования.

Решая эту задачу применительно к матрицам \mathbf{C} и \mathbf{R} размерности 4×3 , заданных выражениями (1), получаем матрицу приоритетов:

$$\mathbf{W} = \begin{vmatrix} 1 & 9 & 3 \\ 5 & 1 & 4 \\ 6 & 7 & 1 \\ 9 & 8 & 2 \end{vmatrix}.$$

Для матриц \mathbf{C} и \mathbf{R} размерности 9×7 , приведенных в табл. 2 и табл. 3 соответственно, в результате использования описанного метода была получена матрица приоритетов:

$$\mathbf{W} = \begin{vmatrix} & 4 & 5 & 3 & & 8 & \\ & 10 & & & & & \\ 5 & 9 & 10 & & 4 & & 11 \\ 1 & 5 & 6 & 7 & 2 & 9 & 8 \\ & 2 & 3 & 1 & 5 & 6 & 13 \\ 2 & 6 & 7 & 8 & 3 & 10 & 9 \\ & 7 & & & & 11 & \\ & 8 & 9 & & & & 14 \\ & 3 & 4 & 2 & 6 & 7 & 12 \end{vmatrix}. \quad (5)$$

Элементы в столбцах матриц \mathbf{W} целые и положительные (как и требуется от приоритетов) и удовлетворяют отношениям порядка, установленным оператором ОГ в соответствующих столбцах матрицы \mathbf{C} и строках матрицы \mathbf{R} .

Получив матрицу приоритетности \mathbf{W} , переходим к решению задачи оптимального планирования расписания сеансов приема ЦИ на ПК НКПОР.

Постановка задачи планирования сеансов приема ЦИ на ПК НКПОР

Для решения задачи ПСП применим метод математического моделирования, часто используемый при решении задач теории массового обслуживания. Определив прохождения КА ОГ в ЗРВ ПК НКПОР за сутки и упорядочив эти прохождения

по времени, получим поток заявок на входе в систему массового обслуживания (СМО), которой, собственно, и является совокупность приемных комплексов. Дисциплина обслуживания — «обслуживание с приоритетом», когда некоторые прохождения КА обслуживаются вне очереди.

Функционирование СМО моделируется в дискретные моменты модельного времени T с интервалом в одну минуту в течение одних суток. В каждый момент времени T задается текущее «22-минутное скользящее окно» [2] и определяются все попавшие в него КА ОГ, а также ПК, в ЗРВ которых эти КА имеют прохождения. Далее оцениваются состояния этих КА ОГ (обслуживается/не обслуживается) и этих ПК (принимает/не принимает) в текущий момент времени T . Таким образом, в момент T выявляется множество КА, требующих обслуживания (обозначим их количество через $m \leq M$), и множество ПК, которые могут его предоставить (обозначим их количество через $n \leq N$). С учетом этих данных формируется матрица приоритетности \mathbf{W} размерности $m \times n$, строится функционал $F = f(\mathbf{W})$ и применительно к моменту T решается распределительная задача, ответом к которой является назначение ПК для обслуживания КА из «22-минутного скользящего окна».

Функционал задачи, подлежащий минимизации в текущий момент T , формируется как

$$F = \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n p_{ij} x_{ij}, \quad (6)$$

где p_{ij} — элементы матрицы приоритетов \mathbf{W} ; x_{ij} — элементы матрицы решения \mathbf{X} . Элемент матрицы решения $x_{ij} = 1$, если ведется прием информации с i -го КА на j -м ПК, $x_{ij} = 0$ — в противном случае. Минимизация функционала обеспечивает максимальный «суммарный приоритет», получаемый на решении задачи.

При поиске решения полагается, что каждый из m необслуженных КА должен передать информацию на один и только на один из n свободных ПК; каждый свободный ПК должен быть задействован в приеме информации от одного и только одного, необслуженного КА. Таким образом, в каждом столбце и в каждой строке матрицы решения \mathbf{X} может находиться только один элемент,

равный 1, а все остальные их элементы равны нулю. Следовательно, x_{ij} могут рассматриваться как неотрицательные целочисленные решения системы $m + n$ уравнений, являющихся ограничениями задачи оптимизации:

$$\begin{aligned} x_{i1} + x_{i2} + \dots + x_{in} &= 1 \quad (i = 1, \dots, m); \\ x_{1j} + x_{2j} + \dots + x_{mj} &= 1 \quad (j = 1, \dots, n). \end{aligned} \quad (7)$$

Сформулированная задача относится к классу транспортных задач целочисленного линейного программирования и известна как «задача о назначениях». Таким образом, при решении задачи планирования сеансов приема применительно к моменту T дискретного времени осуществляется распределение КА по ПК. Если в отношении первого КА в «22-минутном скользящем окне» в рамках компьютерной программы принято решение о проведении обслуживания, то формируется сигнал «Разрешено обслуживание КА ... на ПК ...». Если такого решения нет — формируются сигналы «Перенос обслуживания КА ... на ПК ...», «КА ... уже обслуживается» или «Отказ обслуживания КА ... на ПК ...». Сигнал «Отказ обслуживания» при прохождении КА в ЗРВ ПК формируется в следующих случаях:

- 1) ПК при прохождении КА занят;
- 2) ПК свободен, но в МП стоит запрет приема с i -го КА на j -м ПК ($p_{ij} = 100$);
- 3) ПК свободен, $p_{ij} < 100$, но за текущим КА в «22-минутном скользящем окне» следует более приоритетный КА, который должен быть обслужен в первую очередь. Применительно к остальным КА из «22-минутного скользящего окна» решение, найденное в «задаче о назначениях», остается нереализованным, если момент их входа в ЗРВ ППИ еще не наступил.

Описанные действия повторяются для следующего момента модельного времени $(T + 1) \leq 1440$ мин и «задача о назначениях» решается вновь уже применительно к новому «22-минутному скользящему окну».

В качестве примера в табл. 4 приведено решение «задачи о назначениях» для 9 КА и 7 ПК с матрицей приоритетов W , заданной выражением (5):

В табл. 4 элементы $x_{ij} = 1$ указывают КА и приемный комплекс, определенный в результате решения «задачи о назначениях» для его обслуживания. Так как приемных комплексов 7, а космических аппаратов 9, то 2 КА («Метеор-М» и TERRA)

Таблица 4

ПК ₁	ПК ₂	ПК ₃	ПК ₄	ПК ₅	ПК ₆	ПК ₇	КА
0	0	0	1	0	0	0	«Ресурс-ДК1»
0	0	0	0	0	0	0	«Метеор-М»
0	0	0	0	1	0	0	«Метеор-М2»
0	0	0	0	0	0	1	«Канопус-В1»
0	0	1	0	0	0	0	«Ресурс-П2»
1	0	0	0	0	0	0	БКА
0	0	0	0	0	1	0	МКС
0	0	0	0	0	0	0	TERRA
0	1	0	0	0	0	0	«Ресурс-П»

остались не обслуженными. Решение обеспечивает максимальный суммарный приоритет и соответствует тем предпочтениям и ограничениям, которые задал оператор при формировании матриц C и R .

Следующий пример иллюстрирует получение расписания сеансов приема для рассматриваемой ОГ из 9 КА на 08.08.2015. На рис. 3 приведен фрагмент расписания сеансов приема, когда в качестве НКПОР используются всего два приемных комплекса на ППИ г. Железногорска (на рис. 3 использовано обозначение 6ПК и 7ПК ППИ «111»). ОГ имеет 54 прохождения за сутки в ЗРВ ППИ «111». Матрица приоритетов задана выражением (5). В результате решения задачи получено расписание, содержащее 35 сеансов приема (64,8% от 54). Отказы в обслуживании КА (19 отказов) вызваны запретами в матрице приоритетов (5), а также использованием свободных ПК для приема ЦИ с более приоритетных КА. Например, строки 18, 19 и 20 расписания демонстрируют случай, когда программа «отказывает» в обслуживании КА TERRA и «Метеор-М» на свободном 7ПК, т.к. через 9 мин назначит 7ПК для приема ЦИ с более приоритетного КА «Метеор-М2».

Заключение

Рассмотрена задача оптимального распределения сеансов приема целевой информации, получаемой от орбитальной группировки КА ДЗЗ, по приемным комплексам НКПОР в условиях их недостаточности. Распределение сеансов приема ставилось

6. Планирование сбросов ЦИ с КА в дату 08.08.2015

Рассматриваемые варианты НК ПОР: 111 Количество КА в ОГ равно 9

№ п/п	КА	№ вит.	Сут вит	ДМВ сеанса	ППИ	ПК	УМ max	Длит.мин	Комментарий
1	Ресурс-ДК1	51059	12	02:39:08 ...	03:01:08	111	6ПК	36.81	9.78 Разрешен СБРОС ЦИ на 6ПК
2	Метеор-М	30558	3	03:23:22 ...		111	0	10.28	ОТКАЗ обслуживания КА "Метеор-М" на ППИ 111 из-за запрета в МП
3	Ресурс-ДК1	51060	13	04:17:06 ...	04:39:06	111	6ПК	42.76	10.07 Разрешен СБРОС ЦИ на 6ПК
4	Метеор-М	30559	4	05:02:10 ...		111	0	50.94	12.65 ОТКАЗ обслуживания КА "Метеор-М" на ППИ 111 в пользу КА "Метеор-М2"
5	Метеор-М2	5615	4	05:06:31 ...	05:28:31	111	7ПК	20.38	10.73 Разрешен СБРОС ЦИ на 7ПК
6	Канопус-В1	17892	9	05:34:32 ...	05:56:32	111	7ПК	6.34	3.1 Разрешен СБРОС ЦИ на 7ПК
7	Ресурс-ДК1	51061	14	05:57:08 ...		111	0	16.54	6.25 ОТКАЗ обслуживания КА "Ресурс-ДК1" на ППИ 111 в пользу КА "БКА"
8	Ресурс-П	11904	3	06:03:07 ...	06:25:07	111	6ПК	12.01	6.1 Разрешен СБРОС ЦИ на 6ПК
9	БКА	16887	10	06:12:23 ...	06:34:23	111	7ПК	14.89	6.98 Разрешен СБРОС ЦИ на 7ПК
10	TERRA	83178	3	06:40:22 ...		111	0	22.96	10.07 ОТКАЗ обслуживания КА "TERRA" на ППИ 111 в пользу КА "Метеор-М2"
11	Метеор-М	30560	5	06:42:28 ...		111	0	37.13	12.05 ОТКАЗ обслуживания КА "Метеор-М" на ППИ 111 в пользу КА "Метеор-М2"
12	Метеор-М2	5616	5	06:46:16 ...	07:08:16	111	7ПК	87.53	12.93 Разрешен СБРОС ЦИ на 7ПК
13	Канопус-В1	17893	10	07:04:34 ...	07:26:34	111	6ПК	32.97	8.7 Разрешен СБРОС ЦИ на 6ПК
14	Ресурс-П	11905	4	07:35:17 ...	07:57:17	111	6ПК	82.12	8.75 Разрешен СБРОС ЦИ на 6ПК
15	Ресурс-ДК1	51062	15	07:37:16 ...		111	0	13.12	7.45 ОТКАЗ обслуживания КА "Ресурс-ДК1" на ППИ 111 в пользу КА "БКА"
16	БКА	16888	11	07:44:36 ...	08:06:36	111	7ПК	87.37	9.3 Разрешен СБРОС ЦИ на 7ПК
17	Ресурс-П2	3443	3	08:05:00 ...	08:27:00	111	6ПК	17.31	7.18 Разрешен СБРОС ЦИ на 6ПК
18	TERRA	83179	4	08:17:53 ...		111	0	67.62	11.5 ОТКАЗ обслуживания КА "TERRA" на ППИ 111 в пользу КА "Метеор-М2"
19	Метеор-М	30561	6	08:23:21 ...		111	0	11.34	7.77 ОТКАЗ обслуживания КА "Метеор-М" на ППИ 111 в пользу КА "Метеор-М2"
20	Метеор-М2	5617	6	08:26:53 ...	08:48:53	111	7ПК	22.9	10.83 Разрешен СБРОС ЦИ на 7ПК
21	Канопус-В1	17894	11	08:38:28 ...	09:00:28	111	6ПК	30.87	8.7 Разрешен СБРОС ЦИ на 6ПК
22	Ресурс-П	11906	5	09:09:07 ...	09:31:07	111	7ПК	12.26	6.02 Разрешен СБРОС ЦИ на 7ПК
23	Ресурс-ДК1	51063	1	09:16:01 ...		111	0	22.6	9.12 ОТКАЗ обслуживания КА "Ресурс-ДК1" на ППИ 111 в пользу КА "Ресурс-П2"

8 августа 2015 г.

Страница 1 из 3

Рис. 3. Фрагмент отчета «Планирование сбросов ЦИ»

в зависимости от приоритетности информации, принимаемой на интервале планирования, на множестве всех КА и ПК. Приоритетность информации задавалась «матрицей приоритетов», определяющей относительную важность сеансов приема целевой информации с КА ОГ на ПК. В работе предложен автоматизированный алгоритм нахождения «матрицы приоритетов» (т.е. «весовой» матрицы), который позволяет учесть некоторые априорные требования Оператора ОГ, предъявляемые к конечному результату планирования. «Матрица приоритетов» затем используется для построения критерия оптимальности и решения собственно задачи оптимального планирования расписания сеансов приема.

Задачи построения «матрицы приоритетов» и оптимального планирования расписания сеансов приема ставятся как транспортные задачи целочисленного линейного программирования. Ограничения и особенности задачи планирования расписания сеансов приема позволяют поставить ее как из-

вестную в целочисленном линейном программировании «задачу о назначениях». Приведены примеры расчета «весовых матриц» и оптимального расписания сеансов приема, полученные с помощью разработанного программного комплекса.

Данный алгоритм может быть задействован для построения «весовых» матриц в задачах оптимизации, в которых уместно использование понятия приоритетности при формировании критерия оптимальности.

Список литературы

1. Воеводин В. В. Вычислительные основы линейной алгебры. М.: Наука, 1977. 304 с.
2. Гончаров А. К., Чернов А. А. Планирование сеансов приема информации с космических аппаратов орбитальной группировки при ограниченном количестве приемных комплексов // Космонавтика и ракетостроение, 2014, вып. 1 (74). С. 180–189.

УДК 621.396

Методы и методики экспериментального исследования радиотехнических характеристик антенн наземных комплексов управления

А. В. Калинин¹, Н. А. Дугин², С. П. Моисеев³,
А. В. Поляков⁴, В. М. Ватулин⁵, А. В. Ивашина⁶

¹д. т. н., ²д. ф.-м. н., ⁴к. т. н., ⁵д. т. н., проф.

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

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

⁶Министерство обороны Российской Федерации

e-mail: andrey@kalinin.nnov.ru

Аннотация. Рассматриваются возможности известных способов измерения характеристик больших наземных антенн в СВЧ-диапазоне. В дополнение к хорошо известному радиоастрономическому методу, обеспечивающему возможность измерения диаграммы направленности по мощности и коэффициенту усиления, рассматривается радиологический способ антенных измерений. Существенным преимуществом последнего является возможность восстановления распределения амплитуды и фазы поля в апертуре, позволяющая проводить целенаправленную дополнительную юстировку зеркальной системы антенны с целью повышения ее усиления. Подобная юстировка особенно актуальна для проводимых в настоящее время работ по модернизации крупных зеркальных антенн наземных комплексов управления и освоению на них более высоких частотных диапазонов. Обсуждаются разработанные для полноповоротных зеркальных антенн методики измерений по сигналам естественных внеземных радиостанций, а также геостационарных ИСЗ. Приводятся экспериментальные результаты исследования диаграмм направленности и распределений поля в апертуре, полученные радиоастрономическим и радиологическим способами на крупнейших отечественных наземных полноповоротных антеннах с зеркалами от 25 до 70 м.

Ключевые слова: космическая связь, зеркальная антенна, радиоастрономия, внеземные радиостанции, радиологическая

Exploratory Test of Radio-Technical Characteristics of Antennas of Ground-Based Command Complexes

A. V. Kalinin¹, N. A. Dugin², S. P. Moiseev³, A. V. Polyakov⁴, V. M. Vatutin⁵, A. V. Ivashina⁶

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

⁴candidate of engineering science, ⁵doctor of engineering science, professor

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

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

⁶Ministry of Defense of the Russian Federation

e-mail: andrey@kalinin.nnov.ru

Abstract. This article considers the capabilities of known methods of characteristics measurement for large ground-based antennas in the microwave range. In addition to the well-known radio-astronomical method, capable of measuring the power directivity pattern and absolute gain, a radio holographic antenna measurement method is considered. A significant advantage of the latter method is the ability to reconstruct the distribution of field amplitude and phase in the aperture, which enables one to conduct additional targeted adjustment of a parabolic antenna system in order to increase its gain. This adjustment is particularly relevant for the ongoing effort to upgrade larger parabolic antennas of ground-based command systems and utilize their higher frequency ranges. Measurement techniques of natural signals from extraterrestrial radio sources, as well as geostationary satellites, designed for fully steerable parabolic antennas are discussed. The paper presents experimental results of measurement of power directivity and field distribution patterns in aperture, received with radio-astronomical and radio-holographic methods from the largest Russian fully steerable ground-based antennas with reflectors from 25 to 70 meters large.

Keywords: satellite communication, parabolic antenna, radio astronomy, extraterrestrial radio sources, radio holography

Радиоастрономический метод

Радиоастрономический способ [1–3] позволяет экспериментально исследовать основные характеристики излучения антенн, такие как диаграмма направленности (ДН), точнее, ее параметры: угловое положение главного максимума и его ширина, положение и уровни боковых лепестков, коэффициент усиления (КУ), а также шумовую температуру ($T_{ш}$) и некоторые другие энергетические характеристики антенны.

Измерения ДН и КУ основаны на использовании естественных космических источников радиоизлучения в качестве «генераторов» сигнала. При измерении $T_{ш}$ источники не используются, а принимаются меры для минимизации приема антенной излучения из окружающего пространства.

Поскольку все естественные внеземные радиоисточники находятся практически на бесконечном расстоянии от Земли (расстояние до источников измеряется тысячами и миллионами световых лет), то для антенны любых размеров заведомо обеспечивается условие дальней зоны, что весьма трудно реализовать при наземных измерениях, особенно для крупных антенн.

Излучение естественных радиоисточников имеет шумовой характер и непрерывный спектр, что дает возможность экспериментально исследовать характеристики антенн непосредственно на их рабочих частотах.

Еще одно преимущество радиоастрономического метода заключается в том, что измерения могут выполняться на достаточно высоких углах места источника, при этом уменьшаются искажения, вносимые отражением от земли.

Основные недостатки радиоастрономических методов антенных измерений обусловлены относительной слабостью сигналов естественных радиоисточников. Для измерений приходится использовать специальные приемники слабых шумовых сигналов — радиометры. При исследовании ДН динамический диапазон ограничен в лучшем случае уровнем первых боковых лепестков.

Поскольку излучение естественных радиоисточников, как правило, неполяризовано, «обычными» радиоастрономическими методами измеряется ДН по мощности и не могут быть исследованы

характеристики антенн на отдельных поляризациях. Кроме того, этими методами не измеряются фазовые характеристики антенны.

На рис. 1 представлена упрощенная блок-схема радиоастрономического метода измерения ДН и КУ антенны (А) по сигналам источника (S). Метод реализуется с использованием высокочувствительного приемника (Пр), измеряющего мощность на выходе антенны, эталонного генератора шума (ГШ) и системы регистрации (СР).

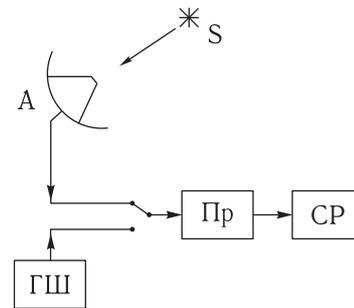


Рис. 1

При наведении антенны максимумом ДН на радиоисточник с угловыми размерами, много меньшими ширины лепестка ДН («точечный» источник), и плотностью потока S_{ν} , на выходе антенны возникает приращение мощности сигнала, которое в радиоастрономии принято характеризовать изменением эквивалентной шумовой температуры антенны ΔT_a :

$$\Delta T_a = \frac{\lambda^2}{8\pi k} S_{\nu} \cdot G \cdot e^{-\gamma_{и}}, \quad (1)$$

где G — КУ антенны в максимуме ДН, λ — длина волны, $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Вт/град · Гц — постоянная Больцмана, S_{ν} — спектральная плотность потока радиоисточника, измеряемая в $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{Гц}}$, или в янских, $1 \text{ Ян} = 10^{-26} \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{Гц}}$.

Множитель $e^{-\gamma_{и}}$ характеризует поглощение радиоволн в атмосфере, существенное в диапазоне частот выше 3 ГГц.

Из (1) получаем соотношение для определения КУ антенны при измерениях по «точечному» радиоисточнику:

$$G = \frac{8\pi k}{\lambda^2} \frac{\Delta T_a}{S_{\nu}} \cdot e^{\gamma_{и}}. \quad (2)$$

Таблица

Источник	Угловые размеры	S_{ν} , Ян 3,7 ГГц	S_{ν} , Ян 8,4 ГГц	S_{ν} , Ян 11,5 ГГц	S_{ν} , Ян 21 ГГц
3C123	30" × 5"	22	9,2	7	3,59
3C144 Телец А	~ 4'	618	509	472	
3C147	1" × 1"		4,5		1,9
3c196	5" × 1"		2,3		0,82
3C273	~ 15"	40	38–40	45	
3C286	1,5" × 1,5"		5,1		2,73
3C274 Дева А	–	100	50	38	
3C405 Лебедь А	106"	525	190	127	
3C461 Кассиопея А	~ 4'	814	445	349	
ДР21	20" × 20"		22		

Из соотношения (1) очевидно, что при смещении антенны от направления на выбранный точечный радиоисточник приращение антенной температуры изменяется пропорционально диаграмме направленности антенны по мощности.

Если угловые размеры источника $\Omega_{ист}$ сравнимы с шириной диаграммы направленности антенны, выражение (1) представляется в виде:

$$\Delta T_a = \frac{1}{4\pi} \cdot G \cdot e^{-\gamma_{и}} \int_{\Omega_{ист}} F(\theta, \varphi) T_{я}(\theta, \varphi) d\Omega, \quad (3)$$

где $F(\theta, \varphi)$ — нормированная ДН антенны по мощности, $T_{я}(\theta, \varphi)$ — распределение яркостной температуры по источнику.

В частном случае равномерного распределения яркостной температуры по источнику соотношение (3) может быть записано в виде:

$$\Delta T_a = \frac{\lambda^2}{8\pi k} \cdot S_{\nu} G \cdot e^{-\gamma_{и}} \frac{\int_{\Omega_{ист}} F(\theta, \varphi) d\Omega}{\Omega_{ист}}. \quad (4)$$

Нетрудно убедиться в том, что в последних случаях приращение мощности на выходе антенны будет несколько меньше, чем при приеме всего излучения источника с таким же потоком S_{ν} через главный максимум ДН (при «точечном» источнике).

Выбор радиоисточников

Выбор калибровочных источников является одной из основных задач, от которых зависит точность измерений в различных диапазонах длин волн, для антенн разных размеров.

Дискретные радиоисточники: Кассиопея А (3С 461), Лебедь А (3С 405), Телец А (Крабовидная туманность, 3С 144), Дева А (3С 274), а также Орион А, Геркулес (3С 348), 3С 353 имеют достаточно сильное излучение и угловые размеры в единицы угловых минут, что позволяет широко использовать их в радиоастрономических методах измерений. Однако для крупных антенн в сантиметровом диапазоне эти источники являются слишком протяженными — Кассиопея А и Телец А порядка 4', Лебедь А ~ 2'. Поэтому при калибровке крупных антенн приходится использовать «точечные» радиоисточники с небольшими (менее 50 Ян) плотностями потоков (квазары, радиогалактики, мазеры и др.).

Требования к радиоисточнику для решения двух основных задач — юстировки и измерения эффективной площади (КУ) — различаются, и в группу калибраторов для построения оптимального графика измерений следует включать объекты с различными характеристиками.

В таблице приведены примеры плотностей потоков на частотах С-, Х-, Ku- и Ka-диапазонов для нескольких наиболее широко применяемых радиоисточников [3–5].

Методика измерения коэффициента усиления

Для определения коэффициента усиления антенны радиоастрономическим способом производится регистрация мощности сигнала на выходе антенны (приращения антенной температуры) при приеме радиоизлучения внесемного источника с известной спектральной плотностью потока. Расчет усиления антенны выполняется по формуле (2). Для определения приращения антенной температуры ΔT_a , обусловленной излучением радиоисточника, производится измерение разности сигналов на выходе системы регистрации («ступеньки» по напряжению $\Delta V_{\text{ист}}$) при наведении антенны максимумом ДН на источник и на опорную область. В качестве опорной области используется направление, отстоящее от направления на источник по одной из координат (желательно по азимуту) на угол, равный нескольким (порядка 3–5) размерам лепестка ДН. При измерении характеристик остро-направленных антенн в СВЧ-диапазоне угол отведения от источника, как правило, не превышает несколько десятков угловых минут. Пересчет измеренных значений $\Delta V_{\text{ист}}$ в приращение антенной температуры проводится по результатам калибровок с использованием эталонов шумовой температуры. В качестве эталонов применяются охлаждаемые (заправляемые жидким азотом) согласованные нагрузки (ОСН) и внешние «горячие» (в частности, газоразрядные) генераторы шума (ГШ).

Методика измерения шумовой температуры

Для определения шумовой температуры антенны радиоастрономическим способом производится измерение мощности сигнала на выходе антенны при направлении главного лепестка ее ДН в область неба с минимальными значениями яркостной температуры. Обычно в качестве такой области выбирается направление в зенит. Одновременно про-

водится калибровка по охлаждаемой согласованной нагрузке. По результатам измерений шумовая температура антенны рассчитывается по формуле:

$$T_{\text{ш}}^A = T_{\text{СН}} - (T_{\text{СН}} - T_{\text{ОСН}}) \times \frac{\Delta V_{\text{зенит}}}{\Delta V_{\text{ОСН}}}, \quad (5)$$

где $T_{\text{СН}}$ — температура внутренней согласованной нагрузки радиометра; $T_{\text{ОСН}}$ — шумовая температура ОСН, заправленной жидким азотом; $\Delta V_{\text{зенит}}$ — разность показаний системы регистрации при подключении на вход радиометра внутренней согласованной нагрузки и выхода антенны, направленной в зенит; $\Delta V_{\text{ОСН}}$ — разность показаний системы регистрации при подключении на вход радиометра внутренней согласованной нагрузки и ОСН.

Радиоголографический метод [6]

Блок-схема радиоголографического способа антенных измерений показана на рис. 2. Способ предусматривает использование вспомогательной (опорной) антенны и двухканального фазометрического приемника. При измерениях производится перемещение (сканирование) ДН исследуемой антенны относительно выбранного радиоисточника, опорная антенна постоянно направлена на этот источник максимумом своей ДН. Опорной антенной может служить расположенная рядом антенна на отдельном опорно-поворотном устройстве или небольшое зеркало, установленное на исследуемую антенну.

Источниками сигналов служат естественные радиоисточники, а также геостационарные ИСЗ. Измерения по ИСЗ выполняются либо по узкополосным маякам (CW beacons), присутствующим в передаваемых спутниками сигналах, либо по квазишумовым сигналам связанных каналов (телефонных, радиовещательных, телевизионных и т.п.). Для антенных измерений такие сигналы рассматриваются как очень сильные внесемные точечные источники со спектром, близким к равномерному в полосе частот приемника (единицы МГц).

В качестве приемника используется корреляционный радиометр либо другой фазометрический приемник (амплифазометр, анализатор цепей и т.д.). В первом случае измерения могут проводиться как по шумовым, так и по квазисинусои-

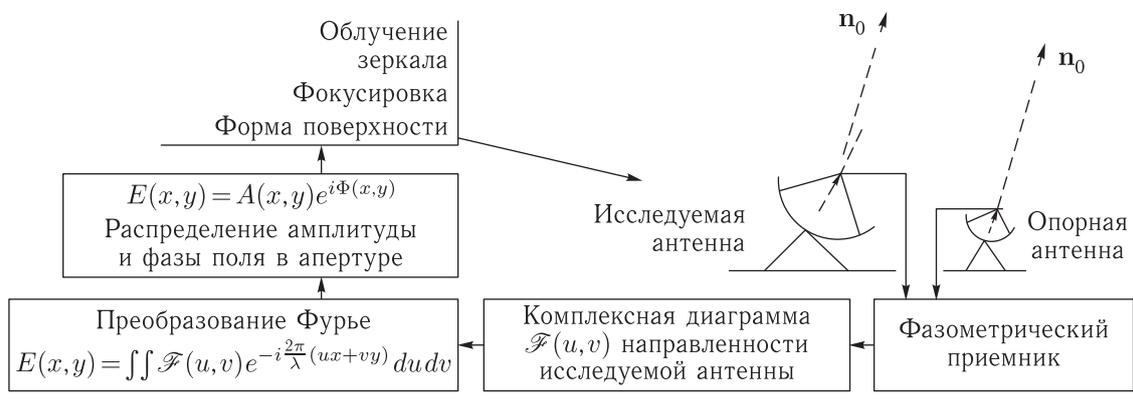


Рис. 2

дальним сигналам. Во втором — измерения проводятся лишь по узкополосным сигналам ИСЗ.

По измеренной двумерной комплексной ДН антенны $F(u, v)$, используя преобразование Фурье, можно восстановить распределение поля в апертуре $E(x, y)$ (или распределение токов по поверхности зеркала). Основанием для этого являются известные соотношения, связывающие поле антенны в дальней зоне с распределением поля в ее апертуре или с распределением токов на поверхности зеркала.

Восстановленное распределение поля в апертуре может быть использовано для анализа дефектов облучающей и зеркальной систем антенны. При этом преобразование полей зеркальной системой антенны рассматривается в приближении геометрической оптики. Например, по отклонениям $\Delta\Phi(x, y)$ фазы поля в апертуре могут быть определены локальные смещения ΔS соответствующего участка параболоида с фокусным расстоянием F . Для малых отклонений

$$\Delta S(x, y) = \frac{\lambda}{4\pi \cos \psi} \Delta\Phi(x, y) = \frac{\lambda}{4\pi} \sqrt{1 + \frac{x^2 + y^2}{4F^2}} \Delta\Phi(x, y). \quad (6)$$

Методики радиоголографических измерений

Реализация высокоточных радиоголографических измерений на крупных антенных системах требует, помимо специальной аппаратуры, разработки полностью автоматизированных методик измерений.

Как уже отмечалось, радиоголографические измерения могут быть выполнены по сигналам есте-

ственных радиоисточников, а также по сигналам геостационарных ИСЗ. Очевидно, что для восстановления карты зеркала с высоким разрешением предпочтительнее использовать при измерениях мощные сигналы ИСЗ. Однако угол места наблюдения геостационарных спутников ограничен. Для крупных российских радиотелескопов наблюдаемый угол места ИСЗ не превышает 25° – 35° . Следовательно, исследование гравитационных деформаций зеркал, возникающих при более высоких углах, может быть выполнено только по естественным радиоисточникам. То обстоятельство, что такие деформации имеют, как правило, средне- и крупномасштабный характер, позволяет использовать для их измерений более слабые сигналы и восстанавливать поле в апертуре с меньшим разрешением, чем это требуется для получения карты положений щитов. Для полного исследования разного рода деформаций рефлектора целесообразно сочетать измерения по ИСЗ и по радиоисточникам.

Частота, на которой выполняются голографические измерения, определяется требуемой точностью восстановления формы зеркала. Как правило, чем меньше длина волны, тем выше точность измерения деформаций. Однако с ростом частоты возрастают технические сложности реализации фазовых измерений при больших расстояниях между антеннами. Кроме того, при измерениях по ИСЗ выбор частоты ограничен имеющимися на спутниках каналами. На многих геостационарных ИСЗ имеется по несколько мощных связных каналов в диапазонах 4 и 11 ГГц, поэтому значительное число голографических измерений выполняются именно на этих частотах. В диапазоне 11 ГГц

при реализации точности фазовых измерений около $1^\circ-3^\circ$ достижима точность восстановления формы поверхности порядка 40–100 мкм, чего на практике вполне достаточно.

Измерение ДН выполняется в отдельных точках (угловых направлениях) u_n, v_m ограниченного сектора сканирования. При этом соотношение для расчета поля в апертуре принимает вид дискретного преобразования Фурье (ДПФ):

$$E(x, y) = \sum_n \sum_m F(u_n, v_m) \exp(-i2\pi(u_n x + v_m y)/\lambda). \quad (7)$$

Если реализуется растровое сканирование ДН с записью данных в сетке координат $u_n = u_0 + \Delta u \times n, n = 0, 1, \dots, N-1; v_m = v_0 + \Delta v \cdot m, m = 0, 1, \dots, M-1$, то для восстановления поля в апертуре может быть использован алгоритм быстрого преобразования Фурье (БПФ), который существенно сокращает время обработки. Однако следует иметь в виду, что по алгоритму БПФ расчет поля в апертуре производится в ортогональной сетке координат $x_k = x_0 + \Delta x \cdot k, k = 0, 1, \dots, N-1, y_l = y_0 + \Delta y \cdot l, l = 0, 1, \dots, M-1$ с фиксированным дискретом $\Delta x = \lambda/(\Delta u \cdot N), \Delta y = \lambda/(\Delta v \cdot M)$. Подобная сетка может оказаться неприемлемой для расчета карты смещений регулировочных узлов щитов зеркала, имеющих полярную симметрию. Интерполяция данных из одной сетки координат в другую может вносить дополнительную погрешность. По этой причине может оказаться предпочтительнее использование алгоритма ДПФ.

Размер сектора измерения ДН $\theta_{\text{изм}}$ определяется требуемым разрешением поля в апертуре Δx : $\sin \theta_{\text{изм}} \sim \Delta u \cdot N \geq \lambda/\Delta x$. К примеру, для реализации разрешения $\Delta x \approx 1$ м угловой сектор измерений должен составлять около $\pm 1^\circ$ и $\pm 2,5^\circ$ в диапазоне частот 11 ГГц и 4 ГГц соответственно. Дискрет измерения ДН зависит от размера области восстановления поля в апертуре и должен удовлетворять условию $\Delta u < \lambda/D$. Общий объем массива измеряемых данных должен соответствовать объему восстанавливаемых значений. Например, для восстановления поля в апертуре 70-метровой антенны с разрешением около 1 м требуется измерить не менее $70 \times 70 \approx 5000$ комплексных значений ДН. Реально для исключения влияния краевых эффек-

тов и повышения отношения сигнал/шум измеряются гораздо большие массивы.

Значительные объемы измеряемых массивов ДН определяют большую продолжительность голографических измерений. Для уменьшения влияния на измеряемые характеристики внешних возмущающих факторов желательно, чтобы длительность сеанса не превышала нескольких часов. Измерения с целью определения карты зеркала для последующей его регулировки проводятся обычно в ночное время в пасмурную безветренную погоду. При большой продолжительности измерений медленные изменения (дрейфы) параметров аппаратуры, трактов и сигналов могут существенно повлиять на точность. Поэтому серьезное внимание должно уделяться организации калибровок. При голографических измерениях по ИСЗ калибровки выполняются с целью контроля не только медленных изменений уровней сигналов в трактах комплекса, но также и изменений угловых координат ИСЗ, обусловленных его суточным дрейфом.

Экспериментальные результаты

На рис. 3 показано сечение ДН 25-метровой антенны КТНА200, измеренное на частоте 8,4 ГГц по сигналу радиостанции ЗС405. На рис. 4 и 5 показаны соответственно азимутальное и угломестное сечения ДН этой же антенны, измеренные на частоте 3,7 ГГц по сигналу ИСЗ. На рис. 6 и 7 представлены аналогичные результаты, полученные на частоте 11,5 ГГц.

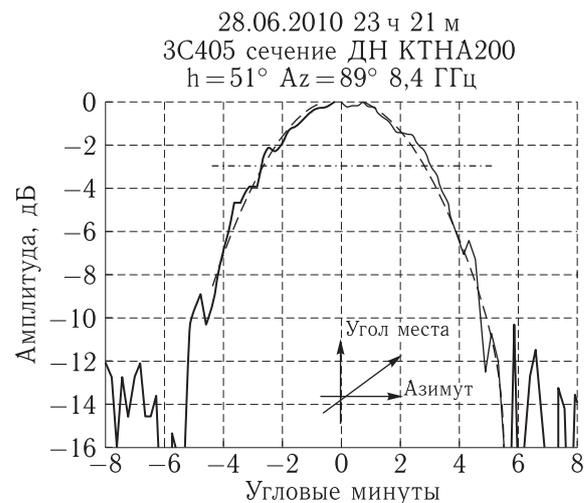


Рис. 3

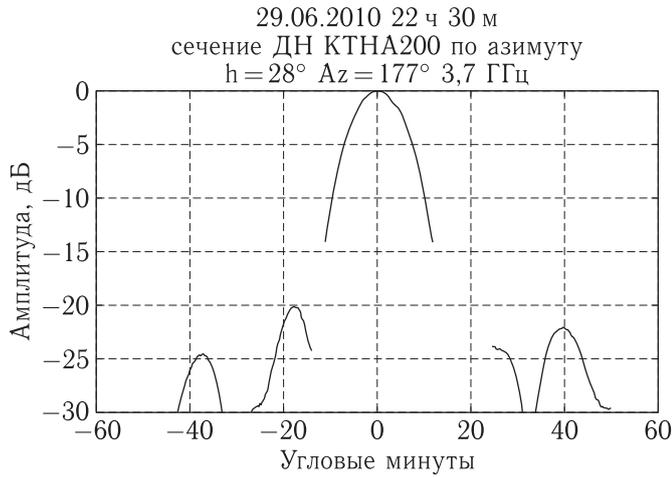


Рис. 4

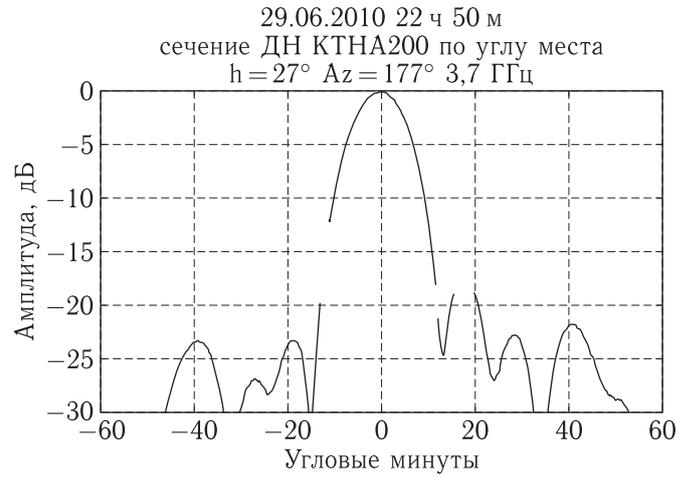


Рис. 5

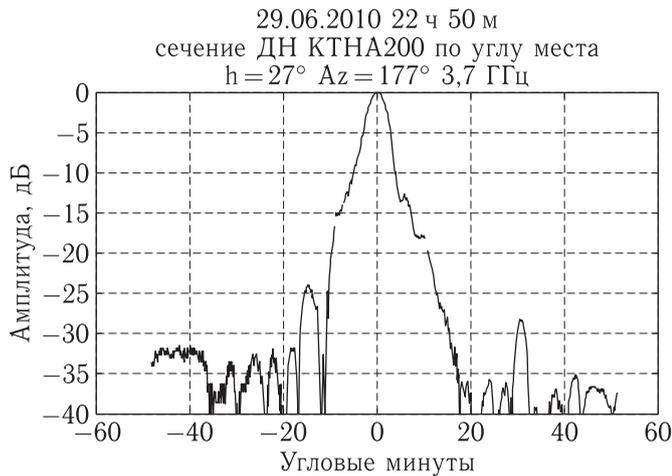


Рис. 6

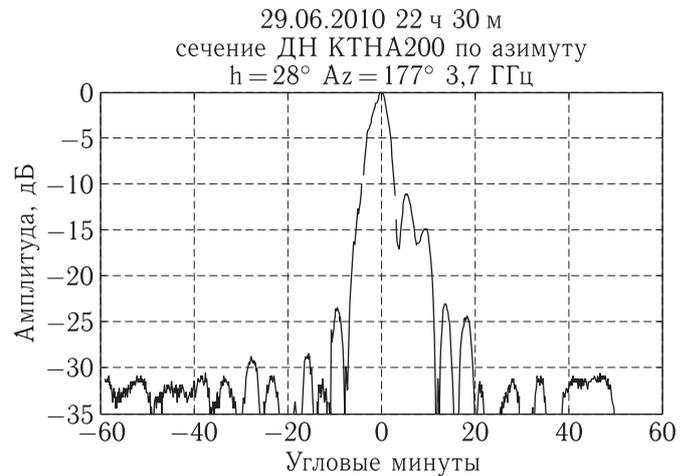


Рис. 7

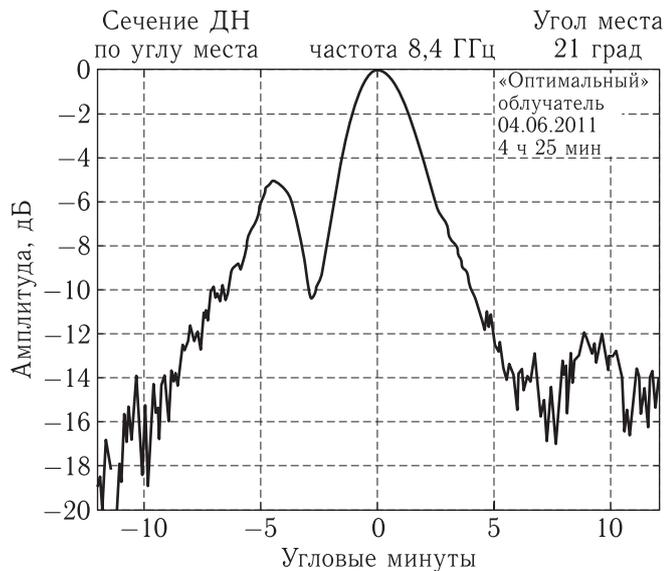


Рис. 8

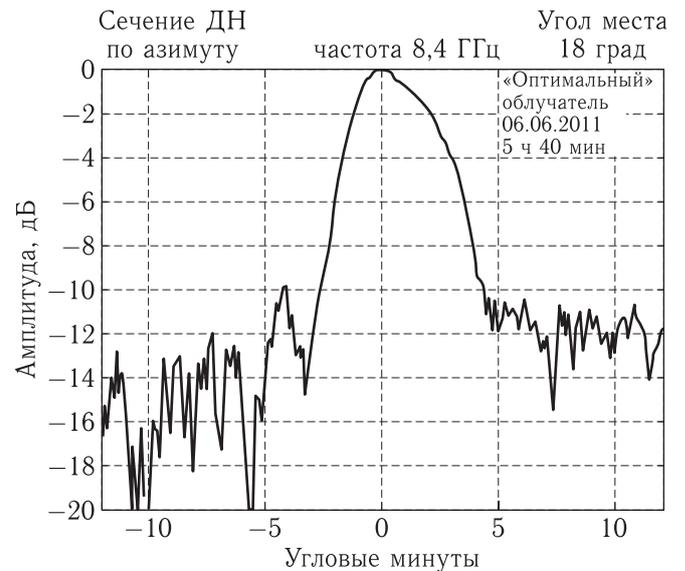


Рис. 9

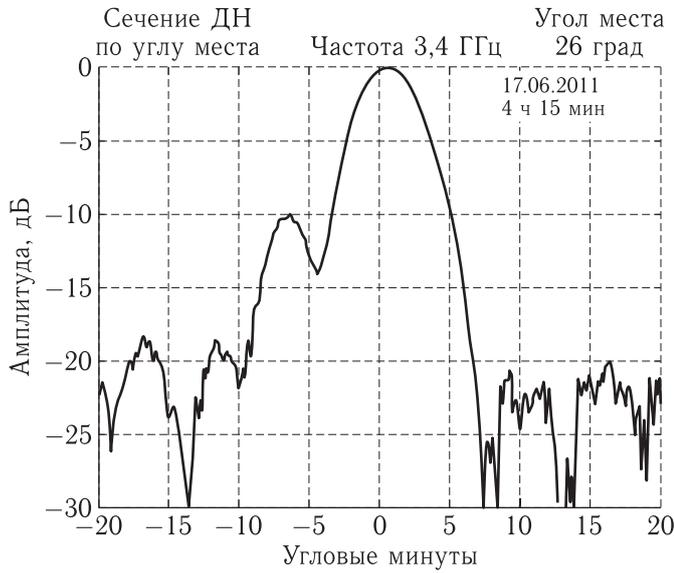


Рис. 10

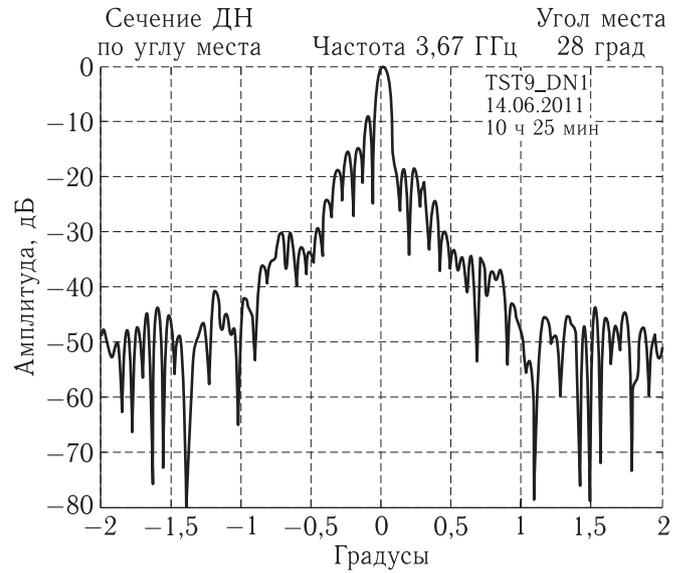


Рис. 11

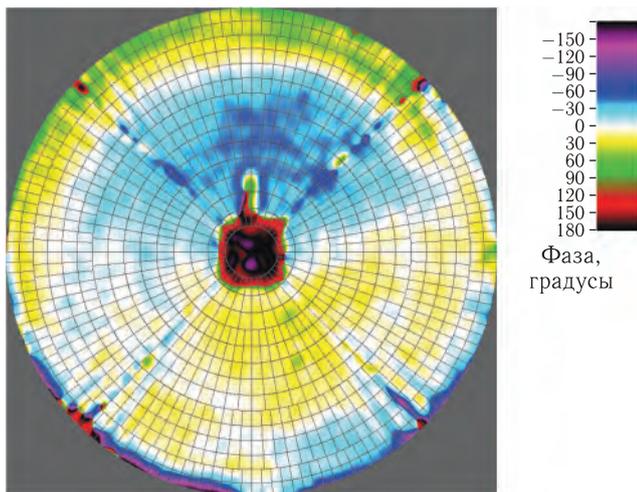


Рис. 12

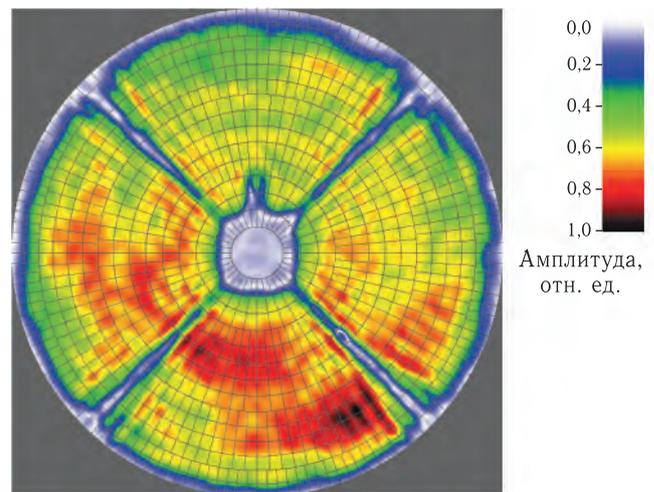


Рис. 13

В представленных угломестных сечениях ДН заметна несимметрия первых боковых лепестков, особенно на более высокой частоте. Наиболее вероятной причиной этого является смещение контррефлектора антенны в вертикальной плоскости.

На рис. 8 и 9 представлены угломестное и азимутальное сечения ДН антенны П2500, измеренные радиоастрономическим способом на частоте 8,4 ГГц по источнику ЗС405. На рис. 10 и 11 показано угломестное сечение ДН, измеренное на частоте 3,4 ГГц по сигналу источника ЗС405 и ИСЗ.

В представленных угломестных сечениях ДН также хорошо видна несимметрия первых боковых

лепестков, обусловленная смещением контррефлектора антенны.

На рис. 12 и 13 показаны распределения фазы и амплитуды поля в апертуре антенны П2500 на частоте 3,4 ГГц, восстановленные радиоголографическим методом по сигналам ИСЗ. Фазовое распределение демонстрирует наличие кубических искажений в вертикальной плоскости, обусловленных ошибками установки контррефлектора.

Заключение

Разработаны методики измерения по сигналам внеземных радиоисточников характеристик

больших полноповоротных зеркальных антенн наземных комплексов управления. Традиционным радиоастрономическим способом измеряются такие параметры, как коэффициент усиления (эффективная площадь), шумовая температура, ширина главного лепестка диаграммы направленности по уровню минус 3 дБ; несовмещение электрической и геометрической осей антенны (разъюстировка). При необходимости дополнительной юстировки зеркальной системы целесообразно проводить радиолографические измерения с восстановлением распределения поля в апертуре антенны. С использованием разработанных методик были выполнены измерения характеристик антенн П2500 и КТНА200 в нескольких частотных диапазонах. В ближайшее время планируется проведение измерений еще на нескольких антеннах — КТНА-200, П-200П, П-200С, П-400.

Список литературы

1. *Кузьмин А. Д., Саломонович А. Е.* Радиоастрономические методы измерений параметров антенн. М.: Сов. радио, 1964. 184 с.
2. *Цейтлин Н. М.* Антенная техника и радиоастрономия. М: Сов. радио, 1976. 350 с.
3. *Vaars J. W. M.* The measurement of large antennas with cosmic radio sources // IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1973, vol. AP-21, n. 4. P. 461–474.
4. *Perley R. A., Butler B. J.* An accurate flux density scale from 1 to 50 GHz // Astrophysical journal supplement series, 2013, 204. P. 19–38.
5. *Vaars J. W. M.* History of flux-density calibration in radio astronomy // Radio science bulletin, 2014, n. 348. P. 46–66.
6. *Калинин А. В.* Радиолографический метод измерения характеристик антенн радиотелескопов // Антенны, 1998, № 2(41). С. 51–67.

УДК 004.02

Базовый подход к идентификации критических технологий: определение важнейших инженерных характеристик изделия

А. А. Романов¹, Д. А. Шпотя²

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

²Московский физико-технический институт (государственный университет)

e-mail: denis.shpotya@yandex.ru

Аннотация. Обосновывается необходимость идентификации критических технологий. Определение важнейших инженерных характеристик изделия с помощью использования проектного подхода, жизненных циклов изделия (ЖЦИ) и инструментов системной инженерии рассматривается как первый важный шаг перед идентификацией критических технологий. В рамках базового инструмента предлагается использовать традиционный подход «Структурирование функции качества» (СФК), состоящий из четырех фаз (так называемых «Домов качества»). Исследование авторов показало, что идентификация критических технологий возможна в ходе второй фазы СФК. Чтобы выполнить вторую фазу, необходимо сначала выполнить первую, у которой в свою очередь есть существенные организационно-методические недостатки. Преодоление этих недостатков позволило авторам статьи предложить инженерную методику под названием «Усовершенствованное СФК» (далее УСФК). Демонстрация функций УСФК по разработке требований заказчика, численному фиксации корреляций инженерных характеристик и использованию оценок корреляций в ходе финального ранжирования инженерных характеристик по правилам СФК производится на примере разработки первой стадии ЖЦИ «Замысел» малого космического аппарата (МКА) «Маяк». В итоге ранжирование по УСФК дало отличные от СФК результаты. Анализ результатов СФК и УСФК и их сравнение с реальным ходом разработки МКА «Маяк» подтвердили правильность результатов, полученных по УСФК, и неточность СФК.

Ключевые слова: системный инжиниринг, критические технологии, «Структурирование функции качества», СФК, метод анализа иерархий, МАИ, модель Канно

Basic Approach to Identification of Critical Technologies: Estimation of the Most Important Engineering Attributes of a Product

A. A. Romanov¹, D. A. Shpotya²

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

²Moscow Institute of Physics and Technology (State University)

e-mail: denis.shpotya@yandex.ru

Abstract. This article justifies the importance of identification of critical technologies. Estimation of the most important engineering attributes using the project management approach, product lifecycles (PLC) and system engineering tools is considered to be the first important step before identification of critical technologies. Conventional system engineering instrument Quality Function Deployment (QFD) is emphasized as a basic tool. QFD consists of four phases (so called “Houses of quality”). The authors’ research showed that identification of critical technologies is possible during the second phase of QFD. The second phase must be initiated once the first phase is completed. The first phase possesses organizational and methodological disadvantages. Overcoming these disadvantages allowed the authors to propose an engineering technique named “Improved QFD” (IQFD). The authors describe the development process of the first PLC stage “concept development” of “Mayak” nanosatellite as a demonstration of IQFD functions: development of customer requirements, numeric fixing of correlations among engineering attributes in the House of Quality, utilization of determined weights of correlations during the final QFD ranking of each technical attribute. The IQFD ranking results are different from the QFD results. The analysis of the QFD and IQFD results and their comparison with an actual workflow of “Mayak” nanosatellite engineering verified and validated the correctness of the IQFD results and the inaccuracy of the QFD results.

Keywords: systems engineering, critical technologies, “Quality Function Deployment”, QFD, Analytical Hierarchy Process, AHP, Kano model

Введение

Целью государственной политики Российской Федерации в области развития науки и технологий в настоящее время провозглашен переход к инновационному пути развития на основе избранных приоритетов, к которым отнесены «Космические системы», а в число критических технологий вошли «Технологии создания ракетно-космической техники нового поколения» [1].

Для удержания предприятиями ракетно-космической промышленности передовых позиций в экономике высокотехнологичных производств они должны подтверждать свою высокую эффективность инвестирования ресурсов, а результаты их деятельности соответствовать самым современным требованиям качества и ускорять появление инноваций [2]. Создание отечественных инноваций требует использования опыта прошлых достижений, разработки новых практик и технологий, которые сегодня у нас в стране попросту отсутствуют. Для этого очень важно обеспечить инвентаризацию и учет того, что уже создано, идентифицировать критические технологии и оценить, какому уровню технологической готовности они соответствуют [3].

В 2005 г. Российская Федерация ввела национальный стандарт Р ИСО 15288, идентичный международному стандарту ИСО/МЭК 15288:2002 «Системная инженерия. Процессы жизненного цикла систем». Указанный стандарт определяет 6 стадий жизненного цикла системы (изделия; далее ЖЦИ): а) замысла; б) разработки; в) производства; г) применения; д) поддержки применения; е) прекращения применения и утилизации [4].

Практика показывает, что стадия замысла (включающая разработку требований заказчика и концепции системы) в реальных затратах не превышает 20 % общих затрат на создание системы. В то же время значимость работ, выполненных на данной стадии, достигает 95 %.

В отечественном космическом приборостроении финансирование предпроектных исследований на стадии замысла осуществляется через выполнение научно-исследовательских, а на стадии разработки — путем выполнения опытно-конструкторских работ, которые иногда сосуществуют как два независимых вида деятельности. Очень часто они

даже выполняются различными коллективами, что приводит к снижению качества результатов.

Сегодня должны создаваться продукты с новыми потребительскими свойствами и абсолютно го качества. Для всего вышеперечисленного необходимо применять проектный подход с учетом стадий ЖЦИ [5]. Указанный принцип декларируется в Федеральном законе РФ «О Государственной корпорации по космической деятельности “Роскосмос”» [6].

С 1967 по 1972 гг. в Японии усердно стремились: а) улучшить качество проектирования, б) обеспечить рабочих и менеджеров *еще до начала* производства общей диаграммой управления процессами по достижению требуемого качества, в) достичь абсолютного качества создаваемых изделий.

Свой успех в этих трех стремлениях они отразили в методике под названием «Структурирование функции качества» (далее СФК). СФК состоит из 4 фаз, так называемых «Домов качества» (далее ДК). Коротко СФК можно охарактеризовать следующим образом. ДК № 1 («Матрица планирования продукта») позволяет перевести предоставленные заказчиком требования («Голос заказчика», ГЗ; «Что») в инженерные характеристики изделия («Голос инженера», ГИ; «Как»). ДК № 2 («Детализация частей изделия») переводит полученные в ДК № 1 ГИ изделия в понятные характеристики частей изделия. ДК № 3 («Планирование процессов») переводит характеристики частей изделия в процессы производства частей с заданными характеристиками. ДК № 4 («Контроль за качеством производства») переводит процессы производства в действия по контролю за качеством процессов производства. В каждой фазе (ДК) выходным продуктом являются элементы «Как», проранжированные с помощью взвешивающих коэффициентов по правилам ДК. В зависимости от целей исследования и глубины его детализации количество фаз («Домов качества»), которые необходимо выполнить, может меняться. Подробнее про широчайшую область применения СФК можно узнать в работе [7] и в аэрокосмических приложениях, например, в работе [8].

Наше исследование (в рамках этой статьи мы говорим о его части) показало, что идентификация

элементов критических технологий может быть произведена на стадии ЖЦИ «Разработка». В СФК этой стадии соответствует ДК № 2. *Входным* продуктом ДК № 2 являются самые важные инженерные характеристики, которые необходимо получить на выходе ДК № 1, правильность которых очень сильно зависит от того, как точно инженеры поняли, «Что» хочет заказчик и «Как» они будут достигать «Что».

Чтобы максимизировать шансы *правильного выбора* самых важных инженерных характеристик, необходимо преодолеть два организационно-методических недостатка ДК № 1:

1. ДК № 1 использует, а не разрабатывает ГЗ: задача инженера понять, что хочет заказчик, лучше, «чем заказчик сам понимает себя». Требования заказчика должны быть как минимум численно проранжированы и в количестве менее 25 позиций. Сам по себе **ДК № 1 не позволяет выделить из множества пожеланий заказчика самые важные требования.** Именно поэтому очень часто в ходе разработки сложного проекта матрицы ДК переполняются ненужными данными, в тоже время упускаются важные [9, 10].

2. В ДК не учитываются корреляции инженерных характеристик в ходе их финального ранжирования по влиянию на достижение ГЗ.

Обзор методов и инструментов

Разработка ГЗ — это многоэтапный процесс качественного и количественного анализа. Единого и общепризнанного инструмента или метода его выполнения нет. Существует общее понимание, что нужно получить, а вот с помощью каких инструментов продвигаться к получению квинтэссенции требований — инженеры решают сами, исходя из своего багажа знаний и конкретной ситуации. Если организация владеет таким набором инструментов — это ее «ноу-хау» и секрет, так как это позволяет находить новые идеи и развивать свою конкурентоспособность.

В 1980 г. Томас Саати предложил Метод аналитической иерархии (далее МАИ) [11]. С появлением ПО для автоматического расчета собственного вектора Юдзи Акао (создатель СФК) предло-

жил использовать в СФК подход МАИ. А Ustinovičius и Loniewski в своей работе показали, что МАИ среди прочих аксиоматических, эвристических и группы методов вербального анализа решений (ВАР) является оптимальным инструментом для попарного сравнения и численного ранжирования альтернатив [12]. В 1998 г. Фанг и другие дополнили СФК методом «неточной логики» для выбора в случае неточных измерений (какого-то диапазона значений) самых оптимальных показателей ГИ [13]. Это первые попытки превращения СФК в новую методику. В 2006 г. Цультнер и Мазур использовали в разработке ГЗ модель Кано для создания товаров с привлекательными свойствами и качеством. Эта модель позволяет выявить, достижение каких требований может произвести глубокое впечатление на заказчика [14]. В этих работах и множестве аналогичных [7] *проблемы ДК № 1 СФК решались по отдельности, а не в комплексе.* Существуют наборы инструментов по разработке голоса заказчика от учебных заведений [15] и консалтинговых фирм [16], *но их эффект по описанному в прошлом абзаце причинам оставляет желать лучшего.*

В 2009 г. Д. Маврис и его коллеги развили идею работы Р. Фанга по использованию СФК с другими инструментами и попытались создать сложную систему идентификации критических технологий в интересах США. Но в этой работе ДК СФК не рассматривался как основной инструмент, а идентификация критических технологий осуществлялась за счет применения дополнительных методик, анализа закрытых баз данных и моделирования изделия [17].

Ни в одной из рассмотренных работ в ходе финального ранжирования степени важности достижения той или иной инженерной характеристики *не учитываются корреляции элементов ГИ, так что эта проблема не решена.*

Цель исследования и постановка задачи

Данная статья описывает результаты **первого этапа** исследования по идентификации критических технологий в космическом приборостроении.

Анализ и фиксация «Голоса заказчика»

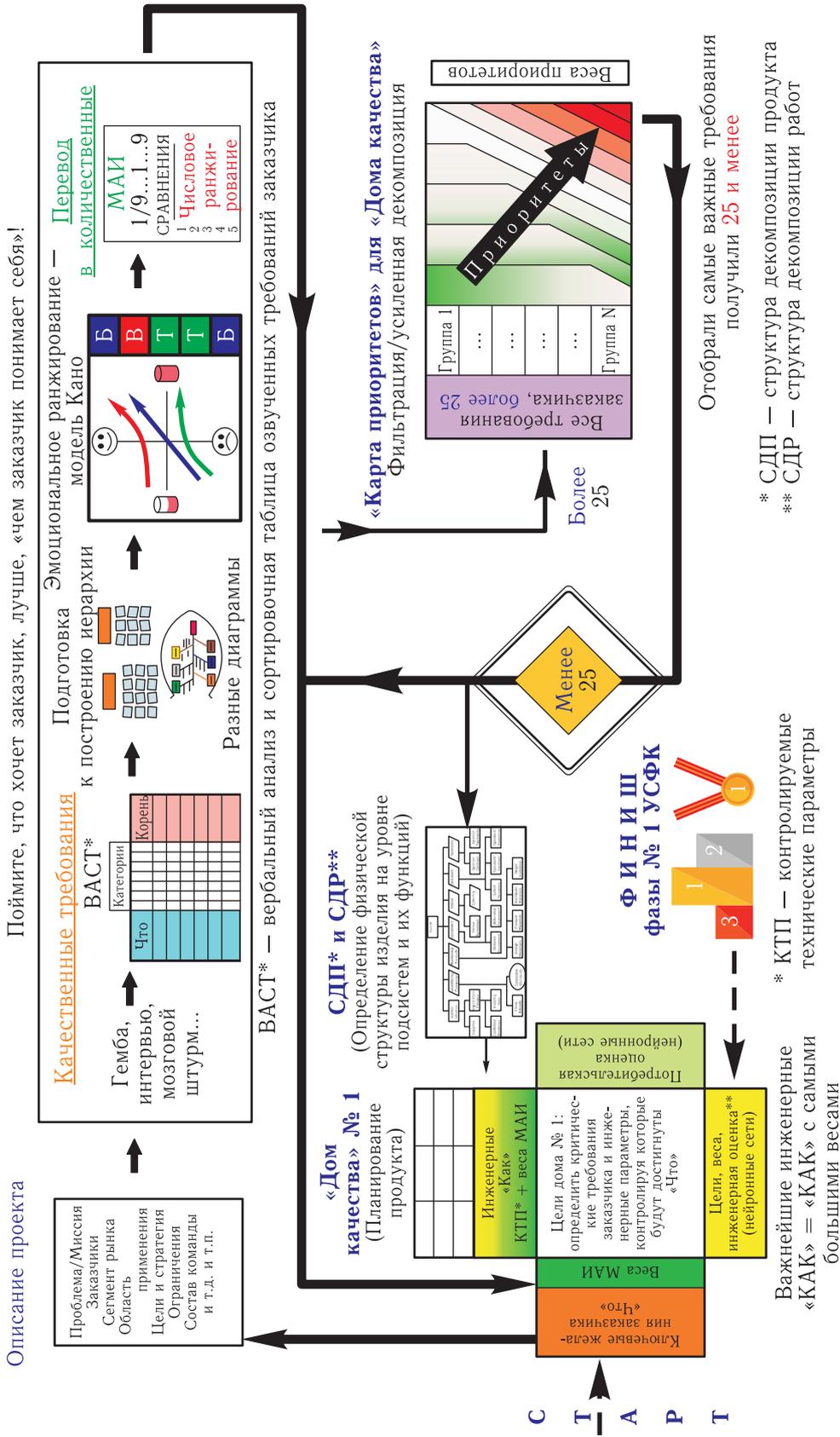


Рис. 1. Описание алгоритма действий по применению разных инструментов системной инженерии для выполнения ДК № 1 по УСФК

Цель первого этапа состоит в разработке базовой основы инженерной методики для правильного определения важнейших инженерных характеристик изделия. Свидетельством правильного определения должна быть успешная разработка космической техники согласно полученных результатов. При разработке методики решались следующие задачи:

- 1) объединение существующих инструментов системной инженерии с ДК № 1 СФК для создания базовой основы инженерной методики;
- 2) иллюстрация на практическом примере разработки космического изделия функций предлагаемой инженерной методики для *разработки ГЗ, численного учета корреляций ГИ* (это недостатки ДК № 1) и использования оценок корреляций в ходе определения самых важных инженерных характеристик изделия;
- 3) верификация и валидация определенных с помощью предлагаемой методики важнейших инженерных характеристик.

Объект исследования, на котором демонстрируются результаты статьи

Функции УСФК демонстрируются на наноспутнике «Маяк» формата CubeSat 3U. Данный МКА разрабатывается с 2014 г. российскими инженерами и готовится к запуску на орбиту в четвертом квартале 2016 г. Финансируется краудфандингом (принцип «с миру по нитке») [18].

Объединения существующих инструментов системной инженерии с ДК № 1 СФК в базовую основу инженерной методики

Далее предлагается базовая методика и иллюстрируется, как на основе ее алгоритма можно преодолеть недостатки ДК № 1.

На рис. 1 представлен предлагаемый нами алгоритм использования рассматриваемых в обзоре литературы инструментов системной инженерии (и некоторых других) для решения поставленных

задач этой статьи. Этот методический подход был нами назван «Усовершенствованное СФК» (УСФК).

Разработка ГЗ начинается с качественного анализа. Согласно предлагаемого алгоритма на рис. 1 было составлено описание проекта и проведено: очное знакомство с заказчиком (этнография [19]), необходимые опросы, интервью, мозговые штурмы и т.п. со всеми сторонами проекта для генерации всевозможных потребностей. Получилось 51 пожелание к МКА.

С помощью вербального анализа и сортировочной таблицы (ВАСТ) были объединены похожие и отсортированы пожелания заказчика по двум группам, «Что делать» и «Как делать» — смотрите на рис. 2 третью и четвертую колонки соответственно (в рамках демонстрации большая часть пожеланий скрыта).

Из «Что делать» (третья колонка) было выделено 6 общих требований заказчика. Остальные пожелания были отнесены к «Как делать» (четвертая колонка). Про них будет рассказано в следующем разделе про разработку ГИ.

Далее эти 6 требований заказчика были ранжированы с помощью модели Кано и МАИ. Демонстрация и сравнение полученных результатов ранжирования шести требований этими двумя инструментами даны в табл. 1.

Таблица показывает, что с помощью предложенных инструментов ранжирования можно одинаково выделять самые жизненно необходимые (согласно Кано это «требуемые») требования. При этом если необходимо численное обоснование, то нужно использовать МАИ, а если надо найти «изюминку», то надежнее Кано.

Разработка «Голоса инженера» и количественная оценка корреляций ГИ

Данный раздел посвящен формированию структуры инженерных характеристик МКА «Маяк» и численному учету корреляций характеристик.

В ходе разработки требований заказчика к МКА «Маяк», инженеры узнали не только что, но и как нужно сделать. Для структурирования ГИ,

п/п	Пожелание заказчика	Общие пожелания к спутнику (Что)	Пожелания относятся к техническому решению, Как реализовать, КА «Маяк»	Причина появления желания — выделения «корня» причины (конкретного требования)
1	Бюджет программы космического эксперимента менее 15 млн руб.			Летный образец должен стоить меньше 700 тыс. руб.
2	Отражатель спутника должен быть довольно большим, чтобы отражения Солнца на Земле тоже были большими			Должен давать как можно более полное облучение видимой стороны Земли
3	Спутник должен сиять ярче Сириуса, Веги и Альтаира			Спутник должен быть виден с Земли как самая яркая звезда на ночном небе
4	Спутник должен быть виден во всех крупных городах Земли			
5	Должен сформироваться каркас тетраэдра правильной формы			Каркас должен держать форму в условиях невесомости, закрутки и вращения
6	Спутник должен быть соединен с солнечным отражателем, чтобы развернуть последний из сложенного в развернутое состояние			Чтобы развернуть и натянуть отражатель в космосе без каких-либо деформаций частей МКА
7	Спутник должен в случае критического воздействия гамма- и рентгеновских излучений, тяжело заряженных частиц (протоны, ионы больших энергий, альфа-частицы) выполнить свои функциональные задачи			Чтобы выполнять свои функции при любых внешних воздействиях
51	Элементы энергопитания не должны загореться или взорваться			Чтобы обеспечить стабильное и безопасное энергопитание

Рис. 2. Вербальный анализ и сортировочная таблица МКА «Маяк»

Таблица 1. Сравнение результатов ранжирования: модель Кано и МАИ

Способ ранжирования	Модель Кано		МАИ	
	Ранг*	Качеств. оценка	Ранг*	Количеств.**
Выполнен из отечественных компонентов	1	Впечатляющее	3	12,85
Спутник должен быть виден с Земли как самая яркая звезда на ночном небе	2	Требуемое	1	41,74
Изготовление летного экземпляра КА, 700 тыс. руб.	3	Требуемое	2	25,13
Формат CubeSat 3u	4	Базовое	6	3,47
Срок орбитального существования более 1 мес	5	Базовое	5	8,30
Обеспечить стабильное и безопасное энергопитание	6	Базовое	4	8,52

* чем меньше число, тем важнее требование относительно других.

** это уже нормализованные значения оценок.

помимо прочих инструментов ДК, были выполнены инструменты под названием «Схема деления работ» и «Схема деления продукта» (СДР и СДП) [20]. СДП и СДР помогли ответственным за подсистемы сгруппировать по подсистемам оставшиеся из ВАСТ пожелания «Как делать», после чего они сделали необходимые корректировки и обобщения. В итоге на 7 подсистем пришлось 22 инженерные характеристики (в следующем разделе на рис. 3 демонстрируются 2 подсистемы и 7 характеристик). Таким образом, в результате использования ВАСТ, СДР, а затем СДП можно составить полное, хоть и начальное представление о функциях и структуре МКА, а также свести все данные о ГИ, получить управляемое количество характеристик (меньше 25).

Далее по СФК приступают к качественной оценке корреляций элементов ГИ, но так как задача этой статьи состоит в количественной оценке корреляций, то для этого в УСФК предлагается применить подход МАИ. Сначала для фиксации корреляций подсистем с точки зрения важности первоочередности инвестирования ресурсов в достижение той или иной подсистемы, а затем для оценки того, как каждая характеристика подсистемы влияет на ее достижение.

Пример заполнения ДК №1 с разработанным с помощью МАИ ГЗ и ГИ представлен на рис. 3 частично из-за ограниченного размера статьи.

Центральная часть ДК

Далее коротко описывается центральная часть ДК СФК. До этой части были выполнены все остальные части ДК №1. Несмотря на то, что они важны, они принципиально не влияют на задачи этой статьи, а метод их использования представлен в работах на портале Института СФК [21].

Рассмотрим каждое требование и характеристику и зафиксируем мнение ответственных за подсистемы относительно того, как достижение каждого требования зависит от реализации каждой характеристики ГИ. Для фиксации степени зависимости используются четыре числовых или графических обозначения: никак = 0 (пусто), слабо = 1 (▲), средне = 3 (○), сильно = 9 (⊖). Демон-

страция результата работы над этой частью ниже на рис. 3.

Расшифруем полученные данные в центральной части ДК на примере зависимости требований заказчика к МКА «Маяк» от достижения первой характеристики подсистемы «Энергоносители». «Мощность». От этой характеристики ГИ зависит 5 из 6 требований (см. рис. 3), перечислим их:

- Требование 1. Зависимость ⊖ — очень сильная — 9.
- Требования 2, 3, 4, 5. Зависимость ○ — средняя — 3.

После выполнения центральной части переходят к финальному ранжированию инженерных характеристик в «Доме качества» №1.

Финальный подсчет весов важности инженерных характеристик в ДК

Это последний этап в ДК №1 перед переходом к ДК №2. На этом этапе выделяется, какие характеристики самые важные, а какие менее важные. В этом разделе статьи демонстрируется ранжирование характеристик ГИ по СФК и по УСФК (используя полученные с помощью МАИ количественные оценки корреляций инженерных характеристик). Затем с помощью нормализованных оценок ранжирования элементов ГИ по СФК и УСФК были построены два графика. Анализ графиков и данных, по которым они были построены, а также выводы исследования приводятся в последующих разделах статьи.

Применения количественных оценок корреляций ГИ в ДК (полученных с помощью МАИ) демонстрируются в ходе описания подсчета финальных весов важности элементов ГИ сначала по подходу СФК, а затем УСФК.

Стандартный подход СФК. По формуле (1) мы нашли вес каждой инженерной характеристики, а затем нормализовали результаты.

$$B_j = \sum_i (T_i \cdot a_{ij}), \quad (1)$$

где T_i — нормализованный вес важности ГЗ отдельно взятого требования (у нас они подсчитаны

с помощью МАИ); i — все отдельно взятые ГЗ; a_{ij} — коэффициент степени влияния j -й ГИ на i -е ГЗ; B_j — вес важности j -й ГИ.

Продемонстрируем подход СФК на первой характеристике подсистемы «Энергоносители» (см. рис. 3). От этой характеристики зависят требования с 1 по 5, со степенями 9, 3, 3, 3, 3 (рассмотрено ранее в описании «Центральная часть ДК»). Относительные веса важности этих требований: 44,60; 28,17; 12,83; 6,58; 5,62 (см. веса ГЗ в табл. 1 или на рис. 3 в колонке 3). Затем, подставив их в формулу (1): $B1 = 44,60 \cdot 9 + 28,17 \times 3 + 12,83 \cdot 3 + 6,58 \cdot 3 + 5,362 \cdot 3 = 561$.

Получив по этой формуле веса всех элементов ГИ и нормализовав результаты, построили график СФК (на рис. 3 — Результаты СФК).

Предлагаемый подход УСФК. Из формулы (1) видно, что в ДК № 1 СФК не учитываются корреляции ГИ. Дополнив формулу (1) двумя сомножителями, мы получили формулу (2) и смогли преодолеть проблему неиспользования корреляций в финальном подсчете весов важности элементов ГИ в ДК:

$$B_j = \left(\sum_i (T_i * a_{ij}) \right) * (S_{1...n} * e_j), \quad (2)$$

где $S_{1...n}$ — подсчитанная с помощью МАИ оценка корреляции выбранной подсистемы ГИ; e_j — подсчитанная с помощью МАИ оценка корреляции выбранного элемента в выбранной подсистеме.

Таким образом, по формуле (2): $B1 = 561 \cdot 0,1111 \cdot 10,21 = 636,3$ (рис. 3).

Анализ полученных и реальных результатов

Анализ на уровне инженерных характеристик. На рис. 3 видно, что график, построенный по данным УСФК, отличается от графика, построенного по данным СФК. Проанализируем в табл. 2 в рамках подсистем «Энергоносители» и «Солнечный отражатель» (приведенных на рис. 3) результаты ранжирования их характеристик по СФК и УСФК.

Таблица показывает, что по СФК важнее подсистема № 2. А соотношение подсистем № 1 к № 2:

$$(6,48 + 10,17)/(4,83 + 3,40 + 5,81 + 1,57 + 7,14) = 0,73.$$

Вычисление и сравнение соотношений выполняется для того, чтобы оценить равнозначность подсистем и их элементов. Чем ближе коэффициент соотношения между подсистемами к 1, тем сильнее между рассматриваемыми подсистемами взаимосвязь и тем выше их равнозначность с точки зрения первоочередности инвестирования в них ресурсов для развития. Чтобы не запутаться в анализе, рекомендуем в рамках рассматриваемых элементов ГИ делить меньший вес на больший.

По УСФК иной результат. Характеристика «Мощность» была в СФК на 3-м месте, а в УСФК заняла 5-е место, а то, что было на 4-м месте в СФК, в УСФК стало на 3-м. Изменилось соотношение подсистем: 0,34.

Веса инженерных характеристик, полученных по УСФК, свидетельствуют, что на самом деле подсистема «Солнечный отражатель» не так важна, как показывает это СФК, это также отражено на графике УСФК на рис. 3.

Анализ на уровне подсистем. Результаты проведенного выше сравнения говорят о том, что в ходе подсчета финальных весов важности элементов ГИ по правилам ДК опираться лишь на учет того, как зависит достижение ГЗ от реализации элементов ГИ, без числового учета корреляций элементов ГИ между собой (это подход СФК), — некорректно. Это может привести к неправильному планированию ресурсов всего проекта. Подтвердим это на нашем примере МКА «Маяк» в анализе табл. 3, где собраны результаты ранжирования всех подсистем по СФК и УСФК.

Из табл. 3 видно, что по СФК реализация ГЗ лежит через подсистему «Солнечный отражатель». В случае МКА «Маяк» так и инвестировались ресурсы. Предполагалось, что «Солнечный отражатель» надуется, тем самым потребность в отдельной подсистеме «Развертывание» отпадала. В результате проводившейся более года работы над проектом инженеры пришли к выводу, что акцент усилий был сделан неверно (созданный солнечный отражатель по разным причинам не держал требуемую форму). Также выяснилось, что по требованиям техники безопасности к КА на ракетносителе запланированные методы для надува запрещены.

Таблица 2. Сравнение результатов подсчета весов инженерных характеристик в ДК двумя способами: классическим СФК и предлагаемым УСФК

Подход	СФК		УСФК	
	Весы*	Позиция**	Весы*	Позиция**
Подсистема № 1 «Энергоносители»				
Мощность	6,48	3	1,36	5
Такие энергоносители должны были летать в космос или прошли все необходимые тесты	10,17	1	17,53	1
Подсистема № 2 «Солнечный отражатель»				
Должен создавать яркую видимую вспышку	4,83	5	1,77	4
Должен давать как можно более полное облучение видимой стороны Земли	3,40	6	0,42	7
Выполнен из дешевых и доступных материалов и простых в эксплуатации	5,81	4	2,13	3
Чтобы упаковать в спутник, толщина пленки должна быть минимальная	1,57	7	0,58	6
Материал должен быть уже протестированным в космических условиях	7,14	2	2,62	2

* веса нормализованы. Чем меньше вес выбранной характеристики, тем она менее значима.

** отражает важность характеристики в зависимости от ее веса: чем больше число, тем она менее значима.

Таблица 3. Сравнение порядка ранжирования подсистем МКА «Маяк» по СФК и УСФК

Подход	СФК		УСФК	
	Позиция*	Относительные веса подсистемы	Позиция*	Относительные веса подсистемы
«Развертывание»	2	17,597	1	28,927
«Управление»	4	16,595	2	22,639
«Двигатель»	5	10,496	4	17,233
«Энергоносители»	3	16,654	3	19,211
«Солн. отражатель»	1	22,758	5	7,507
«Сил. конструкция»	7	7,742	7	2,250
«Общ. треб.»	6	8,157	6	2,233

* позиция отражает степень важности подсистемы в зависимости от ее веса: чем меньше, тем она значимее.

Потребовалось заново тщательно разработать замысел для четкой формулировки, что нужно сделать и как, а затем проранжировать шаги по реализации задуманного для максимально эффективного инвестирования оставшихся ресурсов.

Использование УСФК показало, что МКА «Маяк» принципиально зависит от подсистемы «Развертывание». Дальнейшая физическая разработка МКА «Маяк» подтвердила результаты УСФК [22], а проделанный системный инжиниринг в ходе

структурирования ДК №2 выявил критическую технологию.

Заключение

Работа посвящена описанию результатов **первого этапа** исследования по идентификации критических технологий в космическом приборостроении. Первый этап заключался в том, чтобы: а) создать базовую основу инженерной методики для определения важнейших инженерных характеристики изделия; б) подтвердить правильность выделения важнейших инженерных характеристик предлагаемой методики результатами разработки реального космического изделия.

Парадигмой предложенной инженерной методики является использование ЖЦИ и проектного подхода. Базой этой методики стал инструмент под названием СФК, дополненный (из-за своих организационно-методических недостатков) в рамках фазы ДК №1 существующими инструментами и практиками: *описание проекта, очное знакомство с заказчиком, интервью, опросы, вербальный анализ, сортировочная таблица, группирующие диаграммы, модель Кано, МАИ, схемы деления работ и продукта*. Эти действия позволили нам предложить название инженерной методики — «Усовершенствованное СФК».

Верификация и валидация функций УСФК по устранению недостатков ДК №1 и определению важнейших инженерных характеристик изделия проведена в ходе выполнения стадии ЖЦИ «Замысел» МКА «Маяк».

В рамках преодоления первого недостатка ДК №1 СФК по алгоритму УСФК (рис. 1) были успешно разработаны: ГЗ (получилось 6 требований из 51 изначально выдвинутого пожелания), структура ГИ (7 подсистем и 22 инженерные характеристики).

Второй недостаток — неиспользование корреляций инженерных характеристик в финальном ранжировании элементов ГИ в ДК №1 — был преодолен в два этапа. Сначала с помощью применения к подсистемам и их характеристикам парных сравнений и ранжирования по методу МАИ были получены количественные оценки корреляций элементов ГИ. Затем полученные оценки по фор-

муле (2) $B_j = (\sum_i (T_i \cdot a_{ij})) \cdot (S_{1...n} \cdot e_j)$ были интегрированы в финальный подсчет весов важности элементов ГИ в ДК №1 по подходу УСФК.

Сравнение результатов ранжирования инженерных характеристик по СФК и УСФК с реальным ходом физической разработки МКА «Маяк» подтвердило, что важнейшие элементы ГИ СФК выделило неправильно, а УСФК — правильно. А именно СФК показало, что МКА «Маяк» надо реализовать через главную подсистему «Солнечный отражатель», разработка которой после года усилий обернулась угрозой ликвидации проекта. А методика УСФК показала, что МКА надо создавать через самостоятельную подсистему «Развертывание», что и было успешно реализовано. Этот факт доказал, что предложенная нами инженерная методика УСФК отличается от СФК, т.е. обладает новизной и содержит в себе научно-техническую и экономическую целесообразность использования в космическом приборостроении.

Одна из задач следующего этапа нашего исследования — идентифицировать элементы критических технологий. Для этого будут использоваться: полученное ранжирование элементов ГИ в ДК №1, ДК №2 (матрица «Детализация частей изделия»), матрица выбора концепции, морфологический анализ, бенчмаркинг, уровни технологической готовности...

Выводы

Фундаментальный принцип СИ утверждает, что сначала необходимо разработать требования, затем зафиксировать функции изделия и тогда можно рассматривать физическую структуру изделия [5].

Процесс разработки ГЗ очень долгий, так как требует участия многих сторон. Использование инженерной методики УСФК, которая учитывает стадии ЖЦИ и проектный подход, позволяет в соответствии с теорией СИ и своего алгоритма выделять не только *пожелания*, но и важнейшие *требования* заказчика к космическому изделию. А использование инструментов УСФК (ВАСТ, СДР и СДП) позволяет составить полное, хотя и начальное представление о функциях и получить ответы

на вопросы: как их реализовать, построить структуру изделия и свести воедино все элементы «Голоса инженера» (подсистемы и их инженерные характеристики).

Интересный результат показало ранжирование требований заказчика с помощью модели Кано и МАИ. В табл. 1 было зафиксировано, что обе модели позволяют одинаково выделять самые жизненно необходимые требования. При этом если требуется численное обоснование выбора той или иной альтернативы, то необходимо использовать модель МАИ, а если задача найти «изюминку», то надежнее использовать модель Кано.

Предложенный в УСФК новый подход применения МАИ к подсистемам и их инженерным характеристикам позволяет численно зафиксировать корреляции элементов ГИ.

Финальный подсчет весов важности элементов ГИ с учетом количественных оценок корреляций (т. е. по методике УСФК) по правилам ДК позволяет получить не только более точные, но и кардинально отличные результаты ранжирования элементов ГИ, чем если проводить ранжирование по подходу СФК, который не учитывает корреляции инженерных характеристик.

Опыт этого проекта и результаты использования предложенной инженерной методики УСФК свидетельствуют: чтобы максимизировать шансы успешной реализации проекта, очень важно тщательно проводить системный инжиниринг и определять важнейшие инженерные характеристики на стадии ЖЦИ «Замысел».

Результаты данной работы были доложены на научной конференции МФТИ, где доклад был удостоен диплома.

Благодарим инженеров МКА «Маяк» за сотрудничество и предоставленную информацию.

Список литературы

1. Об утверждении приоритетных направлений развития науки, технологий и техники и перечня критических технологий РФ. Указ Президента РФ от 7 июля 2011 г. № 899. [Сайт администрации президента РФ]: <http://static.kremlin.ru/media/events/files/41d38565372e1dc1d506.pdf>
2. Product brief dev. tools. QFD. University of the Aegean. Dep. of Financial and Management Engineering: http://www.fme.aegean.gr/sites/default/files/cn/quality_function_deployment.pdf
3. Definition Of Technology Readiness Levels. Официальный сайт NASA: http://esto.nasa.gov/files/TRL_definitions.pdf
4. Гос. портал: <http://www.gost.ru>
5. Романов А. А. Прикладной системный инжиниринг. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2015. 556 с.
6. О Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос». Федеральный закон РФ от 13.07.2015 № 215-ФЗ
7. *Lai-Kow Chan, Ming-Lu Wu.* Quality function deployment: A literature review // European Journal of Operational Research, 2002, 143, 463–497. <http://www.fat.uerj.br/intranet/disciplinas/Desenvolvimento%20do%20Produto/Artigos%20PDF/prodlate%20pg%20-%20-%2017.pdf>
8. Abstracts 1989–2014. Symposium on QFD. Официальный сайт Quality Function Deployment Institute: http://qfdi.org/books/abstracts_1989-today_QFD_transactions.pdf
9. *Tsai Y.C., Chin K.S., Yang J.B.* A Hybrid QFD Framework for New Product Development. Department of Manufacturing Engineering and Engineering Management, City University of Hong Kong: https://phps.portals.mbs.ac.uk/Portals/49/docs/jyang/JoyceChinYang_QFD_in_AJQ.pdf
10. *Richard Y.K.Fung, Popplewell K., Xie J.* An intelligent hybrid system for customer requirements analysis and product attribute targets determination // Int. j. prod. res., 1998, vol. 36, no. 1, 13 ± 34. Источник проверен 24.01.2016. <http://faculty.math.tsinghua.edu.cn/~jxie/papers/IJPR1998.pdf>
11. *Saatui T.* Принятие решений. Метод анализа иерархий. Пер. с англ. Р. Г. Вачнадзе. М.: Радио и связь, 1993.
12. *Ustinovičius L., Loniewski K.* Вербальный анализ решений. Журнал *Ekonomia i Zarzadzanie*: электронный журнал, 2013 № 2. http://www.zneiz.pb.edu.pl/data/magazine/article/280/3.4_ustinovicus_loniewski.pdf
13. *Richard Fung Y.K., Popplewell K., Xie J.* An intelligent hybrid system for customer requirements analysis and product attribute targets determination // Int. J. prod. res., 1998, vol. 36, no. 1, 13 ± 34.

- Сайт Tsinghua University, Department of Mathematical Sciences:
<http://faculty.math.tsinghua.edu.cn/~jxie/papers/IJPR1998.pdf>
14. *Zultner Richard E., Mazur Glenn H.* Quality function deployment optimization with kano's model. Transactions from the eighteenth symposium on quality function deployment. December 2, 2006. Официальный сайт QFD Institute:
http://www.mazur.net/works/Zultner_Mazur_2006_Kano_Recent_Developments.pdf
 15. *Gaskin S.P., Griffin A., Hauser J.R. et al.* Voice of the customer. Официальный сайт Massachusetts Institute of Technology: http://web.mit.edu/hauser/www/Papers/Gaskin_Griffin_Hauser_et_al%20VOC%20Encyclopedia%202011.pdf
 16. Customer-Inspired Design: Applying Voice of the Customer to Improve New Product Success Rates. Официальный сайт Silicon Valley Product Management Association http://svpma.org/eventarchives/SVPMA-07-2003-Voice_Of_Customer-Stanley_Baginskis.pdf
 17. *Ender T.R., McDermott T., Mavris D.* Development and Application of Systems Engineering Methods for Identification of Critical Technology Elements During System Acquisition. Электронная библиотека: http://www.academia.edu/16965330/Development_and_Application_of_Systems_Engineering_Methods_for_Identification_of_Critical_Technology_Elements_During_System_Acquisition
 18. Космический спутник «Маяк». Официальная страница проекта МКА «Маяк» на портале Boomstarter: https://boomstarter.ru/projects/shaenko/kosmicheskij_sputnik_mayak
 19. *Case M.J., Light G.* Emerging Methodologies in Engineering Education Research, Journal of Engineering Education January 2011, vol. 100, no. 1. P. 186–210, <http://www.jee.org>
 20. Systems Engineering Handbook. NASA/SP-2007-6105 Rev1. NASA.
 21. House of Quality (QFD) Tutorial. Официальный сайт QFD Institute: <http://www.qfdonline.com/qfd-tutorials/house-of-quality-tutorial>
 22. Официальный сайт разработки МКА «Маяк»: <http://cosmomayak.ru/technology>

УДК 621.398

Термовидеосистема для установки на космические аппараты и ракеты-носители

Д. И. Климов¹, В. А. Благодырев²

²к. т. н.

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

e-mail: tm016@rniikp.ru

Аннотация. Рассматривается термовидеосистема с возможностью использования термозащиты и защиты объективов и приборов с зарядовой связью (ПЗС) от воздействия радиационных факторов для видеокамер (ВК), расположенных вблизи термонагруженных элементов космических аппаратов (КА) и ракет-носителей (РН) для отслеживания термообстановки посредством видеотелеметрии. Представлена модель термокожуха, его основные параметры и характеристики. Получены выражения для подбора толщины термослоя в зависимости от подлетного времени РН, а также толщины термослоя для заданного времени воздействия температуры. Приведен пример термозащиты ВК с заданным диаметром зрачка объектива и подлетным временем РН на опорную орбиту. Предлагается использовать перископическое устройство для защиты от воздействия радиационных факторов линз объективов и ПЗС. Приведены выражения для размера зеркал перископа, а также для угла поворота зеркал перископов при одновременном использовании двух видеокамер, направленных на одно поле изображения объекта.

Ключевые слова: термокожух, каменная вата, подлетное время РН, теплопроводность, удельная теплоемкость, перископ, зеркало, угол поворота, угол обзора

ThermoVideoSystem for Installation on Spacecraft

D. I. Klimov¹, V. A. Blagodyryov²

²candidate of engineering science

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

e-mail: tm016@rniikp.ru

Abstract. The thermovideosystem with possibility of use of thermoprotection and protection of objectives and devices with charging communication from influence of radiating factors for videocameras, the space vehicles located near to thermoloaded elements and carrier rockets for tracing of thermoconditions by means of video telemetry is considered. The thermocasing model, its key parameters and characteristics is presented. Expressions for selection of a thickness of a thermolayer depending on flying time of carrier rockets, and also a thickness of a thermolayer for preset time of influence of temperature are received. The example of thermoprotection videocameras with the set diameter of a eye of an objective and flying time of carrier rockets for a basic orbit is resulted. It is offered to use the periscopic device for protection against influence of radiating factors of lenses of objectives and devices with charging communication. Expressions for the size of mirrors of a periscope, and also for an angle of rotation of mirrors of periscopes are resulted at simultaneous use of two videocameras directed on one image box of object.

Keywords: hermocasing, stone cotton wool, flying time of the rocket, heat conductivity, specific thermal capacity, periscope, mirror, an angle of rotation, review angle

Общие понятия

Для надежного функционирования видеокамеры при низких и высоких температурах необходима ее защита в виде термокожуха.

Термокожух — основное средство защиты видеокамеры при ее эксплуатации в условиях космического пространства для организации видеонаблюдения термонагруженных элементов КА или РН. Термокожухи можно разделить на две основные группы: термокожухи и гермокожухи. Термокожухи оснащены системами обогрева (охлаждения), которые обеспечивают корректную работу камер при низких (высоких) температурах. А гермокожухи защищают видеокамеры от попадания влаги и пыли. Термокожухи способны также защищать камеры видеонаблюдения от различных механических повреждений.

Основной задачей термокожухов является защита видеокамер от механических повреждений, влияния внешней среды и обеспечение работоспособности камеры при различных условиях эксплуатации.

Основной параметр термокожуха, имеющий важное значение, — диапазон рабочих температур. Это параметр показывает, при какой воздействующей температуре термокожух сможет обеспечить нормальную работу видеокамеры.

Защита камер в условиях низких (высоких) температур может быть достигнута несколькими способами [1]:

- используется обогрев (охлаждение) монтажной пластины термокожуха, на которую устанавливается камера;
- обогрев (охлаждение) линзы объектива по периметру;
- обогрев (охлаждение) корпуса всей камеры.

В некоторых термокожухах скомбинированы разные способы поддержания температуры внутреннего объема.

При использовании термокожуха возникает угроза выпадения конденсата (запотевание) на смотровом стекле. Эффективный способ борьбы с запотеванием — распределение мощности нагревателя вблизи линзы объектива или обогрев (охлаждение) самой линзы по ее периметру. При наличии атмосферы иногда используются вентиляторы,

обеспечивающие движение воздуха (газа) внутри термокожуха.

Выбор размера термокожуха обусловлен внутренним полезным объемом, а также необходимостью размещения дополнительных устройств, входящих в комплектацию видеокамер. Внутри термокожуха может быть установлен встроенный источник питания, устройство передачи видеосигнала по каналу связи с устройством передачи видеоизображения.

Помимо термозащиты ВК от перегрева и охлаждения, для защиты от воздействия радиационных факторов линз объективов и фоторегистрирующих приборов предлагается использовать перископическое устройство, выполненное из титана с отражающим зеркалом (под углом 45°) из никеля ($T_{пл} = 1736 \text{ K}$), расположенным на главной оптической оси объектива.

В случае расширения спектрального диапазона видеорегирующей системы для измерения температурных параметров посредством видеотелетрии вблизи термонагруженных элементов КА и РН используются две ВК, направленные на одну и ту же область обзора объекта, одна из которых является фоторегистрирующим прибором с «виртуальной» фазой (ВФПЗС) и объективом из кварцевого стекла, другая — с инфракрасным фоторегистрирующим прибором (ИК ПЗС) и объективом из оптического кремния [5, 6].

Разработка модели термокожуха для отслеживания термообстановки при помощи ВК, расположенных вблизи термонагруженных элементов РН

В нашем случае видеокамеры заключены в термокожух и крепятся жестко к обтекателю РН изнутри для наблюдения термообстановки в области двигателей и насосов. Изменение температуры под обтекателем зависит только от теплового излучения двигателей. Термокожух негерметичен: дегазация происходит естественным образом по мере набора высоты РН. Информация передается от ВК на модуль сбора информации (МСИ) по термозащищенному кабелю.

В рассматриваемой ситуации термокожух будет состоять из тугоплавкого металла высокой плотности, не являющегося дорогостоящим. Наиболее подходящий в этом случае металл — титан. В качестве термоизоляционного материала необходимо взять не пожароопасный материал с высокой температурой плавления и предельно низким коэффициентом теплопроводности. Таким материалом является каменная вата — минеральная вата, изготовленная из расплава изверженных горных пород [2].

На рис. 1 приведен вариант термокожуха с расположенной в нем ВК и кабелем связи и питания. Защитный титановый корпус, термослой и корпус ВК плотно прилегают друг к другу, не создавая между собой воздушного пространства.

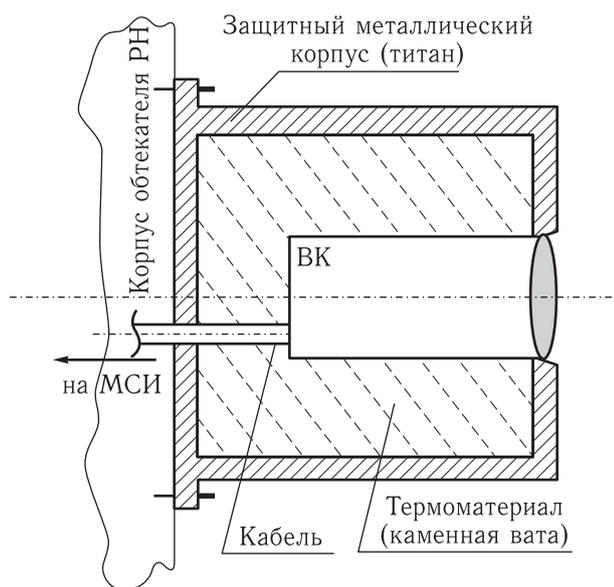


Рис. 1. Модель термокожуха с видеокamerой

Самым незащищенным элементом в рассматриваемой системе является линза объектива ВК, изготавливаемая из кварцевого стекла или оптического кремния, так как она не защищена термокожухом. Температуры деформации элементов составляют: 1300 К для кварцевого стекла и 1100 К для оптического кремния. Эти температуры и будут являться максимально возможными значениями (T_{\max}) для получения видеoinформации.

Если за исходное состояние термообстановки РН брать нормальные условия, то $T_{\text{ну}} = 300$ К, а максимальная рабочая температура ВК не должна

превышать $T_{\max P} = 350$ К. При этом температуры деформации объективов $T_{\max} = 1300$ К для кварцевого стекла и $T_{\max} = 1100$ К для оптического кремния допускают их применение в условиях с более низкой температурой (\sim на 10%).

В таблице приведены значения термодинамических величин для перечисленных выше материалов [3].

Таблица. Термодинамические характеристики материалов, применяемых для изготовления термокожуха

Материал	Температура плавления, К	Коэффициент теплопроводности, χ , $\left(\frac{\text{Вт}}{\text{м} \times \text{К}}\right)$	Удельная теплоемкость, c_m , $\left(\frac{\text{Дж}}{\text{кг} \times \text{К}}\right)$	Плотность, ρ , $\left(\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}\right)$
Титан	1933	21,9	540	4540
Каменная вата	1275	0,04	800	30–220

Так как $c_{m_Ti} < c_{m_ваты}$ и $\chi_{Ti} \gg \chi_{ваты}$, то термозащита титаном по сравнению с термозащитой каменной ватой пренебрежимо мала, будем учитывать только термозащиту каменной ватой, меняя толщину слоя ваты. Титан выполняет функцию жесткого корпуса и крепления. Толщина его в среднем зависит от механических нагрузок и должна составлять $\sim 1-3$ мм.

Определим зависимость времени нагрева ВК от толщины слоя каменной ваты (в диапазоне — от нормальных условий до максимальной рабочей температуры для ВК).

Полная мощность тепловых потерь, идущая от одной грани параллелепипеда к другой при толщине пробега x , площади сечения S , изменении температуры ΔT и коэффициенте теплопроводности χ , можно определить как [4]:

$$P = -\chi \frac{S \Delta T}{x}. \quad (1)$$

Так как по определению мощность есть количество энергии в единицу времени t , а с точки зрения теплопередачи энергия является количеством теплоты Q в единицу времени, то

$$Q = \frac{|P|}{t}. \quad (2)$$

Удельная теплоемкость материала выражается соотношением

$$c_m = \frac{Q}{mT_{\text{ну}}}, \quad (3)$$

где m — масса используемого материала. Известно, что

$$m = \rho V = \rho Sx. \quad (4)$$

Подставляя (4) в (3), а далее (3) и (1) в (2), получим:

$$\frac{c_m \rho S x T_{\text{ну}}}{t} = \chi \frac{S(T_{\text{max}} - T_{\text{max}P})}{x}. \quad (5)$$

Из (5) определим значения t и x :

$$t(x) = \frac{c_m}{\chi} \frac{T_{\text{ну}}}{T_{\text{max}} - T_{\text{max}P}} \rho x^2, \quad (6)$$

$$x(t) = \sqrt{\frac{1}{\rho} \frac{\chi}{c_m} \frac{T_{\text{max}} - T_{\text{max}P}}{T_{\text{ну}}} t}. \quad (7)$$

Если подлетное время РН на опорную орбиту неизвестно (рис. 2), то термокожух подбирают исходя из максимально возможных габаритов видеорегирующей системы, учитывая при этом максимальную толщину слоя каменной ваты из зависимости $t(x)$, описанной выражением (6). В случае заданного подлетного времени из зависимости $x(t)$, описанной выражением (7), выбирают минимально возможную толщину слоя каменной ваты.

Построим графики по соотношениям (6) (рис. 2) и (7) (рис. 3) для двух значений максимально допустимой температуры T_{max} : 1300 К и 1100 К, учитывая, что плотность каменной ваты составляет 200 кг/м³.

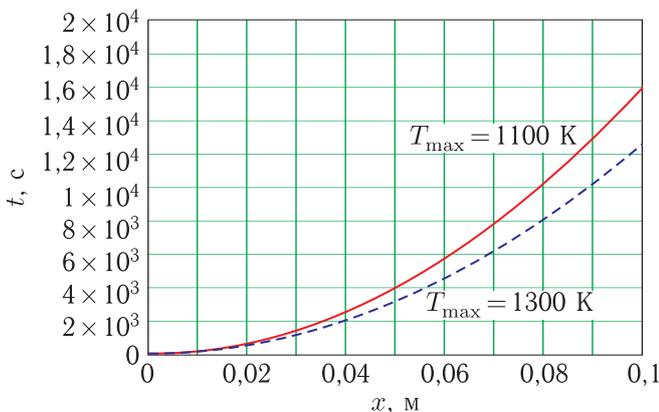


Рис. 2. Зависимость подлетного времени РН от толщины термослоя

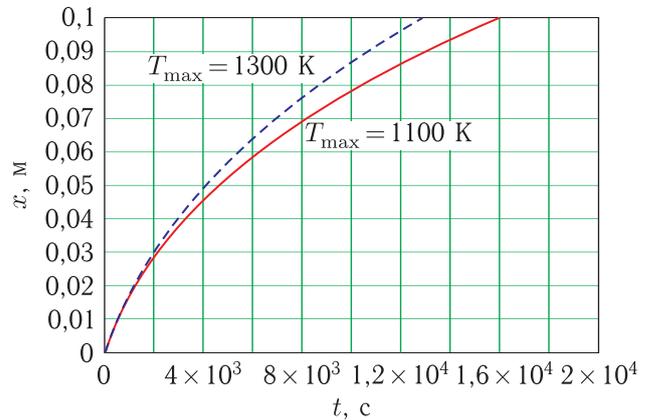


Рис. 3. Зависимость толщины термослоя от подлетного времени РН

Из графиков видно, что чем толще термослой, тем большее время будет работать видеорегирующая система.

Известно, что вывод РН на опорную орбиту длится примерно 10–12 мин. Для видеокамеры, находящейся в термонагруженной зоне, с учетом максимально допустимой температуры деформации для объектива из оптического кремния (T_{max} , т.е. 1100 К), толщина защитного термослоя, выполненного из каменной ваты плотностью 200 кг/м³, будет составлять ~ 0,021 м (21 мм) (см. рис. 3).

Разработка модели перископического устройства для защиты от воздействия радиационных факторов линз объективов и фоторегирующих приборов видеокамер

Помимо термозащиты ВК от перегрева и охлаждения, для защиты линз объективов и фоторегирующих приборов от воздействия радиационных факторов можно использовать перископическое устройство, выполненное из титана с отражающим зеркалом (под углом 45°) из никеля ($T_{\text{пл}} = 1736$ К), расположенным на главной оптической оси объектива (рис. 4).

Определим выражение для минимального значения размера пятна на зеркале перископа D_{min} ,

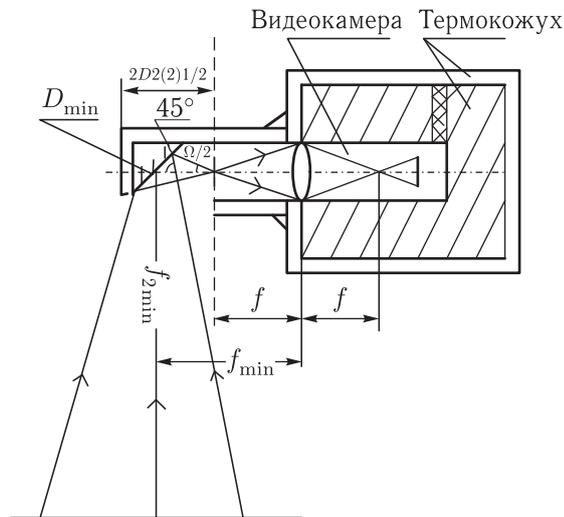


Рис. 4. Защита ВК термокожухом и перископом

проецируемого на фоторегистрирующий прибор через объектив и зеркало перископа при заданном значении угла обзора $\Omega = 28^\circ$ и f_{\min} (рис. 5), а также минимальные габариты самого зеркала D . Так как зеркало перископа можно расположить сколь угодно близко к объективу ВК, но так, чтобы оно не касалось самого объектива, а объектив и прибор с зарядовой связью (ПЗС) должны быть защищены от прямого попадания светового потока и радиационных воздействий, то расстояние от центра объектива до зеркала (на главной оптической оси) выберем равным половине расстояния от центра объектива до центра диагонали фоточувствительной зоны ПЗС [7], т. е. $f_{\min} = f + f'$. При этом длина раструба перископа будет равна фокусному расстоянию линзы объектива, а оставшееся расстояние до зеркала перископа на главной оптической оси, $f_{\min} - f = f + f' - f = f' = \frac{f}{d}l$, где l — диагональный размер фоточувствительной зоны ПЗС. На рис. 5 угол $\beta = \Omega/2$.

Сначала выразим D_1 из системы уравнений

$$\begin{cases} f_{\min} = L_1 \cos \Omega/2 + D_1 \cos \pi/4, \\ L_1 \sin \Omega/2 = D_1 \sin \pi/4, \end{cases} \quad (8)$$

отсюда

$$D_1 = \frac{f_{\min}}{\cos \pi/4 + \sin \pi/4 \times \operatorname{ctg} \Omega/2}. \quad (9)$$

Выразим D_2 :

$$D_2 = D_1 \operatorname{tg}(\pi/4 + \Omega/2). \quad (10)$$

Таким образом,

$$D_{\min} = D_1 + D_2, \quad (11)$$

$$D = 2D_2. \quad (12)$$

Подставляя (9) и (10) в (11) и (12), получим выражения для D_{\min} и D :

$$D_{\min} = \frac{2\sqrt{2}f_{\min}}{(1 - \operatorname{tg}(\Omega/2))(1 + \operatorname{ctg}(\Omega/2))}, \quad (13)$$

$$D = \frac{2\sqrt{2}f_{\min}(1 + \operatorname{tg}(\Omega/2))}{(1 - \operatorname{tg}(\Omega/2))(1 + \operatorname{ctg}(\Omega/2))}. \quad (14)$$

Построим графические зависимости $D_{\min}(f_{\min}, \Omega)$ и $D(f_{\min}, \Omega)$ (рис. 6–9).

С увеличением угла обзора ВК и расстояния от объектива до зеркала перископа размеры зеркала увеличиваются, причем более существенное увеличение происходит при увеличении угла обзора выше 40° и использовании короткофокусных объективов.

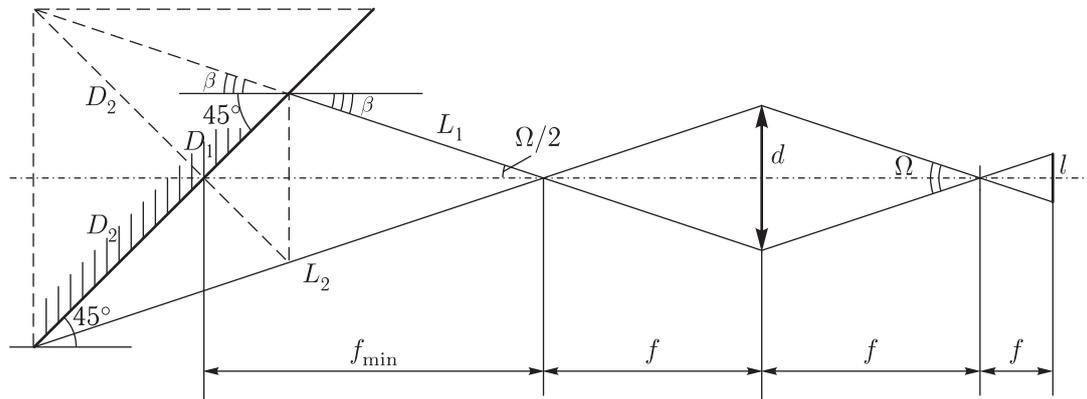
При наблюдении одного поля изображения объекта с двух ВК (одна ВК с ВФПЗС и объективом из кварцевого стекла, другая ВК с ИК ПЗС и объективом из оптического кремния) требуется, чтобы главные оптические оси объективов ВК через зеркала перископов проходили через одну точку на контролируемом объекте. Для этого необходимо повернуть зеркала перископов на угол $\gamma/2$ навстречу друг другу (рис. 10) [8], при этом торцы перископов с зеркалами должны располагаться на одной плоскости. Для обеих ВК f_{\min} должно быть одинаковым. Также одинаковым будет минимальное расстояние от главной оптической оси до центра объекта $f_{2\min}$ и угол обзора Ω .

Так как внешние размеры термокожухов должны быть одинаковыми, то ввиду разных диаметров объективов будут различаться и размеры видеокамер, а следовательно, и толщина термослоя.

Рассчитаем угол γ .

$$z_{\min} = 2D_2 + 2\Delta_1 + \Delta_2 + \Delta_3, \quad (15)$$

где Δ_1 — толщина титановой оболочки термокожуха, Δ_2 и Δ_3 — толщины термослоев.



- d — диаметр зрчка объектива;
- l — диагональный размер ПЗС;
- Ω — зона обзора;
- f_{2min} — минимальное расстояние на главной оптической оси от объектива до объекта, при котором на ПЗС проецируется четкой изображение;
- f — фокус объектива

Рис. 5. Расчет минимального значения размера пятна на зеркале перископа и габаритов зеркала перископа

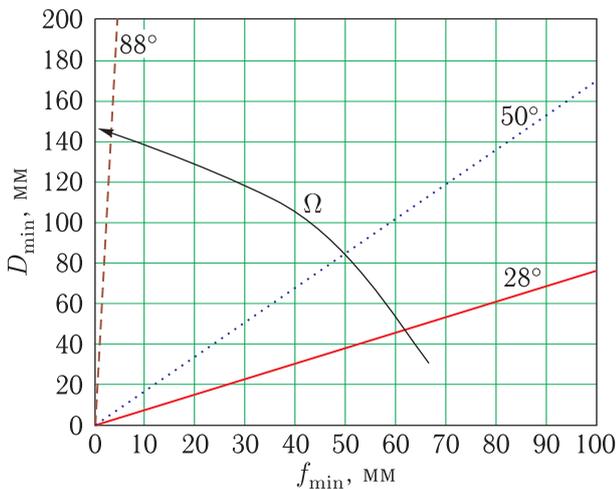


Рис. 6. Зависимость $D_{min}(f_{min})$ при различных углах обзора

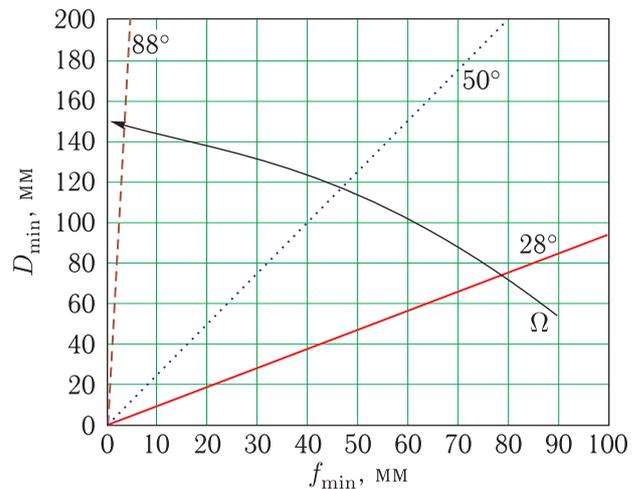


Рис. 7. Зависимость $D(f_{min})$ при различных углах обзора

Так как $f_{2min}(f, d) = \frac{f}{d}(l + d)$, то угол поворота зеркал перископов рассматриваемой видеорегистрирующей системы определяется как

$$\frac{\gamma}{2} = \frac{\arcsin\left(\frac{z_{min}}{2f_{2min}}\right)}{2}. \quad (16)$$

Построим график изменения угла поворота зеркал в зависимости от минимальных фокусных расстояний объективов $\gamma(f_{2min})/2$ для фиксиро-

ванных значений расстояния между оптическими осями объективов z_{min} и угла обзора Ω (рис. 11).

С удалением объекта от видеорегистрирующей системы угол поворота зеркал перископов существенно уменьшается. Так, при расстоянии видеорегистрирующей системы до объекта свыше 1 м, угол поворота зеркал перископов будет менее 1° , а при отдалении видеосистемы от объекта более чем на 10 м, угол поворота зеркал перископов будет уже менее $0,1^\circ$ и поэтому для случаев

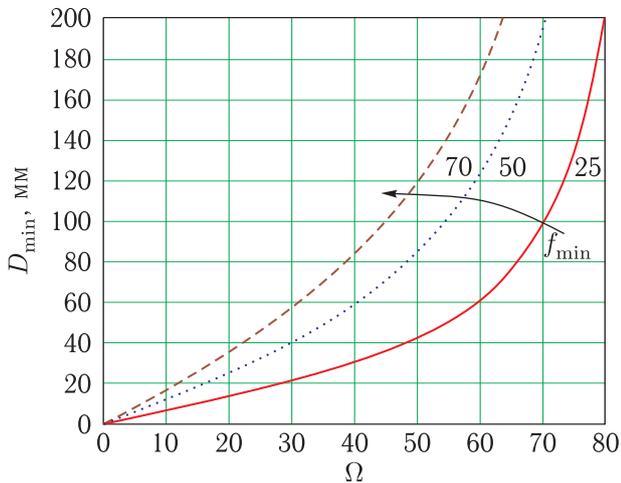


Рис. 8. Зависимость $D_{\min}(\Omega)$ при различных расстояниях от объектива до зеркала перископа

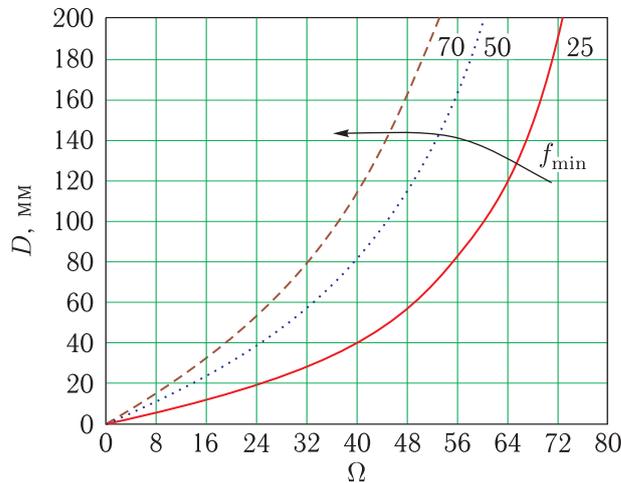


Рис. 9. Зависимость $D(\Omega)$ при различных расстояниях от объектива до зеркала перископа

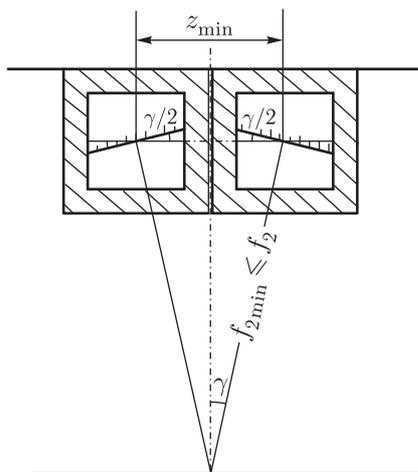


Рис. 10. Расположение видеорегирующей системы внутри прямоугольного параллелепипеда с использованием радиационной защиты

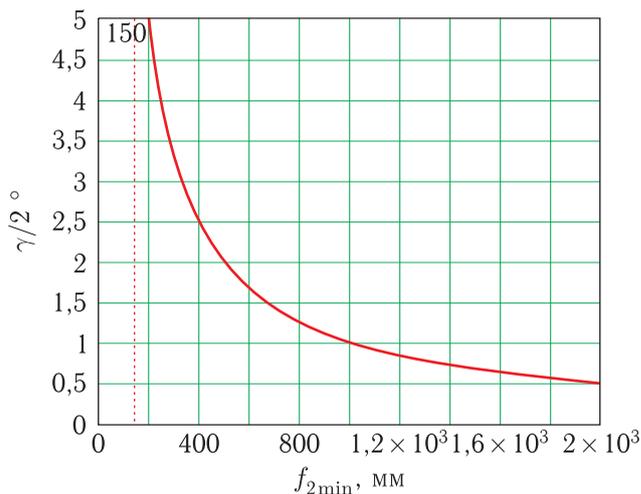


Рис. 11. Зависимость угла поворота зеркал перископов от расстояния между центрами зеркал перископов и центром поля изображения

использования ПЗС с низким разрешением или видеосистем с повышенным коэффициентом сжатия видеoinформации углом поворота зеркал можно пренебречь.

Заключение

В статье рассмотрена видеосистема, предназначенная для отслеживания термообстановки посредством видеотелетрии с использованием тер-

мозащиты и защиты объективов видеокамер и приборов с зарядовой связью от воздействия радиационных факторов. Разработана модель термокожуха, применяемая для термозащиты видеокамер, расположенных вблизи термонагруженных элементов РН. Получены выражения подлетного времени РН для подбора толщины термослоя, а также толщины термослоя для заданного подлетного времени РН на опорную орбиту. Приведен пример термозащиты видеокамер с заданным диаметром

зрачка объектива, материалом линзы объектива и подлетным временем РН на опорную орбиту.

Разработана модель перископического устройства для защиты от воздействия радиационных факторов линз объективов и фоторегистрирующих приборов как для одной ВК, так и для двух ВК, направленных на одну и ту же зону обзора. Определены выражения для расчета размеров зеркала перископа и углов поворота зеркал перископических устройств при одновременном использовании двух ВК, направленных на одно поле изображения объекта.

Список литературы

1. Горлов Ю. П., Меркин А. Л., Устенко А. А. Технология теплоизоляционных и акустических материалов и изделий. Стройиздат, 1980.
2. ГОСТ 31913-2011 «Материалы и изделия теплоизоляционные. Термины и определения».
3. Кошкин Н. И., Ширкевич М. Г. Справочник по элементарной физике. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Наука, 1965. 248 с.
4. Григорьев Б. А., Цветков Ф. Ф. Тепломассообмен. Учеб. пособие, 2-е изд. М.: МЭИ, 2005.
5. Вишневский Г. И., Выдревич М. Г., Нестеров В. К., Ривкинд В. Л. Отечественные УФ- и ИК-ФПЗС и цифровые камеры на их основе // Электроника: наука, технология, бизнес, 8/2003. С. 18–24.
6. «Кварцевое стекло для производства оптики». Демонстративные материалы. ЗАО «Тидекс» Санкт-Петербург.
7. Ландсберг Г. С. Оптика. 5-е изд. М.: Наука, 1976.
8. Федосов И. В. Геометрическая оптика. Саратов: Сателлит, 2008. 92 с.

УДК 621.363

Вибрационный модулятор для контроля напряженности электрических полей в орбитальных условиях эксплуатации

Р. Ю. Дорофеев, Д. В. Козлов¹, И. П. Смирнов, А. А. Жуков²

¹к. т. н., ²д. т. н., проф.

АО «Российские космические системы»

e-mail: rdorof@yandex.ru

Аннотация. В работе рассмотрены результаты системных исследований особенностей функционирования и характеристик вибрационного модулятора электрических полей. В испытаниях получены результаты значений выходного сигнала модулятора при воздействии напряженности электрического поля в диапазоне 0 ~ 250 кВ/м. Определены следующие основные метрологические характеристики микросистемного вибрационного модулятора: чувствительность, инерционность, статическая характеристика. Модулятор классифицирован по способу получения выходного сигнала от входной величины, по характеру зависимости выходного сигнала от входного сигнала, типу действия, области применения. Определена возможность применения разработанного изделия для контроля электрических полей на КА в орбитальных условиях эксплуатации.

Ключевые слова: вибрационный модулятор электростатических полей, преобразователь, чувствительность, порог чувствительности, напряженность электрического поля, выходной сигнал, метрологические характеристики

Vibration Modulator for Electric Field Intensity Control in Orbital Conditions

R. Yu. Dorofeev, D. V. Kozlov¹, I. P. Smirnov, A. A. Zhukov²

¹candidate of engineering science, ²doctor of engineering science, professor,
Joint Stock Company "Russian Space Systems"

e-mail: rdorof@yandex.ru

Abstract. The paper discusses the results of system research of the functioning peculiarities and characteristics of a vibration electric field modulator. Modulator output signal values in electric field with intensity in the range of 0 ~ 250 kV/m are obtained. The following main metrological characteristics of a microsystem vibration modulator are identified: sensitivity, sensitivity threshold, response time, and static pattern. The modulator is classified depending on the method for producing an output signal from the input value on the nature of dependency of the output signal on the input signal, type of action, and scope of use. In conclusion it is determined that it is possible to use the developed product for electric field control on the spacecraft in orbital conditions.

Keywords: vibrating electric field modulator, converter, sensitivity, sensitivity threshold, intensity of electric field, output signal, metrological characteristics

При эксплуатации отечественной ракетно-космической техники в последнее время наблюдается устойчивая тенденция, указывающая на уменьшение надежности спутников и снижение сроков их активного существования.

Основная причина отказа функционирования спутников нового поколения, выпускаемых российскими производителями, заключается в недостатках электронной компонентной базы (ЭКБ) космической техники, что выражается в ее невысоком качестве, несоответствии условиям космического применения и слабой защищенности от электростатических воздействий. При этом одним из важных факторов, действующих на КА в орбитальных условиях и отрицательно влияющих на надежность бортовой радиоаппаратуры (БРА), являются электростатические помехи [1].

Вместе с тем достаточно сложно осуществить эффективную защиту БРА от внешних воздействий, особенно от такого деструктивного влияния, как ионосферная плазма. Значения электрических потенциалов на поверхности КА достигают сотен вольт.

Одно из направлений решения проблемы защиты БРА от ЭСР — создание эффективной датчиковой аппаратуры для контроля электростатических полей, исполнительным элементом которой является вибрационный модулятор. Наиболее перспективные устройства в современной сенсорной технике — датчики вибрационного типа. АО «Российские космические системы» предложен вариант измерителя электрических полей по технологии микромеханики, соединивший в себе такие важные качества, как микроминиатюрность и вибрационный принцип работы.

Цель настоящей работы — визуализация возможности детектирования вибрационным модулятором электрических полей в диапазоне значений потенциалов ЭП, которые соответствуют параметрам, образующимся в орбитальных условиях эксплуатации КА.

В процессе подтверждения способности к детектированию электрических полей определен ряд задач, выполнение которых позволит судить о состоятельности изделия как микроминиатюрного вибрационного модулятора электрических полей (ВМЭП) для космических аппаратов любых классов.

Таковыми задачами и характеристиками, подтверждающими работоспособность изделия [2] в космических условиях, являются:

1) измерение напряженности электрического поля в диапазоне $0 \sim 250$ кВ/м;

2) стабильная работоспособность в условиях воздействия электрического поля в диапазоне $0 \sim 250$ кВ/м;

– отсутствие изменения резонансной частоты модулятора в условиях электрического поля в диапазоне $0 \sim 250$ кВ/м;

– отсутствие изменения потребляемой мощности в условиях воздействия электрического поля в диапазоне $0 \sim 250$ кВ/м, не более 30 мА;

3) определение метрологических характеристик вибрационного модулятора.

С целью установления работоспособности устройства макетный образец вибрационного модулятора помещался в экранированный корпус. В экранированном корпусе размещался источник электрических полей. Источником электрических полей является задающий электрод, изготовленный в виде медной пластинки и вынесенный внутрь экранированного корпуса на жестком проводнике (рис. 1).

Для проведения оценки детектирования изделием электрических полей был сформирован стенд, состоящий из аппаратуры подачи потенциала на задающий электрод, источника питания датчика и осциллографа. Схема стенда приведена на рис. 2.

В ходе проведения эксперимента макетный образец ВМЭП оказывался под воздействием электрического поля, созданного задающим электродом. На задающий электрод подавался потенциал с источника питания, диапазон выходного напряжения источника питания $0 \sim 630$ В. Задающий электрод располагался в 2,5 мм от конца чувствительного электрода. Путем пересчета на чувствительном электроде создавалась напряженность электрического поля в диапазоне $0 \sim 250$ кВ/м. Осциллограф подключался к чувствительному электроду, с которого производилось считывание выходного сигнала.

Шаг выходного напряжения на источнике питания составил 50 В, что эквивалентно 20 кВ/м на чувствительном электроде внутри экранирующего корпуса.

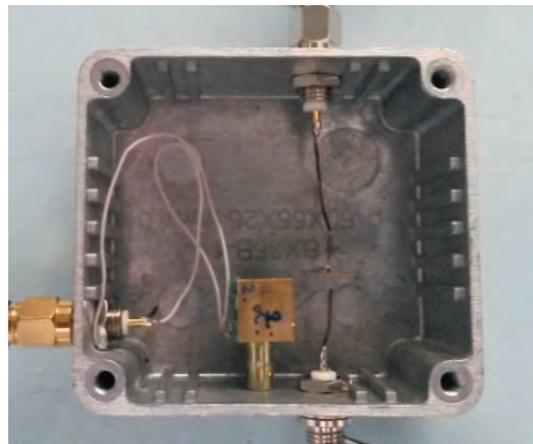
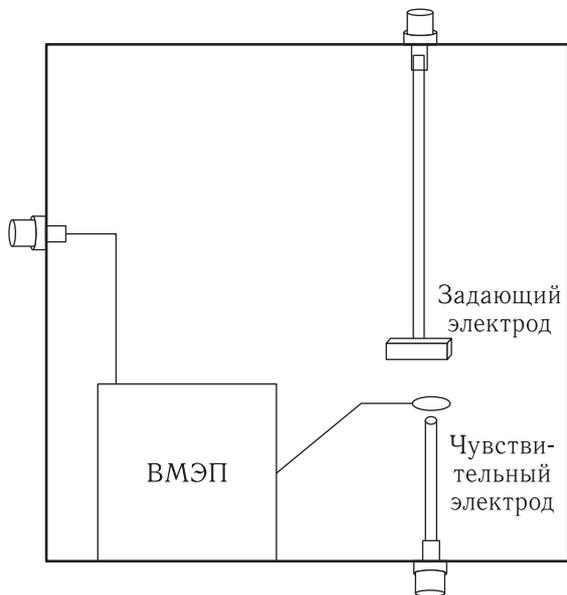


Рис. 1. Схема и фотография макетного образца в экранирующем корпусе

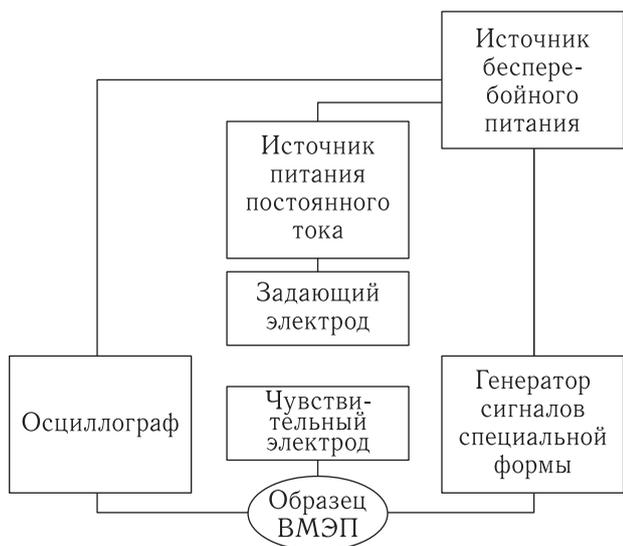


Рис. 2. Структурная схема экспериментального стенда

Результаты тестирования изделия представлены в табл. 1.

Результаты тестирования подтвердили способность датчика ЭП к детектированию электрических полей в заданном диапазоне. Воздействие электрического поля не сказалось на работоспособности устройства, т.е. отклонений от значений резонансной частоты, амплитуды колебаний экранирующего электрода и мощности потребления, полученных в нормальных условиях, выявлено не было.

Таблица 1. Результаты тестирования изделия

№	Потенциал, поданный на задающий электрод, В	Напряженность электрического поля, созданная на чувствительном электроде, кВ/м	Выходной сигнал, полученный с ВМЭП, мВ
1	0	0	4
2	50	20	8
3	100	40	12
4	150	60	16,5
5	200	80	21
6	250	100	26
7	300	120	31
8	350	140	36
9	400	160	40,5
10	450	180	46,5
11	500	200	51
12	550	220	56,5
13	600	240	61
14	630	252	63,5

Таблица 2. Значения выходного сигнала ВМЭП при напряженности поля 20 кВ/м

8,097	8,198	8,193	8,201	8,148	8,107	8,154	8,119	8,133	8,049
8,136	8,167	8,082	8,134	8,072	8,321	8,095	8,021	8,129	8,05
8,061	8,067	8,095	8,102	8,076	8,121	8,095	8,127	8,143	8,121
8,103	8,088	8,374	8,282	8,139	8,297	8,112	8,059	8,126	8,19
8,112	8,071	8,085	8,116	8,063	8,168	8,09	8,162	8,131	8,167

Определены следующие метрологические характеристики ВМЭП [3].

Чувствительность ВМЭП определялась как отношение изменения сигнала на выходе измерительного прибора к напряженности электрического поля, вызывающего его изменение:

$$S = \frac{A_{\text{ВЫХ}}}{A_{\text{ВХ}}} \quad (1)$$

и на основе табл. 1 составила ~ 2,5 мВ/кВ/м.

Порог чувствительности ВМЭП — наименьшее значение напряженности электрического поля, которое вызывает появление сигнала. Этот параметр связан с зоной нечувствительности, т. е. с зоной, в пределах которой при наличии напряженности электрического поля на выходе ВМЭП сигнал отсутствует. Влияние на этот параметр оказывает погрешность измерения. Погрешность измерения определяет, при какой напряженности электрического поля можно с уверенностью говорить о ее детектировании.

Для определения погрешности измерения было произведено пятьдесят измерений величины напряженности электрического поля, равного 20 кВ/м, которые представлены в табл. 2. Табл. 2 содержит пятьдесят значений выходного сигнала ВМЭП, при этом каждое значение является усредненным значением ста измерений.

Среднее квадратичное отклонение при 50 измерениях определяется следующим выражением:

$$\sigma = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^{50} (x_i - x_{\text{ср}})^2}{50(50 - 1)}} = 0,0098.$$

Далее определим погрешность измерения, приняв доверительную вероятность равной 0,99

(значение коэффициента Стьюдента при 50 измерениях равно 2,7):

$$\theta_{\text{случ}} = 2,7 \cdot 0,017 = 0,026.$$

Таким образом, случайная погрешность измерения напряженности электрического поля составила ±0,026 мВ.

Для определения порога чувствительности с учетом погрешности измерения, при которой достоверность получения результата составляет 100 %, произведены подробные измерения на начальной части диапазона чувствительности напряженности электрического поля, показанные в табл. 3.

Таблица 3. Выходной сигнал ВМЭП под воздействием электрического поля 0–0,8 кВ/м

Напряженность электрического поля на чувствительном электроде, кВ/м	Выходной сигнал, полученный с датчика, мВ
0	0,903
0,08	0,923
0,16	0,931
0,24	0,937
0,32	0,953
0,4	0,961
0,48	0,973
0,56	0,981
0,64	0,992
0,72	1,022
0,8	1,025

В результате сопоставления погрешности измерения и значения измерений в табл. 3, был определен порог чувствительности ВМЭП напряженности электрического поля, который составил 0,16 кВ/м.

Инерционность ВМЭП — время, в течение которого выходная величина принимает значение, соответствующее входной величине. Для вибрационного модулятора эта величина определяется известным выражением $T = 1/f$ и при резонансной частоте 300 Гц будет составлять 3 мс.

На рис. 3 отображена статическая характеристика ВМЭП, отражающая зависимость выходного сигнала вибрационного модулятора от значения напряженности электрического поля.

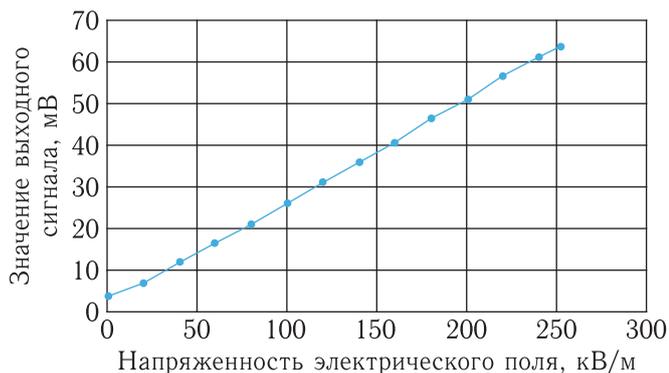


Рис. 3. Зависимость выходного сигнала датчика от напряженности электрического поля

Исходя из графика зависимости выходного сигнала ВМЭП от напряженности электрического поля видно, что зависимость носит линейный характер.

По характеру получения сигнала от измеряемой величины ВМЭП классифицируется как *параметрический* измеритель, в котором изменение величины напряженности электрического поля вызывает изменение именно выходного сигнала.

По характеру зависимости выходного сигнала от входного ВМЭП классифицируется как *пропорциональный* измеритель, при котором сигнал

на выходе устройства измерения пропорционален напряженности электрического поля.

По типу действия разработанный ВМЭП соответствует измерительному изделию *прямого действия*, так как преобразуют внешнее воздействие непосредственно в электрический сигнал, используя для этого соответствующее физическое явление.

По области применения ВМЭП — *наружный* измеритель, так как он реагирует на внешние воздействия и сообщает системе контроля об изменениях в окружающих условиях среды.

Полученный набор характеристик позволяет определить потребительские параметры и классифицировать разработанное устройство. Определена возможность детектирования электростатических полей, эквивалентных полям геомагнитных возмущений на поверхности космического аппарата в необходимом диапазоне. Кроме того, полученные результаты исследований продемонстрировали возможность применения ВМЭП как полноценного устройства контроля электростатических полей, что позволит расширить сферу его применения и использовать в различных отраслях промышленности.

Список литературы

1. *Дорофеев Р. Ю., Жуков А. А.* Особенности защиты бортовой аппаратуры космических аппаратов от электростатического разряда на этапе ее схемотехнического проектирования. Труды II Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий». 2–4 июня 2009 г. М.: Радиотехника, 2010. С. 140–149.
2. *Дорофеев Р. Ю., Смирнов И. П., Жуков А. А., Корпунин А. С.* Расчетно-экспериментальная оценка характеристик микробалки вибрационного преобразователя электрического поля // Нано- и микросистемная техника, 2015, № 10. С. 22–30.
3. *Аш Ж.* Датчики измерительных систем. Книга 1. М.: Мир, 1992. 480 с.

УДК 29.35.47

Бортовые твердотельные СВЧ-усилители мощности будущего для командно-измерительных систем

В. Г. Алыбин¹, А. С. Семочкин

¹д. т. н.

АО «Российские космические системы»

e-mail: otd1741@rniikp.ru

Аннотация. В докладе рассмотрены особенности построения и параметров твердотельных СВЧ-усилителей мощности (УМ) для бортовой аппаратуры командно-измерительных систем (БА КИС). Показаны пути решения общих для космических аппаратов проблем — обеспечения надежности, повышения уровня выходной мощности, КПД, уменьшения массы и габаритов, повышения радиационной стойкости др. Обсуждаются вопросы резервирования и возможности переключения выходной мощности без потери КПД, показаны тенденции развития УМ и облик УМ будущего.

Ключевые слова: усилитель мощности, КПД, масса, командно-измерительная система, монолитная интегральная схема, бортовая аппаратура, непрерывный режим работы

Onboard Microwave Solid-State Power Amplifiers for Future Command and Measurement Systems

V. G. Alybin¹, A. S. Semochkin

¹doctor of engineering science

Joint Stock Company “Russian Space Systems”

e-mail: otd1741@rniikp.ru

Abstract. This article deals with development considerations and parameters of solid-state power amplifiers (SSPA) for onboard command and measurement systems (OCMS). The paper suggests solutions of problems common for spacecraft: reliability control, input power increase, efficiency, reduction of weight dimension characteristics, improvement of radiation resistance, etc. Matters of redundancy and output power switching without efficiency loss are discussed; trends of SSPA development and the image of future SSPA are formulated.

Keywords: SSPA, efficiency, weight, command and measurement system, monolithic integrated circuit, onboard equipment, continuous operation

Введение

Твердотельные СВЧ-усилители мощности (УМ) являются одними из самых массовых классов электронных СВЧ-устройств, будучи основными узлами передатчиков на Земле, в авиации, в космосе. Они имеют неоспоримые преимущества по сравнению с ЛБВ по надежности на большом сроке активного существования (САС), стоимости, габаритам и массе. Достоинства УМ обеспечили им монополию в их использовании в АФАР для авиации, а в последнее время стали существенными и в космических применениях, в частности для бортовой аппаратуры командно-измерительной системы (БА КИС) КА. В настоящее время к УМ БА КИС предъявляются новые требования, что побуждает разработчиков УМ к поиску новых технических решений. Рассмотрению перспектив развития УМ для БА КИС посвящена данная работа.

Требования к усилителям мощности БА КИС

К УМ для БА КИС предъявляются требования, перечисленные в табл. 1. В отличие от наших широкого применения в наземных связных, авиационных и специальных передатчиках, к бортовым УМ для КА не предъявляется требований ширины полосы рабочих частот более 3% от средней частоты рабочего диапазона. Средние частоты для различных применений УМ для БА КИС находятся в одном из S-, C-, X-, Ku-, а в перспективе и Ka-диапазонов частот.

Выходные мощности УМ БА КИС — не менее заданной из ряда 2–40 Вт в непрерывном режиме в течение сеансов связи, хотя в будущем может появиться требование увеличения выходной мощности в 2 раза, связанное с необходимостью увеличения скорости передачи информации.

Переключение $P_{\text{вых}}$ УМ для БА КИС с номинального уровня на меньший (без существенной потери КПД) целесообразно для сокращения энергопотребления и увеличения надежности УМ в ориентированном режиме полета КА, который имеет место практически на всем САС. Выходной мощности при этом требуется примерно в 5–7 раз меньше.

Необходимо обеспечить сохранение работоспособности после обрыва или короткого замыкания выходной СВЧ-цепи или появления в ней реактивности произвольного знака или величины. При этом отпадает необходимость отключения УМ перед переключениями антенных переключателей АФУ и гарантируется сохранение работоспособности УМ при наземных испытаниях.

Требование высокой надежности УМ для БА КИС является одним из важнейших, т. к. от этого зависит нахождение КА на заданной орбите. Максимальный САС современных КА превышает 15 лет и требуемая вероятность безотказной работы (ВБР) УМ должна быть не менее 0,999. При этом общий срок службы УМ должен быть не менее 19 лет.

Для УМ, расположенных на КА, необходимо обеспечение в течение САС определенного теплового режима при их расположении на термостатированной плите. Средняя плотность теплового потока от основания УМ в настоящее время не превышает значения 0,2 Вт/см².

Специфическим является рекомендация обеспечения площади основания УМ, не превышающей необходимую для обеспечения его теплового режима. Уменьшение площади основания необходимо для сокращения площади термостатированной плиты космической платформы, следовательно, габаритов и массы КА. Например, для УМ с выходной мощностью 10 Вт и КПД 40% площадь основания необходимо иметь не менее и желательно не более 125 см².

Требование радиационной стойкости на САС особенно важно для УМ, устанавливаемых на КА для работы на низких и высокоэллиптических орбитах, когда им и, следовательно, УМ приходится либо постоянно находиться в зоне радиационных поясов Земли, либо пересекать их несколько раз в сутки. Приемлемой величиной стойкости к дозовым эффектам является способность сохранять работоспособность УМ при величине дозового облучения за САС порядка 100 крад.

Требования к механической прочности важны при запуске КА, а требования к климатическим воздействиям — в течение САС.

Значимым требованием является необходимость на САС иметь данные об их работоспособ-

Таблица 1. Требования к твердотельному усилителю мощности для БА КИС КА

Параметр	Значение параметра
Диапазон рабочих частот	Один из L-, S-, C-, X-, Ku-, Ka- с шириной рабочей полосы частот 1–3 %
Выходная мощность	Не менее заданной из ряда 5–40 Вт
Входная мощность	2–30 мВт
Возможность переключения выходной мощности	На один из 2 уровней
САС	Не менее 15 лет при ВБР не менее 0,999 и общем сроке службы не менее 19 лет
Средний тепловой поток через поверхность основания	Не более 0,2 Вт/мм ²
Площадь основания	Не больше требуемой по условиям среднего теплового потока через основание
Диапазон температур термостабилизированной плиты	–20–50 °С
Радиационная стойкость по дозовым воздействиям за САС	Не менее 100 крад
Стойкость к механическим воздействиям	Широкополосная вибрация — 20 g; удары — 150 g; акустические воздействия — 130 g
Напряжение питания	27 ± 3 В, 100 В
Группа исполнения	Открытый космос
Нагрузка на выходе	Любая (КЗ, ХХ)
КПД	Максимальный
Габариты, масса	Минимальные
Датчики	$P_{вх}$, $P_{вых}$, ток, напряжения, температура

ности для того, чтобы в случае нештатной ситуации перейти на работу резервного комплекта. С этой целью на УМ БА КИС должны быть предусмотрены датчики. Необходимы температурный датчик, а также датчики входной и выходной мощности, тока и напряжения.

Наличие унифицированных УМ с минимальным количеством приборов в унифицированном ряду при условии удовлетворения требованиям для всех возможных применений важно для уменьшения стоимости БА КИС и сроков их поставки.

Кроме требований, являющихся специфическими для изделий космического применения и УМ для БА КИС, существует хорошо известный комплекс требований для УМ, независимо от его назначения:

- КСВ входа и выхода менее 1,5;
- отсутствие самовозбуждения;

– воспроизводимость характеристик от комплекта к комплекту УМ;

– общим требованием к УМ БА КИС является выполнение УМ на ЭКБ ОП.

Устройство современных твердотельных усилителей мощности для КА

На рис. 1 представлена типичная структурная схема нерезервированного УМ. Для выполнения требований назначения, приведенных выше, она содержит: усилительные каскады, заграждающий фильтр гармоник (Ф), автоматическую регулировку мощности (АРМ), включающую направленный ответвитель (Н.О.), детектор (ДЕТ), операционный усилитель (О.У.) и управляемый аттенуатор (АТТ).

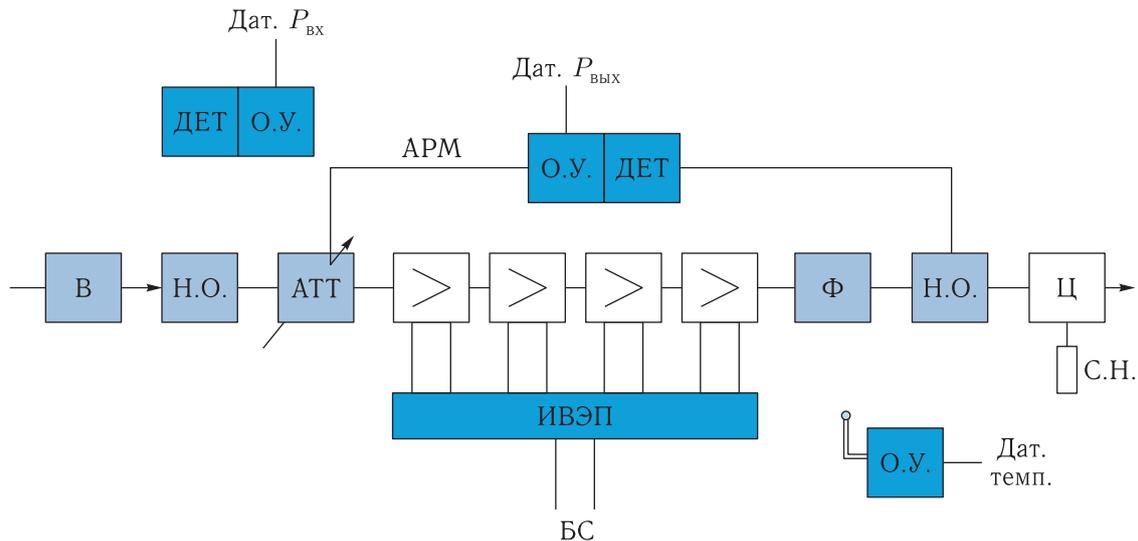


Рис. 1. Структурная схема одиночного твердотельного СВЧ-усилителя мощности

Гарантируемое согласование по входу обеспечивается вентилем (В), а хороший КСВ выхода и защита выходной цепи — циркулятором (Ц) на выходе УМ с подключенной к одному из его плеч относительно мощной согласованной нагрузкой (С.Н.).

Имеются температурный датчик (Дат. темп.) и датчики входной и выходной (Дат. $P_{вх}$ и Дат. $P_{вых}$) мощностей на ДЕТ и О.У. Датчики тока и напряжения предусмотрены в источниках вторичного электропитания (ИВЭП), через которые напряжение от бортсети (БС) подается на транзисторные каскады.

Существующие УМ выполняются либо в виде нерезервированного прибора, и тогда резервирование осуществляется с помощью внешнего устройства перекрестного резервирования — распределителя мощности, либо в виде резервированного (дублированного или троированного) УМ (РУМ), размещенного в одном корпусе в виде ансамбля из 2 или 3 УМ и распределителя мощности, что позволяет минимизировать площадь основания УМ и его массу [1].

Проблемные вопросы совершенствования УМ и пути их решения

Современные УМ для КА удовлетворяют большей части предъявляемых к ним требований и обеспечивают функционирование большинства

БА КИС КА, тем не менее остается немало возможностей для улучшения параметров УМ. Ключевые ЭРИ, необходимые для УМ, — ЭРИ промежуточных и выходных каскадов усиления. Вместо применявшихся ранее транзисторных усилителей на арсениде галлия (GaAs) целесообразно использовать транзисторные усилители на нитриде галлия (GaN), имеющие более высокий КПД.

ЭРИ отечественного производства (ЭРИ ОП) на GaN в настоящее время начинают использоваться в РФ. Ведущими по производству подложек для GaN-транзисторов являются: Институт полупроводниковой СВЧ-электроники РАН (г. Москва) [2], Физико-технический институт им. А. Ф. Иоффе (г. Санкт-Петербург) [3–5], ЗАО «Элма-Малахит» (г. Зеленоград, г. Москва) [6], а производителями ЭРИ ОП на GaN — НПО «Пульсар» (г. Москва) [7, 8], ООО «Октава» (г. Новосибирск) [5, 9].

Освоение более высоких диапазонов рабочих частот (Ku и Ka) успешно решается с использованием схем сложения мощностей одиночных транзисторов. На рис. 2, 3 показаны монолитные интегральные схемы (МИС) Ka-диапазона, разработанные в РФ [10] и за рубежом [11].

Резерв в улучшении параметров УМ заключается в отыскании путей повышения КПД, увеличения выходной мощности, снижения перегрева активного слоя транзисторных структур, увеличения САС и уменьшения габаритов и массы УМ для КА.

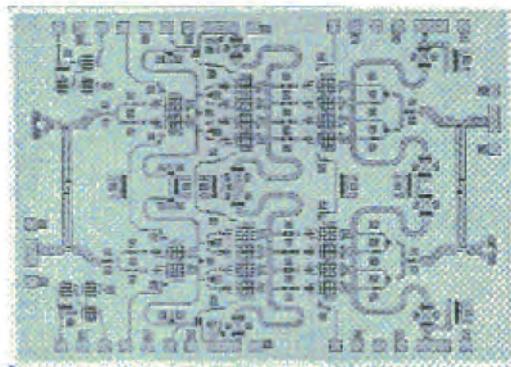


Рис. 2. МИС УМ Ка-диапазона, созданная в РФ [10] (длина затвора 0,25 мкм)

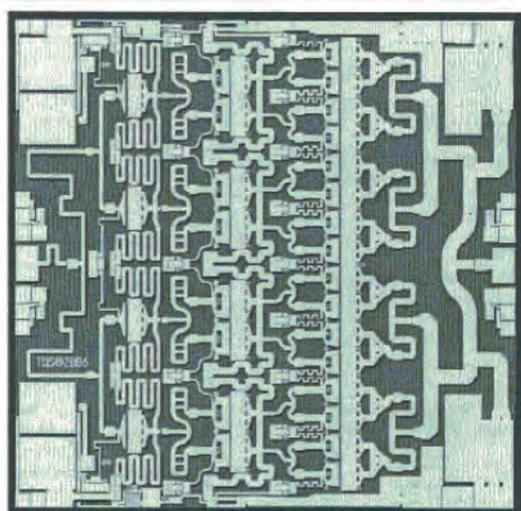


Рис. 3. МИС УМ Ка-диапазона, созданная за рубежом [11] (длина затвора 0,15 мкм, $P_{\text{вых}} = 4$ Вт)

Это — взаимосвязанная система параметров УМ, по существу определяющая облик УМ будущего для КА.

Большинство УМ работают в режиме АВ [11], при котором имеет место относительно слабая компрессия коэффициента усиления в рабочей точке вольтамперной характеристики транзистора. При этом теоретический предел значения КПД не превышает 50%, а на практике КПД при номинальном уровне $P_{\text{вых}}$ достигает значений 40–42%.

Для передачи информации с используемыми в радиолиниях «Борт–Земля» структурами сигнала, в которых отсутствует амплитудная модуляция, работа в режиме АВ не обязательна и, следовательно,

можно использовать более эффективные нелинейные режимы, получившие название Е и F, при этом теоретический предел КПД увеличивается до 100% путем рационального использования энергии гармоник [11]. Несмотря на определенные трудности реализации таких режимов в УМ, уже в настоящее время имеются положительные результаты [12]. В режиме класса Е при моделировании УМ в L-диапазоне получены расчетные значения КПД 77,9% при выходной мощности 7,46 Вт для УМ на GaN. В режиме класса F, соответственно, КПД в L-диапазоне 59% при $P_{\text{вых}} = 6$ Вт.

Учитывая возрастающие трудности реализации работы УМ в режимах классов Е и F с ростом частоты, можно прогнозировать в будущем зависимость КПД от частоты, показанную на рис. 4.

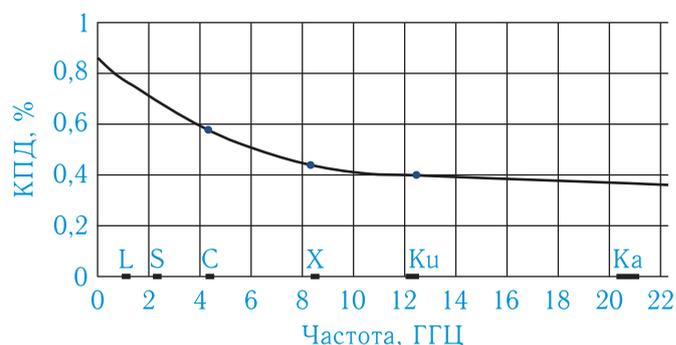


Рис. 4. Прогноз зависимости КПД УМ от частоты

Реализация требуемой выходной мощности при САС 15 лет решается рациональным сложением мощностей многих транзисторов, обеспечением хорошего теплоотвода от них и распределением транзисторов по площади основания УМ. При этом ограничение по мощности в непрерывном режиме наступает из-за возрастания плотности теплового потока с единицы площади кристалла МИС, что приводит к увеличенному перепаду температур между основанием УМ и активным слоем транзисторов.

На рис. 5 показана зависимость срока службы мощного усилительного каскада от температуры рабочего слоя транзистора на GaAs [11].

Из рис. 5 видно, что зависимость срока службы от температуры активного слоя транзистора очень сильная: ее повышение на 8 °С в 2 раза уменьшает срок службы, а на 30 °С — в 10 раз. Поэтому при проектировании УМ важно избегать

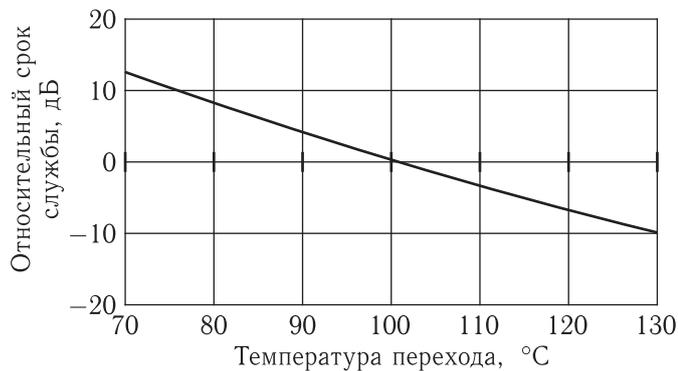


Рис. 5. Зависимость относительного срока службы от температуры активного слоя транзистора на GaAs

применения в МИС режимов, рассчитанных на сильное нагружение транзисторов (например, более 0,4), а необходимо $P_{\text{вых}}$ достигать путем сложения $P_{\text{вых}}$ МИС по гибридно-монокристаллической (ГМИС) или гибридной технологии, распределяя тепловые потоки от МИС по площади основания УМ. Таким образом, рациональным путем построения мощных УМ БА КИС является создание системы на нескольких кристаллах вместо «системы на кристалле».

Желательно также свести к минимуму ширину канала каскада большой мощности, чтобы иметь возможность весь УМ располагать в отрезке запердечного волновода, снижая вероятность его самовозбуждения. Перспективной представляется топология УМ на направленных ответвителях с разными переходными ослаблениями [13]. Такое построение позволяет располагать один за другим несколько транзисторов или МИС с одинаковым рассеянием тепла в узком канале и на любом желаемом расстоянии один от другого, обеспечивая при этом возможность введения между ними корректирующих фазовращателей.

В такой конструкции системы обеспечивает дополнительное преимущество, проявляющееся при объединении резервируемых УМ в одном корпусе, т. к. ансамбль из двух или трех УМ благодаря их малой ширине не потребует увеличения ширины и площади основания больше требуемой для одного УМ по условиям температурного режима.

На рис. 6 показан общий вид УМ [13]. При реализации ГМИС на многослойной керамике ЛТТС существенно сокращаются габариты УМ.

Если в УМ их ИВЭП располагать в одноэтажной конструкции, то требуется большая площадь основания, чем необходимо по условиям соблюдения температурного режима. При этом возрастает масса прибора и появляются проблемы в обеспечении малой неплоскостности основания (требуемое значение $\leq 0,1$ мм на длине 20 см). Для преодоления этого недостатка целесообразно делать как минимум двухэтажную конструкцию УМ, при этом на первом этаже-основании размещать мощные СВЧ-каскады УМ и выходные МОП-транзисторы ИВЭП с относительно большим тепловыделением, а все остальные узлы, в которых тепловыделение мало, — на другом этаже. Примеры реализации двухэтажных УМ для космических применений приведены на рис. 7.

В схеме, показанной на рис. 8, а [1], с помощью включения/отключения ИВЭП соответствующих цепей УМ в РУМ включается либо один из мощных УМ (УМ1 или УМ3), либо маломощный (УМ2). При этом маломощный УМ2 с большей ВБР на САС работает в течение практически всего САС. Два мощных УМ1 или УМ3 требуются для работы БА КИС в неориентированном режиме полета и в случае нештатных ситуаций, связанных с системой ориентации КА, а также при отказе УМ2.

Переключение выходной мощности УМ $P_{\text{вых}}$ можно достичь путем переключения, например, одного, мощного УМ, на другой, маломощный УМ.

Такой РУМ имеет самую высокую надежность, прост в реализации и управлении, его недостаток заключается в том, что при отказе маломощного УМ2 все остальное время на САС РУМ работает в режиме максимальной $P_{\text{вых1}}$ или $P_{\text{вых3}}$ и что комплект РУМ троированный, а не дублированный.

В схеме, показанной на рис. 8, б [14], благодаря введению маломощного переключателя (П 2×3) и разделению каждого из двух усилителей РУМ на мощный (УМ2) и маломощный (УМ1) каскады, можно осуществлять как переключение выходной мощности РУМ, так и переключение резервируемых каскадов РУМ в случае отказа одного из них. Преимуществом этого типа РУМ является возможность в ориентированном режиме всегда работать на малом уровне $P_{\text{вых2}}$ и при этом содержать не троированный, а дублированный РУМ.

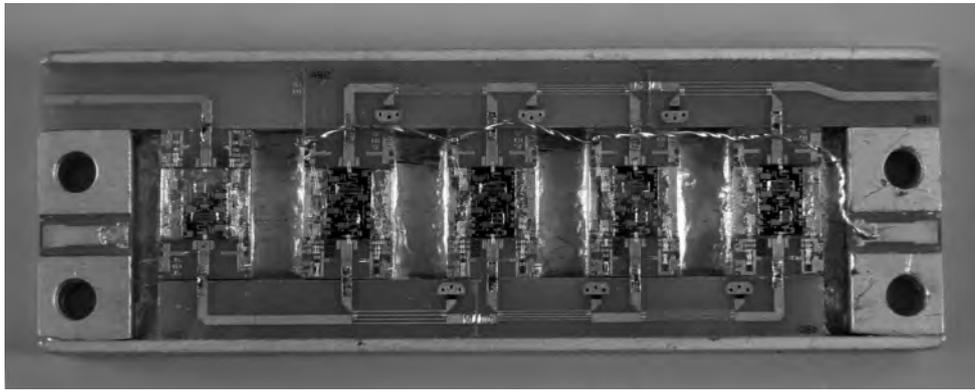
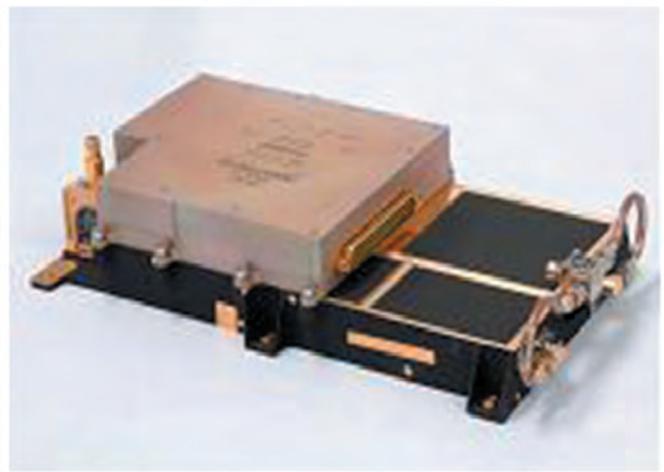


Рис. 6. Общий вид выходного каскада УМ в гибридно-монокристаллическом исполнении



S-диапазон GaN, 80 Вт



C-диапазон

Рис. 7. Двухэтажные конструкции УМ

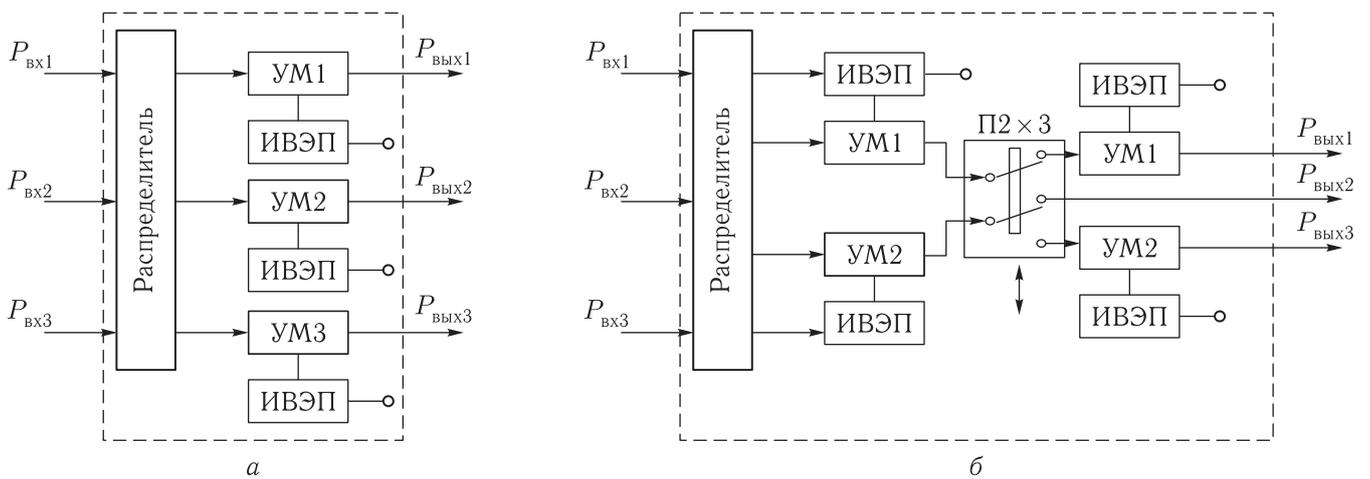


Рис. 8. Структурные схемы РУМ с переключением одного из двух уровней мощности с троированными УМ (а) и с дублированными УМ (б)

При переходе на GaN-транзисторы возможна регулировка $P_{\text{вых}}$ (P_{out}) изменением положения рабочей точки на вольтамперной характеристике транзисторов выходного каскада путем выбора постоянного смещения на их стоках и затворах [15]. Тем самым можно менять $P_{\text{вых}}$ в пределах 5 дБ без существенного изменения КПД (рис. 9).

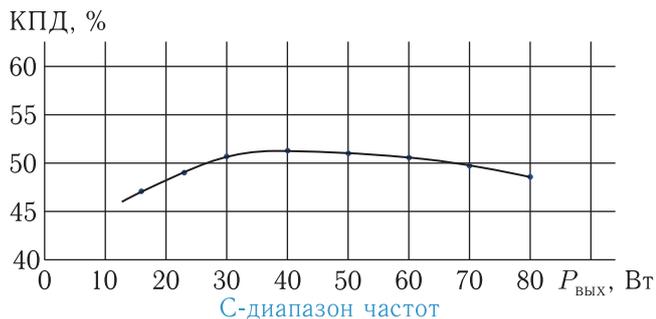


Рис. 9. Зависимость КПД УМ на GaN от $P_{\text{вых}}$

В данном решении при всей его простоте имеется недостаток — ограничение по диапазону изменяемой $P_{\text{вых}}$ (порядка 5 дБ). Достоинство такого изменения номинальной мощности УМ может проявиться при создании унифицированного ряда УМ БА КИС, когда изменение ее номинального значения только за счет выбора рабочей точки транзисторных усилителей позволяет примерно в 2–3 раза сократить число конструктивов УМ в пределах унифицированного ряда каждого из частотных диапазонов.

В табл. 2 показаны прогнозные параметры унифицированного ряда дублированных РУМ будущего для КА.

Из прогнозных оценок параметров РУМ будущего, приведенных в табл. 2, следует возможность для РУМ уменьшить существующие в настоящее время:

- массу и габариты — в 2–2,5 раза;
- энергопотребление — в 2 раза.

Заключение

В работе дан детальный анализ требований к УМ для БА КИС, показаны возможности их выполнения и пути совершенствования твердотельных СВЧ-усилителей мощности для БА КИС.

Таблица 2. Прогнозные параметры дублированных РУМ

$P_{\text{вых}}$, Вт		5		10		40	
F ¹⁾	КПД	S ²⁾	M ³⁾	S ²⁾	M ³⁾	S ²⁾	M ³⁾
S	0,7	15	0,2	25	0,3	90	0,5
C	0,5	25	0,3	50	0,5	200	1,4
X	0,4	40	0,5	75	0,6	300	1,6
Ku	0,35	50	0,7	100	0,8	400	1,8
Ka	0,3	60	0,8	120	1,0	460	2,5

1) — F — диапазон частот
 2) — S — площадь основания, см²
 3) — M — масса, кг

Сделан прогноз создания унифицированных рядов резервированных усилителей мощности нового поколения, в 2–2,5 раза превосходящих ключевые параметры современных усилителей мощности для БА КИС.

Список литературы

1. Коновалов С. Д., Тазигов А. А., Алыбин В. Г. Повышение надежности и улучшение массогабаритных параметров усилителя мощности СВЧ для бортовой аппаратуры командно-измерительных систем // Будущее российской космонавтики в информационных разработках молодых ученых и специалистов предприятий ракетно-космической промышленности Московской области. Сб. материалов. Королев. 2012. Часть 1. С. 118–120.
2. Федотов Ю. В., Мальцев П. П., Гнатюк Д. Л., Матвеев О. С., Крапунин Д. В., Гамкрелидзе С. А. Создание СВЧ монолитных интегральных схем 5-миллиметрового диапазона длин волн для применения в перспективных космических системах // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, вып. № 2. С. 72–78.
3. Лундин и др. Гетероструктуры AlGaIn/GaN с высокой подвижностью электронов, выращенные методом газовой эпитаксии из металлических соединений // ФТП, 2004, т. 38, вып. № 11. С. 1364–1367.
4. Раков Ю. Н., Мончарес Н. В., Бобкова Т. П., Щепкина Л. В., Узельман Г. Ф., Мякишев Ю. Б., Бондарева Т. К., Цацульников А. Ф., Свешников Ю. Н. Мощные интегральные гетероструктурные полевые транзисторы на нитриде галлия //

- Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Севастополь, 2010, т. 1. С. 101–102.
5. Гуляев В.И., Мякишев Ю.Б., Раков Ю.Н., Добуш И.М., Кокотов А.А., Бабак Л.И. GaN К-диапазона на базе 0,25 мкм // 20-я Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Севастополь, 2012. С. 66–67.
 6. Торхов Н.А., Божков В.Г. Мощные GaN/AlGaN НЕМТ Ка-диапазона на подложках из карбида кремния // 23-я Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Севастополь, 2013. Т. 1. С. 62–63.
 7. Колковский Ю.В., Миннебаев В.М. Многофункциональные блоки высокого уровня мощности сантиметрового диапазона на GaN НЕМТ // 12-я Всероссийская научно-техническая конференция «Пульсар-2013» — «Твердотельная электроника. Сложные функциональные блоки РЭА». М.: МНТОРЭС им. А.С. Попова, 2013. С. 23–28.
 8. Арендаренко А.А., Орешкин В.А., Свешников Ю.Н. и др. Первые отечественные СВЧ-транзисторы на основе гетероэпитаксиальных структур AlGaIn/GaN, выращенных на подложках кремния // 12-я Всероссийская научно-техническая конференция «Пульсар-2013» — «Твердотельная электроника. Сложные функциональные блоки РЭА». М.: МНТОРЭС им. А.С. Попова, 2013. С. 38–42.
 9. Гуляев В.И., Глазунов В.В., Зыкова Г.С., Мякишев Ю.Б., Мончарес Н.В. Усилитель с выходной мощностью 15 Вт диапазона 8,5–12,5 ГГц на GaN КМИС // 22-я Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Севастополь, 2012, с. 72–73.
 10. Шишкин Д.А., Арыков В.С., Ерофеев Е.В., Степаненко М.В. Микросхема усилителя мощности Ка-диапазона частот // 25-я Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Севастополь, 2015, т. 1. С. 103–104.
 11. Сечи Ф., Бужджатти М. Мощные твердотельные СВЧ-усилители // Перевод с англ. В.О. Султанова под ред. А.А. Борисова. М.: Техносфера, 2015. 416 с.
 12. Крыжановский В.Г., Рассохина Ю.В., Колантонио Паоло. Выходная цепь усилителя класса F-1 с щелевыми резонаторами в микрополосковой линии передачи // Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Севастополь, 2011, т. 1. С. 141–142.
 13. Гуляев В.И., Глазунов В.В. Усилитель С-диапазона на GaN КМИС с выходной мощностью 25 Вт // 21-я Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Севастополь, 2011, т. 1. С. 129–130.
 14. Патент РФ № 2541891. Алыбин В.Г., Зарапин С.А., Семочкин А.С., Коновалов С.Д. Резервированный усилитель мощности бортовой аппаратуры командно-измерительной системы. 2015. Бюлл. «Изобретения. Полезные модели» №5-2015, 20.02.2015.
 15. C-Band HSDL Transmitter CDL-MS01 COM DEV Europe. March 2010, www.comdev.co.uk

Программа Е-6: первая мягкая посадка на Луну и передача первой лунной панорамы

А. С. Селиванов

д. т. н., проф., АО «Российские космические системы»

e-mail: selivanov@spacecorp.ru

Аннотация. 50 лет назад свершилось эпохальное событие: советская автоматическая лунная станция «Луна-9» совершила первую в мире мягкую посадку на Луну и обеспечила передачу первой лунной панорамы с помощью уникальной панорамной телевизионной камеры. Связь со станцией осуществлялась в метровом диапазоне радиоволн из Центра управления, расположенного вблизи г. Симферополя.

Ключевые слова: первая мягкая посадка на Луну, первая лунная панорама

Program E-6: the First Soft Landing on the Moon and Transmission of the First Lunar Panorama

A. S. Selivanov

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

e-mail: selivanov@spacecorp.ru

Abstract. Fifty years ago a milestone event took place: Soviet automatic lunar probe “Luna-9” made the first soft landing on the Moon’s surface and transmitted the first lunar panorama by means of a unique panoramic TV-camera. Communication with the station was carried out in the VHF band from the control center located near Simferopol.

Keywords: first soft landing on the Moon, first lunar panorama

Первая мягкая посадка космического аппарата (КА) на Луну была произведена 3 февраля 1966 г. Это сделала советская автоматическая лунная станция (АЛС) «Луна-9», обеспечившая передачу первой панорамы с поверхности Луны. Так была реализована разработанная еще С. П. Королевым программа Е-6, успешно выполненная Г. Н. Бабакиным — главным конструктором НПО им. С. А. Лавочкина [1, 2].

На пути реализации программ Е-6 (другое обозначение последних модификаций КА — Е-6М) было множество трудностей. Достаточно отметить то, что запуск КА «Луна-9» был по счету тринадцатым (по другим данным двенадцатым) и только первым полностью успешным.

Сотрудники АО «Российские космические системы» (в то время НИИ-885) приняли значительное участие в программе Е-6 с начала ее формирования, прежде всего разработкой систем радио- и автономного управления лунной ракетой. Радиосистемы обеспечивали передачу команд, телеметрические и траекторные измерения во время полета и передачу научной и служебной информации с АЛС после ее посадки. Работами в НИИ-885 руководили выдающиеся главные конструкторы М. С. Рязанский и Н. А. Пилюгин, возглавивший впоследствии самостоятельную организацию НПЦ автоматизации и приборостроения (НПЦАП) [1].

Специально для этой программы были созданы в Крыму (г. Симферополь) и на Камчатке наземные

измерительные пункты НИП-10 и НИП-6. НИП-10 использовался как Центр управления полетом. Он был оснащен аппаратурой метрового радиодиапазона и антеннами ТНА-400 диаметром 32 м для приема и П-200 диаметром 25 м для передачи информации [1]. К управлению также был подключен НИП-16 вблизи г. Евпатория для проведения точных угловых измерений в дециметровом диапазоне с антеннами АДУ-1000.

В процессе выполнения программы совершенствовалась приборная часть и конструкция АЛС и лунной ракеты. В АО «Российские космические системы» наибольшим изменениям подверглась телевизионная система, которая первоначально разрабатывалась во Всесоюзном НИИ телевидения, г. Ленинград. Сотрудниками АО «Российские космические системы» была предложена новая панорамная камера собственной разработки, существенно превосходящая по качеству передаваемого изображения, массогабаритным характеристикам и надежности работы ранее установленную, что дало основание заменить, начиная с седьмого запуска, эту камеру на новую (рисунок), которая, в конечном счете, и обеспечила передачу первой лунной панорамы [2, 3].

Первый сеанс передачи непосредственно после посадки АЛС не был рассчитан на получение качественного изображения, т. к. высота Солнца в месте посадки составляла всего около 3° . Последующие сеансы передачи в течение 2,5 сут позволили произвести высококачественную съемку при высотах Солнца 7° , 14° , 27° и 41° . Кроме того, вследствие незапланированной подвижки станции на 9 см были получены стереоскопические снимки дополнительно к стереоснимкам в трех узких секторах, что было предусмотрено конструкцией АЛС.

Передача панорамного изображения с поверхности другого небесного тела была оценена отечественной и мировой общественностью как эпохальное событие.

Ряд сотрудников АО «Российские космические системы» были отмечены высокими правительственными наградами.

Создание телевизионной системы для программы Е-6 — пример успешной реализации инициа-



Рисунок

тивной работы, позволившей укрепить новое для АО «Российские космические системы» научно-техническое направление, которое впоследствии нашло приложение и в других программах по исследованию Луны, Марса и Венеры [3, 4].

Список литературы

1. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. Под общей ред. д. т. н. Г. М. Полищука и д. т. н. К. М. Пичхадзе. М.: МАИ-Принт, 2010. 660 с.
2. Первая панорама лунной поверхности. М.: Наука, 1966. 100 с.
3. Селиванов А. С. Очерки истории и техники космического телевидения. Воспоминания разработчика. М.: Медиа Паблшер, 2010. 192 с.
4. История создания и развития АО «Российские космические системы». Екатеринбург: Форт Диалог-Исеть, 2015. 350 с.

Научно-технический журнал

**РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ
И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ**

ТОМ 3. ВЫПУСК 3. 2016

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

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

Подписано в печать 08.08.2016. Формат 60×88/8. Бумага офсетная.
Печать офсетная. Усл. печ. л. 12,25. Уч.-изд. л. 13,48. Тираж 220 экз.
Заказ №

Издательская фирма «Физико-математическая литература»
МАИК «Наука/Интерпериодика»
117342, Москва, ул. Бутлерова, 17Б
E-mail: porsova@fml.ru, sale@fml.ru
Сайт: <http://www.fml.ru>
Интернет-магазин: <http://www.fmllib.ru>

Отпечатано с электронных носителей издательства
в ППП «Типография «Наука»
121099, г. Москва, Шубинский пер., 6

Тематические разделы журнала
«Ракетно-космическое приборостроение
и информационные системы»

- **Космические навигационные системы и приборы.**
Радиолокация и радионавигация
- **Аэрокосмические методы зондирования Земли**
- **Радиотехника и космическая связь**
- **Системный анализ, управление космическими аппаратами,**
обработка информации и системы телеметрии
- **Твердотельная электроника, радиоэлектронные компоненты,**
микро- и нанoeлектроника, приборы на квантовых эффектах

АО «Российские космические системы»

111250, Россия, Москва, ул. Авиамоторная, д. 53, тел. (495) 673-96-29

www.russianspacesystems.ru e-mail: journal@spacecorp.ru

ISSN 2409-0239

ISSN 2409-0239



9 772409 023775

