РКС

РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Научно-технический журнал

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 7. Выпуск 4. 2020

Научно-технический журнал

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 7. Выпуск 4. 2020

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

Редакционный совет

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

Члены редакционного совета:

Артемьев В.Ю., АО «Научно-производственное объединение измерительной техники», Москва, Россия
Ахмедов Д.Ш., д.т.н., член-корр. Национальной инженерной академии Республики Казахстан, ДТОО «Институт космической техники и технологий», Алма-Ата, Казахстан
Батурин Ю.М., д.ю.н., проф., член-корр. РАН, Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН, Москва, Россия
Блинов А.В., к.т.н., член-корр. Российской инженерной академии, АО «Научно-исследовательский институт физических измерений», Пенза, Россия
Габитов И.Р., к.ф.-м.н., проф., Университет Аризоны, США
Жантаев Ж.Ш., д.ф.-м.н., академик КазАЕН, АО «Национальный центр космических исследований и технологий», Алма-Ата, Казахстан
Жмур В.В., д.ф.-м.н., проф., Московский физико-технический институт, Москва, Россия
Кулешов А.П., д.т.н., проф., академик РАН, Сколковский институт науки и технологий, Москва, Россия
Носенко Ю.И., д.т.н., проф., АО «Научно-исследовательский институт точных приборов», Москва, Россия
Перминов А.Н., д.т.н., проф., академик Международной академии астронавтики, Российской инженерной академии, Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Победоносцев В.А., д.т.н., доцент, филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация» – «Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва, Россия
Ступак Г.Г., д.т.н., проф., академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Чеботарев А.С., д.т.н., проф., АО «Особое конструкторское бюро Московского энергетического института», Москва, Россия
Чернявский Г.М., д.т.н., проф., член-корр. РАН, АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Четыркин А.Н., филиал АО «Объединенная ракетно-космическая корпорация»– «Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва, Россия

Редакционная коллегия

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

Члены редакционной коллегии:

Алексеев О.А., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Алыбин В.Г., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Белоконов И.В., д.т.н., проф., Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия
Бетанов В.В., д.т.н., проф., член-корр. Российской академии ракетных и артиллерийских наук, АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Бугаев А.С., д.ф.-м.н., проф., академик РАН, Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН, Москва, Россия
Васильков А.П., к.ф.-м.н., Science Systems and Applications Inc., Мэриленд, США
Ватутин В.М., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Данилин Н.С., д.т.н., проф., академик Международной и Российской инженерных академий, Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Дворкин В.В., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Жодзишский А.И., д.т.н., академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Жуков А.А., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Колачевский Н.Н., д.ф.-м.н., проф., член-корр. РАН, Физический институт им. П.Н. Лебедева РАН, Москва, Россия
Кукушкин С.С., д.т.н., проф., академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, член-корр. Российской инженерной академии, АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Михайлов В.Ю., д.т.н., проф., Московский авиационный институт, Москва, Россия
Новиков Д.А., д.т.н., проф., член-корр. РАН, Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, Россия
Петрукович А.А., д.ф.-м.н., проф., член-корр. РАН, Институт космических исследований РАН, Москва, Россия
Поваляев А.А., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Пулинец С.А., д.ф-м.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Райнер Сандау, д.т.н., адъюнкт-проф., Международная академия астронавтики, Берлин, Германия
Римская О.Н., к.э.н., доцент, АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Стрельников С.В., д.т.н., АО «Научно-производственное объединение «Орион», Краснознаменск, Россия
Сычев А.П., к.т.н., АО «Научно-исследовательский институт точных приборов», Москва, Россия
Тисленко В.И., д.т.н., проф., Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники, Томск, Россия
Токарев А.С. (отв. секретарь), АО «Российские космические системы», Москва, Россия
Тузиков А.В., д.ф.-м.н., проф., член-корр. Национальной академии наук Беларуси, Объединенный институт проблем информатики Национальной академии наук Беларуси, Минск, Беларусь

Журнал выходит 4 раза в год.
Журнал включен в РИНЦ.
Журнал включен в Перечень рецензируемых научных изданий ВАК.
Мнение авторов статей может не совпадать с мнением редакции.
ISSN 2409-0239
DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4
Подписной индекс 94086
в Объединенном каталоге «Пресса России».

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

© АО «Российские космические системы»
© ФИЗМАТЛИТ

Москва
ФИЗМАТЛИТ ®
2020

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, т. 7, вып. 4

Содержание

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Уточнение согласующих коэффициентов математической модели движения КА с использованием понятия «обобщенная наблюдаемость»
Тюлин А. Е., Круглов А. В., Бетанов В. В. 3

Радиотехника и космическая связь

Построение единого наземного комплекса управления многоспутниковой группировки КА ДЗЗ
Жодзишский А. И., Жидкова С. К., Нагорных Д. Н. 14

Синхронное сложение сигналов антенн со сдвигом импульсов дискретизации в идеализированном режиме сопровождения космического аппарата по целеуказаниям
Ватутин С. И. 22

Предложения по созданию спутниковой системы сбора и передачи данных на базе отечественных космических аппаратов
Дорофеев Ю. Б., Тулисов Д. А. 38

Адаптация радиолинии КИС по скорости передачи информации в условиях помех
Круглов А. В., Хомов О. И. 51

Особенности построения приемо-передающего антенно-волноводного устройства *K-, Ka*-диапазонов систем связи
Бойчук С. И., Демченко В. И., Коровкин А. Е., Шипулин А. В., Полтавец Ю. И. 56

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

Развитие аппаратуры ДЗЗ серии МСУ-МР в части повышения точности радиометрических измерений и расширения ее функциональных возможностей
Бадаев К. В., Гектин Ю. М., Гулин Ю. Ю., Зайцев А. А., Максин В. Н., Пузаков Н. П., Сахаров В. Н., Серебряков Д. С., Смелянский М. Б., Фролов А. Г. 63

Об уровнях вибрационных воздействий при испытаниях бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов
Левченко А. С. 74

Обеспечение гарантии доставки информации в бортовой сети космического аппарата на основе интерфейса SpaceWire
Кошелев А. Ю., Дианова А. М., Петухов Д. О. 83

Тенденции развития видеотелеметрических систем для измерения температуры термонагруженных областей средств выведения
Климов Д. И., Мамедов Т. Т., Губайдуллин И. Р. 90

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

Принцип формирования металлодиэлектрических микроразмерных метаструктур
Аджибеков А. А., Жуков А. А., Алексеев О. А. 97

ROCKET-SPACE DEVICE ENGINEERING AND INFORMATION SYSTEMS
2020, Vol. 7, Iss. 4

Contents

Space Navigation Systems and Devices. Radiolocation and Radio Navigation

Refinement of the Matching Coefficients of the Mathematical Model of Spacecraft Motion Using the Concept of "Generalized Observability"
Tyulin A. E., Kruglov A. V., Betanov V. V. 3

Radio Engineering and Space Communication

Construction of a Unified Ground-based Control Complex for a Multi-satellite ERS Constellation
Zhodzishskiy A. I., Zhidkova S. K., Nagornykh D. N. 14

Synchronous Addition of Antenna Signals with a Shift of Sampling Pulses in Idealized Mode of Spacecraft Tracking by Target Designations
Vatutin S. I. 22

Proposals for the Creation of a Satellite System for Data Collection and Transmission Based on Domestic Spacecraft
Dorofeev Yu. B., Tulisov D. A. 38

Adaptation of the CMS Radio Link According to the Information Rate in the Presence of Interference
Kruglov A. V., Khomov O. I. 51

Construction Features of the Transceiver Antenna-Waveguide Device of *K/Ka*-Band Communication Systems
Boychuk S. I., Demchenko V. I., Korovkin A. E., Shipulin A. V., Poltavets Yu. I. 56

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

Evolution of ERS Equipment of the MSU-MR Series as Related to Increasing the Accuracy of Radiometric Measurements and Expanding Performance Capabilities
Badayev K. V., Gektin Yu. M., Gulin Yu. Yu., Zaytsev A. A., Maksin V. N., Puzakov N. P., Sakharov V. N., Serebryakov D. S., Smelyanskiy M. B., Frolov A. G. 63

Levels of Vibration Impact during Testing of Spacecraft Avionics Equipment
Levchenko A. S. 74

Guarantee of Information Delivery in the Spacecraft Onboard Network Based on the SpaceWire Interface
Koshelev A. Yu., Dianova A. M., Petukhov D. O. 83

Trends in the Development of Video Telemetry Systems for Measuring the Temperature of Thermally Loaded Areas of Launch Vehicles
Klimov D. I., Mamedov T. T., Gubaidullin I. R. 90

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

The Principle of Formation of Metal-dielectric Micro-sized Metastructures
Adzhibekov A. A., Zhukov A. A., Alekseev O. A. 97

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 3–13

КОСМИЧЕСКИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ. РАДИОЛОКАЦИЯ И РАДИОНАВИГАЦИЯ

УДК 621.3 DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4.3.13

Уточнение согласующих коэффициентов математической модели движения КА с использованием понятия «обобщенная наблюдаемость»

А. Е. Тюлин, *д. э. н., к. т. н.,contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
А. В. Круглов, *д. т. н., профессор, kruglov.av@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
В. В. Бетанов, *д. т. н., профессор, betanov.vv@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Целью работы является совершенствование научно-методического обеспечения задач идентификации при уточнении параметров движения космических аппаратов. В статье исследуется системный подход к обеспечению уточнения баллистического коэффициента в математической модели движения космического аппарата. Для нештатных ситуаций использован подход, учитывающий рассмотрение объекта-системы «задача — инструмент решения», позволяющей учесть погрешности всех элементов инструмента навигации. Вводимое структурное свойство «обобщенная наблюдаемость» позволяет решать задачу уточнения S_6 в традиционных и нетрадиционных условиях в практике оперативного навигационно-баллистического обеспечения полета космических аппаратов.

Ключевые слова: космический аппарат, математическая модель движения, баллистический коэффициент, обобщенная наблюдаемость, навигационно-баллистическое обеспечение

Refinement of the Matching Coefficients of the Mathematical Model of Spacecraft Motion Using the Concept of “Generalized Observability”

A. E. Tyulin, *Dr. Sci. (Econ.), Cand. Sci. (Engineering), contact@spacecorp.ru*
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
A. V. Kruglov, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., kruglov.av@spacecorp.ru*
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
V. V. Betanov, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., betanov.vv@spacecorp.ru*
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Abstract. The aim of this paper is to improve the scientific and methodological support of identification tasks when specifying the parameters of spacecraft motion. The article examines a systematic approach to ensuring the specification of the ballistic coefficient in the mathematical model of the spacecraft motion. For emergency situations, an approach was used that takes into account the object–system “task–solution tool”, which allows taking into account the errors of all elements of the navigation tool. The introduced structural property “generalized observability” makes it possible to solve the problem of S_b refinement in traditional and non-traditional conditions in the practice of operational navigation and ballistic support of spacecraft flight.

Keywords: spacecraft, mathematical model of motion, ballistic coefficient, generalized observability, navigation and ballistic support

Введение

Повышение точности прогнозирования движения космических аппаратов (КА) требует согласования математической модели движения и, в частности, моделей атмосферы или светового давления, с опытными данными. Для решения этой задачи часто используют баллистический коэффициент (S_δ) или коэффициент(ы) светового давления, которые в этом случае выступают в роли коэффициентов согласования [1, 5].

Далее вопросы уточнения согласующих коэффициентов (СК), используемых в математических моделях движения (ММД) космических аппаратов, будем проводить на примере уточнения баллистического коэффициента. При этом некоторые «неточности» знания других параметров ММД КА в процессе уточнения S_δ по измерительным данным (идентификации ММД КА) будут «перетекать» в уточняемый баллистический коэффициент.

Аналогичная ситуация обстоит, например, при уточнении коэффициента светового давления относительно «незнания» параметров модели атмосферы. При этом неточности математического описания атмосферы «перетекают» в уточняемый коэффициент светового давления, который на этом этапе служит согласующим коэффициентом ММД КА. Подобная ситуация складывается и относительно других уточняемых параметров, а именно параметров отработки включения корректирующей двигательной установки, учета различного рода возмущающих сил и др.

Методики уточнения баллистического коэффициента, используемые на практике

Условием равенства реального и моделируемого ускорения при уточнении баллистического коэффициента является выражение

$$\rho S_\delta = \rho_{\text{м}} S_{\text{м}}, \qquad (1)$$

где ρ — реальная плотность атмосферы,

S_δ — баллистический коэффициент,

$\rho_{\text{м}}$ — моделируемая плотность,

$S_{\text{м}}$ — моделируемый баллистический (согласующий) коэффициент.

Это соотношение справедливо только для низкоорбитальных объектов, скорость которых определена относительно атмосферы, а неучтенные возмущения обусловлены главным образом недостаточно точным моделированием плотности атмосферы.

В большинстве случаев моделируемое ускорение торможения включает в себя часть неучтенных моделью движения КА ускорений от других сил. На высотах более 400–500 км, где возмущения от атмосферного торможения могут быть сравнимы с другими неучтенными в математической модели движения (ММД) возмущающими факторами, способы уточнения S_δ, основанные на условии (1), часто оказываются несправедливыми.

Выбор способа и интервала уточнения S_δ зависит от многих факторов и прежде всего от средней высоты полета, геогелиофизических параметров, точности определения орбиты. Вопрос уменьшения влияния ошибок определения орбиты КА связан с необходимостью увеличения интервала уточнения S_δ. Увеличение интервала уточнения в свою очередь приводит к нивелированию новых данных об атмосфере, что увеличивает ошибки прогнозирования движения объектов. Кроме того, величина интервала уточнения S_δ для каждого типа КА связана с принятой схемой баллистического обеспечения.

Таким образом, способ и интервал уточнения S_δ для различных типов космических аппаратов может меняться в широких пределах. Обычно выбираются интервалы: несколько витков (3–8 ч), 1 сутки, 1 неделя, 4–5 недель.

Интервал величиной несколько витков используется при введении баллистического коэффициента в число уточняемых параметров задачи определения вектора состояния объектов.

Суточный интервал уточнения S_δ обычно используется при баллистическом обеспечении КА с высотами полета 200–400 км.

Недельные и месячные интервалы уточнения S_δ применяются для объектов с минимальной высотой полета 500–800 км.

На высотах более 400–500 км, в зависимости от геогелиофизических условий и принятой модели движения, наряду с баллистическим коэффици-

ентом, целесообразно уточнять и другие коэффициенты согласования (например, коэффициенты, учитывающие световое давление).

Рассмотрим наиболее распространенные способы уточнения S_δ [1, 3–5].

Типовые и специальные методы уточнения баллистического коэффициента в практике оперативного навигационно-баллистического обеспечения (ОНБО) приведены в табл. 1.

Таблица 1. Типовые методы уточнения баллистического коэффициента

№	Типовые и специальные методы (способы) уточнения S_δ	Формальное описание	Примечание
1	Выбор S_δ как среднего из наблюдавшихся значений	$\widehat{S}_б = \frac{1}{k} \cdot \sum_{i=1}^{\kappa} \widehat{S}_{бi}$	Способ показал хорошие результаты при прогнозировании движения КА на околокруговых с высотами полета 200–300 км
2	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования изменения периода обращения	$S_{\delta j} = S_{\delta j-1} \frac{T_N - T_{N+n}}{T_N - T_{N+n}^{np}}$	Уточненное значение S_δ пропорционально отношению реального и прогнозируемого изменений периода обращения
3	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования времени выхода на экваториальную плоскость	$S_{\delta j} = S_{\delta j-1} \frac{t_N + T_N n - t_{N+n}}{t_N + T_N n - t_{N+n}^{np}}$	S_δ уточняется по ошибке прогнозирования времени «выхода» на экваториальную плоскость
4	Способ уточнения S_δ по временным ошибкам сеансов измерений	$\Delta S_\delta = -\frac{4}{3} \frac{a}{a'} \frac{\Sigma \delta t_i (t_i - t_0)^2}{\Sigma (t_i - t_0)^4}$	t_0 — время уточняемых начальных условий движения, a — большая полуось орбиты, a' — скорость изменения большой полуоси под влиянием атмосферы при $S_\delta = 1$, N — число сеансов наблюдений
5	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования большой полуоси	$S_{\delta j} = S_{\delta j-1} \times$ $\times \frac{\Delta a (a_n^2 - a_n a_{N+n}^{np} + a_{N+n}^{2np})}{\Delta a^{np} (a_N^2 - a_N a_{N+n} + a_{N+n}^2)}$, $S_{\delta j} = S_{\delta j-1} \times$ $\times \frac{\Delta e (2a_N e_N + a_N e_{N+n}^{np} + a_{N+n}^{np} e_N + 2a_{N+n}^{np} l_{N+n}^{np})}{\Delta e^{np} (2a_N e_N + a_N e_{N+n} + a_{N+n} e_N + 2a_{N+n} l_{N+n}^{np})}$, где $\Delta a = a_N - a_{N+n}$, $\Delta a^{np} = a_N - a_{N+n}^{np}$, $\Delta e = e_N - e_{N+n}$, $\Delta e^{np} = e_N - e_{N+n}^{np}$, a_N, e_N, a_{N+n}, e_{N+n} — значения большой полуоси и эксцентриситета в начале и конце интервала уточнения, a_{N+n}^{np}, e_{N+n}^{np} — прогнозируемые на конец интервала уточнения значения большой полуоси и эксцентриситета	Формулы (как и все приведенные выше способы) дают апостериорную оценку значения баллистического коэффициента

Таблица 1. Продолжение

№	Типовые и специальные методы (способы) уточнения S_δ	Формальное описание	Примечание
6	Способ уточнения S_δ путем статистической обработки результатов решения задачи определения вектора состояния на 3–6 последовательных витках	$\Delta t_i \approx \frac{\partial t_i}{\partial S}\Delta S,$ $\frac{\partial t_i}{\partial S} \approx \frac{\Delta t_{i2} - \Delta t_{i1}}{\Delta S},$ $\Delta S = \frac{\sum \Delta t_i \frac{\partial t_i}{dS}}{\sum \left(\frac{\partial t_i}{\partial S}\right)^2}$	Для более точного нахождения значения ΔS решение задачи ОВС и вычисление $\frac{\partial t_i}{\partial S}$ можно повторить несколько (k) раз до тех пор, пока не выполнится условие $\Delta S_k \Delta S_{k-1} \leqslant \varepsilon$
7	Способ уточнения S_δ на интервале 4–5 недель	$S_\delta = S_1 + \Delta S,$ S_1 — некоторое приближенное значение баллистического коэффициента, $\Delta S = \frac{\sum \Delta t_i \frac{\partial t_i}{dS}}{\sum \left(\frac{\partial t_i}{\partial S}\right)^2}$ (см. способ 6)	Способ применим для КА с перигеем до 600–800 км при спокойной геогелиофизической обстановке
8	Способ уточнения S_δ путем минимизации функционала	Решение задачи определения вектора состояния методом наименьших квадратов сводится обычно к минимизации функционала вида $\Phi(q, S) = [h - h(q, S_\delta)]^T P[h - h(q, S_\delta)]$. Здесь приняты обозначения: h — вектор результатов измерений, $h(q, S_\delta)$ — вектор расчетных значений измеряемых параметров, q — расчетное значение вектора начальных условий, P — диагональная весовая матрица. Или $F(S) = [h - h(q*, S)]^T P[h - h(q*, S)]$, где $q*$ — оценка вектора начальных условий. Изменение функционала аппроксимируется полиномом второй степени. Исходя из этого для поиска минимума достаточно вычислить три значения функционала $F_0(S_{\delta 0})$, $F_1(S_{\delta 1})$, $F_2(S_{\delta 2})$ при условиях $S_1 = S_0 + \delta S$, $S_2 = S_0 - \delta S$, $S^*_\delta = S_0 + \frac{\delta S(F_2 - F_1)}{2(F_2 + F_1 - 2F_0)}$	При прогнозировании движения на интервале 12–14 витков способ уточнения S_δ показывает лучшие результаты
9	Способ уточнения S_δ по вековому изменению большой полуоси орбиты	Математическая модель движения, построенная по схеме усреднения, позволяет для ошибки прогнозирования движения вдоль орбиты записать выражение $\delta t = -\frac{3}{4}\frac{a'\Delta t^2 \delta S_\delta}{a S_\delta}.$ Отсюда определяется поправка к баллистическому коэффициенту	a' — значение производной от большой полуоси в правых частях системы усредненных ДУ, Δt — интервал прогнозирования движения

Таблица 1. Окончание

№	Типовые и специальные методы (способы) уточнения S_δ	Формальное описание	Примечание
10	Уточнение баллистического коэффициента для заданной математической модели движения (чем точнее ММД, тем выше эффективность применения способа)	$\Delta S_{\delta i} = \beta_i \lvert\delta t_{\text{э}i}\rvert$. Первый сомножитель равен $\frac{k_1}{\Delta N_i^2}$. $\Delta S_{\delta i,0} = \frac{k_{1,0}}{\Delta N i^2}\delta t_{\text{э}} \frac{S_{\delta i,0}}{S_{\delta i}}$	β_i — коэффициенты пропорциональности ($i = 1, \ldots, n$), $\Delta S_{\delta i}$ — относительное изменение S_δ

Рассматриваемые способы определения баллистического коэффициента в ММД КА с теоретической точки зрения относятся к различным методам (часто методикам) решения задач параметрической идентификации, одним из важных подходов которой является использование вектора состояния сложных динамических систем. В частности, в оцениваемый вектор состояния КА по измерениям текущих навигационных параметров (ИТНП) может вноситься уточняемый идентифицируемый параметр (например, S_δ) и по имеющемуся объему выборки измерений одновременно уточняются и параметры начальных условий движения КА, и необходимый коэффициент. Подобный подход имеет существенный недостаток при малой фиксированной выборке с различными погрешностями измерений (в том числе и аномальными), так как точность оценивания каждого из определяемых параметров ухудшается с расширением вектора состояния. Кроме того, потенциальные погрешности определения вносимых в вектор состояния элементов могут оказаться чрезмерно большими для дальнейшего использования в ММД КА.

Описание ММД КА должно использовать структуру и параметры, значения которых получены значительно точнее, чем данные, которые рассчитываются в процессе применения математической модели. Например, коэффициенты модели гравитационного поля Земли должны быть определены заранее с высокой степенью точности для решения различных задач прогнозирования параметров движения исследуемых объектов.

Дело осложняется, если в ММД используются неточные (или даже грубые) характеристики (параметры). Например, неточное знание баллистического коэффициента или коэффициента светового давления в модели движения КА при достаточно точном задании входных уточняемых параметров (движения) делает эту ММД непродуктивной. Ее можно будет использовать лишь для оценки характеристик некоторого класса КА с гипотетическими исходными данными.

Приведенные в табл. 1 способы и методы уточнения баллистического коэффициента не используют принцип дополнительного расширения вектора состояния для одновременного уточнения идентифицируемого параметра S_δ и вектора состояния КА (например, начальных условий движения), а применяются, как правило, способы повторяющегося (итерационного) режима последовательного уточнения S_δ с дальнейшим его использованием для улучшения точности вектора состояния КА и последующего решения целевых задач с наибольшим эффектом.

Описанная последовательная вычислительная процедура может «не сойтись» к истинному (или приемлемому значению) при уточнении баллистического коэффициента для различных типов орбит КА с индивидуальными требованиями к точности расчета НУ движения и различными используемыми ММД.

Возникает принципиальная проблема — как в конкретном случае поступать: *рассчитывать* S_δ (*или другие параметры идентификации*) *путем расширения вектора состояния КА*

с одновременным уточнением НУ движения (*или другого расширенного вектора состояния*) *или использовать описанную итерационную процедуру с применением*, *например*, *представленных в таблице способов. Кроме того*, *дополнительно возникает вопрос*: *а какой из описанных вариантов решения задачи целесообразно использовать*?

Практика оперативного навигационно-баллистического обеспечения полетов КА показывает, что в одних случаях первый из рассматриваемых подходов идентификации достаточно эффективен и надежен при неудовлетворительном применении второго, и наоборот, в других случаях оказывается, только второй подход приводит к достижению цели расчетов.

Использование обобщенных структурных свойств измерительных задач при уточнении баллистического коэффициента

Одним из вариантов решения задачи может служить подход с применением структурных свойств измерительных задач, а именно с использованием оригинальных понятий обобщенной наблюдаемости и (или) обобщенной идентификации рассматриваемой системы навигационно-баллистического обеспечения управления КА на этапе летных испытаний и эксплуатации.

Перед общей постановкой задачи, позволяющей выработать рекомендации по определению (уточнению) S_δ в каждом конкретном случае, отметим ряд **факторов, влияющих на величины и значения баллистического коэффициента**. К таким факторам можно отнести:

– используемые **математические модели движения КА**, состав и точность описания возмущающих факторов, описываемых ММД КА;

– **характер изменения (оскуляции) орбиты** (эксцентриситета, большой полуоси и др.) и **высоты полета КА**;

– **площадь миделевого сечения** и динамику ее изменения (конструктивные параметры и технологии эксплуатации);

– **состояние солнечной активности** и ее вариации в конкретный период;

– **объем и погрешности измерений** текущих навигационных параметров (ИТНП);

– **интервалы уточнения** согласующегося параметра — баллистического коэффициента (несколько витков, суточный, недельный, месячный);

– **математические методы обработки** ИТНП при определении (уточнении) S_δ с присущими каждому методу погрешностями расчетов в принятых моделях;

– **требуемые точности расчетов**, зависящие прежде всего от заданных точностей расчета начальных условий движения КА, и некоторые другие характеристики.

Каждый из представленных факторов включает целый спектр возможных вариантов применения в практике НБО моделей, методов, условий, данных, требований. Конкретно ключевые факторы, отмеченные выше, трансформируются в сотни вариантов и элементов инструментария программно-математического обеспечения автоматизированной системы НБО, которые надо проанализировать, провести расчеты и обосновать применение в условиях оперативного навигационно-баллистического обеспечения управления КА.

Часть подобного анализа и расчетов производится заблаговременно (априорно), а часть непосредственно при проведении работ НБО в оперативном режиме.

Перечень особенностей решения задачи показывает, что она должна решаться в стохастической (вероятностной) постановке и(или) с использованием нечетких сведений о множествах с заданием функций принадлежности. Богатый опыт практических решений подсказывает необходимость применения интеллектуальной (естественной и(или) искусственной) составляющей при расчетах в рамках автоматизированного комплекса программ (АКП) НБО.

Далее для решения задачи обобщенной идентификации баллистического коэффициента можно воспользоваться несколькими приемами (указанными выше): выявление возможности его определения путем расширения вектора оцениваемого состояния КА либо осуществление выбора способа оценивания S_δ, например одним из приведенных методов, который также необходимо обосновать порой в оперативном режиме.

Исследования показывают, что для реализации первого подхода целесообразно воспользоваться введенной в [6] так называемой информационной производной, с «физической» точки зрения оперирующей изменением информации до и после опорного отображения, второй подход связан с применением сингулярных ультраоператоров (УО), выполняющих и интеллектуальную «работу».

Подробнее рассмотрим сингулярный УО (классификатор-распознаватель), называемый классификатором общего вида, который может на основе интеллектуального подхода «подсказать» в автоматизированном режиме, какой из способов уточнения баллистического коэффициента целесообразно использовать в конкретном случае. Проделанные таким образом расчеты обеспечат надежное решение задачи в целом.

Коммутативная диаграмма для сингулярного УО $\overset{\vee}{E}$ общего вида показана на рис. 1.

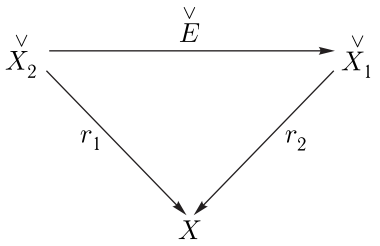


Рис. 1. Диаграмма классификатора общего вида

Среди сингулярных УО (классификаторов–распознавателей) выделяют трансляторы, а также классификаторы обобщающие, уточняющие и общего вида [6]. Исходя из логики решаемой задачи в рассматриваемой технологической операции НБО целесообразно применить, как было отмечено, классификатор–распознаватель, представленный в необходимых обозначениях на рис. 2.

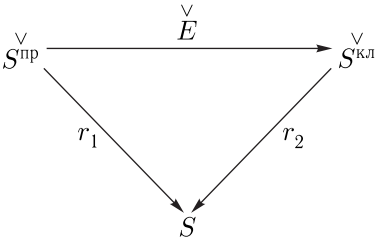


Рис. 2. Диаграмма сингулярного УО (классификатора-распознавателя) задачи уточнения S_δ

На рис. 2 использованы следующие обозначения:

$\overset{\vee}{S}^{\text{пр}}$, $\overset{\vee}{S}^{\text{кл}}$ — два ультрамножества одного объекта — баллистического коэффициента S;

$\overset{\vee}{E}$ — ультраотображение (ультраоператор) над опорным оператором (в данном случае — сингулярным);

$r_1 \colon \overset{\vee}{S}^{\text{пр}} \to S$ — оператор проектирования, который ставит в соответствие сведению точку. Аналогично определяется и оператор r_2.

Для компактной записи ультраоператора с применением признаков «задача — инструмент решения» (объекта-системы) и классов (формул расчета баллистического коэффициента) будем использовать следующие обозначения в оснащениях:

– множество признаков инструментария объекта–системы (табл. 2), оказывающих принципиальное влияние на точность расчетов, — *а*, *б*, *в*, *г*, *д*, *е*, *ж*, *и*;

Таблица 2. Элементы оснащения множества S с применением признаков «задача — инструмент решения» (объекта-системы) $L^{\text{пр}}$

Решетки признаков (объекта-системы)		Шкалы
а	Алгоритмы математической модели движения КА (системы дифференциальных уравнений — СДУ ММД КА)	α_1
		$\alpha_1^\bullet$
б	Характеристики изменения (оскуляции) орбиты и высоты полета КА	α_2
		$\alpha_2^\bullet$
в	Площадь миделевого сечения и динамика ее изменения	α_3
		$\alpha_3^\bullet$
г	Состояние солнечной активности	α_4
		$\alpha_4^\bullet$
д	Объем и погрешности измерений	α_5
		$\alpha_5^\bullet$
е	Интервалы уточнения согласующегося параметра — баллистического коэффициента	α_6
		$\alpha_6^\bullet$
ж	Математические методы обработки ИТНП	α_7
		$\alpha_7^\bullet$
и	Требуемые точности расчетов (НУ и S_δ)	α_8
		$\alpha_8^\bullet$

– множество классов (способов) оценивания S_δ (табл. 3) — 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10.

Запишем два оснащения опорного множества S [6–9]. Первое оснащение вводится признаками

$$\overset{\vee}{S}{}^{\text{пр}} = P \times L^{\text{пр}} \times S.$$

Здесь P — элементарная $\big($бинарная $(0,1)\big)$ решетка достоверностей УО.

Причем признаки задаются шкалой, показывающей, какие элементы инструмента подходят для конкретного использования при расчетах S_δ:

$$L^{\text{пр}} \supset Ш,$$
$$L^{\text{пр}} \supset Ш = \{\alpha_1, \alpha_1^\bullet; \alpha_2, \alpha_2^\bullet; \ldots, \alpha_8, \alpha_8^\bullet\},$$
$$L^{\text{пр}} = L_1 * L_2 * \ldots * L_8.$$

В правой части последнего выражения признаки L_1 имеют решетку с параметрами $\alpha_1, \alpha_1^\bullet$, принимающими значения «да»–«нет», то есть определяющими, пригоден данный элемент инструмента к выполнению расчетов по требуемому уточнению S_δ или нет. Аналогичные решетки имеют и признаки $L_2, \ldots, L_8$ как остальные элементы инструмента расчета.

Таблица 3. Элементы оснащения множества Sс применением классов (формул расчета баллистического коэффициента) $L^{\text{кл}}$

	Решетки классов
1	Выбор S_δ как среднего из наблюдавшихся значений
2	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования изменения периода обращения
3	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования времени выхода на экваториальную плоскость
4	Способ уточнения S_δ по временным ошибкам сеансов измерений
5	Способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования большой полуоси
6	Способ уточнения S_δ путем статистической обработки результатов решения задачи определения вектора состояния на 3–6 последовательных витках
7	Способ уточнения S_δ на интервале 4–5 недель
8	Способ уточнения S_δпутем минимизации функционала
9	Способ уточнения S_δ по вековому изменению большой полуоси орбиты
	Уточнение баллистического коэффициента для заданной математической модели движения

Второе ультраоснащение заполняется классами (возможными способами расчетов S_δ). Выше использованы хорошо зарекомендовавшие себя на практике НБО известные и оригинальные десять способов расчета. К предлагаемым методикам могут быть, конечно, добавлены также другие дополнительные алгоритмы вычислений S_δ:

$$\overset{\vee}{S}{}^{\text{кл}} = P \times L^{\text{кл}} \times S, \quad L^{\text{кл}} \supset Ш^{\text{кл}}_{\text{АТ}},$$

индекс «АТ» означает «атомарный» [2], то есть конкретный способ расчета S_δ.

В нашем случае

$$L^{\text{кл}} \supset Ш^{\text{кл}}_{\text{АТ}} = \{1; 2; \ldots; 10\}.$$

Прежде чем перейти непосредственно к формированию ядра-таблицы классификатора-распознавателя, необходимо обратить внимание на введенные в [1, 2] канонические УО, для которых выполняется условие гомоморфизма решеток свойств. При этом можно задавать отражение свойств не на всей решетке $\overset{\vee}{S}{}^{\text{пр}}$, а только на ограниченном базисе. По существу указанный ограниченный базис описан выше. Например, алгоритмы математической модели движения КА распадаются на десятки–сотни вариантов, связанных с возможностями использования численных, аналитических, численно-аналитических ММД КА, с использованием различного рода переменных (декартовых или кеплеровых координат, неособенных переменных и др.), с учетом применения в правых частях систем дифференциальных уравнений (СДУ) разнообразного спектра возмущающих сил в той или иной форме (однопараметрических или пространственных в различных системах координат), использованием различных эпох отсчета и др. Алгоритмическое описание моделей одних и тех же возмущающих сил может сильно различаться между собой так же, как, например, методы численного интегрирования в унифицированных численных ММД КА могут быть различны со своими специфическими погрешностями расчетов. Указанные замечания можно продолжить.

Таблица 4. Пример построения типового сокращенного варианта ядра-таблицы сингулярного ультраоператора для КА ДЗЗ

Элементы УО	Содержание элементов	Примечание
A	$1 \mapsto 1$	
B	$\alpha_1 \mapsto 2 \bigcup 3 \bigcup 4 \bigcup 5 \bigcup 8 \bigcup 9 \bigcup 10$	Анализ элемента объекта-системы НБО для решения задачи уточнения S_δ: варианты алгоритмов ММД КА
	$\alpha_1^\bullet \mapsto 1 \bigcup 6 \bigcup 7$	
	$\bullet\bullet\bullet$	
	$\alpha_7 \mapsto 5 \bigcup 6 \bigcup 7$	Анализ элемента объекта-системы НБО для решения задачи уточнения S_δ: методы обработки ИТНП 1,2,3
	$\alpha_7^\bullet \mapsto 1 \bigcup 2 \bigcup 3 \bigcup 4 \bigcup 8 \bigcup 9 \bigcup 10$	
	$\bullet\bullet\bullet$	
E	$S \mapsto S$	

Морфологическая схема измерительных задач [1, 2] не только дает классификацию измерительных задач, но и изучает математические модели процессов измерений с рассмотрением:

– **систематических (сингулярных)** составляющих $\mathbf{h}_{\text{сист}}(t)$, обусловленных неполнотой учета в уравнениях измерений некоторых важных факторов, что приводит к плавному, монотонному характеру этой ошибки;

– **случайных (регулярных)** составляющих $\mathbf{h}_{\text{сл}}(t)$, вызванных неучетом второстепенных факторов (например, флуктуации параметров атмосферы, тепловых шумов и вибрации в измерительной аппаратуре и т. д.), которые обычно представляются случайными процессами и величинами;

– **аномальных (грубых)** ошибок $\mathbf{h}_{\text{ан}}(t)$, появляющихся вследствие сбоев в работе аппаратуры или неправильных действий оператора. Обычно она моделируется отдельными редкими выбросами. В практике летных испытаний (ЛИ) содержание аномальных ошибок может составлять от 7 до 20 %.

Особую роль играют способы комбинации ошибок измерений (аддитивный, мультипликативный, комбинированный).

Подобные замечания связаны и с другими элементами решеток признаков. Все они должны быть тщательно проанализированы и исследованы, как правило, до оперативных работ на этапе проектирования рассматриваемой интеллектуальной системы НБО.

Таким образом, при использовании канонических ультраоператоров не только сокращаются размерности массивов для хранения в ПЭВМ, но и уменьшаются исследования объемов «взаимодействия» с вариантами способов определений согласующих параметров.

На основе сделанных замечаний можно сформировать ядро-таблицу классификатора-распознавателя. В табл. 4 показан пример построения типового сокращенного варианта ядра-таблицы сингулярного ультраоператора для исследования полета КА.

Экспликация к табл. 4:

Строка **A** означает переход истинных сведений в истинные достоверности УО.

Строка **B** означает отображение различных решеток свойств.

Строка **E** означает переход одного объекта в другой (в рассматриваемом случае тождественный оператор — баллистический коэффициент).

Классификатор-распознаватель $\overset{\vee}{E}$ дает рекомендации оператору-баллистику (или автоматизированной системе управления процессами НБО) по выбору нескольких (или даже только одного конкретного способа) вариантов уточнения баллистического коэффициента.

При этом может показаться, что данная ядро-таблица имеет смысл таблицы простого соответствия: имеется объект-система, включающая в том числе элементы инструмента возможных решений

и различные способы нахождения согласующих параметров. Однако найденный классификатор-распознаватель имеет более широкую функцию и является интеллектуальным средством соответствия и поиска требуемых решений.

Детализированное описание классификатора-распознавателя приводит к анализу огромного количества вариантов, которые принципиально позволяют решить поставленную задачу, однако не смогут обеспечить, например, заданные точности или выполнение других условий и требований. При поиске наилучшего способа решения может в полной мере «сработать» свойство эмерджентности системы, когда простой учет дополнительного фактора, например, в спектре описания возмущений в ММД КА, принципиально позволит существенно улучшить выходной результат. Задача сильно усложняется при рассмотрении объекта-системы расширенного состава, когда в это понятие включаются «внешние» факторы, такие, как требования оперативности расчетов или изменения в процессе работ, связанные с конечными точностями определения вычисляемых параметров. Подобная ситуация возникает при определении среди объема поступивших ИТНП аномальных сеансов измерений.

Заключение

В качестве практического примера отметим важный случай, демонстрирующий отмеченные выше обстоятельства. Важным способом определения баллистического коэффициента для низкоорбитальных КА служит способ уточнения S_δ по ошибке прогнозирования изменения периода обращения (табл. 1, метод 2). Обычно для КА ДЗЗ с высотами полета на круговых орбитах около 200–250 км изменение большой полуоси орбиты за счет сопротивления атмосферы может составить 800–1500 м за сутки (около 17 витков полета), а для КА с высотами 1000–1100 км — около 5 м также за счет сопротивления атмосферы за сутки полета. Другой факт: в первом случае за счет неучета тессеральных и зональных (кроме сжатия Земли, гармоника 2.0) гармонических составляющих в модели гравитационного поля Земли (ГПЗ) неточности описания большой полуоси, влияющие на неточность описания драконического периода, могут составить 150–200 м. Поэтому рассматриваемая формула для уточнения баллистического коэффициента достаточно хорошо «работает» даже при условиях учета в ММД КА только возмущений от сжатия Земли и статической модели атмосферы при НБО рассматриваемого первого вида КА с высотами полета 150–200 км, так как существенное влияние на величину в расчете S_δ используемого драконического периода играет сопротивление атмосферы.

Для второго вида рассматриваемого КА неучет (или недостаточный учет в ММД КА влияния гармонических составляющих в модели ГПЗ) приводит к неопределенности за сутки полета в определении большой полуоси в сотни метров, что по сравнению с влиянием сопротивления атмосферы в 5 м делает рассматриваемую формулу в подходе 2 для уточнения S_δ совершенно не соответствующей действительности. Это яркий пример того факта, что оценка величины полученного баллистического коэффициента как согласующего параметра будет соответствовать рассматриваемым условиям задачи, но совершенно не применима, например к прогнозированию процесса движения КА, которое рассчитывается по другим значениям, входящим в прогноз движения КА формулам.

Выход для определения оценки баллистического коэффициента по рассматриваемой ошибке прогнозирования изменения периода обращения для второго вида КА следующий. В ММД КА должны учитываться соответствующие зональные и тессеральные гармонические составляющие в модели поля Земли (например, до порядка 8.8). При этом формула для расчета S_δ становится неработоспособной. Для устранения этого факта целесообразно осуществить вычитание из оценки величины драконического периода его возмущения за счет изменений большой полуоси гармоническими составляющими поля Земли.

Данные выводы осуществлены с использованием детальных описаний классификаторов-распознавателей для множества вариантов математических моделей движения КА.

Список литературы

1. *Тюлин А. Е.*, *Бетанов В. В.*, *Кобзарь А. А.* Навигационно-баллистическое обеспечение полета ракетно-космических средств. В 2-х кн. Кн. 1: Методы, модели

и алгоритмы оценивания параметров движения. М.: Радиотехника, 2018. 480 с.

2. *Тюлин А.Е.*, *Бетанов В.В.*, *Яшин В.Г.* Орбитальные сегменты космических систем пространственно-временного обеспечения. Ч. 1. Орбитальное движение, маневры и методы определения параметров орбит космических аппаратов / Под ред. А.Е. Тюлина. М.: Инновационное машиностроение, 2020. 336 с.
3. *Тюлин А.Е.*, *Бетанов В.В.*, *Кобзарь А.А.* Навигационно-баллистическое обеспечение полета ракетно-космических средств. В 2-х кн. Кн. 2: Системный анализ НБОМ.: Радиотехника, 2018. 486 с.
4. *Тюлин А.Е.*, *Бетанов В.В.* Летные испытания космических объектов: определение и анализ движения по экспериментальным данным (Научная серия «Российские космические системы») / Под ред. А.Е. Тюлина. М.: Радиотехника, 2016. 332 с.
5. *Лысенко Л.Н.*, *Бетанов В.В.*, *Звягин Ф.В.* Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов / Под ред. Л.Н. Лысенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 518 с.
6. *Чечкин А.В.* Математическая информатика. М.: Наука, 1991. 416 с.
7. *Макаренко Д.М.*, *Потюпкин А.Ю.* Системный анализ космических аппаратов. Учеб. пособ. М.: МО РФ, 2007. 331 с.
8. *Потюпкин А.Ю.*, *Чечкин А.В.* Интеллектуализация сложных технических систем. М.: ВА РВСН им. Петра Великого, 2013. 208 с.
9. *Соболева Т.С.*, *Чечкин А.В.* Дискретная математика (Университетский учебник. Серия «Прикладная математика и информатика») / Под ред. А.В. Чечкина. М.: Академия, 2006. 254 с.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 14–21

РАДИОТЕХНИКА И КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ

УДК 629.783 DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4.14.21

Построение единого наземного комплекса управления многоспутниковой группировки КА ДЗЗ

А. И. Жодзишский, *д. т. н., профессор, contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
С. К. Жидкова, *zhidkova.sk@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Д. Н. Нагорных, *к. ф.-м. н., contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Дальнейшее развитие российских наземных комплексов управления (НКУ) КА ДЗЗ с учетом возрастания числа космических аппаратов требует новых подходов при решении задач повышения оперативности и глобальности управления этими КА. В работе рассматривается возможность создания Единого НКУ КА ДЗЗ (ЕНКУ ДЗЗ), включающего существующие НКУ КА ДЗЗ и обеспечивающего управление перспективными вновь создаваемыми КА ДЗЗ. В составе ЕНКУ ДЗЗ должен быть создан единый центр управления, обеспечивающий моделирование, планирование, анализ и управление перспективной и существующей группировками КА и наземными средствами.

Используя зарубежный опыт управления многоспутниковыми группировками и реализуя собственные наработки при создании специального программного обеспечения ЦУП, для новых группировок КА предлагается максимально автоматизировать выполнение задач типового штатного цикла управления, автоматизировать периодические операции по техническому обслуживанию КА и локализацию нештатных ситуаций.

Для отечественной ОГ ДЗЗ с целью автоматизации процессов управления предлагается также создание цифровой математической модели орбитальной группировки и наземных средств. Модель, учитывающая и описывающая пространственно-временное положение КА ОГ, расположение средств НКУ, НКПОР, спутников-ретрансляторов, их техническое состояние, состав и работоспособность, должна лечь в основу выполнения сквозного планирования основных операций управления и целевого применения многоспутниковой ОГ.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, наземный комплекс управления, многоспутниковые орбитальные группировки, навигационно-баллистическое обеспечение КА, пространственно-временное положение КА

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 14–21

Construction of a Unified Ground-based Control Complex for a Multi-satellite ERS Constellation

A. I. Zhodzishskiy, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., contact@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
S. K. Zhidkova, *zhidkova.sk@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
D. N. Nagornykh, *Cand. Sci. (Phys.-Math.), contact@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. Taking into account the increasing number of spacecraft the further development of the Russian ground-based control systems (GCS) for Earth remote sensing spacecraft requires new approaches to solving the problems of increasing the efficiency and global control of these spacecraft. The paper considers the possibility of creating a unified ERS GCS (ERS UGCS), including the existing ERS GCS and providing control capabilities for promising, newly created ERS SC. As part of the ERS UGCS, a single control center should be created that provides modeling, planning, analysis and control of future and existing spacecraft constellations and ground-based facilities.

Using international experience in managing multi-satellite constellations and implementing our own experience in creating special software for the control centers, for new spacecraft constellations, it is proposed to automate the tasks of a typical regular control cycle, automate periodic maintenance operations of the spacecraft and localize emergency situations.

With the aim of automating control processes, the creation of a digital mathematical model of the orbital constellation and ground-based facilities is also proposed for Russian remote sensing constellations. A model that takes into account and describes the spatio-temporal position of the spacecraft constellations, the location of the GCS, ground based data receiving processing and distribution complexes, multifunctional relay stations (MFRS), their technical condition, composition and performance should form the basis for the implementation of end-to-end planning of the main control operations and the targeted use of multi-satellite constellations.

Keywords: Earth remote sensing, ground-based control complex, multi-satellite orbital constellations, navigation and ballistic support of the spacecraft, space-time position of the spacecraft

Наземный комплекс управления (НКУ) автоматическими космическими аппаратами (КА) — это совокупность технических средств и сооружений, предназначенных для управления функционированием КА с момента их выведения на орбиту [1]. НКУ создается для одного или нескольких однотипных КА и состоит из центра управления полетом (ЦУП), наземных станций (НС) командно-измерительных систем (КИС), обеспечивающих взаимодействие с КА, системы связи и передачи данных (ССПД), объединяющей элементы НКУ.

Большая часть отечественных НКУ КА гражданского назначения строится на базе средств наземного автоматизированного комплекса управления КА научного и социально-экономического назначения и измерений (НАКУ КА НСЭН). Особенностью указанных НКУ является использование средств коллективного доступа из состава НАКУ КА НСЭН [2]:

– мультисервисной системы связи и передачи данных (МССПД);

– центра ситуационного анализа, координации и планирования (ЦСАКП), обеспечивающего распределение ресурса НС КИС между КА;

– центра координации, эксплуатации и развития (ЦКЭР), отвечающего за техническую готовность средств НАКУ;

– НС КИС.

Обычно ЦУП при создании новых НКУ КА — единственное вновь создаваемое изделие, разрабатываемое под конкретный космический аппарат или тип космических аппаратов.

Задачи управления КА, выполняемые с помощью средств НКУ, решаются путем проведения сеансов связи с каждым КА в соответствии с долгосрочными и суточными планами управления. Планы составляются на основе разработанных технологических циклов управления (ТЦУ) КА и планов целевого использования аппаратуры КА. В сеансах связи на КА передаются управляющие воздействия, а НКУ принимает подтверждающие квитанции в составе диагностической информации и телеметрическую информацию (ТМИ), содержащую данные о состоянии обеспечивающих систем и целевой аппаратуры КА [3].

НКУ решает следующие основные задачи [4]:

– подготовка средств НКУ к запуску КА и к управлению КА в полете;

– управление КА в течение всего срока активного существования, в том числе в случае возникновения нештатных ситуаций;

– автоматизированное долгосрочное и оперативное планирование операций управления КА и работы средств НКУ;

– автоматизированная подготовка исходных данных и технологической информации для решения задач командно-программного обеспечения, навигационно-баллистического обеспечения полета КА, контроля состояния и функционирования КА;

– автоматизированная подготовка и проведение сеансов связи с КА;

– автоматизированный контроль выполнения КА программы полета по принятой ТМИ как при штатном функционировании, так и при отказах бортовой аппаратуры и возникновении нештатных ситуаций (НШС);

– автоматизированный сбор, обработка и анализ информации всех видов, формирование оперативного отображения и документирования результатов обработки с целью контроля выполнения технологического цикла управления КА, состояния бортовой аппаратуры КА и средств НКУ, учета ресурсов, а также накопления, систематизации и хранения текущей информации о состоянии КА;

– измерение текущих навигационных параметров (ИТНП) КА с помощью НС КИС, определение и прогнозирование движения КА по результатам ИТНП и/или данных аппаратуры спутниковой навигации КА с точностями, необходимыми для работы НКУ и наземного комплекса приема, обработки и распространения информации ДЗЗ (НКПОР);

– автоматизированный обмен баллистической, командно-программной, контрольной и оперативно-технической информацией внутри НКУ и с внешними абонентами.

Европейские и американские НКУ КА ДЗЗ отличаются от российских использованием наземных средств управления, расположенных по всему миру и принадлежащих различным странам и операторам, как правило, совмещенным с приемом информации ДЗЗ. Возможность привлечения средств различных операторов достигается унифи-

кацией протоколов всех уровней взаимодействия. Распределение средств по всему миру обеспечивает глобальность управления и оперативность доведения снимков до потребителей. Наиболее востребованными являются наземные станции, находящиеся в высоких северных и южных широтах, такие как SvalSat, TSS, TrollSat. Станция SvalSat, расположенная на Шпицбергене (оператор KSAT), предоставляет наземные услуги большему количеству спутников, чем любой другой наземный объект в мире. Норвежский оператор KSAT располагает крупнейшей сетью наземных средств, состоящей из более чем 140 антенн, расположенных на 21 площадке по всему миру. Наземный комплекс PlanetLab, используемый для управления группировками Dove, SkySat и RapidEye, расположен на 12 площадках и имеет 36 антенн [5, 6].

Необходимо отметить широкое использование, особенно в США, спутников-ретрансляторов для управления и оперативного получения снимков с КА ДЗЗ.

Дальнейшее развитие российских НКУ КА ДЗЗ с учетом возрастания числа космических аппаратов требует новых подходов при решении задач повышения оперативности и глобальности управления этими КА. Для решения указанных задач целесообразно рассмотреть возможность создания Единого НКУ КА ДЗЗ (ЕНКУ ДЗЗ), включающего существующие НКУ КА ДЗЗ и обеспечивающего управление перспективными вновь создаваемыми КА ДЗЗ. В ЕНКУ ДЗЗ должен быть создан единый центр управления, обеспечивающий моделирование, планирование, анализ и управление перспективной и существующими группировками КА ДЗЗ и наземными средствами. Существующие НКУ войдут в ЕНКУ как самостоятельные самодостаточные комплексы управления КА, но обеспечивающие реализацию планов единого центра.

Задачи ЦУП ЕНКУ ДЗЗ можно разделить на задачи по управлению отдельными КА и задачи по обеспечению функционирования орбитальной группировки КА ДЗЗ в целом.

В части управления отдельными КА ЦУП ЕНКУ ДЗЗ решают традиционные задачи:

1) навигационно-баллистического обеспечения (НБО);

2) командно-программного обеспечения (КПО), включая:

- выполнение типового цикла управления КА;
- обеспечение автоматической закладки рабочих программ (РП) через КИС на КА;
- обеспечение закладки РП по межспутниковой радиолинии;
- обеспечение НКПОР необходимой информацией для планирования целевых работ;
- дистанционные контроль и управление НС КИС из ЦУП;

3) информационно-телеметрического обеспечения (ИТО), включая интегральную оценку состояния КА.

Задачи по управлению ОГ в целом включают:

1) баллистическое моделирование всей ОГ КА ДЗЗ;

2) поддержание баллистического построения ОГ и разработку стратегии ввода в группировку новых КА ДЗЗ;

3) определение готовности КА ОГ и наземных средств к выполнению заявок потребителей.

Увеличение количества КА в орбитальной группировке приведет к увеличению и качественному изменению наземной инфраструктуры, используемой для управления КА и приема с них данных ДЗЗ. Для расширения суммарных зон радиовидимости наземных средств целесообразно создание новых площадок, размещенных преимущественно в высоких северных и южных широтах: на Шпицбергене, в Антарктиде, на территории РФ — в Мурманске, Дудинке, Анадыре и других северных пунктах, обладающих инфраструктурой для создания пунктов управления КА и приема с них данных ДЗЗ.

Размещение наземных станций КИС в высоких широтах даст наибольшее количество рабочих витков для КА на низких солнечно-синхронных приполярных орбитах. С учетом НС КИС в Антарктиде возможны два сеанса управления КА на одном витке с интервалом в 40 минут.

Использование спутников-ретрансляторов (СР) для оперативной закладки рабочих программ на КА ДЗЗ и для приема с них ограниченного набора телеметрических параметров, включая квитанции на закладку РП, позволит обеспечить глобальность и оперативность управления. Для вновь

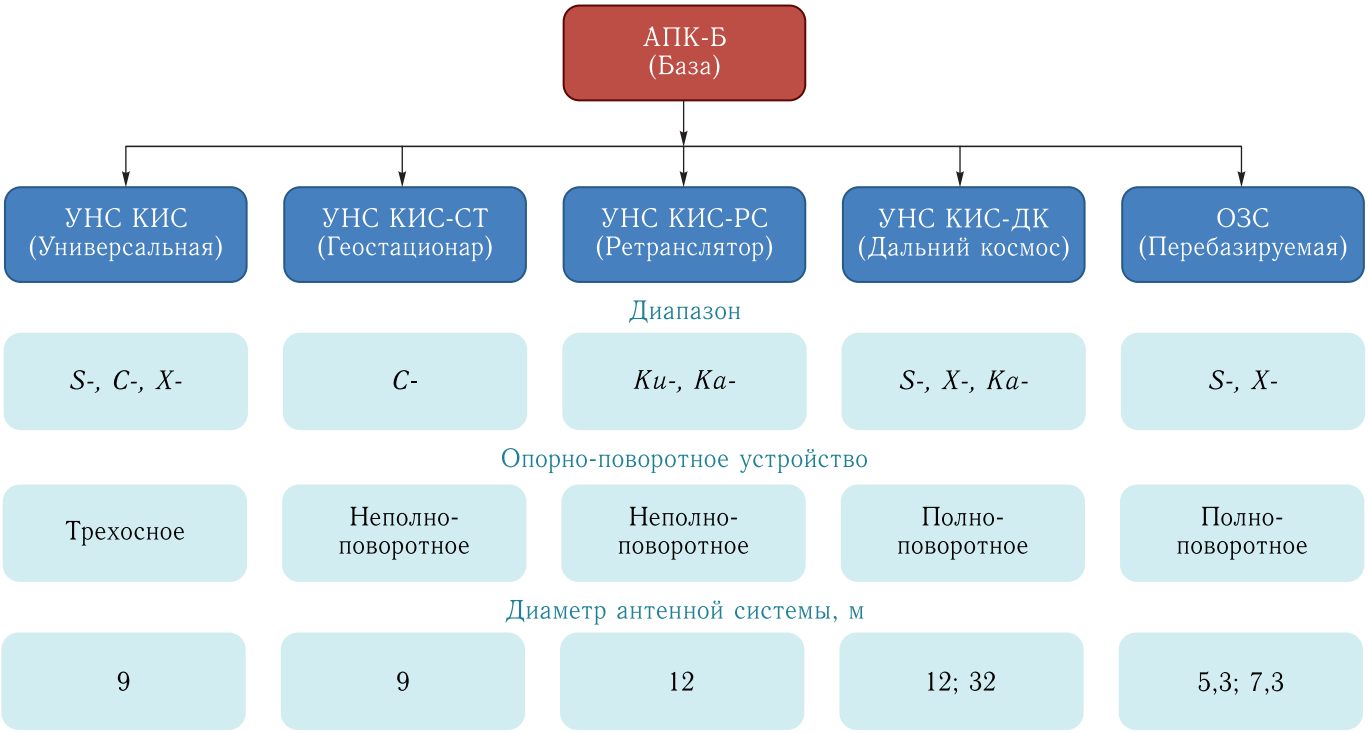


Рисунок. Ряд УНС КИС на базе общего АПК-Б (база) и набора ВЧ-оборудования

создаваемых КА ДЗЗ должна предусматриваться возможность управления по межспутниковой радиолинии, через спутники-ретрансляторы типа «Луч». При этом передача снимков по-прежнему будет производиться на наземные пункты при пролете над ними КА ДЗЗ.

Нормативными документами [7] предусмотрены мероприятия по защите телеметрической и командно-программной информации, циркулирующей в космических радиолиниях. Наиболее эффективным является абонентское закрытие указанной информации в местах ее возникновения и использования, т. е. на КА и в ЦУП. В документе [8] содержатся рекомендации по протоколу безопасности связи при передаче космических данных в трактах КА–ЦУП.

ЕНКУ ДЗЗ будет обеспечивать управление КА с использованием как существующих наземных станций («Клен», «Клен-Р»), так и перспективных унифицированных наземных станций (УНС) КИС. При работе с КА ДЗЗ эффективным является применение объединенных земных станций (ОЗС), совмещающих управление КА и прием с них информации ДЗЗ.

Ряды УНС КИС, включая ОЗС, предлагается создавать из унифицированных приборов со стандартными интерфейсами взаимодействия с КА, ЦУП и НКПОР. Стандартные протоколы всех уровней взаимодействия позволят существенно ускорить создание наземных средств НАКУ КА НСЭН. УНС КИС будут иметь программно-определяемые структуры сигналов, многодиапазонные антенные системы (АС) или наборы АС с матричными переключателями, универсальное программное обеспечение. Унификация станций упростит их последующую модернизацию, текущий ремонт и сократит количество обслуживающего персонала, обеспечит быстрое и надежное подключение новых абонентов.

Унифицированные НС КИС разрабатываются как в стационарном, так и в перебазируемом (контейнерном) исполнении. Контейнерное исполнение резко снижает затраты на капитальное строительство, позволяет устанавливать УНС КИС на кораблях и в местах временной эксплуатации.

На рисунке представлены рекомендованные к реализации варианты из ряда УНС КИС. Трехдиапазонный (*S*-, *C*-, *X*-) вариант УНС КИС

по существу является универсальной НС КИС. Универсальная НС КИС принципиально отличается от унифицированных КИС, широко применяемых в США и Европе. Командно-измерительные системы состоят из бортовой аппаратуры и наземных станций КИС. В унифицированных КИС БА и НС используют единые структуры сигналов и протоколы, определенные, например, стандартами CCSDS [9], в то время как универсальная НС КИС может работать с любой БА КИС, оперативно программным способом изменяя структуру сигнала.

Все наземные станции имеют одинаковый аппаратно-программный комплекс (АПК-Б (база)) и отличаются только высокочастотной частью. В состав АПК-Б входят: модуль цифровой обработки сигналов (МЦОС), навигационная аппаратура потребителя ГЛОНАСС, ПЭВМ, эталонный генератор, коммутатор и ряд вспомогательных устройств. Создание и серийное производство УНС КИС должно стать магистральным направлением модернизации средств НАКУ в данном сегменте.

Основной тенденцией развития ЦУП КА ДЗЗ является автоматизация управления КА и сокращение рабочих смен за счет создания «автоматического оператора», автоматического анализа ТМИ, автоматического планирования ТЦУ и сеансов связи, а также автоматической реакции на типовые НШС, приведенные в документации на КА.

Традиционные подходы к процессу управления КА сформировались в 60-х годах XX века и реализованы в подавляющем большинстве центров управления полетами российскими автоматическими КА. Причем эти подходы идентичны у основных разработчиков специального программного обеспечения ЦУП.

Решение задач управления представляет собой последовательность действий оператора, направленных на реализацию типового цикла управления каждого отдельного КА. При этом последовательно решаются задачи:

– расчет навигационных параметров КА на основе данных бортовой аппаратуры спутниковой навигации и/или ИТНП наземных средств;

– формирование заявок на задействование средств коллективного пользования;

– долгосрочное и оперативное планирование работы КА;

– интеграция в планы рабочих программ целевой аппаратуры;

– формирование сеанса управления и реализация его посредством УНС КИС;

– получение в процессе сеанса управления (или по завершению его) телеметрической информации, квитанционной информации, ИТНП, результатов сверки времени, информации функционального контроля НС КИС и других отчетных данных;

– анализ технического состояния бортовых систем и целевой аппаратуры КА по полученной телеметрии.

В настоящее время стандартные операции ТЦУ автоматизированы, но не выполняются автоматически и содержат достаточно большое количество ручных действий оператора даже при выполнении штатных, повторяющихся задач. Автоматизация процесса идет в основном за счет создания и хранения в базе данных типовых операций (ТО), объединяющих управляющие воздействия. Типовые операции подразделяются на штатные (ТО начала сеанса, ТО проведения ИТНП и т. д.) и типовые операции локализации НШС. Указанные ТО включаются в долгосрочные и оперативные планы или реализуются непосредственно в процессе сеанса управления.

В некоторых ЦУП автоматизировано создание типового сеанса и автоматическое выполнение сеанса управления на основе обратной связи по квитанционной информации. При таком подходе к организации управления рост количества КА в группировке неизбежно приведет к достижению предельных возможностей по обеспечению управления и целевого использования группировки КА. Увеличение количества персонала и автоматизированных рабочих мест не будет эффективным решением проблемы.

Используя зарубежный опыт управления многоспутниковыми группировками и реализуя собственные наработки при создании специального программного обеспечения ЦУП, для новых группировок КА необходимо максимально автоматизировать выполнение задач типового штатного цикла управления (операций НБО, ИТО, КПО), автоматизировать периодические операции по техническому обслуживанию КА и локализацию НШС,

приведенных в документации. Другими словами, необходимо создание автоматических сценариев управления КА на основе сценариев, приведенных в эксплуатационной документации.

Эти сценарии позволят автоматизировать ТЦУ и автоматически реагировать на НШС, выявленные в процессе автоматического анализа ТМИ. При этом необходимо предъявлять повышенные требования к работам по максимально возможной автономизации КА с переносом на борт большего числа как периодических операций, так и операций по автоматической локализации отработанных НШС.

Для локализации неотработанных НШС или неописанных в документации целесообразно создать «пейджинговую» систему (СМС, e-mail) оповещения разработчиков КА, руководителей полета, разработчиков ЦУП и НС КИС. Реализация данного пути приведет к автоматизации управления КА и минимизации количества операторов. Кроме этого, такая система позволит свести к минимуму участие секторов главного конструктора в управлении КА как на этапе проведения летных испытаний (ЛИ), так и на этапе штатной эксплуатации.

Следует заметить, что переход к автоматическому управлению КА (создание «автоматического оператора») не может произойти единовременно. Процесс автоматизации требует достаточных усилий разработчиков при создании КА. На этапе ЛИ и эксплуатации к разработчикам КА и СПО ЦУП к совершенствованию автоматических процессов присоединяются операторы КА, которые предлагают к автоматизации периодические, повторяющиеся процессы, выявленные на стадии управления КА. Для отладки и реализации новых автоматических сценариев управления КА необходимы аппаратно-программные и(или) программные модели КА, на которых проверяется правильность автоматических сценариев перед внедрением их в процесс управления и СПО ЦУП.

Для отечественной ОГ ДЗЗ к вышеперечисленным путям автоматизации процессов управления предлагается также создание цифровой математической модели орбитальной группировки и наземных средств. Математическая модель должна содержать полную актуальную баллистическую информацию о каждом КА на любой момент времени, готовность КА к выполнению целевой задачи (работоспособность обеспечивающих систем и целевой аппаратуры, свободные интервалы для съемки с учетом ограничений), актуальное состояние наземного комплекса управления с определением возможности закладки РП (координаты УНС КИС с учетом зон радиовидимости КА, состояние аппаратуры НС КИС с обобщенным признаком готовности к сеансу закладки, динамически обновляемые свободные временные интервалы) и актуальное состояние НКПОР с возможностью приема целевой информации (ЦИ).

Модель, учитывающая и описывающая пространственно-временное положение КА ОГ, расположение СР и средств НКУ, НКПОР, их техническое состояние, состав и работоспособность, должна лечь в основу выполнения сквозного планирования основных операций управления и целевого применения многоспутниковой ОГ.

Подобная модель должна состоять из объединенных через входные и выходные параметры математических моделей:

– орбитальной группировки;

– наземного комплекса управления;

– наземного комплекса приема, обработки и распространения информации;

– многофункциональной космической системы ретрансляции.

Заявка потребителя, подаваемая на вход модели, должна автоматически пройти стадию выбора оптимальных параметров реализации:

– КА, который произведет съемку;

– НС КИС (УНС КИС или ОСЗ), которая осуществит закладку РП;

– станцию приема ЦИ (ОЗС), которая получит результаты съемки.

При этом все последующие операции по планированию работы КА вплоть до закладки КПИ, РП на КА непосредственно с НС или через СР, выполняются в ЦУП в автоматическом режиме.

Для постепенного перехода всей группировки КА ДЗЗ к реализации заявок потребителя с помощью цифровой модели предлагается включить в нее уже функционирующие НКУ КА ДЗЗ. Целесообразно на фоне существующего типового цикла управления КА в действующих ЦУП выделить отдельно автоматическое прохождение оперативной заявки на съемку. Заявка, имеющая статус

«срочная», поступает в цифровую модель орбитальной группировки. По итогам работы цифровой модели определяются КА для закладки РП и средства закладки (НС КИС или СР «Луч»). Поступившая заявка в виде РП передается в соответствующий ЦУП или в единый ЦУП ДЗЗ и закладывается на КА в автоматическом режиме «над» текущими процессами управления (выполнения ТЦУ).

Выводы

Основными путями построения Единого НКУ многоспутниковой группировки КА ДЗЗ являются:

– использование унифицированного ряда НС КИС, в том числе ОЗС;

– размещение УНС КИС в высоких широтах;

– использование СР для оперативной закладки на КА рабочих программ и приема вектора состояния КА;

– реализация функции «автоматического оператора»;

– использование ЕЦУП для управления перспективными КА ДЗЗ и постепенная интеграция в него существующих КА ДЗЗ;

– переход на единую информационно-управляющую систему ЦУП КА, построенную на базе стандартов;

– применение абонентского закрытия информации для использования различных путей доступа к КА (через СР, непосредственно через УНС КИС).

Список литературы

1. ГОСТ Р 53802-2010 Системы и комплексы космические. Термины и определения.
2. *Левошко А.В.*, *Осьминин В.Н.*, *Киселев К.В.*, *Трегуб В.А.* Перспективы развития наземного комплекса управления космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2018, т. 164, № 3. С. 19–25.
3. *Леонов М.С.*, *Круглов А.В.* Наземный комплекс управления КА «Канопус-В» // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2015, т. 49, № 6. С. 24–29.
4. *Соколов Н.Л.*, *Козлов В.Г.*, *Соколов В.И.*, *Литвиненко А.О.* Способ обеспечения управления полетами космических аппаратов // Патент на изобретение RU 2438941 C1, номер заявки: 2010128227/11. Дата регистрации: 08.07.2010, дата публикации: 10.01.2012.
5. https://www.ksat.no/services/ground-station-services (Дата обращения 10.11.2020.)
6. https://storage.googleapis.com/planet-day-in-the-life/dist/index.html
7. Федеральный закон от 26 июля 2017 г. № 187-ФЗ «О безопасности критической информационной инфраструктуры Российской Федерации в части требования по категорированию».
8. CCSDS. Report Concerning Space Data System Standards. Space Data Link Security Protokol — Summary of Concept And Rationale. Informational Report CCSDS 350.5-G-1. Green Book, June 2018.
9. CCSDS. Draft Recommendation for Space Data System Standards. Unified Space Data Link Protocol. Draft Recommended Standard. CCSDS 732.1-R-3. Red Book, August 2017.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 22–37

РАДИОТЕХНИКА И КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ

УДК 621.396.677 DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4.22.37

Синхронное сложение сигналов антенн со сдвигом импульсов дискретизации в идеализированном режиме сопровождения космического аппарата по целеуказаниям

С. И. Ватутин, *к. т. н., с. н. с., vatutin.si@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Для объединения нескольких сравнительно малых апертурных антенн в единую цифровую антенную решетку (цифровое антенное поле) с суммарной площадью приема телеметрического сигнала от космического аппарата ранее был предложен способ синхронного сложения сигналов отдельных антенн. При этом антенны разнесены на достаточно большое расстояние, чтобы они не затеняли друг друга. В основе метода лежит идея компенсации взаимных задержек принимаемого сигнала между антеннами путем соответствующего сдвига импульсов дискретизации сигналов разных антенн.

В настоящей статье продемонстрирована работоспособность метода в идеализированном режиме сопровождения КА по целеуказаниям на орбитах глобальных навигационных систем. Показано, что на современном уровне развития импульсной техники метод синхронного сложения сигналов антенн со сдвигом импульсов дискретизации потенциально способен обеспечить прием телеметрической информации от КА дальнего космоса на скоростях примерно в 6 раз больших, чем с использованием классического метода РСДБ.

Ключевые слова: антенная решетка, синхронное сложение сигналов, промежуточная частота, разность хода лучей, задержка распространения, целеуказания, отношение сигнал/шум, битовая вероятность ошибки

Synchronous Addition of Antenna Signals with a Shift of Sampling Pulses in Idealized Mode of Spacecraft Tracking by Target Designations

S. I. Vatutin, *Cand. Sci. (Engineering), Senior Researcher, vatutin.si@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The method of synchronous addition of signals of separate antennas was proposed previously for the aggregation of relatively small-scale aperture antennas into a single digital antenna array (digital antenna field) with a combined area for receiving telemetry signals from spacecraft. In this case, the antennas are mutually spaced by a big enough distance in order to not shade one another. The method is based on the idea of compensating the mutual delays between the antennas of the received signal by a corresponding shift of the sampling pulses of the signals of different antennas.

This article demonstrates the method's workability in idealized mode of spacecraft tracking by target designations on orbits of global navigation systems. It is shown that with the up-to-date level of impulse technology development the method of synchronous addition of antenna signals with a shift of sampling pulses is potentially capable of ensuring the reception of telemetry information from deep-space spacecraft at rates approximately 6 times higher than those of the classic Delta-DOR method.

Keywords: antenna array, synchronous addition of signals, intermediate frequency, path difference, propagation delay, target designations, signal-to-noise ratio, bit-error probability

Введение

Антенны являются основным фактором сдерживания миниатюризации радиотехнических систем и комплексов. Все в приемнике поддается миниатюризации, кроме антенны, поскольку энергетический потенциал радиолинии в значительной степени определяется ее размерами. Однако всеобщая цифровизация и в этой области предлагает привлекательные технические решения уменьшения размеров используемых антенн путем перехода от антенн большого размера к цифровым антенным решеткам (ЦАР) и цифровым антенным полям. Так, в радиоастрономии наметился переход от гигантских антенн диаметром 60–70 м и больших антенн диаметром 32–34 м к цифровым антенным полям из антенн диаметром порядка 12 м с синхронным сложением сигналов отдельных антенн во временной области [1]. Поскольку в радиоастрономии не требуется особой оперативности обработки сигналов, то в радиоинтерферометрах со сверхдлинной базой (РСДБ) для синхронного сложения радиосигналов широкое применение нашли неспешные методы корреляционной обработки [1, 2]. При этом должно выполняться условие когерентности складываемых радиосигналов, определяемое выражением:

$$\Delta T_{\text{с}} \cdot \Delta f \ll 1, \tag{1}$$

где $\Delta T_{\text{с}}$ — остаточный сдвиг по времени между радиосигналами, Δf — полоса частот принимаемого радиосигнала. В системах РСДБ остаточный сдвиг $\Delta T_{\text{с}}$ равен $\Delta T_{\text{д}}$ — периоду дискретизации. Обычно считается, что «много меньше единицы» — это величина порядка 0,01. Однако для разных видов модуляции эта величина может варьироваться в широких пределах как в большую, так и в меньшую сторону. Так, для сигналов с фазовой манипуляцией достаточно, чтобы остаточный сдвиг по фазе $\Delta\varphi_{\text{о}}$ не превышал 0,1 от величины манипуляции фазы $\Delta\varphi_{\text{м}}$:

$$\Delta\varphi_{\text{о}} \leqslant 0{,}1 \cdot \Delta\varphi_{\text{м}}. \tag{2}$$

При периоде дискретизации $\Delta T_{\text{д}}$ наибольший остаточный фазовый сдвиг в спектре сигнала будет составлять

$$\Delta\varphi_{\text{о}} = 2\pi \cdot \Delta T_{\text{д}} \cdot \Delta f. \tag{3}$$

Отсюда для BPSK при $\Delta\varphi_{\text{м}} = \pi$ получаем условие когерентности $\Delta T_{\text{д}} \cdot \Delta f \leqslant 0{,}05$; для QPSK при $\Delta\varphi_{\text{м}} = \pi/2$ получаем $\Delta T_{\text{д}} \cdot \Delta f \leqslant 0{,}025$; для 8PSK при $\Delta\varphi_{\text{м}} = \pi/4$ получаем условие когерентности складываемых сигналов $\Delta T_{\text{д}} \cdot \Delta f \leqslant \leqslant 0{,}0125$. Для радиосигналов с фазовой манипуляцией более высоких порядков условие когерентности будет более жестким, чем (1). В любом случае условие когерентности радиосигналов накладывает гораздо более жесткие ограничения на допустимый период дискретизации радиосигнала, чем теорема Котельникова (Найквиста) для радиосигнала, согласно которой должно выполняться условие:

$$\Delta T_{\text{д}} \cdot \Delta f \leqslant 1. \tag{4}$$

Поэтому в радиосистемах, связанных с передачей информации в спутниковой связи [3], в радиолокации [4–6], в сотовой связи [7, 8], в навигации [9, 10] наибольшее распространение получили ЦАР с традиционным сложением информационных сигналов в спектральной области, когда элементарные антенны решетки располагаются достаточно близко друг к другу, так что для времени распространения по решетке $\Delta t_{\text{р}}$ и полосы полезного сигнала Δf соблюдается условие узкополосности системы, то есть

$$\Delta t_{\text{р}} \cdot \Delta f \ll 1. \tag{5}$$

Однако в системах управления космическими аппаратами (КА) при построении антенного поля по условию отсутствия затенения друг друга в пределах семиградусной зоны радиовидимости антенны должны быть разнесены минимум на 8 диаметров антенны, то есть на десятки метров. Например, антенны диаметром 5 м должны быть разнесены на 40 м. Поэтому при передаче телеметрической информации (ТМИ) со скоростью 0,5 Мбит/с гармоники по краям спектра, отстоящие примерно на $\Delta f = 1$ МГц, дадут недопустимо большой набег фаз $\Delta\varphi = 2\pi \cdot \Delta f \cdot \Delta t = 2\pi \cdot \Delta f \cdot (\Delta L/c) = 2\pi \times \times 10^6 \cdot 40/(3 \cdot 10^8) = 0{,}27\pi$.

Таким образом, в цифровых полях слежения за КА сложить сигналы антенн ЦАР в спектральной области не представляется возможным. Остается попытка сложить сигналы во временной области, опираясь на большой опыт в работе с систе-

мами РСДБ. Но в этих системах платой за возможность когерентно складывать сигналы далеко разнесенных антенн является существенное снижение $\Delta T_{\text{д}} \cdot \Delta f$, то есть информативности системы, что крайне нежелательно для систем передачи ТМИ с космических аппаратов. К счастью, здесь антенны не разнесены так далеко, как в системах РСДБ, что позволяет синхронизировать гетеродины высокочастотных каскадов приема радиосигналов различных антенн цифрового антенного поля и сдвигать сетки импульсов дискретизации сигналов разных антенн так, чтобы взятие отсчетов происходило для одного и того же принимаемого радиосигнала от разных антенн в одном и том же фронте. Для этого период дискретизации радиосигнала $\Delta T_{\text{д}}$, для которого выполняется условие (4), необходимо разбить на достаточно малые интервалы сдвига импульсов дискретизации $\Delta T_{\text{с}}$, такие, чтобы для них выполнялось условие когерентности (1) для соответствующего вида модуляции. После этого импульсы дискретизации сигналов различных антенн необходимо сдвинуть на соответствующее количество интервалов сдвига $\Delta T_{\text{с}}$ так, чтобы отсчеты реализаций одного и того же принимаемого различными антеннами сигнала брались на одном и том же фронте с точностью до $\Delta T_{\text{с}}$. Идея метода изложена в работе [11], где предложено устройство синхронного сложения сигналов со сдвигом импульсов дискретизации. Подробно предложенное устройство фазирования антенн описано в патенте [12].

Сущность метода синхронного сложения радиосигналов антенн цифрового антенного поля со сдвигом импульсов дискретизации

На рис. 1 представлена простейшая конфигурация антенного поля из трех антенн А0, А1, А2, соединенных фидерами Ф0, Ф1, Ф2 с устройством синхронного сложения (УСС) сигналов антенн, в состав которого входит генератор импульсов дискретизации сигналов антенн. На рис. 2 представлена временная диаграмма взятия отсчетов для одного и того же фронта сигнала, принимаемого антеннами. Антенна А0 является опорной, на антенну А1 фронт волны радиосигнала падает раньше, а на антенну А2 позже, чем на антенну А0.

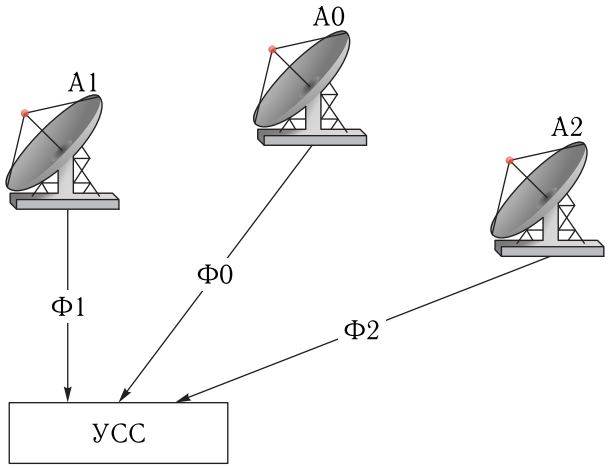


Рис. 1. Простейшая конфигурация антенного поля для иллюстрации метода синхронного сложения сигналов антенн

Для синхронного сложения сигналов антенн очередной k-й импульс дискретизации генератора для информационного сигнала антенны № i, сформированный в момент времени $t_{\Gamma k}$, задерживают на время

$$\Delta t_{zik} = \Delta t_{\text{с}i0k} + \Delta t_{\text{ф}i} - \Delta t_{\text{ф}0} + \Delta t_{\text{п}}. \qquad (6)$$

Здесь $\Delta t_{\text{с}i0k}$ — время сдвига момента прихода фронта волны принимаемого сигнала на антенне № i относительно опорной антенны № 0. Оно может быть отрицательным, если сигнал приходит на антенну № i раньше, чем на антенну № 0, и положительным, если сигнал приходит на антенну № i позже, чем на антенну № 0, и изменяется в течение времени зоны радиовидимости КА. Остальные слагаемые времени задержки являются константами. Так, $\Delta t_{\text{ф}i}$ — время распространения фронта волны сигнала в фидере от фазового центра антенны № i до УСС. Чтобы гарантировать взятие отсчета нужного фронта после его прихода на УСС со всех антенн поля, введена дополнительная задержка импульса дискретизации на время подставки $\Delta t_{\text{п}}$, которое выбирается так, чтобы момент времени k-го импульса дискретизации на всех антеннах наступил позже k-го импульса дискретизации генератора, то есть из условия $\Delta t_{zik} > 0$. Это усло-

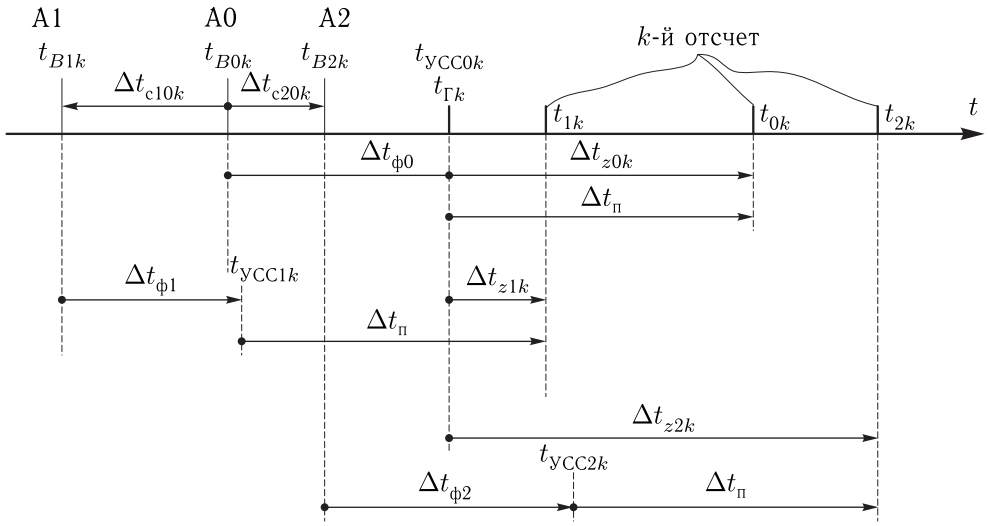


Рис. 2. Временная диаграмма взятия отсчета на одном и том же фронте сигнала, принимаемого антеннами A0, A1, A2

вие выполняется всегда, если время подставки $\Delta t_{\text{п}}$ выбирается из условия

$$\Delta t_{\text{п}} > \Delta t_{\text{ф max}} - \Delta t_{\text{ф min}} + \Delta t_{\text{p max}} + \Delta t_{\text{АЦП}}, \quad (7)$$

где $\Delta t_{\text{ф max}}$ и $\Delta t_{\text{ф min}}$ — максимальное и минимальное время распространения фронта волны сигнала в фидерах антенной решетки соответственно, $\Delta t_{\text{p max}}$ — максимально возможное время распространения фронта волны сигнала в свободном пространстве по поперечнику антенной решетки, $\Delta t_{\text{АЦП}}$ — время формирования отсчета на АЦП. По мере движения КА в зоне радиовидимости происходит изменение величины Δt_{ci0k} сдвига момента прихода фронта волны принимаемого сигнала на антенне №i относительно опорной антенны №0, который необходимо отслеживать.

В работе [13] показано, что при работе с КА на опорной орбите высотой 200 км интервал обновления задержек $dT_{\text{оз}} = 0{,}1$ с обеспечивает практически идеальное синхронное сложение сигналов с антенн цифрового антенного поля. Однако эти оценки были проведены без учета динамики системы сопровождения КА.

Настоящая работа посвящена проверке принципиальной возможности синхронного сложения сигналов антенн в режиме сопровождения КА по целеуказаниям. В качестве примера рассмотрено антенное поле из параболических антенн диаметром $D_{\text{A}} = 3$ м в виде правильного шестиугольника, вписанного из условия незатенения по семиградусной зоне радиовидимости в круг радиусом $8 \cdot D_{\text{A}} = 24$ м с опорной антенной в центре, как показано на рис. 3. Координаты семи антенн с номерами от 0 до 6 и длины соответствующих фидеров представлены в таблице.

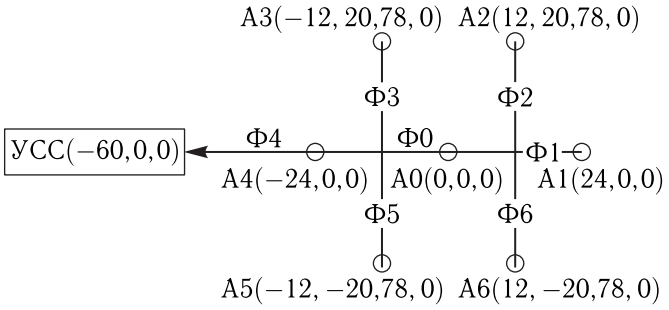


Рис. 3. Рассматриваемая конфигурация антенного поля

Задержки в фидерах рассчитываются в модели по очевидной формуле

$$\Delta t_{\text{ф}i} = L_{\text{ф}i} \cdot \varepsilon^{1/2}/C, \quad (8)$$

где C — скорость света в свободном пространстве, $\varepsilon = 2{,}2$ — диэлектрическая проницаемость полиэтилена, взятого в качестве диэлектрика фидерного кабеля. Остаточная ошибка юстировки задержки в фидере, влияющая на точность сложения сигна-

Таблица. Координаты и длины фидеров антенн рассматриваемого антенного поля

№ антенны	X	Y	Z	Длина фидера
0	0	0	0	60
1	$8 \cdot D_{\text{A}} = 24$	0	0	84
2	$8 \cdot D_{\text{A}} \cdot \cos(1 \cdot 60°) = 12$	$8 \cdot D_{\text{A}} \cdot \sin(1 \cdot 60°) = 20{,}78$	0	92,78
3	$8 \cdot D_{\text{A}} \cdot \cos(2 \cdot 60°) = -12$	$8 \cdot D_{\text{A}} \cdot \sin(2 \cdot 60°) = 20{,}78$	0	68,78
4	$8 \cdot D_{\text{A}} \cdot \cos(3 \cdot 60°) = -24$	$8 \cdot D_{\text{A}} \cdot \sin(3 \cdot 60°) = 0$	0	36
5	$8 \cdot D_{\text{A}} \cdot \cos(4 \cdot 60°) = -12$	$8 \cdot D_{\text{A}} \cdot \sin(4 \cdot 60°) = -20{,}78$	0	68,78
6	$8 \cdot D_{\text{A}} \cdot \cos(5 \cdot 60°) = 12$	$8 \cdot D_{\text{A}} \cdot \sin(5 \cdot 60°) = -20{,}78$	0	92,78

лов антенн, в модели автосопровождения рассчитывается по формуле

$$\Delta T_{\text{ю}i} = \Delta T_{\text{ю}\max}(\text{rand}(1,1) - 0{,}5), \qquad (9)$$

где $\text{rand}(1,1)$ — функция генератора случайных чисел MATLAB равномерным распределением на интервале $(0,1)$, $\Delta T_{\text{ю}\max}$ — максимальный разброс в юстировке времени распространения в фидере. В процессе моделирования установлено, что разброс $\Delta T_{\text{ю}\max}$ не должен превышать величины, соизмеримой с допустимым интервалом сдвига импульсов дискретизации $\Delta T_{\text{с}}$.

Модель углового движения антенн

Динамика изменения направления на КА определяется конструкцией опорно-поворотного устройства антенны и параметрами орбиты КА. Для азимутально-угломестных опорно-поворотных устройств наиболее динамичными являются околозенитные участки низких орбит КА. Для оценки динамических характеристик сопровождения достаточно использовать простейшую модель кругового движения КА на разных высотах без учета углового движения Земли, описанную в [13]. Согласно этой модели зависимости угла места $\Phi(t)$, азимута $\Psi(t)$ и расстояния до КА $R_{\text{КА}}(t)$ от времени с момента прохождения КА восходящего узла определяются выражениями:

$$\Phi(t) = \arcsin\left(\left(\sin(\omega_{\text{ка}}t)\cdot\cos i - \frac{R}{R+H}\right)\Big/\Big([\cos(\omega_{\text{ка}}t)]^2 + [\sin(\omega_{\text{ка}}t)\cdot\sin i]^2 + \left[\sin(\omega_{\text{ка}}t)\cdot\cos i - \frac{R}{R+H}\right]^2\Big)^{1/2}\right), \qquad (10)$$

$$\Psi(t) = \arcsin\frac{\cos(\omega_{\text{ка}}t)}{\sqrt{[\cos(\omega_{\text{ка}}t)]^2 + [\sin(\omega_{\text{ка}}t)\cdot\sin i]^2}}. \qquad (11)$$

Расстояние до КА:

$$R_{\text{ка}}(t) = \Big(\big[(R+H)\cos(\omega_{\text{ка}}t)\big]^2 + \big[(R+H)\cdot\sin(\omega_{\text{ка}}t)\cdot\sin i\big]^2 + \big[(R+H)\cdot\sin(\omega_{\text{ка}}t)\cdot\cos i - R\big]^2\Big)^{1/2},$$

здесь $\omega_{\text{КА}}$ — угловая скорость КА в плоскости орбиты,

$$\omega_{\text{КА}} = \frac{R}{R+H}\sqrt{\frac{g}{R+H}} = \frac{v_{1\text{ка}}}{R+H}\sqrt{\frac{R}{R+H}}, \qquad (12)$$

где $R = 6371$ км — средний радиус Земли, $g = 9{,}8$ — ускорение свободного падения на поверхности Земли, $v_{1\text{КА}} = 7{,}93$ км/с — первая космическая скорость, H — высота орбиты КА, i — угол между плоскостью орбиты КА и направлением в зенит наблюдателя, α — угол в плоскости орбиты между направлением на восходящий узел и текущим направлением на КА в момент времени t. Угол α_0 начала ЗРВ определяется выражением

$$\alpha_0 = \arcsin\frac{R}{(R+H)\cos i}. \qquad (13)$$

Время начала $t_{\text{нз}}$, окончания $t_{\text{кз}}$ зоны радиовидимости и время на параметре $t_{\text{п}}$ в наивысшей

для наблюдателя точке орбиты определяется очевидными выражениями:

$$t_{\text{нз}} = \frac{\alpha_0}{\omega_{\text{КА}}}, \quad t_{\text{кз}} = \frac{\pi - \alpha_0}{\omega_{\text{КА}}}, \quad t_{\text{п}} = \frac{\pi}{2\omega_{\text{КА}}}. \qquad (14)$$

Из (11) следует, что максимальная по модулю угловая азимутальная скорость КА на параметре определяется простым соотношением

$$\Psi'_{\text{п}} \approx \frac{-\omega_{\text{ка}}}{\sin i}. \qquad (15)$$

Из (15) видим: чем ближе орбита к зенитной, тем выше азимутальная угловая скорость КА в околозенитной зоне. В настоящее время для работы непосредственно в околозенитной зоне используются трехосные антенны, которые, однако, имеют ограниченный максимальный угол крена от 10° до 14° для разных производителей. Соответственно до угла на параметре в 76°–80° эти трехосные антенны работают в режиме двухосных азимутально-угломестных. Поэтому в данной работе все оценки проведены в расчете на самый неблагоприятный для азимутально-угломестного режима угол на параметре в 80°.

Модель информационного сигнала

Предполагается, что с КА в момент времени t на промежуточной частоте $f_{\text{п}}$ принимается квадратурный фазоманипулированный сигнал вида

$$U(t) = U_{\text{с}}(t) \cdot \big[\cos(2 \cdot \pi \cdot f_{\text{п}} \cdot t + \varphi + \psi(t)) + \\ + j \cdot \sin(2 \cdot \pi \cdot f_{\text{п}} \cdot t + \varphi + \psi(t))\big], \qquad (16)$$

где $U_{\text{с}}(t)$ — амплитуда сигнала в момент времени t, $\varphi = \pi/4$ — неизменная фаза сигнала, $\psi(t)$ — изменяющаяся (манипулируемая) фаза сигнала с частотой манипуляции $F_{\text{м}}$. Оценки проведем для сигнала BPSK типа меандр, у которого манипуляция фазы осуществляется по закону

$$\psi(t) = \text{sign}\left(\cos(2 \cdot \pi \cdot F_{\text{м}} \cdot t)\right) \cdot (\pi/2). \qquad (17)$$

Мощность принимаемого с КА сигнала S через диаметр одиночной параболической приемной антенны определяется известной формулой

$$P_{r1}(t) = \frac{P_t \cdot G_t \cdot \eta_{\text{п}} \cdot K_{\text{эф}} \pi \cdot D_{\text{А}}^2}{16 \cdot (R_{\text{ка}}(t))^2}, \qquad (18)$$

где параметры, используемые в модели, имеют значения: $\eta_{\text{п}} = \eta_t \cdot \eta_r \cdot \eta_{\text{пол}} \cdot \eta_{\text{н}}$ — результирующий коэффициент потерь при передаче сигнала, $P_t = 10$ Вт — мощность передатчика, $G_t = 2$ — коэффициент усиления антенны передатчика, $\eta_t = 0{,}78$ — коэффициент полезного действия АФУ передатчика, $\eta_r = 0{,}78$ — коэффициент полезного действия АФУ приемника, $\eta_{\text{пол}} = 0{,}69$ — коэффициент поляризационных потерь, $\eta_{\text{н}} = 0{,}95$ — коэффициент потерь от неточного наведения антенн, $K_{\text{эф}} = 0{,}5$ — коэффициент эффективности антенны. Амплитуда сигнала S, принятого одиночной антенной

$$U_{S1} = \sqrt{2R_{\text{А}}P_{r1}}, \qquad (19)$$

где $R_{\text{А}} = 75$ Ом — эквивалентное сопротивление антенны.

Уровень принимаемого с КА сигнала зависит от угла отклонения антенны от направления на КА. Если амплитуда сигнала одиночной антенны при точном направлении ее диаграммы на КА равна U_{S1}, то при отклонении ее диаграммы на угол Θ амплитуда сигнала будет равна

$$U_{S1\Theta} = U_{S1} \cdot F(\Theta), \qquad (20)$$

где $F(\Theta)$ — нормированная диаграмма направленности одиночной параболической антенны, которую для оценочных расчетов аппроксимируем известным выражением [16]

$$F(\Theta) = \exp[-a \cdot (\Theta/\Theta_{0,5})^2]. \qquad (21)$$

Здесь $\Theta_{0,5}$ — половина ширины диаграммы направленности на уровне 0,5 мощности сигнала и на уровне 0,707 амплитуды сигнала, причем $a = 0{,}346574$.

Известно [16], что ширина диаграммы направленности антенны диаметром D на уровне 0,5 мощности сигнала на несущей с длиной волны λ определяется выражениями:

$$\Delta\Theta_{0,5} = 1{,}12 \cdot \lambda/D \text{ (рад)}, \\ \Delta\Theta_{0,5} = 64 \cdot \lambda/D \text{ (град)}. \qquad (22)$$

Здесь принято, что передача ТМИ с КА ведется в диапазоне Д4 на несущей $f_{\text{н}} = 2{,}3$ ГГц, при этом длина волны $\lambda = 13$ см, а ширина

диаграммы направленности трехметровой антенны составляет 2,78°. При одновременном отклонении от направления на КА по углу места на $\Delta\Psi$ и по азимуту на угол $\Delta\Phi$ имеем:

$$\Phi_{\text{ДН}} = \Phi_{\text{КА}} + \Delta\Phi, \quad \Psi_{\text{ДН}} = \Psi_{\text{КА}} + \Delta\Psi, \qquad (23)$$

причем результирующий угол отклонения на j-м шаге сопровождения $\Theta_j = \arccos(\cos\Theta_j)$ получим, исходя из соотношения для угла между вектором диаграммы направленности и вектором направления на КА через соответствующие направляющие косинусы ДН и КА:

$$\cos\Theta_j = \cos\alpha_{\text{ДН}_{j-1}} \cdot \cos\alpha_{\text{КА}_j} + \\ + \cos\beta_{\text{ДН}_{j-1}} \cdot \cos\beta_{\text{КА}_j} + \cos\gamma_{\text{ДН}_{j-1}} \cdot \cos\gamma_{\text{КА}_j}. \qquad (24)$$

Здесь принято, что длительность шага сопровождения (моделирования) $dT = (t_j - t_{j-1}) = 0{,}1$ с. Направляющие косинусы диаграмм направленности антенн антенной решетки и направления на КА на j-м шаге сопровождения в местной (топоцентрической) системе координат определяются по известным формулам через азимут и угол места диаграммы направленности и направления на КА соответственно:

$$\cos(\alpha_{\text{ДН}_j}) = \cos(\Phi_{\text{ДН}_j}) \cdot \sin(\Psi_{\text{ДН}_j}), \\ \cos(\alpha_{\text{КА}_j}) = \cos(\Phi(t_j)) \cdot \sin(\Psi(t_j)), \qquad (25)$$

$$\cos(\beta_{\text{ДН}_j}) = \cos(\Phi_{\text{ДН}_j}) \cdot \cos(\Psi_{\text{ДН}_j}), \\ \cos(\beta_{\text{КА}_j}) = \cos(\Phi(t_j)) \cdot \cos(\Psi(t_j)), \qquad (26)$$

$$\cos(\gamma_{\text{ДН}_j}) = \sin(\Phi_{\text{ДН}_j}), \\ \cos(\gamma_{\text{КА}_j}) = \sin(\Phi(t_j)). \qquad (27)$$

Разность хода лучей с направления диаграммы направленности антенн на $(j-1)$-м шаге сопровождения между антеннами № i (A_i) и опорной антенной № 0 (A_0) определяем по формуле:

$$\Delta R_{i0\text{ДН}_{j-1}} = L_{i0} \cdot \cos(\angle\text{A}_i - 0 - \text{ДН}_{j-1}) = \\ = L_{i0} \cdot [\cos(\alpha_{i0}) \cdot \cos(\alpha_{\text{ДН}_{j-1}}) + \\ + \cos(\beta_{i0}) \cdot \cos(\beta_{\text{ДН}_{j-1}}) + \cos(\gamma_{i0}) \cdot \cos(\gamma_{\text{ДН}_{j-1}})]. \qquad (28)$$

Здесь L_{i0} — расстояние между фазовыми центрами антенн A_i и A_0, $\cos(\alpha_{i0})$, $\cos(\beta_{i0})$, $\cos(\gamma_{i0})$ — направляющие косинусы векторов от опорной антенны A_0 к антенне A_i, рассчитываются по формулам:

$$L_{i0} = \sqrt{(x_i - x_0)^2 + (y_i - y_0)^2 + (z_i - z_0)^2}, \qquad (29)$$

$$\cos(\alpha_{i0}) = (x_i - x_0)/L_{i0}, \\ \cos(\beta_{i0}) = (y_i - y_0)/L_{i0}, \\ \cos(\gamma_{i0}) = (z_i - z_0)/L_{i0}, \qquad (30)$$

где (x_i, y_i, z_i) и (x_0, y_0, z_0) — координаты фазовых центров антенн A_i и A_0 в местной системе координат.

Сдвиг по времени прихода радиосигнала между антеннами A_i и A_0 с направления нацеливания диаграммы направленности $\Delta t_{ci0\text{ДН}_{j-1}}$ используется в устройстве синхронного сложения сигналов антенн на протяжении всего j-го шага сопровождения и определяется по формуле

$$\Delta t_{ci0\text{ДН}_{j-1}} = \Delta R_{i0\text{ДН}_{j-1}}/C, \qquad (31)$$

где C — скорость света в свободном пространстве.

Разность хода лучей с направления на КА на j-м шаге сопровождения между антеннами № i (A_i) и опорной антенной № 0 (A_0) определяем по формуле

$$\Delta R_{i0\text{КА}_j} = L_{i0} \cdot \cos(\angle\text{A}_i - 0 - \text{КА}_j) = \\ = L_{i0} \cdot [\cos(\alpha_{i0}) \cdot \cos(\alpha_{\text{КА}_j}) + \\ + \cos(\beta_{i0}) \cdot \cos(\beta\text{КА}_j) + \cos(\gamma_{i0}) \cdot \cos(\gamma\text{КА}_j)]. \qquad (32)$$

Соответственно получаем сдвиг по времени прихода радиосигнала между антеннами A_i и A_0 с направления на КА:

$$\Delta t_{ci0\text{КА}_j} = \Delta R_{i0\text{КА}_j}/C. \qquad (33)$$

С учетом округления в УСС времени на величину единичного интервала сдвига импульсов дискретизации $\Delta T_{\text{с}}$ и ошибки юстировки $\Delta T_{\text{ю}i}$ времени распространения сигнала от антенны A_i по фидерной линии до УСС получаем следующую оценку набега сдвига по времени прихода радиосигнала между антеннами A_i и A_0 за j-й шаг сопровождения T_0 от t_{j-1} до t_j:

$$\Delta t_{ci0j} = \text{round}\,(\Delta t_{ci0\text{ДН}_{j-1}}/\Delta T_{\text{с}}) \cdot \Delta T_{\text{с}} - \\ - \Delta t_{ci0\text{КА}_j} + \Delta T_{\text{ю}i}. \qquad (34)$$

Синусная составляющая чистого информационного сигнала i-й антенны на j-м шаге:

$$UI_{Sij} = U_{S1j} \cdot F(\Theta_j) \times \\ \times \sin(2\pi F_{\text{ПЧ}} \cdot t_j + \pi/4 - 2\pi F_{\text{ПЧ}} \cdot \Delta t_{ci0j} + \\ + \operatorname{sign}(\cos(2\pi F_{\text{МН}} \cdot t_j - 2\pi F_{\text{МН}} \cdot \Delta t_{ci0j})) \cdot \pi/2). \quad (35)$$

Косинусная составляющая чистого информационного сигнала i-й антенны на j-м шаге:

$$UI_{Cij} = U_{S1j} \cdot F(\Theta_j) \times \\ \times \cos(2\pi F_{\text{ПЧ}} \cdot t_j + \pi/4 - 2\pi F_{\text{ПЧ}} \cdot \Delta t_{ci0j} + \\ + \operatorname{sign}(\cos(2\pi F_{\text{МН}} \cdot t_j - 2\pi F_{\text{МН}} \cdot \Delta t_{ci0j})) \cdot \pi/2). \quad (36)$$

Мощность шума одиночной антенны

$$P_{\text{Ш1}} = 2 \cdot k_0 \cdot t \cdot m_{\text{лс}} \cdot R_{\text{и}}, \quad (37)$$

где $k_0 = 1{,}38 \cdot 10^{-23}$ — постоянная Больцмана, $t = 200$ К — эквивалентная шумовая температура входного каскада приемника, $R_{\text{и}}$ — скорость передачи информации, $m_{\text{лс}} = 1{,}25$ — количество лепестков спектра радиосигнала.

Следует отметить, что в разработанной модели сопровождения КА частота дискретизации $F_{\text{д}}$ сигнала на промежуточной частоте $F_{\text{ПЧ}}$ выбрана исходя из условия минимума искажений из-за наложений размножаемых при дискретизации спектров исходного радиосигнала с оценкой верхней частоты $F_{\text{в}} = m_{\text{лс}} \cdot R_{\text{и}}$ в соответствии с формулой [15,16]

$$F_{\text{д}} = \frac{4F_{\text{ПЧ}}}{2m_{\text{д}} + 1}, \quad (38)$$

где порядок дискретизации $m_{\text{д}}$ выбран, в свою очередь, по формуле

$$m_{\text{д}} = \operatorname{floor}\left(\frac{F_{\text{ПЧ}} - F_{\text{в}}}{2F_{\text{в}}}\right). \quad (39)$$

Мощность шума одиночного канала дискретизации (синусного или косинусного)

$$P_{\text{ш1д}} = P_{\text{ш1}}/2. \quad (40)$$

Среднеквадратическое отклонение шума для одиночной антенны

$$\sigma_{\text{ш1}} = \sqrt{2R_{\text{А}}P_{\text{ш1}}}. \quad (41)$$

Среднеквадратическое отклонение шума для одиночного канала дискретизации (синусного или косинусного)

$$\sigma_{\text{ш1д}} = \sqrt{R_{\text{А}}P_{\text{ш1}}}.$$

Отношение сигнал/шум по мощности для одиночной антенны

$$SNR_1 = \frac{P_{r1}}{P_{\text{ш1}}}. \quad (42)$$

Отношение сигнал/шум по мощности при абсолютно синхронном сложении сигналов всех антенн решетки

$$SNR_{\text{ALL}} = \frac{(N_{\text{А}}U_{S1})^2}{(2 \cdot R_{\text{А}}) \cdot (N_{\text{А}} \cdot P_{\text{ш1}})} = \frac{N_{\text{А}}P_{r1}}{P_{\text{ш1}}}. \quad (43)$$

Значение шума в синусном и косинусном информационном канале дискретизации i-й антенны на j-м шаге сопровождения вычисляется с помощью разных отсчетов функции рандомизации MATLAB для нормального закона распределения:

$$U_{IS\text{ш}ij} = \sigma_{\text{ш1д}} \cdot \operatorname{randn}(1,1), \\ U_{IC\text{ш}ij} = \sigma_{\text{ш1д}} \cdot \operatorname{randn}(1,1). \quad (44)$$

Синусная составляющая зашумленного информационного сигнала i-й антенны

$$UI_{\text{с+ш}Sij} = UI_{Sij} + U_{IS\text{ш}ij}. \quad (45)$$

Косинусная составляющая зашумленного информационного сигнала i-й антенны

$$UI_{\text{с+ш}Cij} = UI_{Cij} + U_{IC\text{ш}ij}. \quad (46)$$

Амплитуда чистого суммарного информационного сигнала всех антенн поля

$$UI_j = \sqrt{\left(\sum_{i=0}^{N} UI_{Cij}\right)^2 + \left(\sum_{i=0}^{N} UI_{Sij}\right)^2}. \quad (47)$$

Амплитуда зашумленного суммарного информационного сигнала всех антенн поля

$$UI_{\text{с+ш}j} = \sqrt{\left(\sum_{i=0}^{N} UI_{\text{с+ш}Cij}\right)^2 + \left(\sum_{i=0}^{N} UI_{\text{с+ш}Sij}\right)^2}. \quad (48)$$

Фаза зашумленного суммарного информационного сигнала всех антенн поля:

$$\varphi_j = \operatorname{sign}\left(\sum_{i=0}^{N} UI_{\text{с+ш}Sij}\right)\cdot \operatorname{acos}\left(\frac{\sum_{i=0}^{N} UI_{\text{с+ш}Cij}}{UI_{\text{с+ш}j}}\right). \quad (49)$$

Отношение сигнал/шум на практике определить фактически невозможно, поскольку в соответствии с (49) на приеме мы всегда имеем дело со смесью сигнала и шума, из которой невозможно выделить чистый сигнал [17]. Однако в модели имеются оценки амплитуды как чистого сигнала одиночной антенны (19), так и чистого суммарного сигнала всех антенн поля (47) с учетом ошибок сопровождения. Отсюда сигнал/шум при идеальном сложении сигналов антенн без учета ошибок сопровождения

$$SNR_{Idj} = \frac{(N+1)\cdot U_{S1j}^2}{2\cdot R_A\cdot (N+1)\cdot P_{\text{Ш1}}} = \frac{U_{S1j}^2}{2\cdot R_{\text{А}}\cdot P_{\text{Ш1}}}. \quad (50)$$

Реальный сигнал/шум с учетом ошибок сопровождения

$$SNR_{\text{Re}\,j} = \frac{UI_j^2}{2\cdot R_{\text{А}}\cdot (N+1)\cdot P_{\text{Ш1}}}. \quad (51)$$

Наконец, вероятность ошибки в бите по В. А. Котельникову [19]:

$$P_{\text{ОШб}j} = \frac{1}{2} - \operatorname{erf}\left(\sqrt{SNR_{\text{Re}\,j}\cdot\frac{1-\rho}{2}}\right)/2, \quad (52)$$

где $\rho = -1$ — коэффициент корреляции для фазовой манипуляции на π.

Результаты моделирования

Для расчета задержек необходима интерполяция значений угла места и азимута в промежутках между узловыми моментами целеуказаний (ЦУ). Если $n_{\text{ЦУ}}$ — это количество шагов моделирования (сопровождения) dT в периоде целеуказаний $dT_{\text{ЦУ}}$, то при линейной интерполяции расчетные углы места $\Phi_{\text{ДН}_{j+1}\text{р}}$ и азимута $\Psi_{\text{ДН}_{j+1}\text{р}}$ на $(j+1)$-м шаге сопровождения будут определяться выражениями:

$$\Phi_{\text{ДН}_{j+1}\text{р}} = \Phi_{\text{КА}}(t_{(\text{floor}(j/n_{\text{ЦУ}})\cdot n_{\text{ЦУ}}+1)}) + \\ + \big(\Phi_{\text{КА}}(t_{(\text{ceil}(j/n_{\text{ЦУ}})\cdot n_{\text{ЦУ}}+1)}) - \\ - \Phi_{\text{КА}}(t_{(\text{floor}(j/n_{\text{ЦУ}})\cdot n_{\text{ЦУ}}+1)})\big)/n_{\text{ЦУ}}\cdot(j-\text{floor}(j/n_{\text{ЦУ}})),$$

$$\Psi_{\text{ДН}_{j+1}\text{р}} = \Psi_{\text{КА}}(t_{(\text{floor}(j/n_{\text{ЦУ}})\cdot n_{\text{ЦУ}}+1)}) + \\ + (\Psi_{\text{КА}}(t_{(\text{ceil}(j/n_{\text{ЦУ}})\cdot n_{\text{ЦУ}}+1)}) - \\ - \Psi_{\text{КА}}(t_{(\text{floor}(j/n_{\text{ЦУ}})\cdot n_{\text{ЦУ}}+1)}))/n_{\text{ЦУ}}\cdot(j-\text{floor}(j/n_{\text{ЦУ}})). \quad (53)$$

Моделирование подтвердило результаты работы [13] в том, что на опорной орбите высотой 200 км период обновления задержек $dT_{\text{оз}}$ в цифровом антенном поле желательно сохранять на уровне 0,1 с, но в то же время показало, что на низких орбитах целесообразно работать одиночными антеннами диаметром порядка 3 м, а объединять их в единое антенное поле со сложением сигналов для повышения энергетического потенциала радиолинии следует при работе с высокоорбитальным КА.

Как показано на рис. 4, при переходе от низких орбит высотой 200 км (рис. 4, *а*, *б*) к высоким орбитам высотой 20 000 км (рис. 4, *в*, *г*) существенно снижается динамика изменения углов места, азимута (рис. 4, *а*, *в*) и задержек радиосигнала между антеннами (рис. 4, *б*, *г*), что позволяет безболезненно увеличить периоды целеуказаний и обновления задержек в цифровых антенных полях.

На рис. 5 иллюстрируется идеализированный режим сопровождения КА на орбите высотой 20 000 км, характерной для глобальных навигационных систем. Исходя из параметров системы для опорной орбиты ($dT_{\text{ЦУ}} = 1$ с; $dT_{\text{оз}} = 0{,}1$ с), подберем период ЦУ $dT_{\text{ЦУ}}$ и период обновления задержек $dT_{\text{оз}}$ для высокой орбиты на промежуточной частоте $F_{\text{пч}} = 70$ МГц при тактовой частоте сдвига импульсов дискретизации $F_{\text{с}} = 1/\Delta T_{\text{с}} = 2$ ГГц. Для исходных параметров график отклонения ДН в сторону КА представлен на рис. 5, *а*, модуля амплитуды сигнала — на рис. 5, *б*, отношения сигнал/шум — на рис. 5, *в* и вероятности ошибки в бите — на рис. 5, *г* от 10^{-4} на краях ЗРВ до 10^{-6} для угла места на параметре при скорости передачи ТМИ $R = 256$ Кбит/с.

Очевидно, что исходные $dT_{\text{ЦУ}}$ и $dT_{\text{оз}}$ чрезмерно малы. Увеличение интервала ЦУ до 10 мин опускает минимум ДН в сторону КА до 0,4, делает заметными скачки углов (рис. 5, *д*) и скоростей (рис. 5, *е*).

В узловых точках ЦУ, на динамическом участке траектории КА сигнал проваливается ниже значений на краях ЗРВ (рис. 5, *ж*), отношение

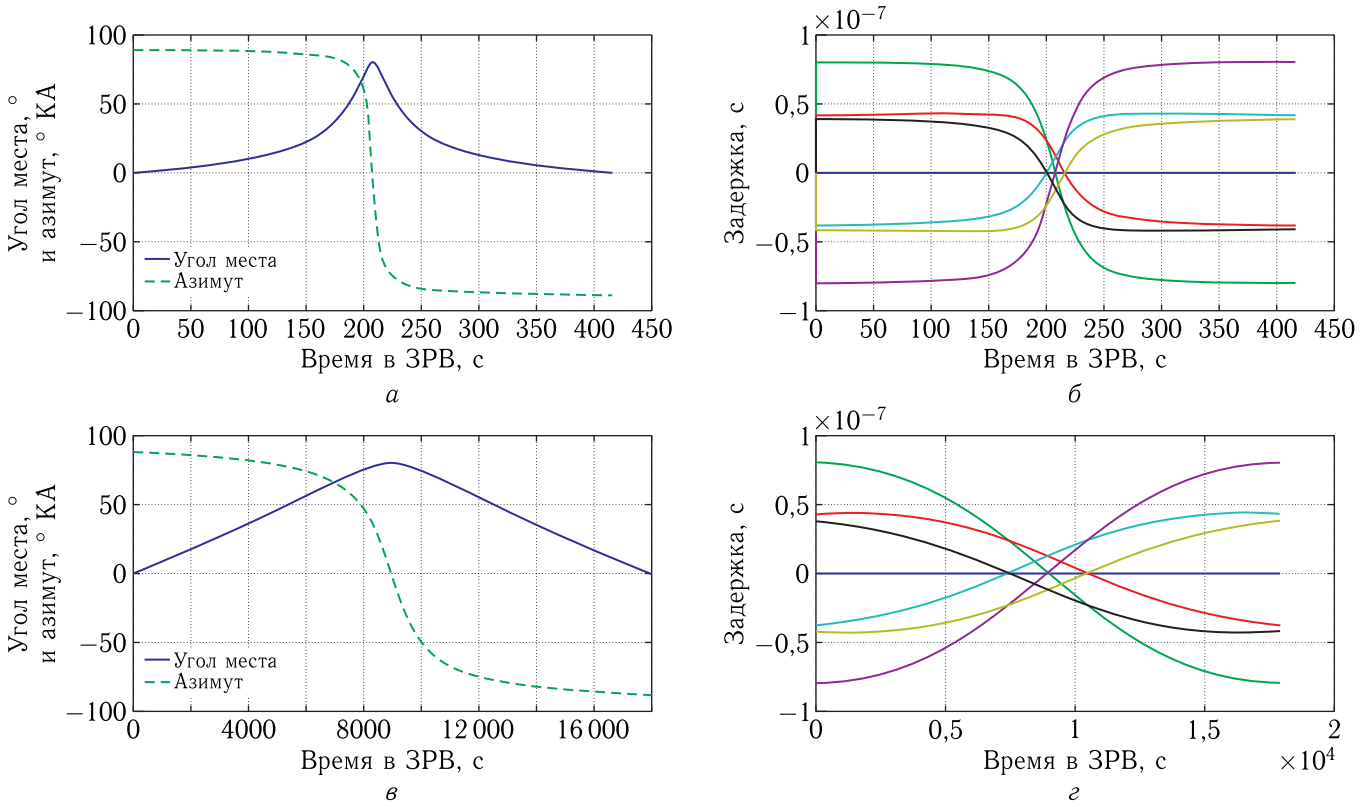


Рис. 4. Снижение динамики изменения углов места, азимута и задержек при переходе от низких к высоким орбитам КА

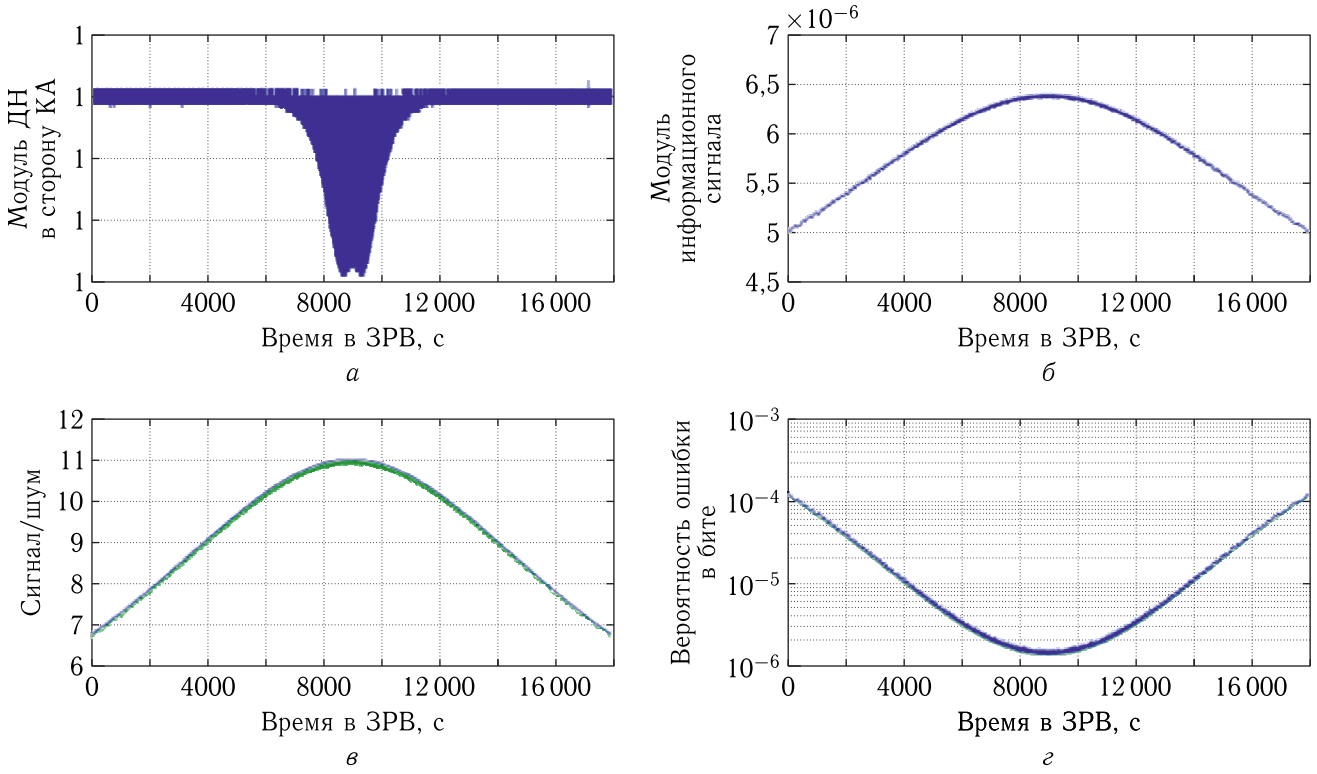


Рис. 5. Подбор интервала ЦУ и интервала обновления задержек

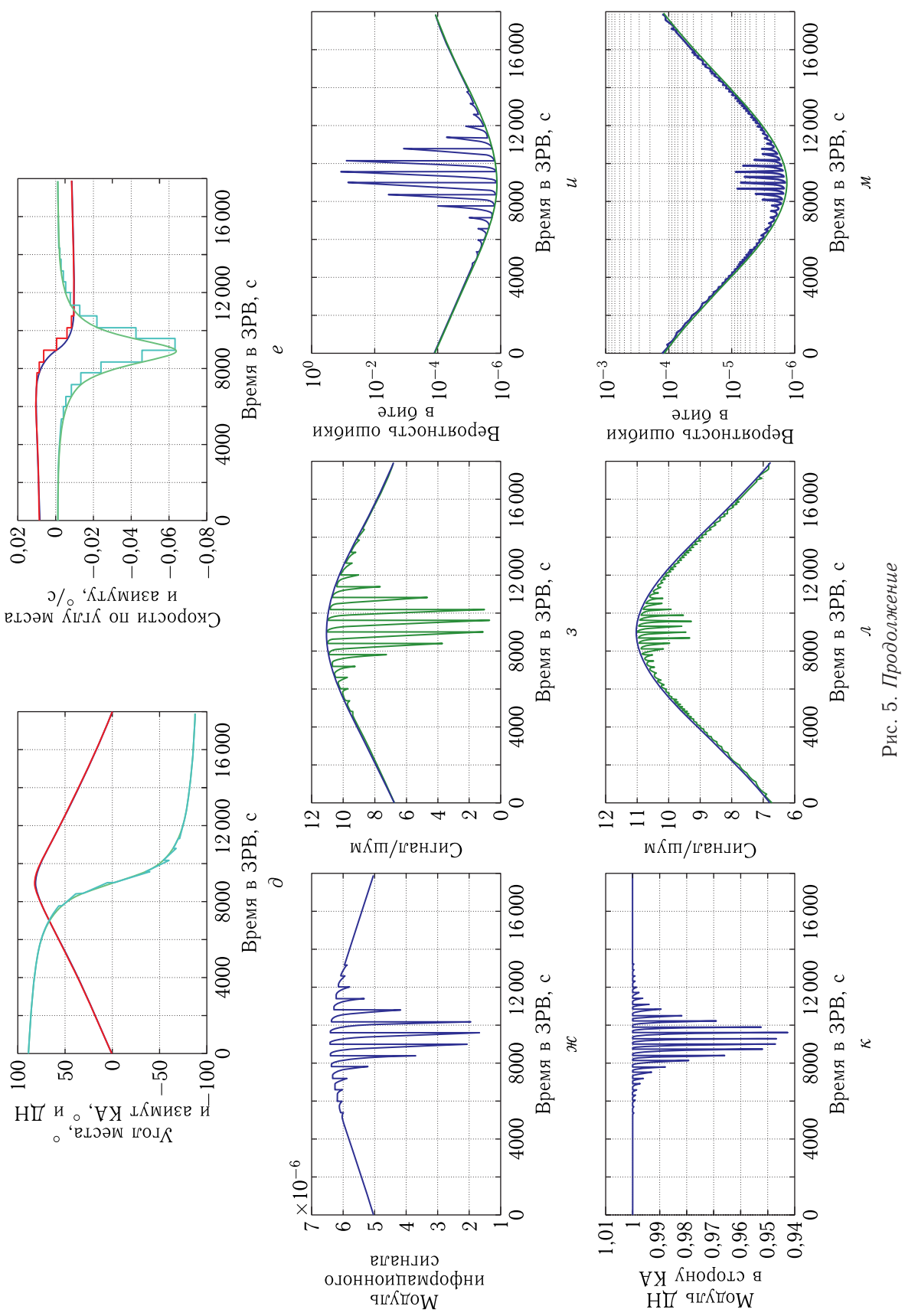


Рис. 5. *Продолжение*

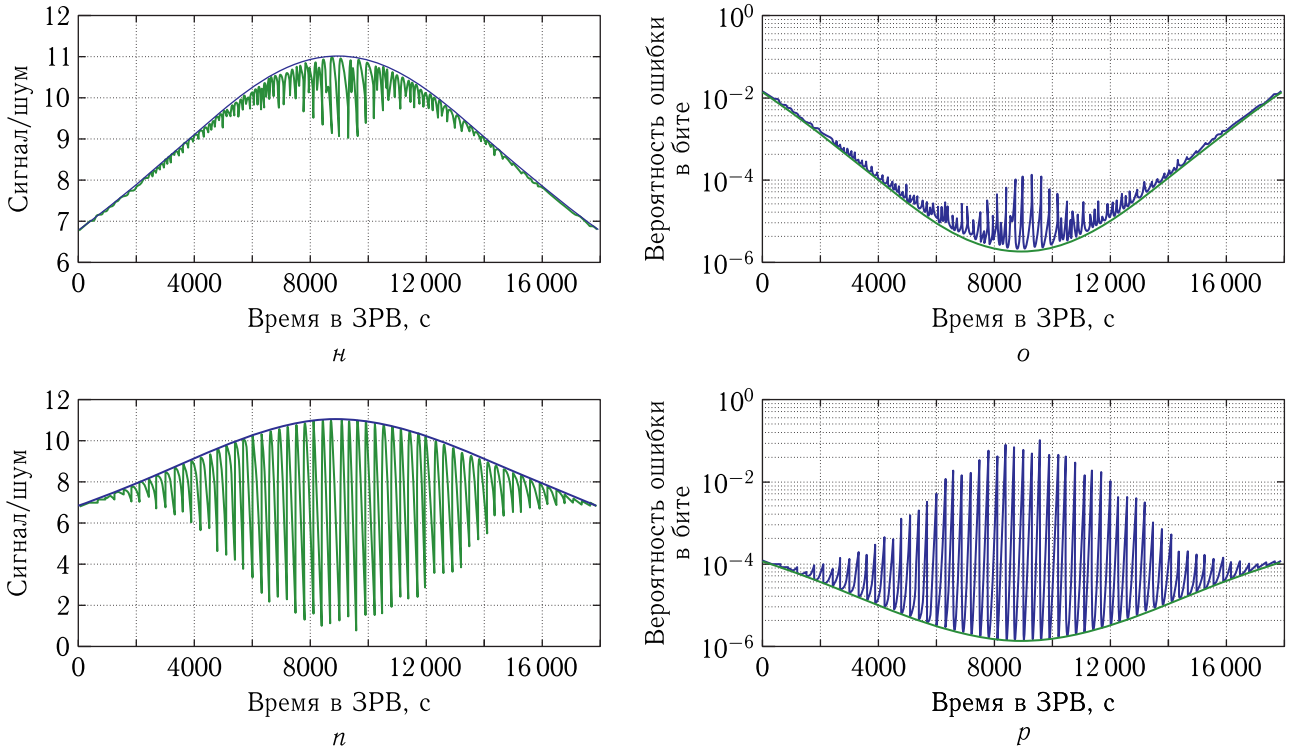


Рис. 5. *Окончание*

сигнал/шум опускается до 1 (рис. 5, *з*), а вероятность ошибки в бите возрастает до недопустимого значения 10^{-2} (рис. 5, *и*).

Снижение интервала ЦУ до 5 мин поднимает минимум ДН в сторону КА до уровня 0,94 (рис. 5, *к*) при приемлемых отношении сигнал/шум (рис. 5, *л*) и вероятности ошибки в бите (рис. 5, *м*) на динамическом участке.

Увеличение при этом интервала обновления задержек до 1 мин при том же минимуме ДН в сторону КА сохраняет на приемлемом уровне отношение сигнал/шум (рис. 5, *н*) и вероятность ошибки в бите (рис. 5, *о*).

Однако выравнивание интервала обновления задержек до уровня интервала ЦУ в 5 мин опускает минимум отношения сигнал/шум до 1 (рис. 5, *п*), вероятность ошибки в бите поднимает до неприемлемых 10^{-1} (рис. 5, *р*).

Компромиссное сочетание длительности интервала ЦУ $dT_{\text{ЦУ}}$ 2 мин и интервала обновления задержек $dT_{\text{оз}} = 1$ мин представлено на рис. 6, *а* с минимумом ДН в сторону КА 0,9985 и приемлемыми ухудшениями отношения сигнал/шум (рис. 6, *б*) и вероятности ошибки в бите (рис. 6, *в*). В целом рис. 6 демонстрирует снижение качества сопровождения при снижении тактовой частоты сдвига $F_{\text{с}}$ от 2 ГГц (рис. 6, *а–в*) до 500 МГц (рис. 6, *г*, *д*) и 125 МГц (рис. 6, *е*, *ж*) при фиксированной промежуточной частоте $F_{\text{пч}} = 70$ МГц, что наводит на мысль, что тактовая частота сдвига $F_{\text{с}}$ должна быть привязана к промежуточной частоте $F_{\text{пч}}$, на которой, собственно, и осуществляется дискретизация и сложение отсчетов сигналов антенн.

На рис. 7 представлены результаты пропорционального снижения тактовой частоты сдвига $F_{\text{с}}$ и промежуточной частоты $F_{\text{пч}}$ при соответствующих оптимальных значениях частоты дискретизации $F_{\text{д}}$ и порядка дискретизации $m_{\text{д}}$: $F_{\text{пч}} = 70$ МГц, $F_{\text{д}} = 1{,}2903$ МГц, $m_{\text{д}} = 108$, $F_{\text{с}} = 2$ ГГц (рис. 7, *а*, *б*); $F_{\text{пч}} = 17{,}5$ МГц, $F_{\text{д}} = 1{,}3208$ МГц, $m_{\text{д}} = 26$; $F_{\text{с}} = 500$ МГц (рис. 7, *в*, *г*); $F_{\text{пч}} = 2{,}1875$ МГц, $F_{\text{д}} = 1{,}75$ МГц; $m_{\text{д}} = 2$, $F_{\text{с}} = 62{,}5$ МГц (рис. 7, *д*, *е*). Анализ графиков на рис. 7 показывает, что гипотеза о целесообразности выбора тактовой частоты сдвига $F_{\text{с}}$ пропорционально промежуточной частоте $F_{\text{пч}}$ является правильной: при снижении промежуточной частоты $F_{\text{пч}}$

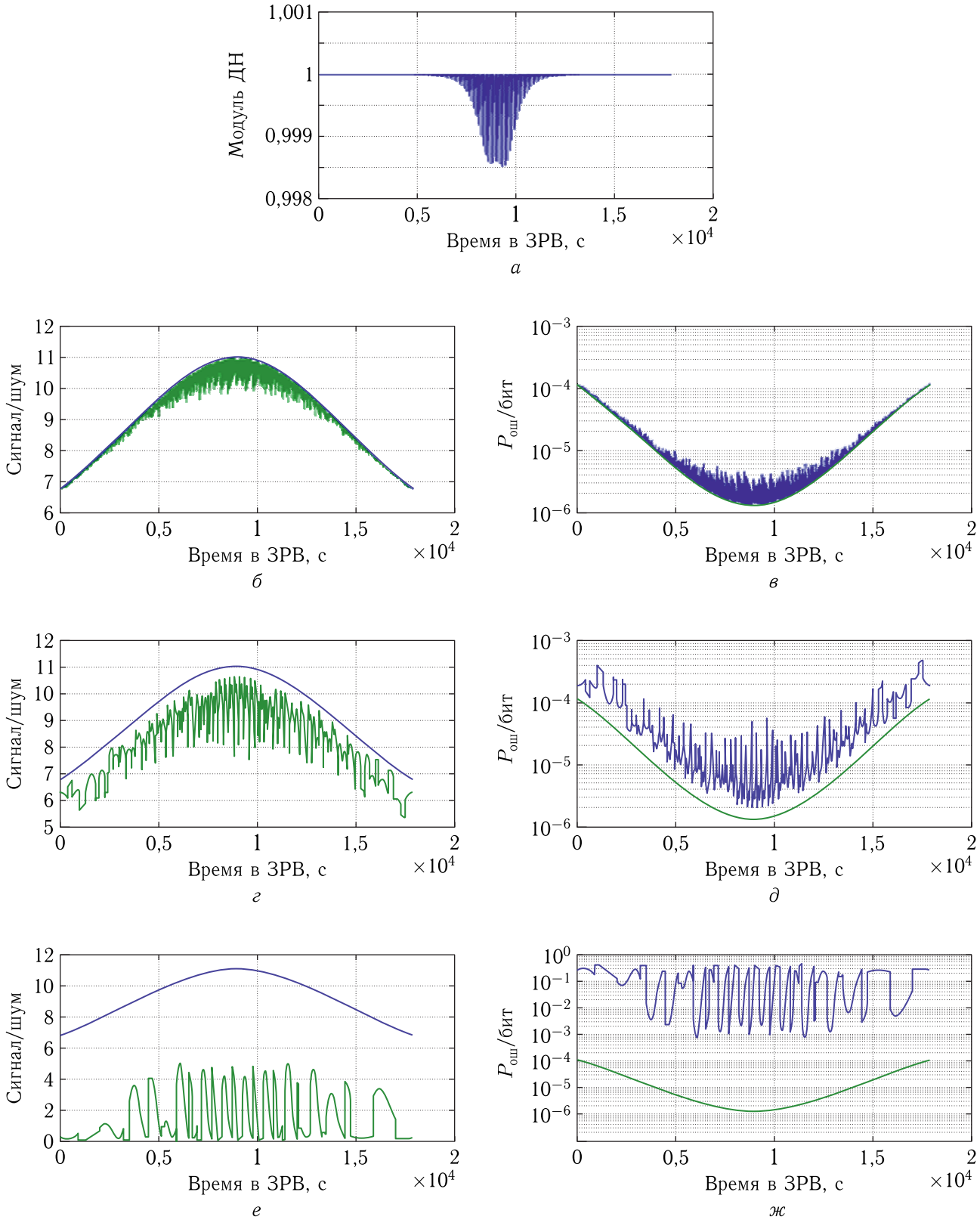


Рис. 6. Снижение тактовой частоты сдвига F_c от 2 ГГц до 125 МГц при фиксированной промежуточной частоте $F_{пч} = 70$ МГц

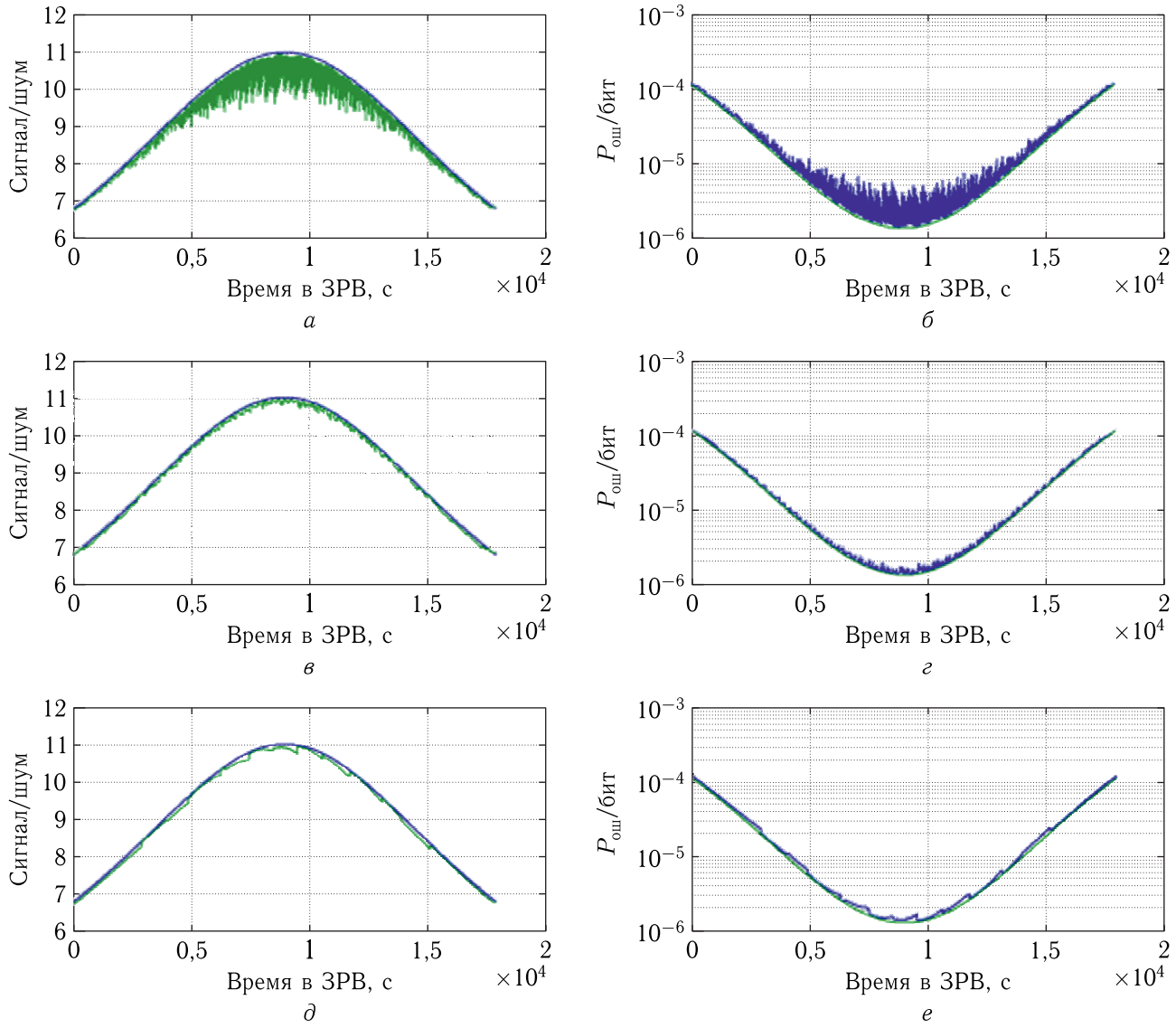


Рис. 7. Пропорциональное снижение тактовой частоты сдвига $F_{с}$ и промежуточной частоты $F_{пч}$

до допустимого предела, когда порядок дискретизации $m_{д}$, определяемый (39), остается больше единицы, а частота дискретизации $F_{д}$, определяемая (38), остается меньше промежуточной частоты $F_{пч}$, существенно снижается разброс параметров и графики отношения сигнал/шум и вероятности ошибки в бите ложатся ближе к теоретическому пределу.

Целесообразность пропорциональности тактовой частоты сдвига $F_{с}$ и промежуточной частоты $F_{пч}$ вытекает из требований когерентности (6) складываемых сигналов антенн $\Delta T_{с} \cdot \Delta f \ll 1$ и узкополосности радиосигнала $\Delta f / F_{пч} \ll 1$. Пусть $\Delta T_{с} \cdot \Delta f = d_{к} \ll 1$ и $\Delta f / F_{пч} = d_{у} \ll 1$. Тогда $(\Delta f / F_{пч})/(\Delta T_{с} \cdot \Delta f) = F_{с}/F_{пч} = d_{у}/d_{к} = \text{const}$, что и требовалось доказать. Проведенное моделирование показало, что тактовая частота сдвига $F_{с}$ должна быть больше промежуточной частоты $F_{пч}$ примерно в $2000/70 \approx 30$ раз. Во столько же раз требование когерентности строже требования узкополосности.

Анализ графиков на рис. 7 показывает, что чрезмерное повышение промежуточной частоты при сохранении интервала обновления задержек ведет к возрастанию разброса характеристик на наиболее динамичном участке ЗРВ. Это объясня-

ется тем, что за период обновления в задержках накапливается некоторая ошибка $t_{\text{ош}}$, которая приводит к ошибке фазы соответствующего сигнала $2 \cdot \pi \cdot F_{\text{пч}} \cdot t_{\text{ош}}$. При малых ошибках фазы $\sin(x) = x$, то есть амплитудная ошибка будет прямо пропорциональна $F_{\text{пч}}$. Поэтому при сложении сигналов антенн со сдвигом импульсов дискретизации целесообразно выбирать промежуточную частоту как можно ниже, впрочем, так же, как и при использовании методов РСДБ.

Поскольку тактовая частота сдвига $F_{\text{с}}$ для предлагаемого метода сложения сигналов антенн эквивалентна частоте дискретизации сигналов $F_{\text{д}}$ в методе РСДБ, то предельное быстродействие современных АЦП на уровне 1500 МГц [19] накладывает ограничения по применению методов РСДБ на промежуточных частотах до $F_{\text{д}}/30 = 1500/30 = 50$ МГц. Исходя из того, что порядок дискретизации не может быть меньше $m_{\text{д}} = 2$, в соответствии с (39) для метода РСДБ получаем оценку допустимой верхней частоты спектра сигнала $F_{\text{в}} = F_{\text{пч}}/(2m_{\text{д}} + 1) = 50/5 = 10$ МГц и достижимой скорости передачи информации порядка $F_{\text{в}}/m_{\text{лс}} = 10/1{,}25 = 8$ Мбит/с. Исследуемый же метод сложения радиосигналов со сдвигом импульсов дискретизации реализуется на счетчиках импульсов, состоящих из триггеров, максимально достижимая тактовая частота которых в настоящее время составляет порядка 10 000 МГц [20]. Это соответствует максимальной промежуточной частоте $10\,000/30 \approx 300$ МГц, достаточно просто реализуемой частоте дискретизации $F_{\text{д}} = 4F_{\text{пч}}/(2m_{\text{д}} + 1) = 300 \cdot 4/5 = 240$ МГц, допустимой верхней частоте спектра сигнала $F_{\text{в}} = F_{\text{пч}}/(2m_{\text{д}} + 1) = 300/5 = 60$ МГц и достижимой скорости передачи информации порядка $F_{\text{в}}/m_{\text{лс}} = 60/1{,}25 = 48$ Мбит/с.

Таким образом, исследованный метод сложения радиосигналов антенн антенного поля со сдвигом импульсов дискретизации потенциально в состоянии обеспечить в шесть раз большую скорость передачи телеметрической информации с космических аппаратов дальнего космоса по сравнению с классическим методом РСДБ. Следует, однако, принять во внимание, что данное исследование проведено на идеализированной модели процесса сопровождения космического аппарата антенным полем по целеуказаниям. Идеализация состоит в том, что мгновенно изменить угловую скорость движения антенны в силу инерции невозможно, поэтому в узловых точках можно добиться точного совпадения либо углов, либо угловых скоростей движения антенны с движением КА. Поэтому в дальнейшем предполагается продолжить исследования предлагаемого метода с учетом инерционности антенн.

Список литературы

1. *Урличич Ю. М.*, *Гусев Л. И.*, *Леонов М. С. и др.* Радиотехнические комплексы для управления дальними космическими аппаратами и для научных исследований / Под редакцией Е. П. Молотова. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2007. 232 с.
2. *Молотов И. Е.* Радиоинтерферометрия со свехбольшими базами (РСДБ) — история, состояние и аппаратура // Сайт инициативных астрономических проектов ПулКОН и LFVN. http://lfvn.astronomer.ru/report/0000007/p000007.htm (Дата обращения 16.07.2020.)
3. *Слюсар В. И.* Цифровые антенные решетки в мобильной спутниковой связи // Первая миля, 2008, № 4. С. 10–15.
4. *Волощук И. В.*, *Королев Н. А.*, *Никитин Н. М. и др.* Развитие радиолокационных средств боевых кораблей на основе технологии цифровых антенных решеток // Збірник наукових праць Севастопольського військово-морського ордена Червоної Зірки інституту ім. П. С. Нахімова. Севастополь: СВМІ ім. П. С. Нахімова, 2007, вип. 2 (12). 260 с.
5. *Skolnik M. I.* Radar Handbook. Third Ed. The McGraw-Hill Book Companies, 2008. 1351 p.
6. *Слюсар В.* Цифровые антенные решетки — будущее радиолокации // Электроника: наука, технология, бизнес, 2001, № 3. С. 42–46.
7. *Слюсар В.* SMART-антенны пошли в серию // Электроника: наука, технология, бизнес, 2004, № 2. С. 62–65.
8. The Path to 4G Mobile // Communications Week International, 5 March 2001, Issue 260.
9. *Слюсар В.*Цифровые антенные решетки решения задач GPS // Электроника: наука, технология, бизнес, 2009, № 1. С. 74–78.
10. *Backen S.*, *Akos D. M.* Research Report “GNSS Antenna Arrays. Hardware requirements for algorithm implementation // Lulea University of Technology.

Department of Computer Science and Electrical Engineering, April 4, 2006. http:// epubl.ltu.se/1402-1528/2006/13/LTU-FR-0613-SE.pdf

11. *Ватутин С.И.*, *Зайцев О.В.* Применение многоканальных цифровых приемных устройств для создания антенных полей НАКУКА // Ракетно-космическое приборостроение и информационные технологии. VI Всероссийская научно-техническая конференция «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий» 5–7 июня 2013 г: Сб. трудов. М.: ОАО «Российские космические системы», 2014. С. 103–120.

12. Патент № 2594385 Российской Федерации. Способ обработки широкополосных сигналов и устройство фазирования антенн приема широкополосных сигналов, преимущественно для антенн неэквидистантной решетки: № 2015119423: заявл. 05.25.2015: опубл. 08.20.2016 / С. И. Ватутин, О. В. Зайцев; патентообладатель ОАО «Российская корпорация ракетно-космического приборостроения и информационных систем» (ОАО «Российские космические системы»).

13. *Ватутин С.И.* Оценка допустимого интервала времени обновления задержек распространения сигнала между антеннами цифровых антенных полей // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2018, т. 5, вып. 4. С. 46–55.

14. *Фролов О.П.* Антенны для земных станций спутниковой связи. М.: Радио и связь, 2000. 376 с.

15. *Романюк Ю.А.* Основы цифровой обработки сигналов. В 3-х ч. Ч. 1. Свойства и преобразования дискретных сигналов: Учебное пособие. М.: МФТИ, 2005. 332 с.

16. *Лайонс Р.* Цифровая обработка сигналов. Пер. с англ. 2-е изд. М.: ООО «Бином-Пресс», 2006. 656 с.

17. *Серкин Ф.Б.*, *Важенин Н.А.*, *Вейцель В.В.* Сравнительный анализ алгоритмов оценки отношения сигнал-шум на основе квадратурных компонент принимаемого сигнала // Электронный журнал «Труды МАИ», 2015, вып. 83. http://www.mai.ru/upload/iblock/c80/serkin_vazhenin_veitsel_rus.pdf (Дата обращения 16.07.2020).

18. *Котельников В.А.* Теория потенциальной помехоустойчивости. М.–Л.: ГЭИ, 1956. 152 с.

19. *Штраперин Г.Л.* Быстродействующие аналого-цифровые преобразователи фирмы National Semiconductor // Компоненты и технологии, 2005, № 6. С. 106–109.

20. NBSG53A 2.5V/3.3V SiGe Selectable Differential Clock and Data D Flip-Flop / Clock Divider with Reset and OLS. Текст: электронный // Semiconductor Components Industries, LLC, 2008. September, 2008 — Rev. 13. Publication Order Number: NBSG53A/D. ON Semiconductor. http://onsemi.com

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 38–50

РАДИОТЕХНИКА И КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ

УДК 629.78 DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4.38.50

Предложения по созданию спутниковой системы сбора и передачи данных на базе отечественных космических аппаратов

Ю. Б. Дорофеев, *к. т. н., cospas0536@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Д. А. Тулисов, *cospas0536@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Показана необходимость слежения за местоположением и состоянием как стационарных, так подвижных объектов. Решение такой задачи возможно путем создания отечественной спутниковой системы сбора и передачи данных, обеспечивающей автоматизированный сбор информации о состоянии и координатах от различных объектов, обслуживаемых в рамках данной системы вне зависимости от их местоположения на земном шаре. Обоснован выбор оптимального варианта построения спутниковой системы сбора и передачи данных. Представлены данные об имеющемся научно-техническом заделе АО «Российские космические системы» по созданию спутниковой системы сбора и передачи данных. Показаны основные функции и принципы создания и задачи, решаемые системой сбора, обработки и передачи данных, приведены основные проектно-технические решения, состав, особенности функционирования и основные характеристики такой системы и ее составных частей. Предложен порядок создания и развертывания такой системы.

Ключевые слова: бортовой радиотехнический комплекс, система сбора и передачи данных, платформа сбора данных, ретрансляция информации, гидрометеорологические данные, зона видимости, станция приема и обработки информации

Proposals for the Creation of a Satellite System for Data Collection and Transmission Based on Domestic Spacecraft

Yu. B. Dorofeev, *Cand. Sci. (Engineering), cospas0536@spacecorp.ru*
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
D. A. Tulisov, *cospas0536@spacecorp.ru*
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Abstract. The paper shows the necessity for tracking the location and condition of both stationary and moving objects. The solution of this problem is possible by creating a domestic satellite system for data collection and transmission that provides automated collection of information on the state and coordinates of various objects serviced within this system regardless of their location on the globe. The choice of the optimal option for building a satellite data collection and transmission system is justified. The article presents the data on the existing scientific and technical groundwork of Joint Stock Company “Russian Space Systems” for creating a satellite data collection and transmission system. The main functions and principles of creation and tasks solved by the system for data collection, procession, and transmission are shown. The main design and technical solutions, composition, features of operation, and the main characteristics of such a system and its components are given. The procedure of creation and deployment of such a system is proposed.

Keywords: onboard radio complex, data collection and transmission system, data collection platform, information relay, hydrometeorological data, visibility range, information receiving and processing station

Актуальность создания спутниковой системы сбора и передачи данных

Необходимость непрерывного контроля за местонахождением и состоянием различных как подвижных, так и стационарных объектов в настоящее время является важнейшей задачей.

Для решения подобного рода задачи целесообразно обеспечить создание устойчивой и безопасной информационно-телекоммуникационной инфраструктуры передачи, обработки и хранения необходимых объемов данных, доступной для всех ее потенциальных потребителей. При этом должна быть решена задача обеспечения информационной безопасности на основе отечественных разработок при передаче, обработке и хранении данных.

В этой связи стоит задача внедрения новых надежных технических средств, которые позволили бы осуществлять автоматизированный сбор диспетчерской информации как со стационарных, так и с подвижных объектов, а также передачу информации на объекты. Технически эта задача может быть выполнена с использованием спутниковых средств [1]. В настоящее время, однако, ни одна из отечественных спутниковых систем не используется для решения такой задачи.

Создание такой космической системы позволит обеспечить автоматизированный сбор информации о состоянии и координатах от различных объектов, обслуживаемых в рамках данной системы вне зависимости от их местоположения на земном шаре, то есть в глобальном режиме. При этом средства системы будут автоматически вычислять географические координаты местоположения объектов и направлять их в соответствующие диспетчерские пункты пользователей [2]. Информация может быть также запрошена из диспетчерского пункта при наличии возможности передачи на объект необходимой информации.

Спутниковая система сбора и передачи данных (ССПД) не только позволит решать задачи контроля и управления, но и обеспечит повышение вероятности сохранения требуемого состояния и безопасности контролируемых объектов.

Обоснование выбора оптимального варианта построения спутниковой системы сбора и передачи данных

Структура спутниковой системы определяется видом орбиты (эллиптические, GEO — геостационарные, MEO — среднеорбитальные, LEO — низкоорбитальные) и конкретным значением ее высоты, общим числом космических аппаратов (КА) в группировке и их взаимным расположением, количеством орбитальных плоскостей и угловым расстоянием между ними, наклонением орбиты к плоскости экватора и др.

В настоящее время в мире насчитывается достаточно большое количество отечественных [3–5] и зарубежных [6, 7] спутниковых систем (региональных и глобальных), основанных на использовании низких, средних, геостационарных и эллиптических орбит, таких как:

– геостационарные системы «Радуга-1М», «Ямал», «Экспресс», «Луч», Inmarsat, MobileSat (Австралия), AMCS (США), MSAT (Канада), AceS, Thuraya;

– системы на эллиптических орбитах — КА серии «Молния», Ellipsat;

– среднеорбитальные системы New ICO, Odyssey;

– низкоорбитальные системы — «Парус», «Гонец», Globalstar, Iridium, Orbkomm, Argos.

Геостационарные системы (ГС) характеризуются зоной радиовидимости, обеспечивающей одним КА контроль и наблюдение за объектами на большой территории.

Большое количество спутниковых систем, базирующихся на использовании геостационарных космических аппаратов, связано с очевидными их достоинствами:

– возможностью практически полного (90 %) покрытия земной поверхности с использованием всего лишь 3–5 спутников для глобальных систем и зонального покрытия с использованием 1–2 спутников для региональных;

– отработанной технологией изготовления, вывода, ориентации и удержания КА на геостационарной орбите;

– возможностью использования в составе ретрансляторов относительно простых антенн неследящего типа;

– относительной простотой построения системы оперативного управления группировкой КА и текущего контроля их состояния;

– возможностью использования минимального числа дорогостоящих земных станций (вплоть до одной на каждую подспутниковую зону) в составе наземного сегмента спутниковой системы связи (СПСС), которые обеспечивают сопряжение абонентских терминалов (АТ) различных типов с наземными сетями связи;

– неподвижностью зон покрытия земной поверхности, формируемых лучами спутниковых антенн, что обеспечивает меньшую вероятность потребности перехода АТ из одной зоны в другую в процессе переговоров и, как следствие, для автоматизации этого процесса не требуется больших затрат системных ресурсов (каналов сигнализации и управления).

В связи с прохождением орбиты над экватором и небольшим углом места наземных станций геостационарные КА не обеспечивают связью полярные районы Земли.

Для обеспечения связью приполярных и полярных районов могут использоваться КА на эллиптических орбитах.

Низкоорбитальные (НО) искусственные спутники Земли (ИСЗ) находятся на небольшой высоте и обеспечивают на входе приемных устройств оконечных станций такой уровень сигнала, который позволяет принимать информацию на ненаправленную антенну в движении, а не только на остановках. В свою очередь, передатчики терминалов с ненаправленными антеннами обеспечивают на борту низкоорбитальных ИСЗ достаточный для ретрансляции сигнал. Таким образом, в системах на базе низкоорбитальных ИСЗ обеспечивается надежная работа маломощных мобильных и переносных станций с ненаправленными антеннами.

Космический сегмент низкоорбитальных систем обычно состоит из десятков КА, равномерно распределенных над всей поверхностью Земли таким образом, что в пределах прямой видимости любой оконечной станции находятся не менее 1–2, а в полярных районах — и 3–4 космических ретрансляторов, обеспечивающих необходимую надежность связи в пределах всей земной поверхности. Избыточность взаимосвязанных спутников в космическом сегменте обусловливает также высокую живучесть низкоорбитальных систем за счет создания обходных и резервных каналов связи.

Целесообразность применения НО спутниковых систем в настоящее время обусловлена:

– ограничениями при создании ГС систем по точкам стояния и параметрам каналов ретрансляции, связанными с перегруженностью геостационарной орбиты большим количеством КА;

– возможностью использования эффекта Доплера для позиционирования контролируемых объектов;

– возможностью работы абонента на всенаправленных антеннах, связанной с практическим использованием низких частот на линии КА–Земля;

– высокой надежностью системы, определяемой уровнем резервирования, при котором отказ одного КА приводит только к снижению оперативности;

– независимостью эффективности функционирования линии связи от рельефа и других характеристик местности, на которой находятся контролируемые объекты;

– сравнительно невысокой стоимостью обеспечения персональной связью.

Таким образом, проведенный анализ свидетельствует о том, что выбор оптимального варианта построения спутниковой системы сбора и передачи данных на базе отечественных космических аппаратов должен осуществляться на основе следующего ряда критериев и условий [8]: стоимость, соответствие поставленным задачам и требуемым характеристикам, возможность создания и развертывания в условиях финансовых и административно-политических ограничений. Реализация такого подхода возможна при условии использования имеющегося задела по созданию и применению отечественных спутниковых систем и входящих в их состав средств, а также характеристик и достоинств разных космических сегментов создаваемой системы при их совместной эксплуатации.

В этой связи основными свойствами такой системы следует определить наличие космической

группировки уже созданных или создаваемых КА, которая способна образовать двухъярусный космический сегмент с реализованной возможностью использования режима межспутниковой ретрансляции [9], обеспечивающего глобальность и оперативность доставки информации, а также оснащения КА бортовым радиотехническим комплексом, который может работать с одним типом аппаратуры потребителя. Кроме того, важной характеристикой для обеспечения эффективности создаваемой системы при ее глобальном применении является возможность использования эффекта Доплера для независимого определения местоположения объектов.

Опыт, научно-технический задел АО «Российские космические системы» по созданию спутниковой системы сбора и передачи данных «Курс»

Система «Курс» [10], которая потенциально была способна решать задачи, стоящие перед системой сбора и передачи данных, была разработана в 1985–1990 гг. в РНИИ КП. С целью оценки точности и оперативности измерения координат объектов с использованием системы «Курс» в течение 1996–2002 гг. ФГУП «РНИИ КП» был проведен ряд демонстрационных экспериментов и испытаний, которые подтвердили эффективность ее использования для контроля за местоположением подвижных объектов и грузов, а также технических решений по созданию отдельных элементов наземной инфраструктуры системы «Курс».

На основании положительных результатов летных испытаний (ЛИ) системы «Надежда» по рекомендации Госкомиссии решением Роскосмоса в 1997 г. система «Курс» [2] была принята в опытную эксплуатацию в следующем составе:

– КА («Космос-2135»);

– станция приема и обработки информации (СПОИ), обеспечивающая работу в режиме «Курс» (Теплый Стан) на частоте 1643 МГц по радиолинии КА–СПОИ;

– региональный центр (РЦ) в Теплом Стане, обеспечивающий прием данных, полученных от СПОИ, и передачу в международный координационно-вычислительный центр (г. Москва) и пользователям;

– радиомаяки «Маран», излучающие радиосигнал по линии абонентский терминал — космический аппарат (АТ–КА) на частоте 406 МГц.

В период подготовки в 2008 г. к запуску малого космического аппарата «Стерх» в рамках ОКР «Надежда-М» во ФГУП «РНИИ КП» создан стенд для отработки программно-математического обеспечения (ПМО) опытного образца центра приема и обработки информации подсистемы «Курс-М» [11].

Однако существующая в настоящее время наземная инфраструктура системы «Надежда» утратила возможность работы в режиме «Курс» в результате действия ряда факторов, таких как:

– длительное отсутствие на орбите КА с бортовым радиотехническим комплексом (БРТК), работающим в режиме «Курс»;

– отсутствие оператора системы, способного обеспечить эксплуатацию, необходимую модернизацию системы и предоставление услуг мониторинга;

– отсутствие станций приема и обработки информации (СПОИ), обеспечивающих работу с БРТК «Курс» на частоте 1700 МГц, а также аппаратуры потребителя, работающей на частоте 402 МГц (в 2003 г. по согласованию с Росгидрометом для системы «Курс» была установлена частота 402 МГц по радиолинии АТ–КА и частота 1700 МГц по радиолинии КА–СПОИ).

Тот факт, что в настоящее время на орбите находятся отечественные гидрометеорологические НО и ГС ИСЗ, а, кроме того, планируются в перспективе запуски высокоэллиптических КА, позволяет использовать возможности установленной на этих КА бортовой аппаратуры приема, обработки и ретрансляции сигналов от платформ сбора данных ПСД-402, обеспечивающей передачу данных мониторинга подвижных и стационарных объектов.

Таким образом, находящиеся на орбите и планируемые к запуску отечественные гидрометеорологические КА фактически сформируют двухъярусный космический сегмент системы, имеющей возможность в глобальном масштабе обеспечивать мониторинг подвижных и стационарных объектов посредством передачи и обработки данных о их состоянии и местоположении. В такой ССПД обеспе-

чивается ретрансляция данных от наземных платформ через НО КА на частоте 465 МГц на геостационарные КА и далее на наземные СПОИ.

Для реализации потенциальных возможностей ССПД необходимо создание наземной инфраструктуры и единого управляющего органа системы.

Основные функции и принципы создания и задачи системы сбора, обработки и передачи данных

Создаваемая система ССПД должна обеспечивать выполнение следующих функций [11]:

– автоматизированный сбор данных о состоянии и местоположении стационарных и подвижных сухопутных и морских объектов, в том числе объектов, перевозящих опасные и ценные грузы;

– сбор метеорологической, океанографической и другой информации в интересах различных отраслей народного хозяйства, а также гидрометеорологического обеспечения судов;

– сбор экологической и природоресурсной информации;

– передача пользователям полученной информации о состоянии и местоположении контролируемых объектов, в том числе передача оперативной информации в чрезвычайных ситуациях (землетрясения, наводнения, экологические и промышленные катастрофы).

Оценка ориентации зон взаимной радиовидимости [9] КА ГС «Электро-Л» и КА НО «Метеор-МП» (рис. 1) свидетельствует о возможности использования режима межспутниковой ретрансляции для повышения оперативности доставки информации от платформ сбора данных в создаваемой системе ССПД.

При этом аппаратное построение модернизированного бортового радиотехнического комплекса ССПД НО КА [9] должно обеспечить выполнение следующих функций:

– прием, обработка, хранение и передача в транспортный информационный кадр, формируемый в бортовой информационная системе (БИС), данных от наземных платформ сбора данных для дальнейшей передачи их в главные метеорологические центры;

– ретрансляция данных от наземных платформ сбора данных, расположенных в полярных зонах Земли, через НО КА с переносом частоты с 402 МГц на 465 МГц и далее через геостационарные КА на наземные СПОИ.

Для создания такой ССПД на базе отечественных низкоорбитальных и геостационарных КА

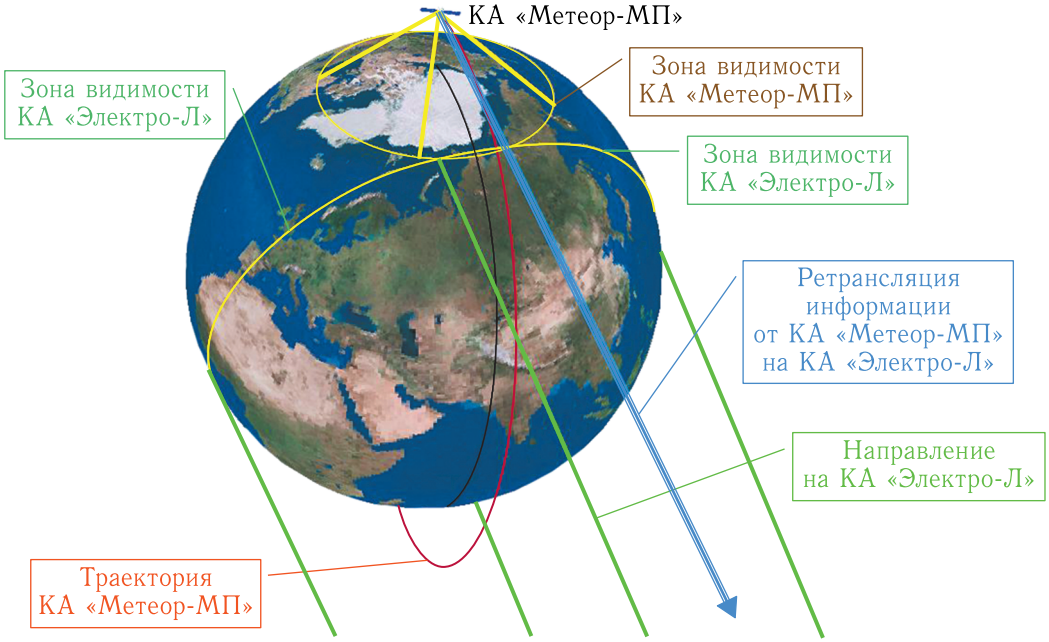


Рис. 1. Зоны видимости КА «Электро-Л» и КА «Метеор-МП»

должна быть решена задача формирования и развертывания инфраструктуры предоставления информационных услуг о состоянии и местоположении подвижных и стационарных объектов, опасных и ценных грузов абонентам, расположенным в любой точке земного шара, а также обеспечения организационных и нормативно-правовых условий для нового отечественного сегмента потребительских услуг.

Для реализации возможностей отечественной орбитальной группировки, на КА которой установлена бортовая аппаратура приема, обработки и ретрансляции сигналов от платформ сбора данных на частоте 402 МГц, необходимо обеспечить создание новых элементов наземной инфраструктуры спутниковой системы сбора, обработки и передачи данных на базе отечественных КА, а также решить ряд организационно-технических и финансово-экономических проблем.

Основные проектно-технические решения

Состав системы

ССПД обеспечивает определение местоположения подвижных объектов, а также сбор и передачу ограниченного объема данных (500–5000 бит) от стационарных и подвижных объектов через ИСЗ в наземный центр приема и обработки информации и состоит из трех основных составных частей:

– космический сегмент,

– наземный сегмент,

– наземные средства потребителей.

Космический сегмент включает бортовые радиотехнические комплексы, установленные на отечественных ИСЗ, выводимых на низкую орбиту (КА «Метеор-МП») и геостационарную орбиту (КА «Электро-Л»).

В качестве базового космического аппарата в системе применяется низкоорбитальный гидрометеорологический космический аппарат «Метеор-МП» нового поколения.

Наземный сегмент ССПД состоит из:

– центра приема и обработки информации (ЦПОИ), создание которого возможно в АО «Российские космические системы»;

– региональных станций приема и обработки информации низкоорбитального СПОИ НО и геостационарного СПОИ ГС космического сегмента ССПД, размещаемых на территории РФ;

– региональных пользовательских центров (РЦ) системы, в случае необходимости совмещаемых со СПОИ;

– каналов связи между СПОИ, ЦПОИ, РЦ и потребителями.

В состав ЦПОИ, размещаемом в АО «Российские космические системы», должны входить СПОИ НО и СПОИ ГС.

Наземные средства потребителей, обеспечивающие требуемый вид услуг передачи данных в различных условиях эксплуатации и доступ к ресурсам системы, включают:

– аппаратуру потребителя, работающую в персональном режиме;

– подсистемы связи, глобальные сети связи Интернет, входящие в состав ССПД функционально.

Особенности функционирования ССПД

ССПД функционирует следующим образом:

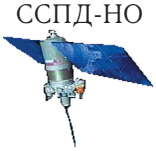
– передатчики абонентских терминалов (АТ) периодически (1 раз в минуту) в автоматическом режиме посылают сообщения, которые принимаются спутниками с БРТК, работающим на частоте 402 МГц;

– в БРТК эти сообщения преобразуются в соответствии с циклограммой работы, а затем передаются на наземные станции приема и обработки информации;

– наземные станции осуществляют выделение цифрового потока, передаваемого из ЗУ БРТК, определение местоположения АТ, формирование и передачу массива информации обмена с ЦПОИ (БРТК геостационарного космического сегмента ССПД осуществляет ретрансляцию принятых на частоте 465 МГц от АТ сообщений);

– от наземных станций принятая информация о местоположении и состоянии контролируемых объектов передается в ЦПОИ, где осуществляется ее прием, обработка и предоставление пользователям, а также хранение в базах данных для последующего анализа.

Таблица. Характеристики ССПД

Технические характеристики	ССПД-НО  «Метеор-МП»	ССПД-ГС «Электро-Л»
Параметры орбиты высота, км/наклонение, ° точка стояния, в.д.	650/98 –	36 000 76
Расположение СПОИ	Москва, Новосибирск, Мурманск, Южно-Сахалинск, Петропавловск-Камчатский, Красноярск	Москва
Производительность системы	150 радиомаяков в зоне видимости, 2000 за виток (при трех каналах в ПРМ–ПРЦ)	300 радиомаяков в зоне видимости (одновременно работающих)
Время ожидания, мин максимальное среднее	130/60 при 2 НО ИСЗ 80/40 при 4 НО ИСЗ	1
Объем сообщения за один сеанс связи, бит	500–2000	500–5000

Полученные системой данные могут быть представлены в виде отображения местоположения на электронной карте, ведения табличного учета состояния, статистики поведения контролируемых объектов (пройденный путь, маршрут и т. п.).

Подсистемы анализа и визуализации полученной информации в ЦПОИ обеспечивают выдачу сигналов и справочной информации в случае каких-либо происшествий, а также работу системы поддержки принятия решения.

Основные характеристики ССПД, характеристика предоставляемых системой телематических услуг

Основные характеристики ССПД [11] для двух–четырех НО ИСЗ и одного ГС ИСЗ приведены в таблице.

Количество обслуживаемых объектов приемопередающей аппаратурой одного КА НО [9]:

– за виток — 2000;

– в зоне видимости, одновременно работающих — 150;

– для ССПД на базе ГС КА — 300 радиомаяков в зоне видимости (одновременно работающих).

Время задержки сеанса связи: максимальное/среднее — 130/60 мин (при 2 ИСЗ), 80/40 мин (при 4 НО ИСЗ).

Количество сеансов связи с одного АТ в сутки (для 1 НО ИСЗ):
> 15 для $> 80°$ Ш; > 7 для $> 50°$ Ш; > 4 для $> 20°$.

Вероятность приема данных и определения координат за один сеанс связи при угле места $>7°$ — 0,98.

Точность определения координат АТ, установленным на подвижный объект, при использовании навигационной аппаратуры ГЛОНАСС/GPS — не хуже 0,1 км.

Номинал несущей частоты АТ — 402 МГц. Номинал несущей частоты БРТК ИСЗ–СПОИ — 1696,4 МГц.

Система обеспечивает передачу данных от абонентских терминалов в формате коротких пакетов, полученных в результате сбора сообщений о местоположении и датчиковой информации с объемом, задаваемым техническим заданием на системы пользователей, в течение времени нахождения в зоне видимости.

Скорость передачи информации по линии ИСЗ–СПОИ — 9600 бит/с.

Объем сообщения за один сеанс связи 500–2000 бит.

В ССПД обеспечивается защита от несанкционированного доступа к спутниковым каналам путем использования специализированных средств аутентификации абонента.

Система предоставляет следующие телематические услуги пользователям:

– определение местоположения подвижных объектов;

– автоматизированный сбор данных с датчиков контроля состояния любых объектов, в том числе необслуживаемых, сбор данных о местоположении объектов;

– передача аварийных сообщений.

Наземные средства системы обеспечивают взаимодействие с сетью общего пользования: телефонной (ТЛФ) и телеграфной (ТЛГ), сетью Интернет и другими наземными сетями.

Характеристика составных частей ССПД. Бортовой радиотехнический комплекс (БРТК)

Бортовые радиотехнические комплексы представляют собой комплект специальной приемо-передающей аппаратуры, размещенной на ИСЗ и взаимодействующей с аппаратурой абонентских терминалов, находящихся на объектах пользователей, и наземными станциями.

Бортовой радиотехнический комплекс системы ССПД, устанавливаемый на гидрометеорологический НО КА, обеспечивает взаимодействие с аппаратурой потребителя и наземными станциями приема и обработки информации и при этом выполняет следующие функции:

– прием, детектирование и выделение цифрового сообщения из сигнала, передаваемого от абонентских терминалов (АТ);

– измерение доплеровского смещения частоты сигнала от АТ с привязкой начала измерения к бортовому времени;

– запоминание данных о принятом сообщении, значении доплеровской частоты и времени измерения для передачи на СПОИ в зоне видимости СПОИ–ИСЗ;

– формирование в цифровой форме модулирующего сигнала, содержащего принятые от АТ сообщения, значение доплеровской частоты и времени измерения;

– передача на СПОИ в непрерывном режиме принимаемых в реальном времени и ранее запомненных в ОЗУ данных с АТ.

Бортовые антенны НО КО ориентированы на центр Земли с точностью $\pm 8^\circ$ в зоне геометрической видимости заданного потенциала АТ — ИСЗ и ИСЗ–СПОИ.

БРТК, устанавливаемый на гидрометеорологический ГС КА, обеспечивает работу в режиме ретрансляции информации, полученной от АТ.

Применяемые в ССПД бортовые радиотехнические комплексы имеют следующие особенности.

Аппаратура БРТК, устанавливаемая на НО КА и работающая одновременно в режиме КОСПАС и ССПД, обеспечивает (в режиме ССПД) прием данных от АТ (в диапазоне от 401,91 до 401,99 МГц), их предварительную обработку и запоминание для передачи в БИС и последующей передачи информации в цифровом виде на наземную СПОИ в общем потоке данных с КА.

Кроме того, модернизированная аппаратура должна обеспечивать кодирование, формирование и последующую ретрансляцию информации на частоте 465 МГц на бортовой комплекс (6-й канал) ГС КА.

Скорость передачи информации АТ (402 МГц) на СПОИ 9600 бит/с. Аппаратура БРТК обеспечивает прием посылок 150 АТ (402 МГц), работающих одновременно и равномерно распределенных в зоне радиовидимости КА. Объем ОЗУ аппаратуры БРТК составляет не менее 10 Мбит, что достаточно для запоминания 20 000 посылок АТ (402 МГц).

6-й канал 2-го ствола БРТК ГС КА обеспечивает переретрансляцию данных от платформ сбора данных со скоростью 1,0–1,2 Кбит/с, поступающих от БРТК НО КА. Сигнал частотой 465 МГц поступает на вход малошумящего усилителя (МШУ). После усиления сигнал поступает в канал ретрансляции данных ПСД, где производится гетеродинирование сигнала в полосе 465 МГц. Сигнал модулируется, фильтруется, преобразуется на несущую

частоту 1696,4 МГц, поступает на вход усилителя мощности (УМ) и затем на антенну для передачи на СПОИ ГС.

7-й канал 2-го ствола БРТК ГС КА обеспечивает работу с АТ (402 МГц) и передачу информации на СПОИ (1697 МГц). БРТК обеспечивает ретрансляцию информации от АТ в объеме до 300 каналов частотного разделения со скоростью передачи до 300 бит/с и объемом передаваемой информации не более 5200 бит от каждого АТ без запоминания и обработки в ОЗУ. Возможно применение АТ со скоростью 400, 1200 бит/с.

Станция приема и обработки информации

1. Станции приема и обработки информации для обеспечения работы с БРТК НО КА (СПОИ НО) являются одним из основных элементов наземного сегмента системы и предназначены для решения следующих задач:

– слежение по программе за ИСЗ;

– обнаружение, демодуляция и детектирование принятого сигнала;

– выделение цифрового потока, передаваемого из запоминающего устройства БРТК, содержащего информацию посылок, доплеровское значение частоты и время обнаружения сигналов от абонентских терминалов БРТК;

– определение координат объектов, оборудованных АТ;

– хранение данных в ПЭВМ;

– автономное определение траекторных данных ИСЗ по опорным радиомаякам или по измерениям доплеровского смещения частоты в радиолинии ИСЗ–СПОИ (эфемеридные данные рассчитываются на ПЭВМ или поступают из баллистического центра (БЦ) системы);

– передача принятых за сеанс данных в ЦПОИ системы и потребителям.

СПОИ производит обработку всего объема информации, полученной в течение сеанса, и обеспечивает ее сортировку. После окончания сортировки СПОИ определяет положение радиобуя при наличии не менее 4 верных посылок. При получении недостаточного числа посылок обеспечивается передача данных от АТ без определения координат.

СПОИ должна включать основное и вспомогательное оборудование.

Основное оборудование:

– антенная система;

– приемное устройство;

– устройство сопряжения с ПЭВМ;

– вычислительный комплекс на базе ПЭВМ с программно-математическим обеспечением;

– система приема сигналов точного времени;

– устройство сопряжения с каналом связи.

Вспомогательное оборудование:

– имитатор бортового радиокомплекса;

– контрольный радиомаяк;

– комплект измерительных приборов;

– комплект запасных частей.

В аппаратуре СПОИ предусмотрена автоматическая проверка функционирования всего комплекса средств и отдельных устройств.

Комплекс аппаратуры СПОИ функционирует следующим образом. По рассчитанным или полученным из БЦ эфемеридным данным ПЭВМ рассчитывает зоны видимости для каждого ИСЗ и перед каждым сеансом связи формирует программу наведения антенны, которая обеспечивает слежение антенной системы за перемещением ИСЗ.

Принятый антенной сигнал с ИСЗ поступает на приемное устройство, где осуществляется обнаружение, выделение и предварительная обработка сигналов.

Предварительно обработанные цифровые сигналы поступают на окончательную обработку в ПЭВМ, обеспечивающей декодирование поступающей информации, ее запоминание с целью повторной обработки, определение координат контролируемых объектов, формирование потоков выходной информации и выдачу их на устройство сопряжения с каналом связи, обеспечивающим передачу информации в ЦПОИ.

2. Станции приема и обработки информации ГС (СПОИ ГС) предназначены для решения следующих задач:

– непрерывный круглосуточный прием сигнала, несущего информацию от АТ, ретранслированного БРТК ГС КА на частоте 1697 МГц в полосе 80 МГц;

– обнаружение, выделение и выдача в линию связи для передачи в АПК ЦПОИ сообщений от АТ;

– измерение частоты сигналов от АТ для их идентификации;

– одновременный прием сигналов не менее 20 АТ, находящихся в зоне радиовидимости ГС КА.

Состав средств, входящих в СПОИ ГС, аналогичен составу СПОИ НО.

Центры приема и обработки информации

1. Центр приема и обработки информации системы обеспечивает решение следующих задач:

– хранение базы данных;

– анализ состояния и работоспособности системы ССПД в целом;

– прием из центра управления ИСЗ траекторных данных;

– координация работы всех СПОИ, входящих в состав системы;

– сбор информации со всех СПОИ, функционирующих в составе системы, ее анализ и обработка;

– формирование выходных сообщений, сортировка и передача соответствующему потребителю сообщений, поступивших от его объектов;

– оперативное решение вопросов реконфигурации системы в случае нарушения функционирования любого элемента системы;

– регистрация абонентов, обеспечение ввода их в систему и ведение базы данных по наземным средствам системы;

– автоматический учет (биллинг) пользовательского трафика.

В соответствии с решаемыми задачами в состав ЦПОИ входят:

– аппаратно-программный комплекс;

– СПОИ НО и СПОИ ГС;

– специализированное программное обеспечение;

– устройство сопряжения с каналами связи;

– каналы связи (ТЛФ, ТЛГ, Интернет) входят функционально.

2. Региональный пользовательский центр, при необходимости совмещенный со СПОИ, должен обеспечивать:

– организацию приема и сбор информации в регионе, ее сортировку, передачу соответствующему потребителю сообщений, поступивших от его объектов;

– одновременную работу со всеми КА, находящимися в зоне радиовидимости совмещенной с РЦ СПОИ НО;

– определение возможности обслуживания отдельных групп терминалов, организацию сеансов связи по групповому обслуживанию терминалов;

– взаимодействие с техническими средствами других систем, в том числе для уменьшения времени доставки информации;

– взаимодействие абонентов системы ССПД с другими наземными сетями через информационные шлюзы;

– ведение базы данных по пользователям, закрепленным за РЦ с учетом их текущего местоположения, режима обслуживания и заявленного трафика.

В соответствии с решаемыми задачами в состав РЦ входят:

– аппаратно-программный комплекс;

– специализированное программное обеспечение;

– устройство сопряжения с каналами связи;

– каналы связи (ТЛФ, ТЛГ, Интернет входят функционально);

– СПОИ НО (в случае необходимости).

Абонентские терминалы

Абонентские терминалы предназначены для передачи информации о состоянии и местоположении контролируемых объектов через БРТК ССПД.

В ССПД используются различного вида абонентские терминалы, устанавливаемые на подвижных или стационарных объектах и излучающие модулированный радиосигнал, служащий для определения координат и несущий необходимую для пользователя информацию о состоянии объекта. Для определения местоположения с высокой точностью на АТ устанавливается навигационное оборудование ГЛОНАСС/GPS.

Для обеспечения запросов потребителей услуг ССПД должны быть разработаны следующие типы АТ [11]:

– автономный терминал + приемник ГЛОНАСС/GPS (для высокоточного определения координат объекта) — АТ-1;

– автономный терминал + необслуживаемый контроллер сбора данных (для определения параметров состояния стационарных объектов, с возможностью определения местоположения с точностью не хуже 3 км) — АТ-2;

– автономный терминал + необслуживаемый контроллер + приемник ГЛОНАСС/GPS (для высокоточного определения координат и параметров состояния объекта) — АТ-3.

Особенностью ССПД является возможность создания универсальных мобильных абонентских терминалов для работы как через низкоорбитальные, так и через геостационарные спутники.

Комплектация терминалов, программное обеспечение и конструктивное оформление разрабатываются с использованием базовой модификации по ЧТЗ, согласованным с Заказчиком (пользователем) системы.

Предложения по расположению элементов наземного сегмента системы ССПД на территории РФ

Центр приема, обработки и передачи информации целесообразно расположить в Москве на базе АО «Российские космические системы». В состав ЦПОИ входит по одной СПОИ НО и СПОИ ГС.

Для реализации возможностей создаваемой ССПД необходимо развернуть сеть региональных СПОИ на территории Российской Федерации в Южно-Сахалинске, Новосибирске и Мурманске (по одной СПОИ НО в каждом из городов), что определяется характеристиками зон радиовидимости [10, 11] СПОИ НО, изображенных на рис. 2. Зона радиовидимости при работе с ГС КА представлена на рис. 3.

Рис. 2. Зоны радиовидимости для низкоорбитальных КА (угол > 10°)

Рис. 3. Зона радиовидимости при работе с ГС КА

Для повышения надежности функционирования системы целесообразно в дальнейшем (на втором этапе развертывании системы) дополнительно разместить СПОИ НО в Петропавловске-Камчатском и Норильске.

СПОИ функционально должны быть подчинены главному центру, обеспечивая решение региональных задач мониторинга и передачу принятой информации в ЦПОИ. Данная схема расположения средств системы обеспечивает выполнение мониторинговых функций на всей территории Российской Федерации и в ее экономической зоне.

Передача информации центров к потенциальным пользователям ССПД осуществляется через веб-интерфейс по сети Интернет (по протоколу TCP/IP). Возможна также передача сообщений удаленным пользователям (на веб-серверы) по сетям GSM в формате GPRS.

По заказу потребителей услуг системы может быть создана сеть региональных пользовательских центров приема и обработки информации, размещенных в регионах РФ.

Порядок создания и развертывания ССПД

Организацию и обеспечение проведения работ по созданию и развертыванию ССПД осуществляют Роскосмос (Заказчик) совместно с АО «Российские космические системы» (Исполнитель) по согласованию с Росгидрометом, Росрыболовством, МЧС РФ и другими заинтересованными федеральными органами исполнительной власти.

Комплекс работ, обеспечивающих создание и эффективное применение ССПД, включает:

– создание центра приема и обработки информации (в АО «Российские космические системы»), формирование нормативной базы и организационной структуры для создания на этой основе главного центра приема и обработки информации и оператора системы;

– разработку и изготовление СПОИ НО и СПОИ ГС, обеспечивающих прием и обработку информации от БРТК, установленных как на низкоорбитальных, так и на геостационарных КА;

– создание региональных пользовательских центров приема и обработки информации;

– изготовление опытных образцов и серийной партии абонентских терминалов;

– проведение комплексных испытаний и ввод в действие (развертывание) системы;

– проведение комплекса организационных работ по созданию управляющего органа — оператора системы и обеспечению продвижения на рынке оказания операторских услуг мониторинга состояния стационарных и подвижных объектов, опасных и ценных грузов.

По заказу потребителей услуг системы может быть создана сеть пользовательских центров приема и обработки информации, размещенных в регионах РФ.

Одновременно с выполнением перечисленных работ в интересах создания и развертывания ССПД и предоставления на ее базе услуг по мониторингу подвижных и стационарных объектов должен быть решен ряд технических и финансово-экономических проблем:

– создание нормативно-правовой базы (положение о системе, нормативные документы предоставления потребителям услуг мониторинга, базовое тарифное соглашение и т. д.);

– формирование на базе АО «Российские космические системы» централизованной структуры, осуществляющей эксплуатацию системы в интересах потребителей услуг мониторинга, и создание единого управляющего органа — оператора ССПД.

При этом оператор системы обеспечивает:

– предоставление всего спектра телематических услуг ССПД;

– сертификацию технических средств;

– продажу и аренду абонентского оборудования, программного обеспечения и пользовательских элементов наземного сегмента ССПД;

– гарантийное обслуживание и сервисную поддержку наземного оборудования.

На этапе разработки технической документации должны быть проработаны вопросы об объединении функций мониторинга разных министерств и ведомств в рамках единой государственной системы мониторинга.

Поскольку технические средства центров унифицированы, они при необходимости могут дублировать возможности друг друга, обеспечивая надежность и высокое качество услуг мониторинга.

Очевидно, что при таком подходе система может быть легко наращиваема путем создания подобных центров на территориях зарубежных государств, что обеспечит постоянную равномерную загрузку космического сегмента.

Заключение

Создание отечественной спутниковой системы сбора и передачи данных в совокупности с формированием и развертыванием необходимой инфраструктуры обеспечит реализацию возможностей данной системы для решения следующих актуальных задач:

– создание эффективной мониторинговой системы на базе отечественных спутниковых средств для предоставления абонентам информационных услуг о состоянии и местоположении подвижных и стационарных объектов, расположенных в любой точке земного шара;

– создание и внедрение перспективных научно-технических разработок, в том числе комплекса технических средств мониторинга, информационных технологий обработки данных в действующие и создаваемые системы мониторинга;

– обеспечение информационной защищенности в интересах национальной безопасности при осуществлении мониторинга объектов;

– создание оператора системы, а также использование возможностей системы по обеспечению функционального взаимодействия с зарубежными системами для проведения активной политики на рынке операторских услуг, что позволит повысить экономическую эффективность созданной ССПД и будет способствовать развитию международных связей.

Список литературы

1. *Рогальский В. И.* Аналитический обзор «Российские космические системы местоопределения подвижных средств и передачи цифровых данных». М.: ФГУП «РНИИ КП», 2000.
2. *Селиванов А. С.*, *Рогальский В. И.*, *Дедов Н. В.* Космическая система сбора природоресурсных данных с наземных платформ и определения их местоположения «Курс» // Современные технологии автоматизации, 1997, № 3. С. 36–41.
3. *Сомов А. М.*, *Корнев С. Ф.* Спутниковые системы связи. М.: Горячая линия – Телеком, 2012. 244 с.
4. *Михайлов Р. Л.* Описательные модели систем спутниковой связи как космического эшелона телекоммуникационных систем специального назначения. СПб.: Наукоемкие технологии, 2019. 150 с.
5. Системы спутниковой связи и вещания: Справочно-аналитическое издание / Под ред. Ю. А. Подъездкова. М.: Радиотехника, 2018. 360 с.
6. *Курбанов К. А.*, *Сахно С. И.* Современные зарубежные системы спутниковой связи, обеспечивающие предоставление высокоскоростных услуг связи // Инновационные механизмы решения проблем научного развития: Сб. статей Международной научно-практической конференции. Уфа: ООО «Omega Science», 2017. С. 55–58.
7. *Minoli D.* Innovations in Satellite Communication and Satellite Technology: the Industry Implications OF DVB-S2X, high throughput Satellites, Ultra HD, M2M, and IP.. Secure Enterprise Systems Inc., NY, 2015. 420 p.
8. *Меньшиков В. А.*, *Перминов А. Н*, *Рембеза А. И.*, *Урличич Ю. М.* Основы анализа и проектирования космических систем мониторинга и прогнозирования природных и техногенных катастроф. М.: Машиностроение, 2014. 736 с.
9. *Дорофеев Ю. Б.*, *Матвеев С. В.*, *Рубан Л. Н.*, *Тулисов Д. А.* Использование режима межспутниковой ретрансляции в гидрометеорологической космической системе нового поколения на основе КА «Метеор-МП» // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 4. С. 57–63.
10. *Дорофеев Ю. Б.*, *Матвеев С. В.* Основные принципы функционирования и использования системы сбора, обработки и передачи данных на базе отечественных спутниковых средств // Труды IX научно-практической конференции «Проблемы прогнозирования чрезвычайных ситуаций». М.: Центр «Антистихия», 2009.
11. *Дорофеев Ю. Б.*, *Никушкин И. В.*, *Матвеев С. В.* Особенности функционирования и использования системы сбора, обработки и передачи данных «Курс-М» на базе отечественных спутниковых средств // Ракетно-космическое приборостроение и информационные технологии. 2009–2010. Труды II Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий», посвященной 100-летию со дня рождения М. С. Рязанского, 2–4 июня 2009 г. / Под редакцией Ю. М. Урличича, А. А. Романова. М.: Радиотехника, 2009.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 51–55

РАДИОТЕХНИКА И КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ

УДК 623.624.9 DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4.51.55

Адаптация радиолинии КИС по скорости передачи информации в условиях помех

А. В. Круглов, *д. т. н., профессор, contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
О. И. Хомов, *аспирант, contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В современных командно-измерительных системах широкое распространение получили фазоманипулированные сигналы, которые при относительно простых способах формирования обладают низким уровнем боковых лепестков автокорреляционной функции. Также в последние годы выполнен ряд исследований по реализации принципа построения командно-измерительных систем, основанного на адаптации алгоритмов обработки к свойствам полезных сигналов и помех.

На основании этого принципа разработан алгоритм адаптации радиолинии КИС, позволяющий производить выбор информационных каналов по результатам их анализа на различных скоростях и автоматически подключать выбранный канала, что является актуальной задачей для управления низкоорбитальными космическими аппаратами.

В статье предложена схема приемника с параллельным приемом нескольких информационных каналов с разной скоростью передачи информации. Проведенный анализ автокорреляционных и взаимокорреляционных функций позволил сделать вывод, что полученные данные не противоречат предположениям о возможности реализации адаптивного приемника с выбором информационного канала по скорости.

Показано, что применение такого приемного устройства с алгоритмом выбора и переключения информационных каналов по скорости приема обеспечивает значительный выигрыш по времени передачи информации в сравнении с традиционным приемом и переключением скоростей по командам в условиях сложной помеховой остановки.

Ключевые слова: приемник, канал, радиолиния, помеха, сигнал

Adaptation of the CMS Radio Link According to the Information Rate in the Presence of Interference

A. V. Kruglov, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., contact@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
O. I. Khomov, *postgraduate student, contact@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. In modern command and measurement systems (CMS), phase-shift keyed signals are widespread, which, with relatively simple methods of formation, have a low level of side lobes of the autocorrelation function (ACF). Also, in recent years, a number of studies have been carried out on the implementation of the principle of constructing the CMS, based on the adaptation of processing algorithms to the properties of useful signals and interference.

On the basis of this principle, an algorithm for adapting the CMS radio link has been developed, which makes it possible to analyze information channels at various speeds and automatically connect the selected channel, which is an urgent task for controlling low-orbit spacecraft.

The article proposes a receiver scheme with parallel reception of several information channels with different information transfer rates. The analysis of autocorrelation and cross-correlation functions made it possible to conclude that the data obtained do not contradict the assumptions about the possibility of implementing an adaptive receiver with the choice of an information channel in terms of speed.

It is shown that the use of such a receiving device with an algorithm for selecting and switching information channels according to the reception rate provides a significant gain in information transmission time in comparison with traditional reception and switching of speeds by commands in conditions of complex interference stop.

Keywords: receiver, channel, radio link, interference, signal

Введение

В настоящее время космические радиолинии подвержены воздействию различных типов помех. Воздействие большого количества помех может уменьшить скорость передачи информации и вызвать затруднения в приеме и выделении из сигнала информации радиоэлектронными средствами. Под действием помех радиосистемы перестают быть источником информации, несмотря на их исправность. Можно выделить несколько основных способов борьбы с помехами [1]:

– увеличение энергетического потенциала радиолинии (мощности передатчика, коэффициента усиления антенны);

– снижение уровня собственных шумов приемника;

– снижение уровня внешних помех на входе приемника за счет их компенсации;

– применение совместной обработки помехи и сигнала, основанной на определении различий между полезным сигналом и помехой;

– повышение отношения сигнал/помеха за счет использования помехоустойчивых методов модуляции и кодирования.

Развитие технических решений, обеспечивающих защиту от помех, идет в направлении комплексного применения указанных выше и других методов, однако реализация таких решений требует определенного усложнения аппаратуры.

Одночастотная гармоническая помеха вырезается в относительно узкой полосе частот, а полезная информация полностью восстанавливается по «неповрежденным» участкам спектра. Любая сосредоточенная в спектре помеха на выходе корреляционного приемника преобразуется с использованием псевдошумовых сигналов (ПШС) в широкополосную и эффективно подавляется.

Эффективность работы приемника в условиях помех зависит от выбора вида модуляции, кодирования и методов обработки сигнала в приемнике. Вопросы кодирования и перемежения символов являются самостоятельными направлениями исследований, поэтому остановимся подробнее лишь на проблемах приема выбранных сигналов в условиях помех.

В современных командно-измерительных системах (КИС) широкое распространение получили псевдошумовые сигналы (ПШС), которые при относительно простых способах формирования обладают низким уровнем боковых лепестков (УБЛ) автокорреляционной функции (АКФ). Также в последние годы выполнен ряд исследований по реализации принципа построения КИС, основанного на адаптации алгоритмов обработки к свойствам полезных сигналов и помех [2].

На основании этого принципа разработан алгоритм адаптации радиолинии КИС, позволяющий производить выбор информационных каналов по результатам их анализа на различных скоростях и автоматически подключать выбранный канал, что очень актуально для управления низкоорбитальных КА.

Современное развитие элементной базы и вычислительной техники с применением рекомендации CCSDS [3] (Consultative Committee for Space Data Systems — Консультативного комитета по космическим системам передачи данных) позволят улучшить и повысить помехоустойчивость и сократить время вхождения в связь в командных радиолиниях с ПШС.

Основные принципы работы адаптивного приемника с параллельным приемом нескольких информационных каналов с разной скоростью передачи информации

Как отмечается в [4], «для радиоканалов со сложными сигналами с расширением спектра характерно совместное действие шумовых и структурных помех. В многоканальных системах структурные помехи обусловлены взаимным влиянием каналов, объединяемых в одной радиолинии, а в многоспутниковых системах — взаимным влиянием межспутниковых радиоканалов, работающих в выделенном частотном диапазоне. Кроме того, на радиоканалы со сложными сигналами возможно воздействие преднамеренных структурных помех. Действие шумовых структурных помех является

наиболее сложным для оценки показателей помехоустойчивости передачи информации и синтеза оптимальной обработки принимаемых сигналов».

Помехоустойчивость приема сигнала для широкополосных сигналов (ШПС) определяется базой сигнала, равной отношению полосы информационного сигнала к полосе широкополосного сигнала.

Уровень помех на входе приемника может в несколько раз превышать полезный сигнал. Это может быть результатом действия как шумов естественного происхождения, преднамеренных помех, так и собственных шумов приемника. В связи с этим возникает необходимость создания надежных систем связи, которые могли бы с заданной вероятностью передавать информацию в условиях помех [5]. В качестве такой системы может быть использован корреляционный приемник на основе псевдослучайных последовательностей.

На практике при обнаружении сигнала используется последовательно-параллельная процедура обработки. На рис. 1 приведена структурная схема приемника, осуществляющего параллельный прием сигналов на разных информационных скоростях и автоматическое подключение нужного канала.

Рассмотрим принцип работы разрабатываемого приемника. На вход приемного тракта бортовой аппаратуры поступает командно-программная информация (КПИ). Приемник осуществляет выбор сигнала на нескольких используемых информационных скоростях. Входная смесь сигнала и помехи $y(t)$ поступает в m параллельных рабочих каналов (рис. 1), каждый из них настроен на свою тактовую частоту приема.

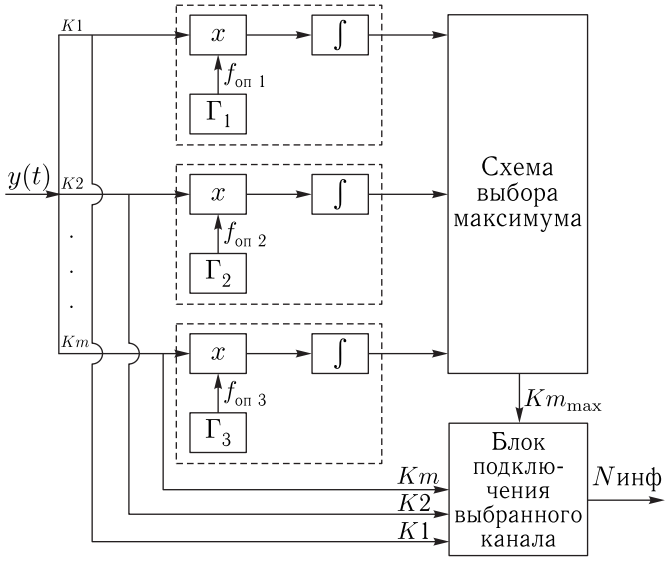


Рис. 1. Функциональная схема параллельного приема сигналов с разными информационными скоростями и автоматическим подключение нужного канала

Полученные отсчеты с корреляционных приемников поступают на схему выбора максимума (СВМ), где сравниваются с порогом. В результате сравнения выдается решение, какой из m сигналов был передан. Решение будет приниматься по максимальным уровням выходного сигнала в одном из выделяемых каналов. Блок подключения выбранного канала (БПВК) автоматически подключает один из m-каналов с выбранной скоростью информации для выделения нужных нам данных.

Предложенный способ приема информации позволяет адаптировать линию по скорости передачи информации. Бортовой приемник анализирует все m-каналов и выбирает канал, на котором работает наземная станция. Факт приема сигнала отражается в квитанционном сигнале.

На этом экономится время переключения скорости передачи командно-программной информации КПИ. Если КПИ на высокой скорости не принимается в БА, то НС переходит на более низкую скорость автоматически без команд.

Алгоритм выбора информационного канала

В радиолиниях КИС могут применяться различные скорости передачи КПИ, например 1 Кбит/с, 8 Кбит/с, 16 Кбит/с, 32 Кбит/с, 128 Кбит/с, 256 Кбит/с. Внешняя помеховая обстановка, которая воздействует на эту радиолинию КИС, требует оперативности к объему доставки информации на борт КА.

В качестве примера КПИ в табл. 1 представлена структура передаваемой информации в соответствии с рекомендациями CCSDS [6].

В соответствии с табл. 1 каждому блоку КПИ предшествует стартовая последовательность, которая передается на той же тактовой частоте, что и информация. По выделению стартовой последовательность можно судить о скорости передаваемой

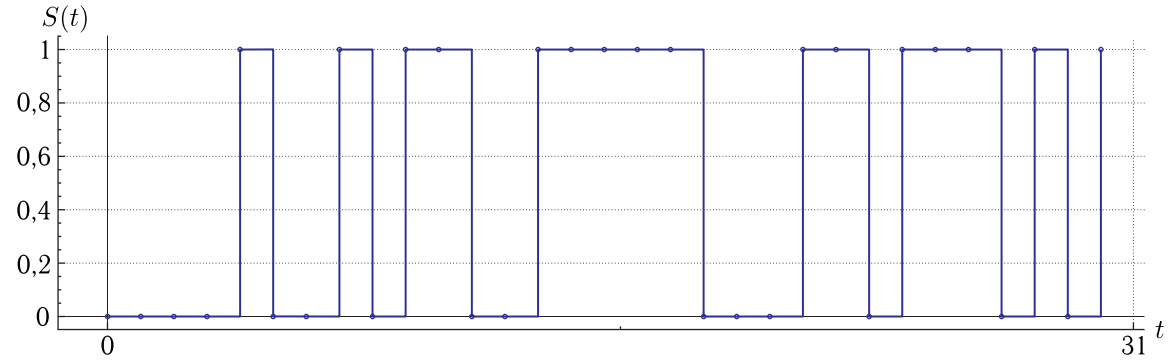


Рис. 2. M-последовательность

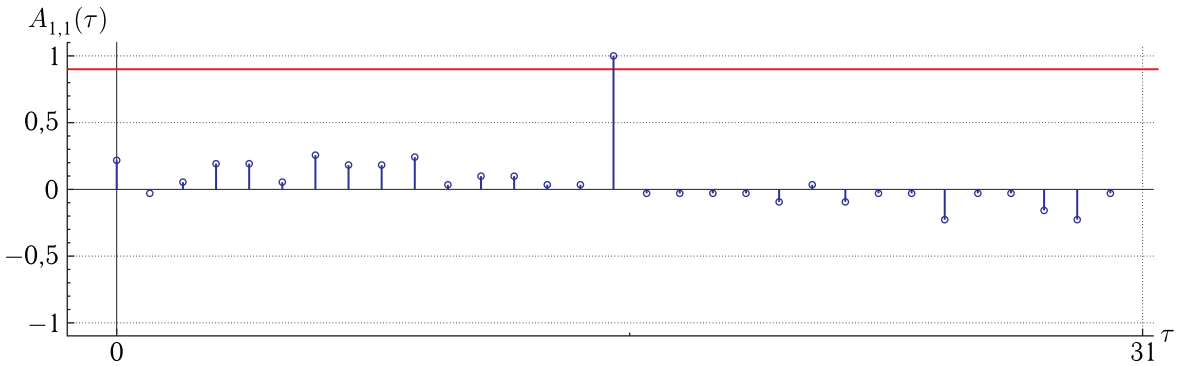


Рис. 3. Автокорреляционная функция для тактовой частоты 1 кГц в первом канале (К1)

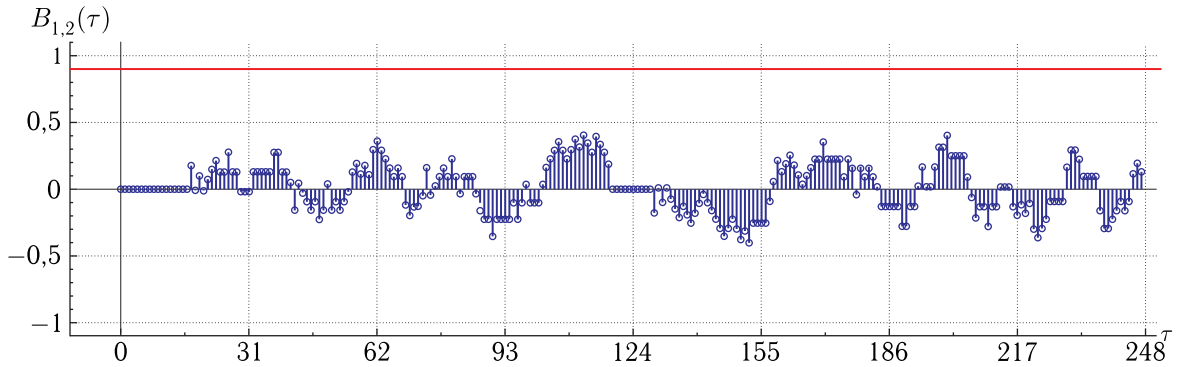


Рис. 4. Взаимокорреляционная функция для тактовой частоты 8 кГц во втором канале (К2)

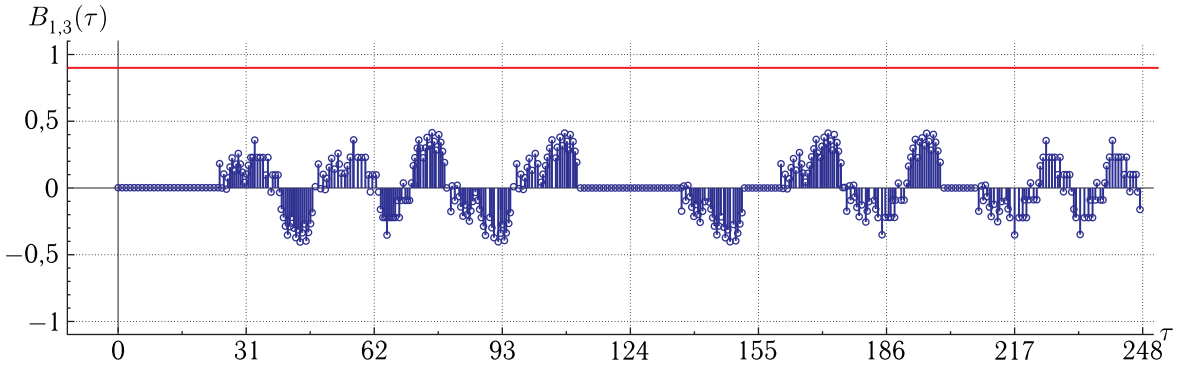


Рис. 5. Взаимокорреляционная функция для тактовой частоты 16 кГц в третьем канале (К3)

Таблица 1. Компоненты блока передачи информации

Блок передачи командного звена		
Стартовая последовательность	Закодированные данные	Завершающая последовательность
31 символ	Кодовый блок	Длина одного кодового блока

информации. В качестве примера выбрана стартовая последовательность, представляющая собой M-последовательность (рис. 2) с периодом $M = 2^5 - 1 = 31$ с соответствующим порождающим полиномом 5-й степени, которые приведены в табл. 2. Решение о выборе канала и, следовательно, скорости передачи информации можно сделать по выделению стартовой последовательности.

Таблица 2. M-последовательность

M-последовательность	Порождающий полином $h(x)$
00001001011001111100011011101 01	$h(x) = x^5 + x^2 + 1$

С помощью программы, написанной на языке программирования C++, были рассчитаны и построены графики для корреляционных функций. Графики, полученные с помощью этой программы, представлены на рис. 2–5.

Анализ функций авто- и взаимокорреляции показывает, что максимальный уровень боковых лепестков АКФ-последовательности (рис. 3) не превышает уровня 0,3 относительно нормированного уровня 1. На рис. 4 и 5 показано, что выбросы взаимокорреляционных функций стартовой последовательности на скоростях 8 и 16 кГц не превышают величину 0,48 от нормированного значения, что даст возможность выделить канал с нужной скоростью передачи.

Заключение

Проведенный анализ автокорреляционных и взаимокорреляционных функций позволил сделать вывод, что полученные данные не противоречат предположениям о возможности реализации адаптивного приемника с выбором информационного канала по скорости.

Применение такого приемного устройства с возможностью адаптации радиолинии КИС к воздействию помех по скорости передачи информации в условиях помех обеспечивает значительный выигрыш по времени передачи информации в сравнении с традиционным приемом и переключением скоростей по командам.

Список литературы

1. *Невдяев Л.* CDMA: Борьба с помехами. Текст: электронный // Сети/Network world: электронный журнал. 2000. № 10. https://www.osp.ru/nets/2000/10/141420 (Дата обращения 18.11.2020).

2. Формирование обобщенных данных. Экспериментальная спецификация CCSDS 551.1-O-1. Текст: электронный // Научные исследования и разработки в области стандартов космических систем связи. Оранжевая книга. 2015, вып. 1. 48 с. https://public.ccsds.org/Pubs/551x1o1e1(R).pdf (Дата обращения 18.11.2020).

3. *Дронов А.Н., Леонов М.С., Круглов А.В. и др.* Алгоритмы синтеза и обработки сигналов, обладающих свойством симметрии в спутниковых системах передачи информации // Цифровая обработка сигналов помехоустойчивых космических радиолиний. Модели, алгоритмы и технические средства. Сборник статей. М.: Радиотехника, 2007. 96 с.

4. *Мальцев Г.Н., Травкин В.С.* Оптимальный прием сложных фазоманипулированных сигналов в спутниковых радиоканалах в условиях внутрисистемных структурных помех // Информационно-управляющие системы, 2006, № 5 (24). С. 36–42.

5. *Ларьков И.В.* Исследование параметров корреляционного приемника псевдослучайных сигналов // Исследования и разработки в области машиностроения, энергетики и управления: материалы XV Международной научно-технической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых, Гомель, 23–24 апреля 2015 г. / Министерство образования Республики Беларусь, Гомельский гос. техн. ун-т им. П.О. Сухого; под общ. ред. А.А. Бойко. Гомель: ГГТУ им. П.О. Сухого, 2015. С. 273–276.

6. Telecommand Part 1 Channel service. Recommendation for Space Data System Standards CCSDS 201.0-B-3. Текст: электронный // Blue Book. Washington, DC: CCSDS. 2000. 42 p. https://public.ccsds.org/Pubs/201x0b3s.pdf (Дата обращения 18.11.2020).

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 56–62

РАДИОТЕХНИКА И КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ

УДК 621.396.679 DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4.56.62

Особенности построения приемо-передающего антенно-волноводного устройства *K*-, *Ka*-диапазонов систем связи

С. И. Бойчук, *rniirs@rniirs.ru*
ФГУП «Ростовский-на-Дону НИИ радиосвязи», г. Ростов-на-Дону, Российская Федерация
В. И. Демченко, *к. т. н., rniirs@rniirs.ru*
ФГУП «Ростовский-на-Дону НИИ радиосвязи», г. Ростов-на-Дону, Российская Федерация
А. Е. Коровкин, *rniirs@rniirs.ru*
ФГУП «Ростовский-на-Дону НИИ радиосвязи», г. Ростов-на-Дону, Российская Федерация
А. В. Шипулин, *rniirs@rniirs.ru*
ФГУП «Ростовский-на-Дону НИИ радиосвязи», г. Ростов-на-Дону, Российская Федерация
Ю. И. Полтавец, *к. т. н., contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Приведены результаты разработки антенно-волноводного тракта, обеспечивающего прием и передачу сигналов в расширенном диапазоне *K-, Ka-* с режимом автосопровождения, реализованном на возбуждении высших типов волн. Определены показатели эффективности облучателя, параметры волноводного устройства выделения сигналов ошибки, частотного дуплексера, фазосдвигающих секций и устройств поляризационного преобразования.

Ключевые слова: антенно-волноводный тракт, диаграмма направленности, гофрированный рупор

Construction Features of the Transceiver Antenna-Waveguide Device of *K/Ka*-Band Communication Systems

S. I. Boychuk, *rniirs@rniirs.ru*
FSUE "Rostov-on-Don Research Institute of Radio Communications", Rostov-on-Don, Russian Federation
V. I. Demchenko, *Cand. Sci. (Engineering), rniirs@rniirs.ru*
FSUE "Rostov-on-Don Research Institute of Radio Communications", Rostov-on-Don, Russian Federation
A. E. Korovkin, *rniirs@rniirs.ru*
FSUE "Rostov-on-Don Research Institute of Radio Communications", Rostov-on-Don, Russian Federation
A. V. Shipulin, *rniirs@rniirs.ru*
FSUE "Rostov-on-Don Research Institute of Radio Communications", Rostov-on-Don, Russian Federation
Yu. I. Poltavets, *Cand. Sci. (Engineering), contact@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The paper presents the results of the development of an antenna and waveguide transmission line providing reception and transmission of signals in the extended *K/Ka*-band with an autotracking mode implemented on the excitation of higher types of waves. The indicators efficiency of the feed, parameters of the waveguide device for extracting error signals, frequency duplexer, phase-shifting sections, and polarization conversion devices were determined.

Keywords: antenna and waveguide transmission line, radiation pattern, corrugated horn

Загруженность линий систем связи в *Ka*-диапазоне с каналами приема и передачи на частотах 19 ГГц и 30 ГГц приводит к необходимости переходить к более высоким значениям частот при создании перспективных систем связи, что позволит увеличить объем передаваемой информации по каналам земных станций спутниковой связи. Для увеличения качества передачи широко используются сигналы ортогональных круговых поляризаций. Применение поляризационного уплотнения в таких системах предполагает обеспечение многодиапазонной зеркальной антенны (МЗА) уровня кроссполяризационной развязки в рабочих диапазонах частот не менее −30 дБ [1]. Для работы в миллиметровом диапазоне частот МЗА должна иметь высокие показатели эффективности, обеспечивающие прием и передачу сигналов в различных погодных условиях [2, 3]. При этом выбор требуемых значений показателей эффективности должен проводиться с учетом возможности обеспечения повышенной точности наведения и удержания максимума диаграммы направленности (ДН), которая с ростом частоты приводит к значительному уменьшению ее ширины.

Очевидно, решение задачи создания высокоэффективного МЗА связано прежде всего с разработкой первичного антенно-волноводного устройства (АВУ). В соответствии с этим в статье исследуются частотные характеристики составных частей АВУ для двухдиапазонной антенны спутниковой связи *K*-, *Ka*-диапазонов.

Цель статьи — оценка возможности разработки АВУ *K*-, *Ka*-диапазонов с кроссполяризационной развязкой не менее 30 дБ и возможностью построения режима автосопровождения на едином рупорном излучателе.

Решаются следующие задачи.

1. Анализ возможности создания совмещенных приемо-передающих АВУ *K*-, *Ka*-диапазонов с характеристиками кроссполяризационной развязки не менее 30 дБ и возможностью построения режима автосопровождения на едином рупорном излучателе.

2. Выбор варианта построения разрабатываемого АВУ, показателей эффективности излучателя, параметров волноводного устройства выделения сигнала ошибки (ВУ ВСО), частотного дуплексера, фазосдвигающих секций и устройств поляризационного преобразования, обеспечивающих максимальную эффективность МЗА.

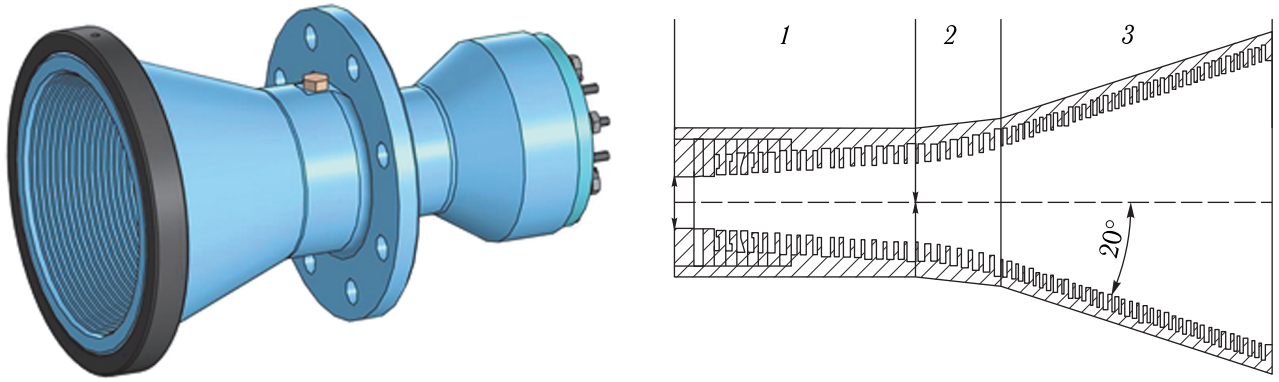
3. Исследование частотных характеристик разработанного приемо-передающего антенно-волноводного тракта.

С целью обеспечения автоматического сопровождения КА, как правило, применяется моноимпульсный метод, основанный на одновременном использовании формируемых зеркальной антенной суммарной и разностной ДН [4]. Для получения суммарно-разностных ДН в основном применяют единый многомодовый гофрированный конический рупор, в котором для возбуждения суммарной ДН используется основной тип волны H_{11}, а для разностных ДН — высшие типы волн E_{01}, H_{01}, H_{21}.

Зеркальные антенны должны содержать в своем составе совмещенный приемо-передающий антенно-волноводный тракт (АВТ), состоящий из последовательно соединенного широкополосного гофрированного рупора, формирующего ДН суммарного и разностного каналов, волноводного устройства для выделения волны высшего типа H_{21} на основе ответвителя моды, а также устройства частотной селекции сигналов премного и передающего каналов (частотный дуплексер) с устройствами поляризационного преобразования круговых поляризаций [5, 6].

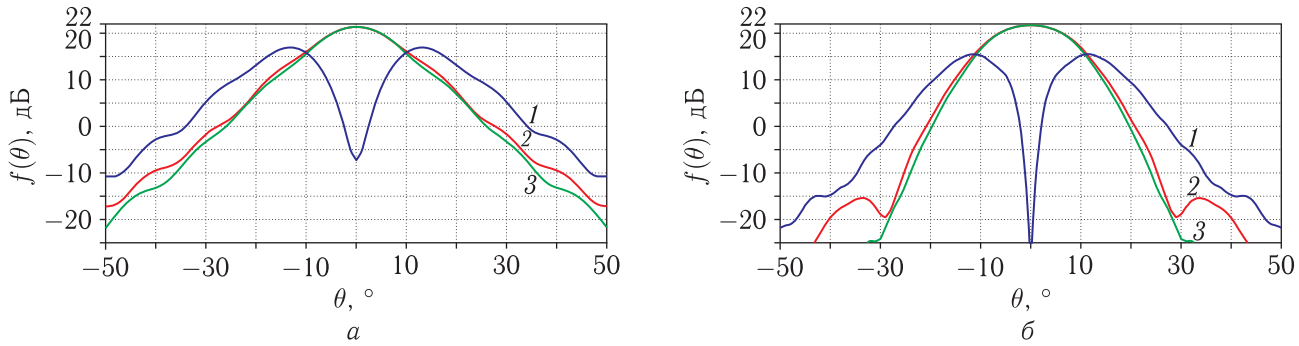
Известные технические решения не обеспечивают выполнения всей совокупности требований, предъявляемых к зеркальным антеннам *K*- и *Ka*-диапазонов земных станций спутниковой связи, в том числе автосопровождения на едином рупорном излучателе.

Для поддержания связи с сопровождаемыми КА станции должны содержать совмещенный приемо-передающий антенно-волноводный тракт с режимом автосопровождения. Представленное АВУ содержит: последовательно соединенные приемо-передающий облучатель с гофрированной внутренней структурой, волноводное устройство ВУ ВСО на основе ответвителя моды H_{21} и устройства сложения, частотный разветвитель и сумматор, устройства поляризационного преобразования — поляризаторы, поляризационные селектора; а также в приемных (суммарном и разностном) каналах расположены полосовые фильтры, предотвращающие попадание передаваемых сигналов в приемный канал.



а *б*

Рис. 1. Облучатель: *а*) общий вид; *б*) внутренняя структура, где *1* — модовый преобразователь, *2* — радиальный переход, *3* — коническая секция



а *б*

Рис. 2. Диаграмма направленности облучателя: *а*) канал приема; *б*) канал передачи, где *1* — разностная ДН, *2* — суммарная ДН в Е-плоскости, *3* — суммарная ДН в *H*-плоскости

В ходе создания АВУ были разработаны все входящие в него волноводные устройства. Оптимизация геометрических параметров внутренней структуры устройств проводилась исходя из обеспечения высоких электрических характеристик МЗА.

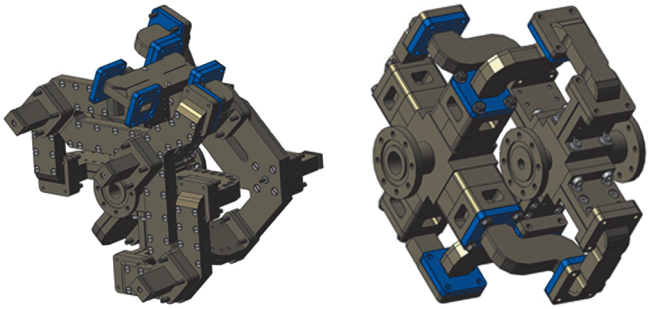
Возбуждение основного и высшего типов волн (H_{11} и H_{21}), а также формирование соответствующей суммарной и разностной ДН достигается исполнением облучателя с волноводным выходом сечения диаметром $1{,}1K\{\lambda_0\}$ и гофрированной внутренней структурой рупорной части облучателя [7]. Общий вид облучателя показан на рис. 1, *а*.

Облучатель представляет собой конический рупор с ребристой внутренней поверхностью, образованной периодической структурой кольцевых канавок, и функционально состоит из модового преобразователя длиной $5K\{\lambda_0\}$ *1*, радиального перехода длиной $1{,}6K\{\lambda_0\}$ *2* и конической секции длиной $4K\{\lambda_0\}$ *3*, образующей его раскрыв. Фазовый центр рупора отстоит на $5K\{\lambda_0\}$ от его раскрыва и меняется с ростом частоты в пределах $4K\{\lambda_0\}$–$6K\{\lambda_0\}$. Внутренняя структура облучателя показана на рис. 1, *б*.

Полученные ДН облучателя на центральных частотах рабочих диапазонов частот представлены на рис. 2.

Полученные ДН облучателя обеспечивают оптимальные характеристики облучения контррефлектора в *K*- и *Ka*-диапазонах частот с углом облучения 18° и в целом позволят добиться высоких энергетических характеристик антенной системы. Наличие разностной ДН с явно выраженным провалом (нулем ДН) в направлении максимума суммарной ДН позволит обеспечить режим автоматического сопровождения АВУ.

Для выделения сигналов ошибки и формирования разностного канала используется ВУ ВСО на основе ответвителя высшей моды H_{21}. Ответвитель моды H_{21} имеет повышенное сечение, что обеспечивает распространение высших типов волн в круглом волноводе и выделение сигналов ошибки на его боковых выходах. Содержит в каждой линии связи прямоугольные щели и не вносит возмущений в суммарный канал. При приеме и передаче сигналов в круглом волноводе ВУ ВСО, наряду с волной высшего типа H_{21}, возбуждается и волна основного типа H_{11}, что обеспечивает формирование разностной и суммарной ДН. Ответвитель моды выполнен на основе круглого волновода сечения $1{,}1K\{\lambda_0\}$ с восемью диаметрально расположенными щелями, формирующими волноводные каналы. Общий вид разработанного ВУ ВСО показан на рис. 3, *а*.



а *б*

Рис. 3. Общие виды: *а*) волноводное устройство выделения сигнала ошибки; *б*) частотный дуплексер

Разветвитель выполнен из последовательно соединенного круглого волновода $0{,}86K\{\lambda_0\}$, конического гладкого перехода с диаметрально расположенными продольными щелями и круглого волновода $0{,}41K\{\lambda_0\}$. Фильтры нижних частот вафельного типа выполнены на основе прямоугольного волновода сечением 11 × 5,5 мм. Сумматор представляет собой конический переход с диаметрально расположенными продольными щелями на круглый волновод $0{,}73K\{\lambda_0\}$.

Общий вид разработанного частотного дуплексера представлен на рис. 3, *б*.

Полученные после проведения моделирования внутренней структуры и отработки изготовленного образца значения коэффициента стоячей волны в *K*-и *Ka*-диапазонах представлены на рис. 4.

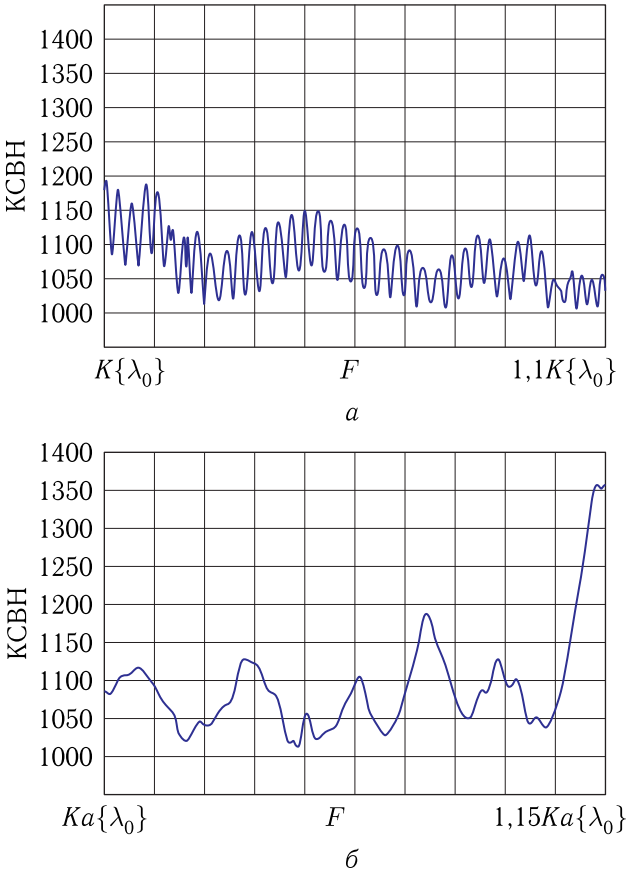


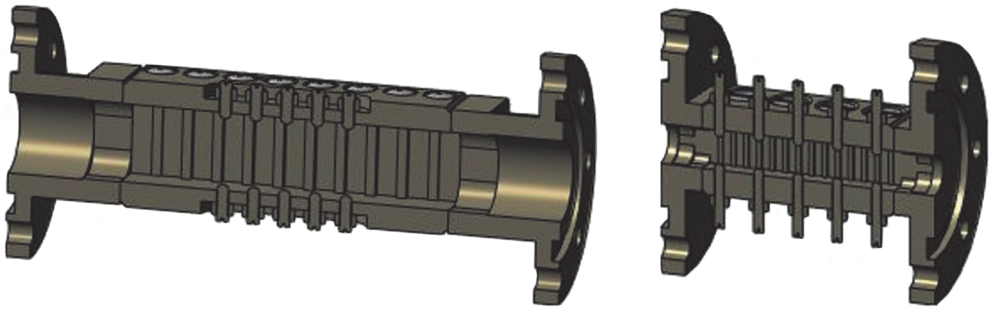
Рис. 4. Коэффициент стоячей волны частотного дуплексера: *а*) *K*-диапазон; *б*) *Ka*-диапазон

Поляризаторы приемного и передающего каналов выполнены с использованием 90-градусных фазосдвигающих секций, состоящих из отрезка квадратного волновода, на двух противоположных стенках которого выполнены периодические гофрированные структуры, а также переходов на цилиндрический волновод диаметром $0{,}73K\{\lambda_0\}$ и $0{,}41K\{\lambda_0\}$ соответственно.

Для осуществления поляризационного преобразования сигналов круговых поляризаций секции поляризаторов устанавливают под 45° к выходам ортомодовых преобразователей. Общие виды поляризаторов представлены на рис. 5.

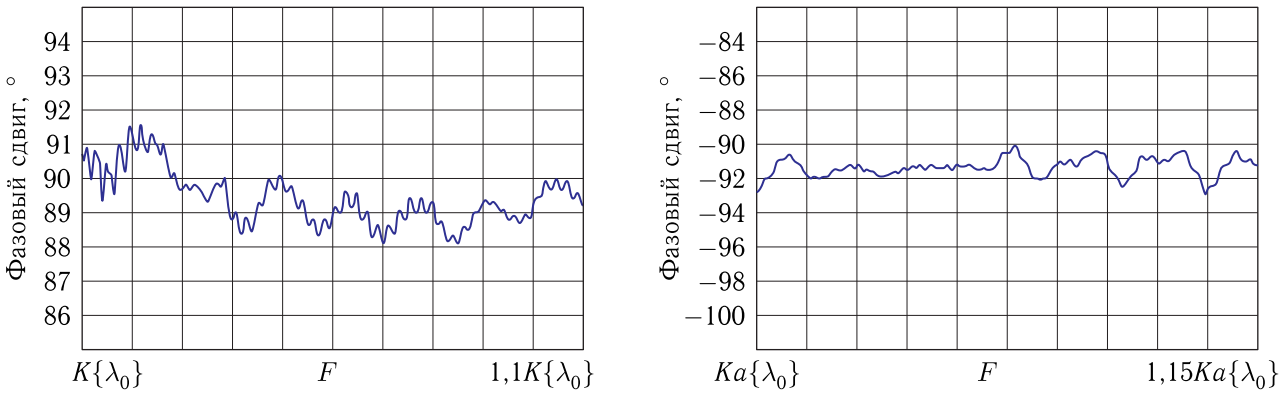
Полученные зависимости дифференциального фазового сдвига от частоты поляризаторов приемного и передающего каналов приведены на рис. 6.

Отклонение значений дифференциального фазового сдвига поляризаторов каналов приема и передачи от 90° составляет не более 1,8° и 2,9°



а *б*

Рис. 5. Общий вид поляризаторов канала приема (*а*) и передачи (*б*)



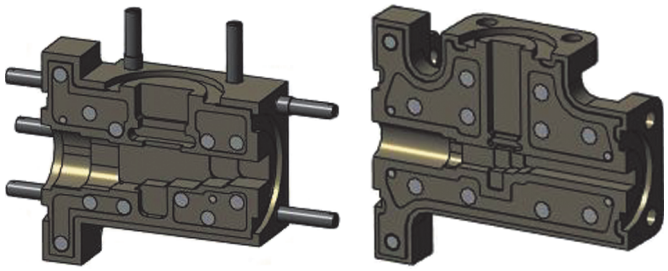
а *б*

Рис. 6. Зависимость дифференциального фазового сдвига поляризаторов приемного (*а*) и передающего (*б*) каналов от частоты

соответственно. Это позволяет добиться требуемых значений кроссполяризационной развязки.

Поляризационные селекторы приемного и передающего каналов выполнены в виде тройников, состоящих конструктивно из двух деталей. Внутренняя структура образована на основе квадратного волновода сечением 11×11 мм в приемном канале и $4{,}3 \times 4{,}3$ мм в передающем каналах, содержит ступенчатый переход на прямоугольный волновод стандартного сечения $11 \times 5{,}5$ мм в приемном канале и $6{,}2 \times 3{,}1$ мм в передающем каналах соответственно. Общие виды селекторов представлены на рис. 7.

По завершению разработки топологии и конструкции входящих устройств был сформирован приемо-передающий антенно-волноводный тракт, обеспечивающий прием и передачу сигналов в *K*-, *Ka*-диапазонах частот с режимом автосопровождения для размещения в МЗА. На рис. 8 представлен общий вид опытного образца АВУ.



а *б*

Рис. 7. Общий вид селекторов приема (*а*) и передачи (*б*)

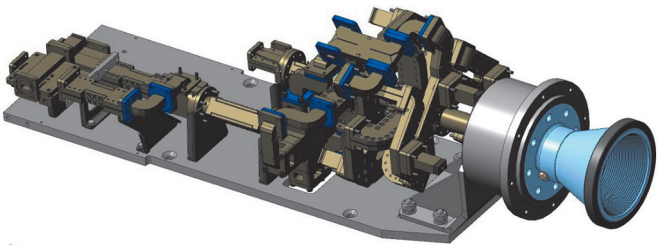
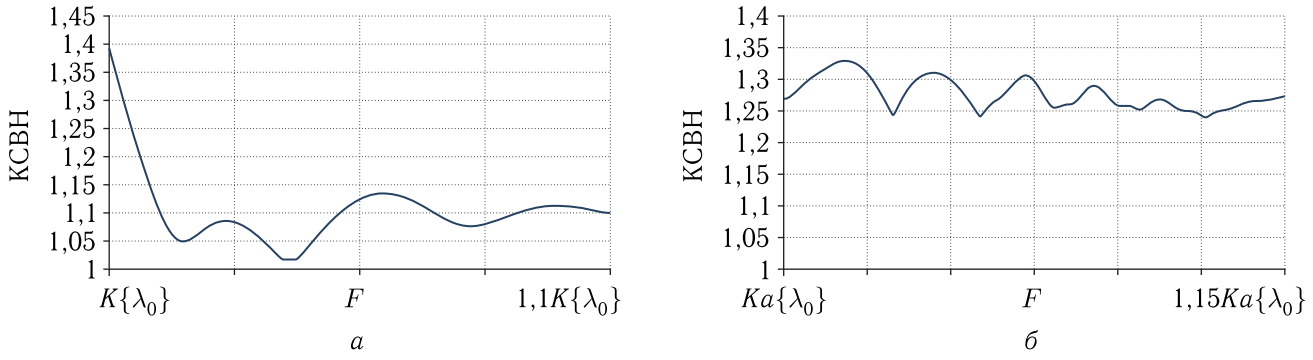
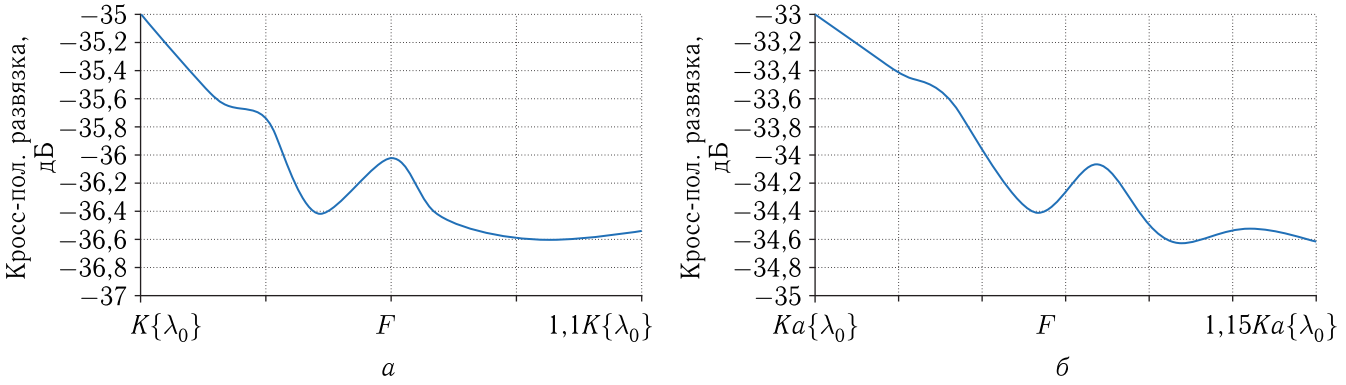


Рис. 8. Общий вид приемо-передающего антенно-волноводного тракта



а *б*

Рис. 9. Коэффициент стоячей волны антенно-волноводного тракта: *а*) по каналу приема; *б*) по каналу передачи



а *б*

Рис. 10. Кроссполяризационная развязка антенно-волноводного тракта: *а*) по каналу приема; *б*) по каналу передачи

Полученные при моделировании высокие характеристики всех устройств, а также технологичная конструкция по результатам изготовления позволили добиться по выходам антенно-волноводного тракта требуемых значений кроссполяризационной развязки и КСВН в режиме приема и передачи ортогональных сигналов круговых поляризациях в *K*-, *Ka*-диапазонах.

На рис. 9 показан уровень согласования изготовленного образца АВУ по каналу приема и передачи. КСВН не превышает значения 1,4.

На рис. 10 приведены графики зависимости измеренных кроссполяризационных развязок АВУ по каналу приема и передачи.

Графики, приведенные на рис. 10, показывают, что кроссполяризационная развязка в канале приема не превышает −35 дБ, а в канале передачи — −33 дБ.

Таким образом, предложенная конфигурация антенно-волноводного тракта *K*-, *Ka*-диапазонов частот с единым рупорным излучателем обеспечивает прием и передачу сигналов ортогональных круговых поляризаций с возможностью автоматического сопровождения КА моноимпульсным методом при работе в составе приемо-передающей МЗА.

Выводы

1. Анализ возможности создания совмещенных приемо-передающих АВУ *K*-, *Ka*-диапазонов с характеристиками кроссполяризационной развязки не менее 30 дБ и возможностью построения режима автосопровожнения на едином рупорном излучателе показал необходимость использования гофрированного рупорного излучателя на повышенном сечении, имеющего сложный преобразователь различных типов волн.

2. Выбор варианта построения разрабатываемого АВУ и входящих в него различных волноводных устройств, в том числе гофрированного рупорного излучателя, должен обеспечивать оптимальный выбор параметров при совокупности заданных требований — полосы частот, кроссполяризационной развязки, потерь по каналам приема

и передачи, возможности формирования суммарно-разностных ДН.

3. Исследование частотных характеристик разработанного приемо-передающего антенно-волноводного устройства показало, что выбранный вариант построения АВУ обеспечивает прием и передачу сигналов *K*-, *Ka*-диапазонов частот, кроссполяризационную развязку 35 дБ и 33 дБ и обеспечивает формирование суммарно-разностных ДН.

Список литературы

1. *Крылов Ю. В.*, *Тайгин В. Б.* Проектирование облучателя в *Ka/Q*-диапазоне на основе «восстанавливающей» схемы // Вестник СибГАУ, 2015, т. 16, № 2. С. 417–422.

2. *Габриэльян Д. Д.*, *Демченко В. И.*, *Коровкин А. Е. и др.* Показатели и критерии эффективности облучающей системы многодиапазонной зеркальной антенны радиоэлектронных комплексов // Вестник воздушно-космической обороны, 2018, вып. 4 (20). С. 24–33.

3. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2019666288. Расчет затухания в атмосферных газах, гидрометеорах / С. И. Бойчук, Л. Н. Козлова, А. Е. Коровкин и др.; заявитель и патентообладатель ФГУП «РНИИРС». № 2019612895; заявл. 21.11.2019; опубл. 06.12.2019.

4. *Коровкин А. Е.*, *Раздоркин Д. Я.*, *Шипулин А. В.* Моноимпульсный облучатель зеркальных антенн на высших типах волн // Антенны, 2012, вып. 9(184). С. 14–18.

5. *Демченко В. И.*, *Косогор А. А.*, *Раздоркин Д. Я.* Методология разработки многодиапазонных зеркальных антенн // Антенны, 2012., вып. 9(184). С. 4–13.

6. *Бойчук С. И.*, *Коровкин А. Е.*, *Раздоркин Д. Я.* Антенно-волноводные устройства с единым рупором для многодиапазонных антенных систем // Радиотехника, 2019, т. 83, № 7 (9). С. 202–208.

7. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ 2018611281. Программа исследования диаграммы направленности гофрированного рупора / С. И. Бойчук, Д. Д. Габриэльян, А. Е. Коровкин и др.; заявитель и патентообладатель ФГУП «РНИИРС». № 2017662418; заявл. 30.11.2017; опубл. 29.01.2018.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 63–73

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

УДК 528.835.042.3 DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4.63.73

Развитие аппаратуры ДЗЗ серии МСУ-МР в части повышения точности радиометрических измерений и расширения ее функциональных возможностей

К. В. Бадаев, *badaev_kv@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Ю. М. Гектин, *к. т. н., доцент, msu-optics@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Ю. Ю. Гулин, *к. т. н., gulin_yy@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
А. А. Зайцев, *zaytsev_aa@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
В. Н. Максин, *maksin.vn@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Н. П. Пузаков, *puzakov.np@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
В. Н. Сахаров, *sakharov_vn@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Д. С. Серебряков, *к. т. н., serebryakov_ds@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
М. Б. Смелянский, *msu-optics@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
А. Г. Фролов, *к. т. н., frolov_ag@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Работа посвящена описанию технической эволюции аппаратуры МСУ-МР, устанавливаемой на космические аппараты серии «Метеор-3М». После запуска каждого следующего космического аппарата серии у коллектива разработчиков появляются новые идеи по модернизации аппаратуры МСУ-МР в целях повышения ее метрологических характеристик. В этой работе подробно описаны как уже апробированные в ходе летных испытаний улучшения аппаратуры МСУ-МР (расширение диапазона измеряемых температур, дистанционная регулировка параметров электронных трактов формирования сигнала и температур имитаторов абсолютно черного тела, усовершенствование методики фокусировки в наземных условиях), так и те, летная апробация которых еще предстоит (дистанционная фокусировка, увеличение холодопроизводительности радиатора имитатора абсолютно черного тела, а также ряд других).

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, спутниковая аппаратура, модернизация аппаратуры, инфракрасный диапазон спектра, радиометрическая точность измерений

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 63–73

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

Evolution of ERS Equipment of the MSU-MR Series as Related to Increasing the Accuracy of Radiometric Measurements and Expanding Performance Capabilities

K. V. Badayev, *badaev_kv@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Yu. M. Gektin, *Cand. Sci. (Engineering), associate professor, msu-optics@spacecorp.rua*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Yu. Yu. Gulin, *Cand. Sci. (Engineering), gulin_yy@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
A. A. Zaytsev, *zaytsev_aa@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
V. N. Maksin, *maksin.vn@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
N. P. Puzakov, *puzakov.np@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
V. N. Sakharov, *sakharov_vn@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
D. S. Serebryakov, *Cand. Sci. (Engineering), serebryakov_ds@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
M. B. Smelyanskiy, *msu-optics@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
A. G. Frolov, *Cand. Sci. (Engineering), frolov_ag@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. This work is devoted to the description of the technical evolution of the MSU-MR equipment installed on Meteor-3M series spacecraft. After the launch of each successive spacecraft of the series, the development team generates new ideas concerning the modernization of the MSU-MR equipment in order to improve its metrological characteristics. This work describes in detail both the improvements of the MSU-MR equipment already tested during flight tests (expansion of the temperature measurement range, remote adjustment of the parameters of electronic signal generation paths and of the temperatures of black body simulators, refinement of the method of laboratory focusing) and of the equipment yet to be subject to flight tests (remote focusing, increasing the cooling capacity of the radiator of the black body simulator, as well as a number of others).

Keywords: Earth remote sensing, satellite equipment, equipment modernization, infrared spectrum, radiometric accuracy of measurements

Введение

5 июля 2019 года в рамках формирования российской группировки спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) [1] на круговую солнечно-синхронную орбиту был успешно запущен космический аппарат (КА) «Метеор-М» № 2-2 производства АО «Корпорация ВНИИЭМ». В числе целевой аппаратуры на борту КА находится многозональное сканирующее устройство малого разрешения МСУ-МР производства АО «Российские космические системы» (далее МСУ-МР 2-2).

Аппаратура серии МСУ-МР предназначена для решения таких гидрометеорологических задач, как определение температуры суши и акваторий, картирование облачности, определение ее высоты и водозапаса и т. д. К настоящему моменту аппаратура МСУ-МР 2-2 успешно прошла летные испытания и принята в штатную эксплуатацию. Основные характеристики аппаратуры МСУ-МР 2-2, подтвержденные в процессе летных испытаний, представлены в таблице. Сейчас к запуску готовится аппаратура МСУ-МР для КА «Метеор-М» № 2-3 (далее МСУ-МР 2-3).

Для аппаратуры серии МСУ-МР это уже четвертый по счету запуск — предыдущие КА серии были запущены в 2009, 2014 и 2017 годах (запуск КА «Метеор-М» № 2-1 в 2017 году закончился неудачей). Устройство и общие принципы функционирования аппаратуры серии МСУ-МР подробно описаны в работе [2], достигаемые точности в определении температур акваторий приведены в работе [3]. Здесь будут описаны доработки, реализованные в аппаратуре МСУ-МР 2-2 и 2-3, а также планируемые усовершенствования последующих приборов этой серии.

Таблица. Основные характеристики аппаратуры МСУ-МР КА «Метеор-М» № 2-2

Наименование параметра	Значение параметра
Средняя высота орбиты, км	832
Полоса обзора в направлении, перпендикулярном направлению полета КА, км	2900
Линейное разрешение на поверхности в подспутниковой точке, км	1,0
Количество каналов	6
Границы спектральных диапазонов в каналах № 1–6, мкм	0,5–0,7 0,7–1,1 1,6–1,8 3,5–4,1 10,5–11,5 11,5–12,5
Диапазон измеряемых эффективных яркостей в каналах № 1–3, Вт/(м^2 · ср):	
• 0,5–0,7 мкм	0–85
• 0,7–1,1 мкм	0–71
• 1,6–1,8 мкм	0–10
Отношение сигнал/шум в каналах № 1–3:	
• 0,5–0,7 мкм	1000
• 0,7–1,1 мкм	800
• 1,6–1,8 мкм	600
Диапазон измеряемых радиационных температур в каналах № 4–6, К:	
• 3,5–4,1 мкм	220–380
• 10,5–11,5 мкм	190–320
• 11,5–12,5 мкм	190–320
Эквивалентная шуму разность температур на уровне 300 К в каналах № 4–6, К:	
• 3,5–4,1 мкм	0,06
• 10,5–11,5 мкм	0,06
• 11,5–12,5 мкм	0,07
Разрядность выходного сигнала, бит	10

Модернизация аппаратуры МСУ-МР для КА «Метеор-М» № 2-2. Оптимизация границ диапазона измеряемых температур в каналах № 4–6

Важнейшей особенностью, впервые реализованной в аппаратуре МСУ-МР 2-2, стало расширение диапазона измеряемых температур в каналах № 4–6. В предыдущих приборах МСУ-МР он составлял 220–320 К во всех трех каналах.

Спектральные диапазоны 10,5–11,5 и 11,5–12,5 мкм предназначены для определения температуры подстилающей поверхности — суши, водной поверхности, льда, облачности и пр. При этом существует ряд объектов, имеющих температуру ниже 220 К (в основном это высокая облачность и полярные шапки). Соответственно их температуру было

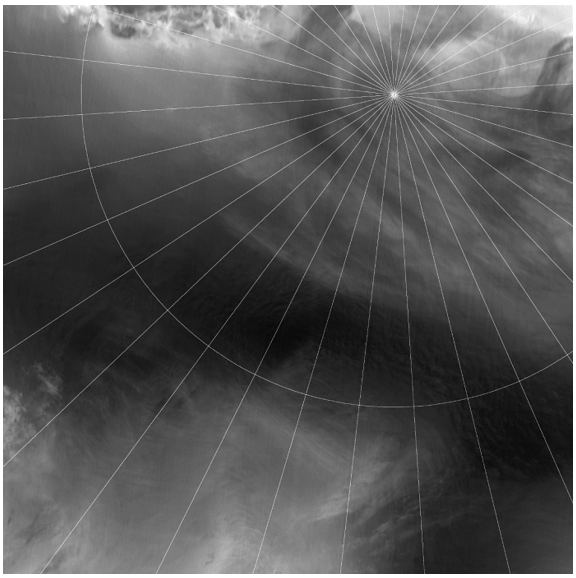


Рис. 1. Фрагмент изображения Южного полюса, полученного в канале № 5 аппаратуры МСУ-МР КА «Метеор-М» № 2-2 23.07.2020

невозможно определить по данным аппаратуры МСУ-МР КА «Метеор-М» № 1 и 2 [4]. При создании аппаратуры МСУ-МР 2-2 нижняя граница диапазона измеряемых температур в каналах № 5 и 6 была понижена до 190 К за счет изменения коэффициентов аналогового усиления сигнала без существенных потерь радиометрического разрешения (рис. 1). Значения сигналов всех зарегистрированных температур переданы без ограничений. Изображение приведено в стереографической проекции, наложена координатная сетка.

Спектральный диапазон 3,5–4,1 мкм оптимально подходит для обнаружения и регистрации очагов пожаров. Поэтому в канале № 4 верхняя граница диапазона измеряемых температур была существенно повышена — до 380 К — для возможности регистрации сигнала от высокотемпературных объектов. Однако, поскольку разрядность выходного сигнала осталась прежней и составляет всего 10 бит, а наряду с расширением температурного диапазона необходимо сохранить высокое радиометрическое разрешение в диапазоне 220–320 К, то в этом канале был реализован нелинейный аппаратно-программный алгоритм формирования выходного сигнала.

В каналах № 4–6 аппаратуры серии МСУ-МР используются линейные фотоприемные устройства (далее ФПУ) с четырьмя фоточувствительными площадками (ЧП) в каждом, ориентированными вдоль направления сканирования [5]. Ранее в каждом из этих каналов использовались идентичные электронные формирователи сигнала, а выходной цифровой сигнал представлял собой просуммированный с необходимыми временными задержками и осредненный сигнал от всех четырех ЧП (цифровой режим временной задержки и накопления). В канале № 4 аппаратуры МСУ-МР 2-2 таким образом формируется усредненный сигнал от первых трех ЧП. Коэффициент аналогового усиления для них соответствует температурному диапазону 220–230 К. Коэффициент усиления сигнала от четвертой ЧП устанавливается существенно более низким, так что верхний уровень температурного диапазона достигает для нее значения 380 К [6]. Конкретные значения коэффициентов аналогового усиления подбираются при наземной настройке.

Теперь операция формирования выходного сигнала в канале № 4 выполняется по следующему алгоритму:

$$U_{\text{вых}} = \begin{cases} \alpha \overline{U}_{\text{ЧП № 1–3}} + \beta U_{\text{ЧП № 4}}, \text{ когда } \overline{U}_{\text{ЧП № 1,2,3}} < U_0, \\ \alpha U_0 + \beta U_{\text{ЧП № 4}}, \text{ когда } \overline{U}_{\text{ЧП № 1,2,3}} \geqslant U_0, \end{cases}$$

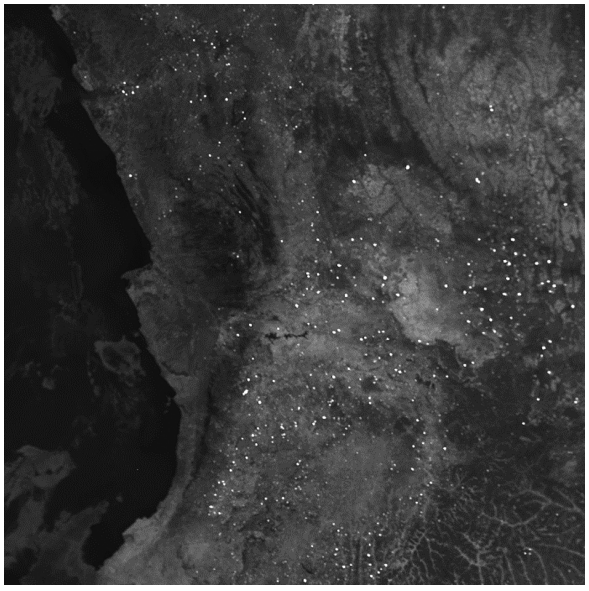


Рис. 2. Фрагмент изображения западного побережья Африки, полученного в канале № 4 аппаратуры МСУ-МР КА «Метеор-М» № 2-2 23.07.2020

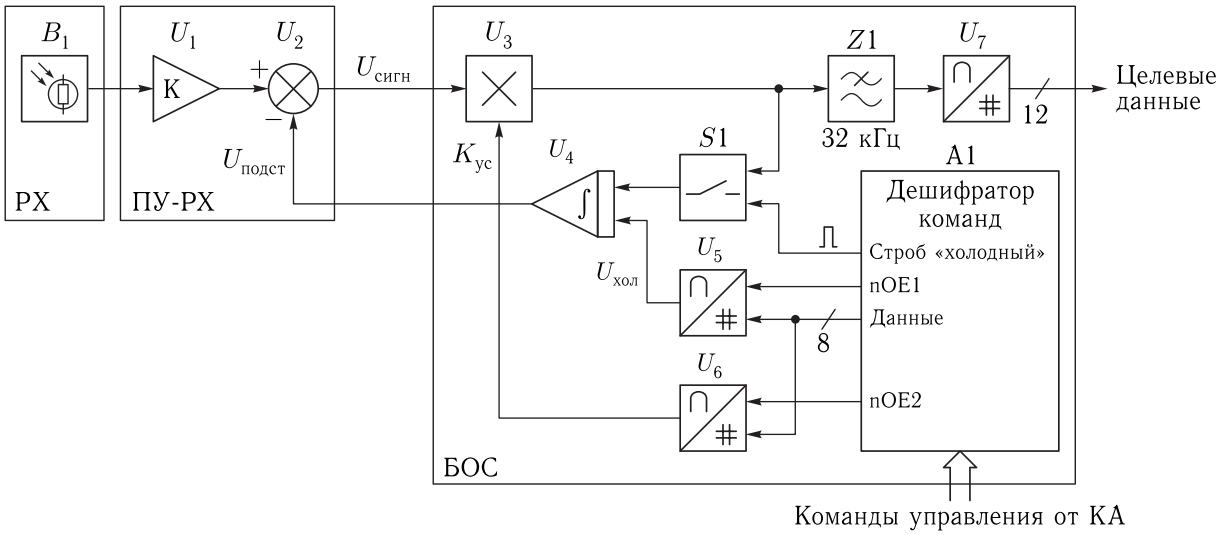


Рис. 3. Функциональная схема аналоговых трактов аппаратуры МСУ-МР 2-2

где $U_{вых}$ — выходной сигнал в канале № 4;

$\overline{U}_{ЧП\ №\,1,2,3}$ — осредненный сигнал от ЧП № 1–3 ФПУ канала № 4 (получаемый с обычным коэффициентом усиления);

$U_{ЧП\ №\,4}$ — сигнал от ЧП № 4 ФПУ канала № 4 (получаемый с пониженным коэффициентом усиления);

U_0 — уровень цифрового ограничения сигнала $\overline{U}_{ЧП\ №\,1,2,3}$;

α и β — постоянные масштабные коэффициенты, используемые при цифровой обработке.

На рис. 2 представлен фрагмент изображения в канале № 4. На изображении хорошо видны очаги пожаров.

Дистанционное регулирование параметров электронных трактов формирования сигнала и температур имитаторов абсолютно черного тела

Опыт эксплуатации аппаратуры МСУ-МР, начиная с ее первого запуска, показал необходимость регулирования в процессе летной эксплуатации коэффициентов передачи усилительных трактов во всех каналах и температур «холодного» и «горячего» имитаторов абсолютно черного тела (далее ИАЧТ-Х и ИАЧТ-Г соответственно). Возможность такой регулировки по командам с Земли была реализована при создании аппаратуры МСУ-МР 2-2.

Для поддержания динамического диапазона сигнала в заданных пределах в каналах № 1–3 аппаратуры серии МСУ-МР реализована автоматическая подстройка значения сигнала нулевой яркости на заданный уровень «черного» путем изменения величины постоянной составляющей сигнала в аналоговом тракте. В каналах № 4–6 подобным образом выполняется подстройка на заданный уровень «холодного» сигнала от ИАЧТ-Х. В аппаратуре МСУ-МР 2-2 реализована возможность изменения значения заданных уровней подстройки сигнала во всем диапазоне шкалы выходного сигнала, а также значения коэффициентов усиления в диапазоне от $K \times 0$ до $K \times 3$ (K — коэффициент усиления предварительного усилителя) с 10-битной точностью. Функциональная схема модифицированных аналоговых трактов аппаратуры МСУ-МР 2-2 представлена на рис. 3.

Назначение блоков, представленных на рис. 3:

- B_1 — приемник излучения;
- ПУ-РХ — предварительный усилитель, состоящий из усилителя U_1 с фиксированным коэффициентом усиления K и усилителя-сумматора U_2, где происходит коррекция уровня «черного» («холодного»);

– БОС — блок обработки сигнала, состоящий из
  - усилителя U_3 с переменным коэффициентом усиления, выполненного на аналоговом перемножителе, управляемого напряжением от цифроаналогового преобразователя (ЦАП) U_6 по коду, переданному с Земли;
  - интегратора U_4, электронного ключа S_1 и ЦАП U_5, формирующих сигнал рассогласования между измеренным уровнем «черного» («холодного») в видеосигнале и заданным по коду с Земли, который поступает в усилитель-сумматор U_2 в качестве управляющего сигнала.

Для обеспечения требуемой радиометрической точности в процессе работы аппаратуры ДЗЗ оптического и ИК-диапазонов необходимо выполнение калибровки. В первую очередь это касается калибровки по бортовым источникам излучения. В инфракрасном диапазоне спектра такими источниками являются имитаторы абсолютного черного тела (ИАЧТ). В аппаратуре серии МСУ-МР для калибровки каналов №4–6 используются ИАЧТ с температурами, достаточно близкими к нижнему (ИАЧТ-Х) и верхнему (ИАЧТ-Г) уровням температурного диапазона.

Блок ИАЧТ-Х (ИАЧТ-Г) представляет собой единую конструкцию с тремя сегментами — по одному на каждый из каналов №4–6. В них используются нагреватели, которые поддерживают температуру излучающей поверхности на определенном уровне, нагревая ее от начального значения до заданного. Начальная температура ИАЧТ-Г соответствует установившемуся значению температуры корпуса прибора — около 15 °С. Начальная температура ИАЧТ-Х составляет от −20 до −15 °С и обеспечивается отводом тепла от блока посредством тепловой трубы к пассивному внешнему радиатору, который излучает эту энергию в космос.

Блок ИАЧТ включает в себя нагревательные элементы R_T, запитанные от бортовой сети (БС), датчики температуры, используемые в обратной связи системы терморегулирования $T^{\circ}_{\text{ос}}$, телеметрические датчики температуры $T^{\circ}_{\text{тм}}$, аналоговую систему терморегулирования. Все эти элементы смонтированы на основании, изготовленном из алюминиевого сплава. Обращенная внутрь приборной полости поверхность основания является излучающей и имеет специальное покрытие с высоким коэффициентом черноты. В предыдущих приборах серии МСУ-МР установка заданных значений температуры осуществлялась при наземной регулировке блока ИАЧТ без возможности ее изменения в процессе летной эксплуатации — 40 °С для ИАЧТ-Г и −13 °С для ИАЧТ-Х. Однако по совокупности внешних и внутренних факторов после вывода КА на орбиту возможны изменения теплового режима МСУ-МР, что приводит к необходимости коррекции температур ИАЧТ. В особенности это касается ИАЧТ-Х, поскольку возможность адекватного регулирования его температуры напрямую зависит от холодопроизводительности радиатора в условиях переменной засветки от Земли и теплопроводности тепловой трубы.

С целью коррекции температуры ИАЧТ в полете в аппаратуре МСУ-МР 2-2 в систему терморегулирования был введен элемент управления заданным значением температуры излучающей поверхности $T_{\text{уст}}$ (рис. 4). Управляющим элементом выступает ЦАП отечественного производства, который задает напряжение установки системы термо-

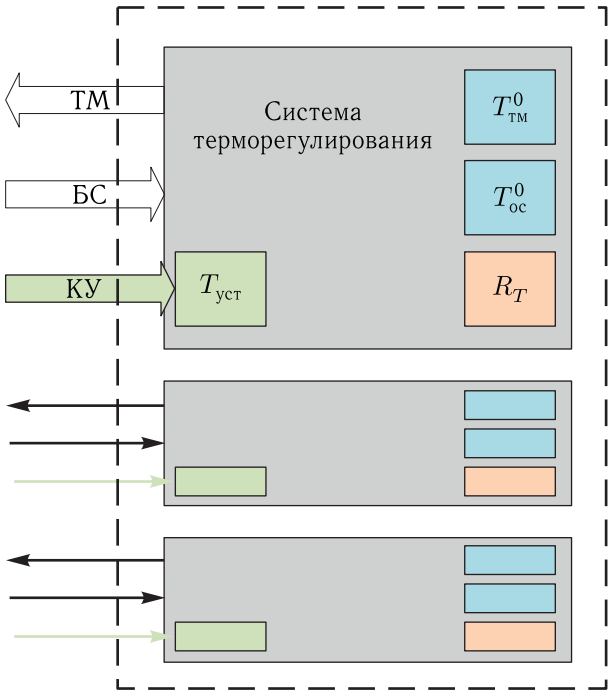


Рис. 4. Функциональная схема блока ИАЧТ аппаратуры МСУ-МР 2-2

регулирования, позволяя стабилизировать температуру излучающей поверхности на заданном уровне в диапазоне от 30 до 60 °С для ИАЧТ-Г и от минимальной температуры −20 °С до 0 °С для ИАЧТ-Х. Управление ЦАП осуществляется путем подачи специальных команд через командную линию КА [7].

В процессе летных испытаний были успешно подтверждены работоспособность и надежность командного управления температурой ИАЧТ-Х. Однако блок управления и обработки сигнала аппаратуры МСУ-МР 2-2 позволяет хранить обновленные настройки только в энергозависимой памяти, то есть после перезагрузки прибора все настройки возвращаются к исходным значениям. В готовящейся к запуску аппаратуре МСУ-МР 2-3 этот недостаток устранен.

Усовершенствованная методика фокусировки каналов № 4–6 аппаратуры МСУ-МР в наземных условиях

Фотоприемные устройства инфракрасного диапазона (ФПУ ИК), примененные в каналах № 4–6 аппаратуры МСУ-МР, требуют для своего функционирования охлаждения до уровня азотных температур — 76–80 К. Поскольку срок активного существования МСУ-МР составляет не менее 5 лет в режиме непрерывной работы, то для охлаждения ФПУ ИК была использована пассивная система радиационного охлаждения (РХ), имеющая практически неограниченный ресурс наработки на отказ. РХ представляет собой сложную конструкцию с несколькими слоями зеркальных экранов и двумя излучающими поверхностями — радиаторами 1-й и 2-й ступеней. На 2-й ступени РХ, где установлены ФПУ ИК, достигается минимальная температура за счет многослойного экранирования лучистых теплопритоков и минимизации кондуктивных теплопритоков, для чего 2-я ступень РХ механически подвешена на тонких нитях-растяжках.

В условиях наземных настроек и испытаний 2-я ступень РХ охлаждается контактно посредством теплообменника, по которому циркулирует жидкий азот. Охлаждение 2-й ступени РХ при нормальном атмосферном давлении привело бы к незамедлительному образованию льда на входных окнах ФПУ ИК. Для предотвращения обмерзания входных окон ФПУ ИК внутренний объем РХ герметизируется и вакуумируется с помощью специального технологического оборудования (далее ВК РХ). При этом внешнее атмосферное давление вызывает деформацию корпуса (основания) РХ, вследствие чего изменяется пространственное положение 2-й ступени и, соответственно, ФПУ ИК относительно фокальных плоскостей объективов.

Поскольку РХ первого МСУ-МР был сравнительно малых габаритов (из-за чего температура ФПУ не достигла заданного значения), то означенные деформации для него были невелики и серьезных проблем с фокусировкой каналов № 4–6 не возникло. Однако в результате существенного увеличения площади РХ для МСУ-МР КА «Метеор-М» № 2 этот эффект оказался заметным. Это стало окончательно понятно в процессе летных испытаний прибора на борту КА «Метеор-М» № 2 — для некоторых каналов изображение оказалось сильно расфокусированным.

На основе теоретического анализа и экспериментальных исследований была разработана и внедрена методика фокусировки каналов № 4–6 в камере пониженного давления.

Суть методики заключается в том, что прибор с установленной ВК РХ помещается в камеру пониженного давления (при нормальном давлении). После достижения рабочей температуры ФПУ ИК воздух из камеры откачивается до давления порядка 20 мм рт.ст. При этом за счет интенсивного кипения жидкого азота в ванне ВК РХ происходит быстрое охлаждение всего объема ванны до температуры его замерзания и кипение прекращается. В этом состоянии выполняется измерение коэффициента передачи модуляции (КПМ) в каналах № 4–6 с помощью оборудования, размещенного внутри вакуумной камеры и включающего в себя зеркальный коллиматор, штриховую миру с дистанционно управляемым устройством перемещения и контроля ее положения и ИАЧТ — осветитель миры (рис. 5). По результатам анализа серии изображений при различных положениях миры относительно фокальной плоскости коллиматора

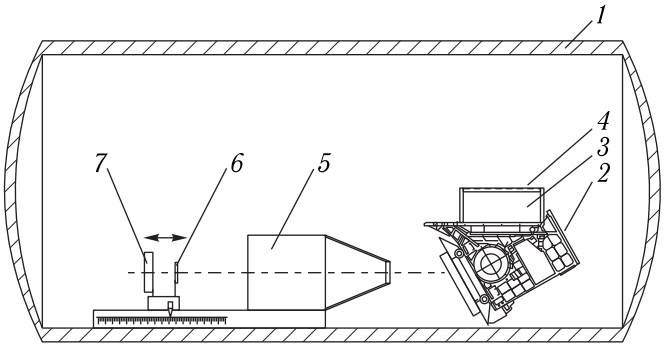


Рис. 5. Схема усовершенствованной лабораторной фокусировки каналов № 4–6 аппаратуры МСУ-МР: *1* — камера пониженного давления; *2* — аппаратура МСУ-МР; *3* — фокальная плоскость объективов каналов № 4–6; *4* — РХ МСУ-МР; *5* — коллиматор; *6* — штриховая мира; *7* — ИАЧТ

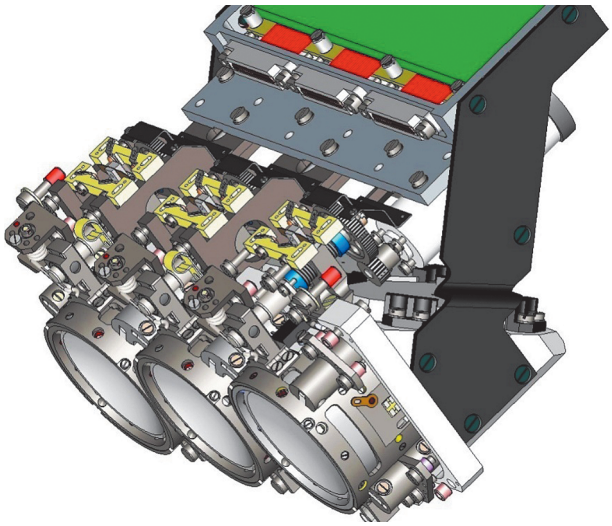


Рис. 6. 3D-модель блока объективов каналов № 4–6 с системой фокусировки

для каждого канала определяется величина поправки, которую необходимо внести в осевое положение объектива канала.

Летные испытания МСУ-МР 2-2 подтвердили целесообразность проведения фокусировки по разработанной методике. Тем не менее достичь предельных значений КПМ, имевших место в наземных условиях, не удалось. Поэтому было принято решение о разработке и введении в состав аппаратуры МСУ-МР, начиная с МСУ-МР 2-3, прецизионной фокусировки каналов № 4–6 на борту КА.

Модернизация аппаратуры МСУ-МР для КА «Метеор-М» № 2-3. Дистанционная фокусировка каналов № 4–6

Важнейшей особенностью, впервые реализованной в аппаратуре МСУ-МР 2-3, стала доработка блока объективов каналов № 4–6. В его состав были введены специально разработанные механизмы на шаговых двигателях, позволяющие проводить прецизионную фокусировку объективов в процессе штатной эксплуатации по командам с Земли независимо для каждого из каналов (рис. 6). Перемещение объективов производится вдоль оптической оси с шагом 0,01 мм в диапазоне ±2,8 мм, чего полностью достаточно для компенсации деформации РХ.

Функциональная схема блока фокусировки представлена на рис. 7. Фокусировка каждого объектива (О) обеспечивается с помощью шаговых двигателей (ШД) путем вращения резьбового, образующего винтовую пару с гайкой, закрепленной на оправе объектива, штока (Ш). С целью получения минимального шага перемещения объектива задействованы два редуктора: встроенный в шаговый двигатель и дополнительный, являющийся частью конструкции. При достижении крайнего положения замыкается механический контакт концевого

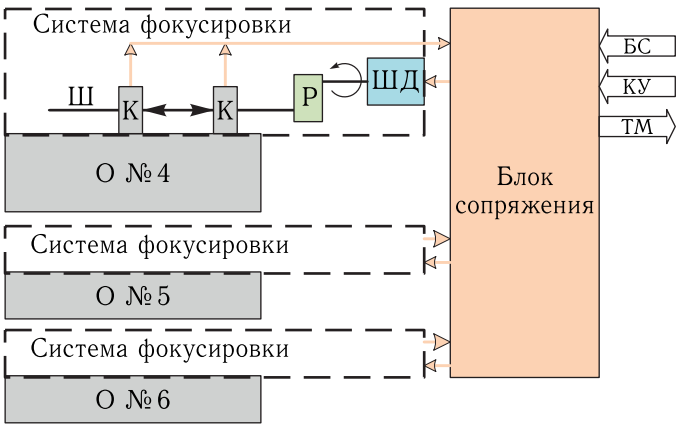


Рис. 7. Функциональная схема блока фокусировки каналов № 4–6

датчика (К), останавливая перемещение. Управление шаговыми двигателями осуществляется индивидуально командами управления — КУ посредством блока сопряжения, запитываемого от бортовой сети — БСКА. В режиме фокусировки последовательно осуществляются выбор двигателя, подача на него питания, установка счетчика шагов и выдача команды на движение на заданное количество шагов в выбранном направлении. При этом положение двигателя телеметрируется и передается в служебной части информационной строки. Положение объектива, обеспечивающее наилучшую фокусировку, определяется путем анализа качества изображения подстилающей поверхности.

Доработка радиатора ИАЧТ-Х

В ходе летных испытаний аппаратуры МСУ-МР 2-2 была выявлена недостаточная холодопроизводительность радиатора ИАЧТ-Х, в результате чего имеет место витковый и суточный ход температуры ИАЧТ, превышающий заданные пределы. По результатам летных испытаний аппаратуры было принято решение о модернизации радиатора ИАЧТ-Х. В аппаратуре МСУ-МР 2-3 площадь радиатора (а значит, и его холодопроизводительность) увеличена на 16,5 %. С целью снижения тепловой нагрузки усилена тепловая развязка радиатора с корпусом прибора, РХ и матами экранно-вакуумной теплоизоляции. Увеличена площадь контакта между радиатором и тепловой трубой. Кроме того, на радиаторе установлены три термодатчика для телеметрического контроля его температуры.

Сохранение настроек ЦАП

В аппаратуре МСУ-МР 2-3 доработана электроника блока управления и обработки сигналов — в него добавлено электрически стираемое перепрограммируемое постоянное запоминающее устройство. Это позволило реализовать функцию сохранения передаваемых с Земли кодов управления с целью оптимизации параметров электронных трактов формирования сигнала и температур ИАЧТ.

Переход от подстройки уровня «холодного» к подстройке уровня «горячего»

Автоматическая подстройка уровня аналогового сигнала на заданное значение позволяет нивелировать изменения постоянной составляющей сигнала. Теоретически, ввиду возможности изменения коэффициента преобразования канала (в частности, в силу приращения чувствительности ФПУ из-за постепенного снижения концентрации водяных паров в газовом облаке вокруг КА, что имеет место в каналах № 4–6), такую подстройку правильно было бы выполнять для средней точки диапазона аналого-цифрового преобразования, чтобы приращение чувствительности приводило к минимальным рискам выхода сигнала за границы диапазона АЦП. Этому условию достаточно хорошо удовлетворяет сигнал от ИАЧТ-Х, поскольку его температура находится вблизи середины основного диапазона измеряемых температур 220–320 К. Однако, поскольку стабильность ИАЧТ-Х зависит от изменения температуры его радиатора, то более качественную автоподстройку уровня сигнала обеспечивает использование в качестве опорного сигнала от ИАЧТ-Г.

В предыдущих приборах серии МСУ-МР не было возможности сохранять вносимые по командам с Земли изменения параметров электронных трактов формирования сигнала и температур ИАЧТ, поэтому производилась автоподстройка по сигналу от ИАЧТ-Х. В аппаратуре МСУ-МР 2-3 уже реализована автоподстройка по сигналу от ИАЧТ-Г. Это позволит добиться большей стабильности постоянной составляющей сигнала. А в случае сильного изменения коэффициента чувствительности ФПУ возможность перепрограммирования ЦАП и сохранения настройки позволит нивелировать этот эффект.

Изменение типа калибровочных ламп системы калибровки каналов № 1–3 и режима их работы

Начиная с аппаратуры МСУ-МР 2-3 в системе бортовой калибровки и каналов № 1–3 будут

использоваться лампы нового типа, прошедшие соответствующую сертификацию. Также изменен режим их работы.

Опыт более чем пятилетнего функционирования аппаратуры МСУ-МР на КА «Метеор-М» № 1 и 2 показал, что деградация калибровочных ламп, вызванная их непрерывным горением, существенно превышает изменение коэффициентов преобразования каналов № 1–3. В аппаратуре МСУ-МР 2-3 калибровочные лампы должны будут работать в следующем режиме: время непрерывного горения — 1 час, период включения — 1 неделя. Такой режим работы позволит существенно сэкономить их ресурс, а значит, повысить точность калибровки каналов № 1–3 на длительном интервале. Отсутствие калибровки в течение того времени, когда лампы выключены, не скажется на точности калибровки, поскольку высокочастотные помехи в этих каналах отсутствуют, а на коррекцию долговременного тренда коэффициента преобразования канала это не повлияет.

Экспериментальный режим «кругового обзора»

Согласно своему назначению, аппаратура серии МСУ-МР снимает подстилающую поверхность в угле обзора 110° с центром в подспутниковой точке в направлении, перпендикулярном движению КА. Этот угол обзора формируется за счет непрерывного вращения двухстороннего плоскопараллельного сканирующего зеркала. В аппаратуре МСУ-МР 2-3 реализован экспериментальный режим «кругового обзора» — передачи сигнала, регистрируемого в угле обзора 110° с последовательным сдвигом центра угла обзора на 72° каждые 64 строки изображения (приблизительно каждые 10 секунд). Такой режим позволяет последовательно получить изображение всего внутреннего пространства прибора в каждом канале. Основная цель использования режима — поиск паразитных засветок (в том числе от подстилающей поверхности) для выработки рекомендаций по дальнейшей модернизации аппаратуры МСУ-МР.

Перспективы дальнейшей модернизации аппаратуры серии МСУ-МР. Доработка ИАЧТ-Х и его радиатора

Конкретные шаги должны быть направлены на повышение радиометрической точности. На сегодняшний день очевидно, что существующая система «холодной» калибровки имеет два недостатка, вносящих неопределенность в измеряемые характеристики. Один из них связан с недостаточно высокой степенью черноты излучающей поверхности ИАЧТ (коэффициент черноты $\varepsilon \approx 0{,}97$). При наличии переменной засветки рабочей поверхности излучением от Земли, которая не может быть устранена в рамках существующей конструкции аппаратуры, это приводит к неопределенности фактической радиационной температуры ИАЧТ-Х [8]. Повышение коэффициента ε до значения порядка 0,99 может быть достигнуто за счет формирования на излучающей поверхности особого профиля и применения известных в настоящее время специальных покрытий.

Второй недостаток системы холодной калибровки заключается в наличии колебаний термодинамической температуры ИАЧТ-Х. Причина аналогична: это засветка радиатора излучением от Земли, интенсивность которого изменяется в витковом и суточном ходах. Дополнительная тепловая нагрузка на радиатор может составлять, по оценке, от 6 до 12 Вт. Существенное снижение этой нагрузки может быть обеспечено за счет введения в состав конструкции радиатора экранов-отражателей.

Повышение точности поддержания заданной температуры ИАЧТ-Х до значений ~0,05 К может быть реализовано путем двухконтурного регулирования. Первый, грубый контур должен располагаться в зоне теплообмена тепловой трубы с радиатором. Его задача — поддержание постоянной температуры в этой зоне с относительно невысокой точностью, порядка ±0,5 К. Входящий в состав ИАЧТ-Х второй контур должен отслеживать эти колебания. Повышенная точность достигается за счет того, что этот регулятор должен работать в узком диапазоне изменения мощности.

Дистанционное изменение и сохранение всех настроек блока управления и обработки сигнала

По аналогии с механизмом дистанционного изменения и сохранения настроек ЦАП необходимо реализовать те же возможности и для других констант, используемых в работе прибора.

Заключение

Эволюция аппаратуры серии МСУ-МР — показательный пример того, как в процессе эксплуатации приборов выявляются их существенные особенности и конструктивные просчеты, которые впоследствии устраняются. Этот эволюционный процесс позволяет выявить наиболее удачные конструктивные решения и использовать полученный опыт для разработки новой, более совершенной аппаратуры.

Список литературы

1. Концепция развития российской космической системы дистанционного зондирования Земли на период до 2025 года. М.: Роскосмос, 2006. 77 с.
2. *Акимов Н.П.*, *Бадаев К.В.*, *Гектин Ю.М. и др.* Многозональное сканирующее устройство малого разрешения МСУ-МР для космического информационного комплекса «Метеор-М». Принцип работы, эволюция, перспективы // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, вып. 4. С. 9–13.
3. *Алексанин А.И.*, *Гектин Ю.М.*, *Дьяков С.Е. и др.* Учет влияния криоосадков при калибровке ИК-каналов радиометра МСУ-МР // Исследование Земли из космоса, 2018, № 1. С. 1–9.
4. *Киселева Ю.В.*, *Рыжаков А.В.*, *Козлов Д.А.*, *Рублев А.Н* Контроль калибровки ИК-каналов сканера МСУ-МР по данным наземных измерений полярных полигонов // Международная школа-конференция молодых ученых «Климат и эколого-географические проблемы Российской Арктики». 4–10 сентября 2016, г. Апатиты. Сб. тезисов докладов. Электросталь: Изд-во ООО «КАЭМ», 2016. С. 100.
5. Патент № 2306583 Российской Федерации, G02B 23/12 (2006.01). Многозональное сканирующее устройство для дистанционного получения изображений в широком угле обзора: № 2005138576/28: заявлено 12.12.2005: опубл. 20.09.2007 / Н.П. Акимов, Ю.М. Гектин, М.В. Новиков, М.Б. Смелянский.
6. *Андреев Р.В.*, *Гектин Ю.М.*, *Зайцев А.А. и др.* Способ регистрации высокотемпературных объектов аппаратурой ДЗЗ с применением модифицированной передаточной характеристики приемного тракта // Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли. Москва, 2016.
7. *Фролов А.Г.*, *Серебряков Д.С.*, *Пузаков Н.П. и др.* Программно-аппаратная реализация компенсации воздействия дестабилизирующих факторов на опорные источники излучения и тракт формирования видеосигнала в составе аппаратуры ДЗЗ // VIII Всероссийская научно-техническая конференция «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий». Сб. трудов. М.: АО «Российские космические системы», 2016.
8. *Гектин Ю.М.*, *Герасимов Д.Д.*, *Зайцев А.А. и др.* Анализ внешних воздействий на систему бортовой калибровки низкоорбитальной аппаратуры дистанционного зондирования в инфракрасном диапазоне // 59-я научная конференция МФТИ с международным участием. Тезисы докладов (Москва, 21–26 ноября 2016 г.). Москва, 2016. http://conf59.mipt.ru/static/reports_pdf/2707.pdf

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 74–82

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

УДК 620.171 DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4.74.82

Об уровнях вибрационных воздействий при испытаниях бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов

А. С. Левченко, *к. т. н., levchenko_as@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рост требований к сроку службы и безотказности бортовой радиоэлектронной аппаратуры приводит к необходимости более глубокой и эффективной экспериментальной отработки. В то же время отсутствие зачастую даже двух образцов аппаратуры для проведения испытаний делает задачу подтверждения ее прочностных характеристик трудновыполнимой ввиду разбросов свойств материалов и техпроцессов. В данной работе изложена методика проведения вибрационных испытаний бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов, позволяющая по результатам испытаний одного опытного образца подтвердить прочность произвольного образца данного прибора с высоким уровнем доверия. Определены коэффициенты запаса для разных этапов испытаний аппаратуры при вибрационных испытаниях, которые необходимы для обеспечения заданной вероятности выявления конструктивных дефектов. Произведено сравнение предложенной методики с современными иностранными нормативными документами по испытаниям бортовой аппаратуры космических аппаратов. Предлагаемая методика позволяет гибко подходить к подбору уровней вибрационных испытаний, поскольку позволяет учесть при определении объемов испытаний конструктивные особенности аппаратуры, влияющие на разброс ее прочности от образца к образцу.

Ключевые слова: вибрационные испытания, испытания на прочность, случайная широкополосная вибрация, бортовая аппаратура космических аппаратов

Levels of Vibration Impact during Testing of Spacecraft Avionics Equipment

A. S. Levchenko, *Cand. Sci. (Engineering), levchenko_as@spacecorp.ru*
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Abstract. The tightening of avionics lifetime and reliability requirements necessitates a profound and efficient experimental method. At the same time, the not infrequent absence of even two equipment samples for conducting tests (considering the variation of properties of materials and technological processes) makes the problem of confirming hardware strength characteristics difficult to solve. The present paper describes a methodology for vibration tests of spacecraft onboard electronics that allows us to reliably confirm the strength of a random sample of the given equipment based on the testing of a single test specimen. Safety margins for different stages of equipment vibration testing are determined. These margins are necessary to ensure the given probability of design defect detection. The proposed methodology is compared with current foreign regulatory documents dedicated to testing spacecraft onboard electronics. The proposed method allows a flexible approach to the selection of vibration test levels since it takes into account the design features of the equipment affecting strength spread from sample to sample during the determination of the scope of required tests.

Keywords: vibration tests, strength test, random broadband vibration, spacecraft onboard equipment

Введение

Специфика факторов, действующих на бортовую радиотехническую аппаратуру космических аппаратов (КА), определяет сложную структуру наземной отработки этого класса аппаратуры. Одной из особенностей эксплуатации такой аппаратуры является воздействие на нее на этапе выведения кратковременной (не более 10 минут) вибрации с достаточно высокими уровнями спектральной плотности виброускорения.

В мировой практике существуют два подхода к отработочным испытаниям аппаратуры в зависимости от количества образцов:

1. На отработочные испытания может быть выделено большое количество образцов. В этом случае испытания на стойкость к воздействию внешних воздействующих факторов (ВВФ) проводятся подобно испытаниям на надежность, при которых выявляются статистические свойства совокупности аппаратуры, а нормы испытаний могут принимать значения, равные эксплуатационным.

2. На отработочные испытания аппаратуры выделяется малое или среднее количество образцов. В космическом приборостроении этот подход применяется как в России, так и в США и Европе. В этом случае на отработочные испытания выделяется недостаточно образцов для того, чтобы выявить статистические свойства совокупности аппаратуры. При этом на испытание может поступить образец с большими запасами прочности по ВВФ, а в эксплуатацию — не имеющий запасов, в силу чего единственный путь гарантировать работоспособность любого экземпляра аппаратуры, изготовленного по разработанной конструкторской документации (КД), — это испытать с повышенными значениями ВВФ относительно требований технического задания [1, 2]. Данный подход реализуется в российских государственных стандартах на бортовую аппаратуру КА 5 класса, американских нормативно-технических документах (MIL-STD-1540, MIL-HDBK-340A), стандартах Европейского космического агентства — ЕКА (ECSS-E-ST-10-02C, ECSS-E-ST-10-03C).

В ЕКА на испытания выделяется до 4–5 комплектов аппаратуры, из них на отработочные испытания — до 3–4 образцов [3]. Разработчик проводит большие объемы испытаний на стойкость к ВВФ, в том числе до разрушения, чтобы получить максимальный объем информации об аппаратуре. На одном или двух образцах проводятся приемочные (квалификационные по классификации ЕКА) испытания с контролем заказчика, объем которых определяется исходя из конкретной ситуации: достигнутого уровня качества и надежности, уровня новизны аппаратуры.

Особенностью наземной экспериментальной отработки бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов (БРА КА) РФ в современных условиях является невозможность выделить для отработки более чем два комплекта аппаратуры. Поскольку в отработку, кроме испытаний на климатические и механические ВВФ, входят испытания на радиационную стойкость и ресурсные испытания, фактически на отработочные механические испытания поступает только один образец.

В условиях унификации БРА КА, когда однократным проведением испытаний необходимо обеспечить качество аппаратуры, которая может изготавливаться серийно на различных заводах в течение многих лет, единственным способом организации испытаний БРА является испытание на одиночных образцах с величинами воздействий, увеличенными на коэффициент запаса, что позволяет покрыть разброс параметров применяемых компонентов, материалов и прочие вариации свойств аппаратуры, изготавливаемой в дальнейшем по отработанной документации.

В работе рассматривается необходимый уровень запаса нагрузок при испытаниях БРА КА на стационарную вибрацию для обеспечения ее качества и надежности.

Методика проведения вибрационных испытаний БРА КА

Методика проведения вибрационных испытаний БРА КА должна исходить из того, что на механические испытания предоставляются один или два образца аппаратуры, ни на одном из которых невозможно проведение механических испытаний до отказа, поскольку эти образцы должны впоследствии проходить другие этапы испытаний,

такие как ресурсные испытания или испытания на радиационную стойкость. Как следствие, такая методика должна учитывать факторы, влияющие на разброс прочности между образцами приборов. Существуют три базовых фактора, влияющих на разброс прочности аппаратуры:

- разброс материалов по числу циклов вибронагружения до разрушения [4, с. 510–519];
- разбросы резонансных частот конструктива;
- разбросы добротностей элементов конструктива, вызванные разбросом жесткостей и демпфирующих свойств материалов.

Упомянуты данные факторы по той причине, что их влияние невозможно минимизировать при входном контроле и дополнительных испытаниях материалов и ЭКБ. Разброс материалов по числу циклов вибронагружения до разрушения и разбросы резонансных частот не требуют увеличения уровня нагрузки при испытаниях, а требуют только увеличения длительности испытательного режима относительно эксплуатационного. В данной работе будет рассматриваться только влияние разбросов добротностей элементов конструктива на необходимые уровни спектральной плотности виброускорения и амплитуды синусоидальной вибрации, поэтому вопросы продолжительности воздействия при вибрационных испытаниях в рамках данной статьи не рассматриваются. При выборе продолжительности испытаний следует руководствоваться требованиями отраслевых нормативных документов.

Рассмотрим влияние разброса добротностей элементов конструктива на требуемые уровни воздействий при вибрационных испытаниях. На прибор со стороны посадочной поверхности космического аппарата воздействует случайная широкополосная вибрация (СШВ), описываемая спектральной плотностью виброускорения $S_{\text{экспл}}(f)$, которая представляет собой функцию частоты. Можно определить эффективное (действующее) значение действующей на прибор СШВ как

$$g_{\text{эфф}} = \sqrt{\int\limits_{f_{\text{н}}}^{f_{\text{в}}} S(f)\,df}.$$

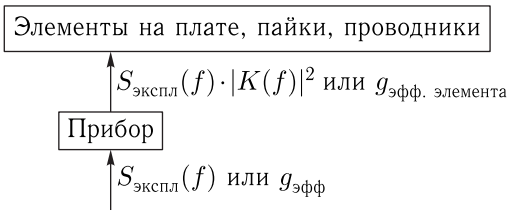


Рис. 1. Спектральная плотность виброускорения с учетом резонансных свойств аппаратуры

Если установить вибродатчики внутри прибора, можно увидеть, что на элементе (плате, пайке, ЭРИ, проводнике) прибора спектр СШВ отличается от входного [5] (рис. 1):

$$S_{\text{элемента}}(f) = S_{\text{экспл}}(f)\cdot|K(f)|^2, \qquad (1)$$

где $|K(f)|$ — модуль амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) конструктива в исследуемой точке. Здесь следует заметить, что в различных точках прибора АЧХ будет различна. Тогда можно определить эффективное (среднеквадратичное) значение действующей на элемент прибора случайной вибрации, описываемый как резонатор с одной степенью свободы, как

$$g_{\text{эфф. элем}} = \sqrt{\int\limits_{f_{\text{н}}}^{f_{\text{в}}} S(f)\cdot|K(f)|^2\,df} = \sqrt{\frac{\pi}{2}\cdot S_{\text{экспл}}(f_{\text{р}})\cdot f_{\text{р}}\cdot Q_{\text{р}}}, \qquad (2)$$

где $f_{\text{р}}$ — собственная частота резонатора, $Q_{\text{р}}$ — коэффициент динамичности на резонансной частоте. При этом для различных экземпляров прибора коэффициент динамичности различается зачастую в разы из-за разбросов свойств материалов, моментов затяжек винтов и т. п.

Анализ результатов испытаний на большой выборке бортовых радиоэлектронных приборов, проведенный при выполнении научно-исследовательских работ в 1980-х годах, показал, что коэффициенты динамичности имеют распределение, близкое к усеченному по уровню $\pm 3\sigma$ нормальному распределению (рис. 2).

При таком распределении чаще всего с завода выходят образцы одного и того же прибора,

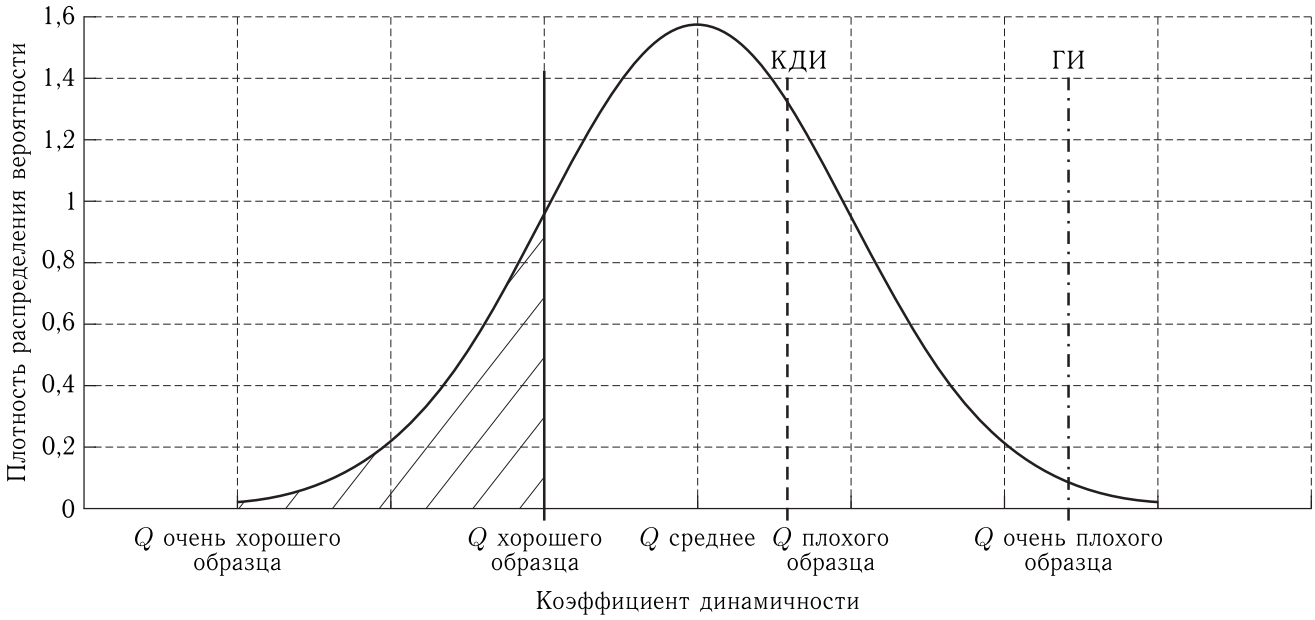


Рис. 2. Распределение коэффициентов динамичности для различных экземпляров одного прибора

имеющие средние прочностные характеристики, однако возможно появление как образцов с низким коэффициентом динамичности (далее «хороший» образец), так и образцов с высоким коэффициентом динамичности (далее «плохой» образец). Элементы (например, электрорадиоизделия, пайки, клеевые соединения и т. д.) «плохого» образца прибора получают механическую нагрузку, существенно большую, чем элементы «хорошего» прибора. Если на испытания попадает «хороший» образец (отмечен сплошной вертикальной линией на рис. 2), то такие испытания позволяют подтвердить прочность только 16 % из изготовленных образцов прибора. Естественно, в реальных условиях определить, какой из образцов попал на испытания, невозможно, однако это и не требуется при использовании предлагаемой методики.

Для того чтобы подтвердить прочность любого образца прибора, изготовленного по отработанной конструкторской документации, нужно при проведении испытаний учесть возможные разбросы коэффициента динамичности. Поэтому при проведении испытаний на одном образце следует предполагать, что он обладает низкими коэффициентами динамичности и увеличить $S_{\text{экспл}}(f)$ в α^2 раз до уровня $S_{\text{испытат}}(f)$ таким образом, чтобы виброускорение на элементах испытуемого прибора $S_{\text{элем}}^{\text{испытат}}$ было таким же, как и в худшем случае:

$$\alpha^2 = \frac{S_{\text{испытат}}(f)}{S_{\text{экспл}}(f)} = \frac{|K_{\text{плохого}}(f)|^2}{|K_{\text{хорошего}}(f)|^2} = \left(\frac{Q_{\text{р}}^{\text{среднее}} + K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)\sigma_Q}{Q_{\text{р}}^{\text{среднее}} - K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)\sigma_Q}\right)^2,$$

где $K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)$ — квантиль усеченного нормального распределения уровня γ, σ_Q — дисперсия разброса коэффициента динамичности, $Q_{\text{р}}^{\text{среднее}}$ — средний уровень коэффициента динамичности по образцам данного прибора. Определение $Q_{\text{р}}^{\text{среднее}}$ для конкретного прибора — это задача невыполнимая, поэтому следует избавиться от него, заменив на коэффициент вариации как статистическую характеристику с наименьшей дисперсией по генеральной совокупности:

$$\alpha^2 = \left(\frac{Q_{\text{р}}^{\text{среднее}} + K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)\sigma_Q}{Q_{\text{р}}^{\text{среднее}} - K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)\sigma_Q}\right)^2 = \left(\frac{1 + K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)\frac{\sigma_Q}{Q_{\text{р}}^{\text{среднее}}}}{1 - K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)\frac{\sigma_Q}{Q_{\text{р}}^{\text{среднее}}}}\right)^2 = \left(\frac{1 + K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)V_Q}{1 + K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)V_Q}\right)^2, \quad (3)$$

где V_Q — коэффициент вариации по коэффициенту динамичности, используется по причине того, что слабо меняется от одного типа прибора к другому.

Для радиоэлектронных приборов, разрабатываемых в 1980-х годах, значение V_Q, определенное по большой выборке различных типов приборов, составляло 0,15. Естественно, что применяемые в современных приборах конструктивные решения требуют пересмотра величины V_Q. К сожалению, ввиду того, что на отработочные механические испытания БРА КА последние десять лет редко поступает больше двух образцов, набрать достаточно статистики для оценки коэффициента вариации по выборке для современных приборов пока не удалось. Однако даже имеющаяся статистика показывает, что это значение превышает 0,15. Например, коэффициенты динамичности трех образцов типичного для радиоэлектронного прибора элемента конструкции при одной и той же нагрузке в одной из точек приняли значения 22, 43, 62 (рис. 3). Рассмотрим, насколько такие значения соответствуют коэффициенту вариации 0,15.

Коэффициенты динамичности γ процентов от общего числа образцов прибора должны попадать в диапазон значений, который определяется как

$$Q_{\text{р}}^{\text{среднее}} \cdot [1 - K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)V_Q] < Q_\gamma < \\ < Q_{\text{р}}^{\text{среднее}} \cdot [1 + K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)V_Q].$$

Для рассматриваемого элемента конструкции $Q_{\text{р}}^{\text{среднее}}$ приблизительно составляет 42. При коэффициенте вариации 0,15 для 75 % образцов приборов значение коэффициента динамичности не должно выходить за пределы диапазона

$$37{,}77 < Q_{0{,}75} < 46{,}23,$$

а для 95 % приборов — за пределы диапазона

$$31{,}72 < Q_{0{,}95} < 52{,}28.$$

На рис. 3 видно, что для двух образцов приборов из трех значение коэффициента динамичности вышло за пределы данного диапазона. Вероятность такого события при коэффициенте вариации 0,15 меньше 1/4 процента. Учитывая также существенные разбросы коэффициентов динамичности, наблюдаемые в парах опытных образцов других приборов, можно уверенно утверждать, что реальное значение V_Q для аппаратуры разработки АО «Российские космические системы» выше 0,15. Естественно, что для применения данной методики в других организациях отрасли необходимо оценить V_Q для аппаратуры их разработки, однако для радиоэлектронных приборов в качестве первого приближения можно использовать указанное значение.

С чем большей вероятностью γ мы хотим гарантировать соответствие любого образца прибора эксплуатационным требованиям, тем больше квантиль $K_{\text{у. н. р.}}(\gamma)$. В табл. 1 приведены значения квантилей $K_{\text{у. н. р.}}$ [6] и коэффициента запаса по спектральной плотности виброускорения α^2 для различных γ при $V_Q = 0{,}15$. Значения спектральной плотности при испытаниях должны быть увеличены в α^2 раз, а амплитуда виброускорения согласно (2) — в α раз.

Таблица 1. Значения $K_{\text{у. н. р.}}$ и α для различных уровней γ

γ	**0,75**	0,95	0,96	0,97	0,975	0,98	0,985	**0,99**
$K_{\text{у. н. р.}}$	**0,672**	1,633	1,736	1,862	1,938	2,028	2,137	**2,280**
α	**1,224**	1,649	1,704	1,775	1,820	1,874	1,943	**2,040**
α^2	**1,499**	2,719	2,905	3,152	3,312	3,513	3,776	**4,157**

В условиях, когда требования к вероятности безотказной работы прибора за срок автономного существования могут достигать 0,999, отказ приборов по причине механического разрушения после выведения (т. е. на начало срока активного существования) категорически недопустим и его вероятность следует максимально снижать.

Испытания БРА делятся на различные этапы, в том числе конструкторские испытания и граничные испытания, при которых проводятся механические испытания. При безотказном прохождении конструкторских испытаний следует гарантировать прочность 75 % образцов испытуемого прибора (рис. 2, левая вертикальная штриховая линия и табл. 1, столбец с $\gamma = 0{,}75$), по результатам граничных испытаний — прочность 99 % образцов (рис. 2, правая вертикальная штрихпунктирная линия и табл. 1, столбец с $\gamma = 0{,}99$).

Главным недостатком предлагаемой методики является то, что для конструктивных элементов с низким разбросом коэффициента динамичности

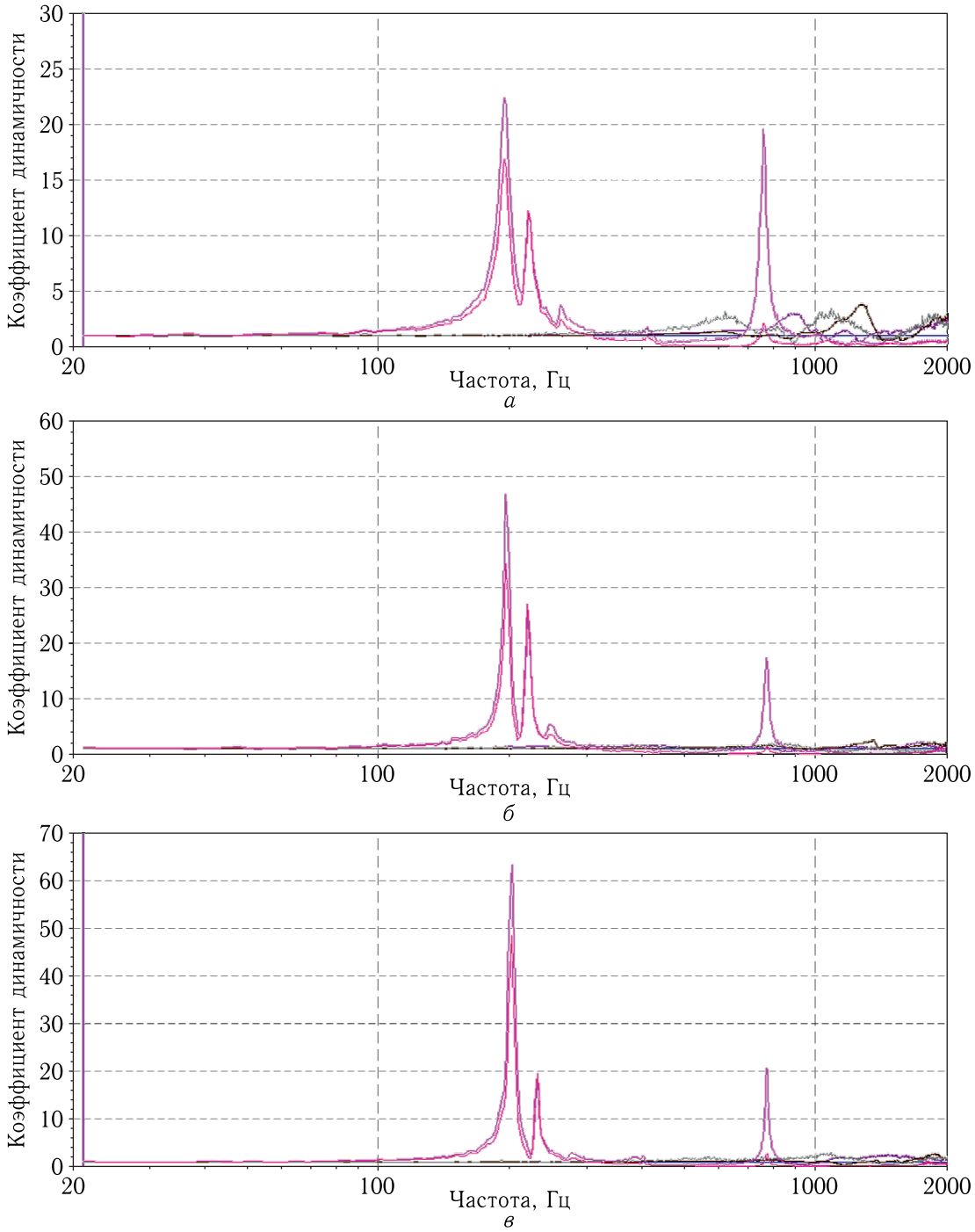


Рис. 3. Коэффициент динамичности трех образцов элемента конструкции радиоэлектронного прибора

(например, для несущих элементов конструктива) нагрузки при испытаниях будут превышать возможные даже для худших образцов прибора. Применяемые в АО «Российские космические системы» стандарты организации предусматривают, что каждый отказ при граничных испытаниях, связанный с прочностными характеристиками приборов, анализируется, и если будет доказано, что разбросы характеристик элемента прибора, являющегося причиной отказа, меньше того, который предполагался при задании норм испытаний, то отказ допустим и не требует доработки аппаратуры.

Вид испытания	Составные части	КА
Ударная прочность	На 6 дБ выше максимальной ожидаемой среды, 3 раза в обоих направлениях по 3 осям	1 активация всех событий, вызывающих удары; 2 дополнительные активации управляющих событий (6.2.3.3)
Акустическое	На 6 дБ выше приемочных уровней в течение 3 минут	На 6 дБ выше приемочных уровней в течение 2 минут
Вибрация	На 6 дБ выше приемочных уровней в течение 3 минут по каждой из 3 осей	На 6 дБ выше приемочных уровней в течение 2 минут по каждой из 3 осей
Термовакуум (табл. 5, 6)	На 10 °С выше температуры приемочных уровней для 6 циклов	На 10 °С выше температуры приемочных уровней для 13 циклов
Термовакуум и термоцикл (табл. 5, 6)	На 10 °С выше температуры приемочных уровней для 25 термовакуумных циклов и 53 термоциклов	На 10 °С выше температуры приемочных уровней для 3 термовакуумных циклов и 10 термоциклов
Статистическая нагрузка	В 1,25 раз выше предельной нагрузки для беспилотного полета или в 1,4 раз выше предельной нагрузки для пилотируемого полета на срок, близкий к фактическому времени летной нагрузки	Так же, как и для составной части, но только проверенные на уровне подсистемы

Рис. 4. Коэффициенты запаса при квалификационных испытаниях по НТД США [7, с. 31]

Таблица 2. Сводная таблица коэффициентов запасов при вибрационных испытаниях

Коэффициент запаса при испытаниях относительно эксплуатационных уровней		НТД США	НТД ЕКА	Рассматриваемая методика
Квалификационные или конструкторские испытания	По спектральной плотности виброускорения	4	2	1,499
	По эффективному значению виброускорения	2	1,5	1,22
Разработочные или граничные испытания	По спектральной плотности виброускорения	определяются разработчиком, превышают квалификационные		4,15
	По эффективному значению виброускорения			2,04

Сравнение режимов испытаний согласно предложенной методике с установленными в НТД РФ и зарубежных стран

Сравнение режимов при вибрационных испытаниях по нормативно-технической документации США (рис. 4) [7, с. 31], Европейского космического агентства (рис. 5) [3, с. 48] и режимов согласно предлагаемой методике приведено в табл. 2.

Из таблицы видно, что уровни вибрационных воздействий при квалификационных испытаниях США близки к предлагаемым для этапа граничных испытаний. Уровни воздействий при квалификационных испытаниях ЕКА выше, чем предлагаемые уровни при конструкторских испытаниях.

Таким образом, предлагаемая методика предполагает проведение вибрационных испытаний с коэффициентами запаса, близкими к применяемым в иностранной НТД. Однако, в отличие упомянутых нормативных документов, предлагаемая методика позволяет для конкретных типов приборов в зависимости от значения коэффициента вариации их конструктивных элементов устанавливать уровни воздействий как больше, так и меньше,

№	Вид испытания	Уровни воздействий	Продолжительность	Количество воздействий	Примечания
1	Срок службы	Ожидаемая обстановка и максимальная рабочая нагрузка	Для длительности и циклов: – для механизмов применяется стандарт ECSS-E-ST-33-01 (таблица 4-3); – для батарей применяется стандарт ECSS-E-ST-20	Одно испытание	
2	Статическая нагрузка	$KQ \times$ допустимая нагрузка. Поправочный коэффициент KQ представлен в стандарте ECSS-E-ST-32-10, пункт 4.3.1.	Требуется для записи данных (10 секунд минимум)	Худшие случаи комбинированной нагрузки	Худшие случаи комбинированной нагрузки определяются путем анализа
3	Вращение	$\sqrt{KQ} \times$ скорость вращения. Поправочный коэффициент KQ представлен в стандарте ECSS-E-ST-32-10	Согласно проекту	Одно испытание	
4	Переходный режим	$KQ \times$ допустимая нагрузка. Поправочный коэффициент KQ представлен в стандарте ECSS-E-ST-32-10, пункт 4.3.1	Требуется для записи данных	В соответствии с указанными требованиями	
5	Случайная вибрация	Максимальный ожидаемый спектр +3 дБ для значений спектральной плотности мощности. Если пределы, превышающие 3 дБ, указаны компетентным органом по пусковым установкам, то они применяются	Две минуты	По каждой из трех ортогональных осей	
6	Акустическое	Максимальный ожидаемый акустический спектр +3 дБ. Если пределы, превышающие 3 дБ, указаны компетентным органом по пусковым установкам, то они применяются	Две минуты	Одно испытание	
7	Гармонические колебания	$KQ \times$ предельный спектр нагрузки. Поправочный коэффициент KQ представлен в стандарте ECSS-E-ST-32-10, пункт 4.3.1	Развертка при 2 окт/мин, 5 Гц–140 Гц	По каждой из трех ортогональных осей	

Рис. 5. Коэффициенты запаса при квалификационных испытаниях по НТД ЕКА [3, с. 48]

обеспечивая при этом неизменную достоверность выявления конструктивных дефектов.

Заключение

Предлагаемая методика вибрационных испытаний показала свою эффективность, т. к. за последнее десятилетие аппаратура разработки АО «Российские космические системы» не имеет ни одного дефекта, связанного с механической прочностью по результатам выведения. Одновременно с этим при проведении НЭО более трети конструктивных дефектов выявляется на механических испытаниях. Причем это конструктивные дефекты, которые невозможно оценить методами моделирования (поскольку в мировой практике в прочностные модели никогда не закладывают все проводники, выводы микросхем, мастики для приклейки реле и т. п.), а проявление этих дефектов провоцируется незначительными отклонениями свойств материалов или техпроцессов. Выявление таких слабых мест конструкции позволяет до изготовления летного образца внести коррекцию в КД, предотвращающую возможные ошибки персонала.

Предложенная методика устанавливает уровни воздействия при испытаниях на стационарную вибрацию в зависимости от характерных для применяемых в приборах конструктивных решений разбросов коэффициента динамичности. Получаемые для конструктивных решений, характерных для аппаратуры разработки АО «Российские космические системы», уровни испытаний сопоставимы с требованиями нормативных документов Европейского космического агентства и NASA. Предлагаемая методика позволяет более гибко подходить к подбору уровней вибрационных испытаний, поскольку если по результатам набора статистики для определенных типовых конструктивных решений будет показан более низкий коэффициент вариации коэффициента динамичности, уровни вибрационных воздействий при испытаниях можно снизить по формуле (3) без снижения качества. И напротив, если для каких-то типов приборов характерны более высокие разбросы коэффициента динамичности, методика позволяет определить уровни воздействий при виброиспытаниях для достижения требуемой достоверности выявления конструктивных дефектов.

Применение данной методики особенной актуально в условиях унификации бортовой аппаратуры, когда число конструктивных решений сокращается, а за счет высокой серийности появляется возможность набрать статистические данные для оценки V_Q.

Положения предлагаемой методики следует учитывать всем организациям, создающим БРА КА, при определении объемов вибрационных испытаний, поскольку существующая НД не учитывает изложенные особенности бортовых радиоэлектронных приборов космических аппаратов в условиях снижения числа отработочных образцов, произошедшего за последние четыре десятилетия.

Список литературы

1. *Введенский Н. Ю.*, *Пустобаев М. В.* Анализ отработки космической техники на механические воздействия в США, ЕС и РФ // Вопросы электромеханики, 2012, т. 130. С. 19–26.

2. *Kern D. L.*, *Gordon S. A.*, *Scharton T. D.* NASA handbook for spacecraft structural dynamics testing // Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing 2005 (ESA SP-581). May 2005, Noordwijk, Netherlands. 11 p.

3. ECSS-E-ST-10-03C. Space engineering. Testing. 1 June 2012. 128 p. // European Cooperation for Space Standardization https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-10-03c-testing/ (Дата обращения 09.11.2020).

4. Вибрации в технике: Справочник. В 6-ти томах / Гл. ред. В. Н. Челомей. Т. 3. Колебания машин, конструкций и их элементов / Под ред. Ф. М. Диментберга и К. С. Колесникова. М.: Машиностроение, 1980. 544 с.

5. *Wijker J.* Random vibrations in spacecraft structures design. Theory and applications. Dordrecht: Springer, 2009. 516 p.

6. *Печинкин А. В.*, *Тескин О. И.*, *Цветкова Г. М. и др.* Теория вероятностей: учебник для вузов. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. 456 с.

7. MIL-STD-1540C. Military standard. Test requirements for launch, upper-stage and space vehicles. 15 September 1994. 126 p. http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-1500-1599/MIL-STD-1540C_11337 (Дата обращения 09.11.2020).

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 83–89

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

УДК 004.724.4 DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4.83.89

Обеспечение гарантии доставки информации в бортовой сети космического аппарата на основе интерфейса SpaceWire

А. Ю. Кошелев, *koshelev.ay@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
А. М. Дианова, *dianova.am@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Д. О. Петухов, *petukhov.do@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В настоящее время интерфейс SpaceWire рассматривается в качестве перспективного стандарта интерфейса передачи данных для применения в аэрокосмической отрасли. В данной работе произведен анализ обеспечения гарантии доставки информации в сетях, построенных на базе стандарта SpaceWire. В результате анализа работы сети с помощью программной модели были выявлены ключевые проблемы, не позволяющие использовать данный стандарт в сетях реального времени. Предложен метод обеспечения гарантии доставки информации в сети SpaceWire на базе маршрутизации по расписанию. Проведено программное моделирование модифицированной сети и получены результаты, подтверждающие применимость предложенного метода обеспечения гарантии доставки информации в сети.

Ключевые слова: SpaceWire, червячная маршрутизация, сеть реального времени, маршрутизация по расписанию, гарантия доставки информации

Guarantee of Information Delivery in the Spacecraft Onboard Network Based on the SpaceWire Interface

A. Yu. Koshelev, *koshelev.ay@spacecorp.ru*
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
A. M. Dianova, *dianova.am@spacecorp.ru*
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
D. O. Petukhov, *petukhov.do@spacecorp.ru*
Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Abstract. Nowadays SpaceWire is regarded as a perspective aerospace data transmission interface standard. This paper gives an analysis of a guaranteed information delivery of SpaceWire networks. The result of the analysis showed key problems that did not allow using this standard in real-time networks. A method was developed and proposed to guarantee the information delivery in the SpaceWire network based on scheduled routing. Tests using a software model of the modified network were performed. The results obtained confirmed the efficiency of the method used to ensure the guarantee of information delivery in the network. It is shown that a network with a modified protocol stack meets real-time requirements.

Keywords: SpaceWire, wormhole routing, real-time network, scheduled routing, information delivery guarantee

Введение

Требования к современным интерфейсам передачи данных в бортовых космических системах во многом соответствуют требованиям к системам реального времени (СРВ), то есть предъявляется требование к временному детерминизму [1], что означает необходимость в детерминизме времени взаимодействия между элементами сети. В более ранних поколениях бортовой аппаратуры космических аппаратов (БА КА) требования СРВ обеспечивалась дисциплиной вычислительного процесса в отдельных узлах и составных частях комплексов и систем БА КА. Однако с ростом функциональной и структурной сложности БА КА и КА в целом появилась необходимость применения развитой архитектуры БА с применением высокоскоростных интерфейсов передачи данных, для чего необходимо использование унифицированных подходов к обеспечению требований СРВ в бортовой сети.

При разработке перспективной БА КА активно внедряется интерфейс SpaceWire ECSS-E-ST-50-12C (SpW) [2]. SpW представляет собой технологию высокоскоростной коммуникации, аналогичную функционалу протокола Ethernet. На рис. 1 представлено сравнение стеков протоколов OSI [3], SpW и стека протоколов бытовой сети на основе TCP/IP и Ethernet.

Уровни стека протоколов реализованы в стандарте SpW до сетевого уровня, но существуют варианты дополнения стека протоколов SpaceWire транспортным уровнем в дополнительных узкоспециализированных стандартах. Однако они либо не подходят в качестве общесетевого протокола сети управления БА КА, либо требуют модификацию оконечных устройств (ОУ) SpW. Передача сообщений в SpW осуществляется по маршрутам от источника до приемника сообщения. Размер пакета не имеет ограничений. Предусмотрены логическая, путевая и региональная логическая адресации.

Несмотря на то что стек протоколов SpW изначально позиционируется для применения в аэрокосмической отрасли, ему присущи некоторые недостатки, ведущие к проблемам при широком применении данного интерфейса в нагруженных бортовых сетях. Отсюда появляются попытки предложить способы дополнения стека протоколов SpW для обеспечения требований СРВ в современной БА КА. Поскольку в данной статье рассматривается дополнение стека протоколов SpW, то проблемы

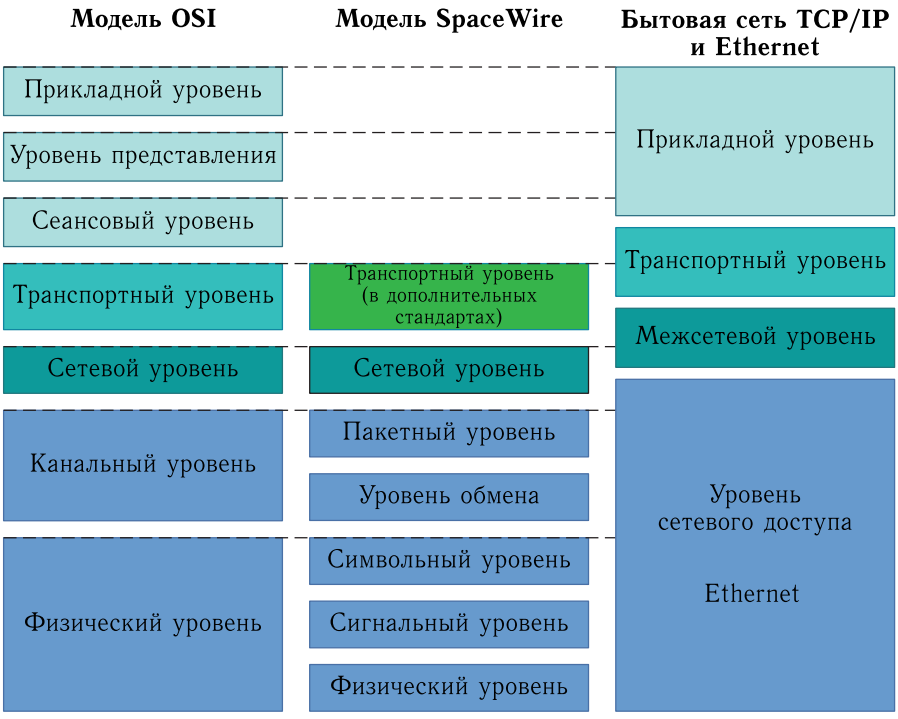


Рис. 1. Соответствие иерархических уровней моделей OSI, SpW и TCP/IP

физического уровня стека протоколов выносятся за скобки. В профессиональном сообществе обсуждаются ряд проблем SpW, которые не рассмотрены в стандарте, но являются принципиальными при разработке сложных комплексов и систем БА КА на его основе. Например, в работе [4] приведено рассмотрение ряда проблем интерфейса SpW. Одной из ключевых проблем, критически влияющих на качество функционирования сети, является червячная маршрутизация (wormhole routing, или wormhole switching). Данный тип маршрутизации применяется на сетевом уровне стека протоколов при рассмотрении интерфейса согласно модели OSI [5]. Такой способ маршрутизации исторически применяется для мультикомпьютерных сетей и берет начало от червячной коммутации [6], применяющейся для построения мультипроцессорных систем, например транспьютеров. Реализация червячной маршрутизации в стеке протоколов SpW унаследовала проблемы червячной коммутации. При успешной передаче в сеть заголовка пакета происходит немедленная отправка оставшихся данных и канал передачи данных остается блокированным до тех пор, пока не закончится передача всего пакета. Таким образом, в маршрутизирующих коммутаторах (МК) не требуется промежуточная буферизация, что существенно снижает требования к объемам памяти коммутирующих устройств по сравнению с другими способами коммутации. Однако простота принципа червячной маршрутизации привносит существенный недостаток, заключающийся в склонности к взаимным блокировкам: передача пакета большого объема может привести к длительным задержкам передачи других пакетов в сети. Кроме того, ошибки в заголовке и физические неисправности узлов могут привести к блокировкам. Систематическое возникновение блокировок делает невозможным гарантию доставки пакетов и гарантию времени доставки пакетов, что не соответствует принципам СРВ, которые важны при реализации систем ответственного применения.

Моделирование стандартной сети SpW

Воспроизведение сетевых коллизий в сети SpW осуществлялось с помощью программной математической модели сети SpW, выполненной в соответствии со стандартом [2]. Для моделирования использовались логические протоколы уровней обмена, пакетов и сети, а также упрощенный символьный уровень, регламентированные стандартом, без углубления в физическую составляющую. Программная модель представляет собой поведенческую модель системы, основанной на стандарте SpW [2]. Модель позволяет имитировать передачу данных между устройствами, связанными между собой дуплексными каналами (линками). В число решаемых задач входит:

- моделирование инициализации и установления канала связи между устройствами перед началом обмена данными;
- моделирование поведения устройств исходя из логических протоколов уровней обмена, пакетов и сети, а также упрощенного символьного уровня, регламентированных стандартом, без углубления в физическую составляющую;
- моделирование режима обмена данными между оконечными устройствами, соединенными между собой с помощью маршрутизирующих коммутаторов.

С помощью программной модели проводились тесты с имитацией передачи данных в сети SpW с конфигурациями, приводящими к блокировке пакетов. Для проведения тестирования используется топология с тремя МК и двенадцатью ОУ, приведенная на рис. 2.

Моделирование проводилось для скорости обмена во всей сети 10 Мбит/с, что не влияет на принципы маршрутизации. МК поддерживают логическую адресацию, то есть каждый МК имеет свою заранее прописанную таблицу маршрутизации, в которой каждому физическому адресу ОУ сопоставлен выходной порт МК.

Ввиду детерминизма функционирования программной модели на ПЭВМ реализована следующая схема порядка передачи пакетов: в рамках одного МК первым передается пакет от ОУ с меньшим порядковым номером (физическим адресом), затем пакеты из портов, соединенных с портами других МК. В табл. 1 представлены параметры передаваемых сообщений.

На рис. 3 изображена временная диаграмма, точки которой иллюстрируют момент времени

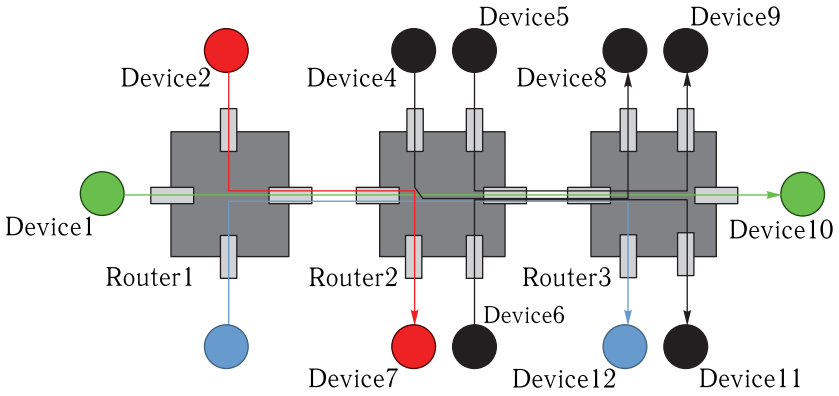


Рис. 2. Топология и схема передачи данных, используемые для проведения имитационного моделирования

Таблица 1. Параметры передаваемых сообщений

Номер передачи сообщения	Источник	Приемник	Размер сообщения	Минимальное время прохождения через линк, мс	Период передачи сообщения, мс
1	Device1	Device10	1 Кбайт	1	8
2	Device2	Device7	64 байта	0,064	10
3	Device3	Device12	64 байта	0,064	12
4	Device4	Device8	1 Кбайт	1	32
5	Device5	Device9	1 Кбайт	1	16
6	Device6	Device11	1 Кбайт	1	32

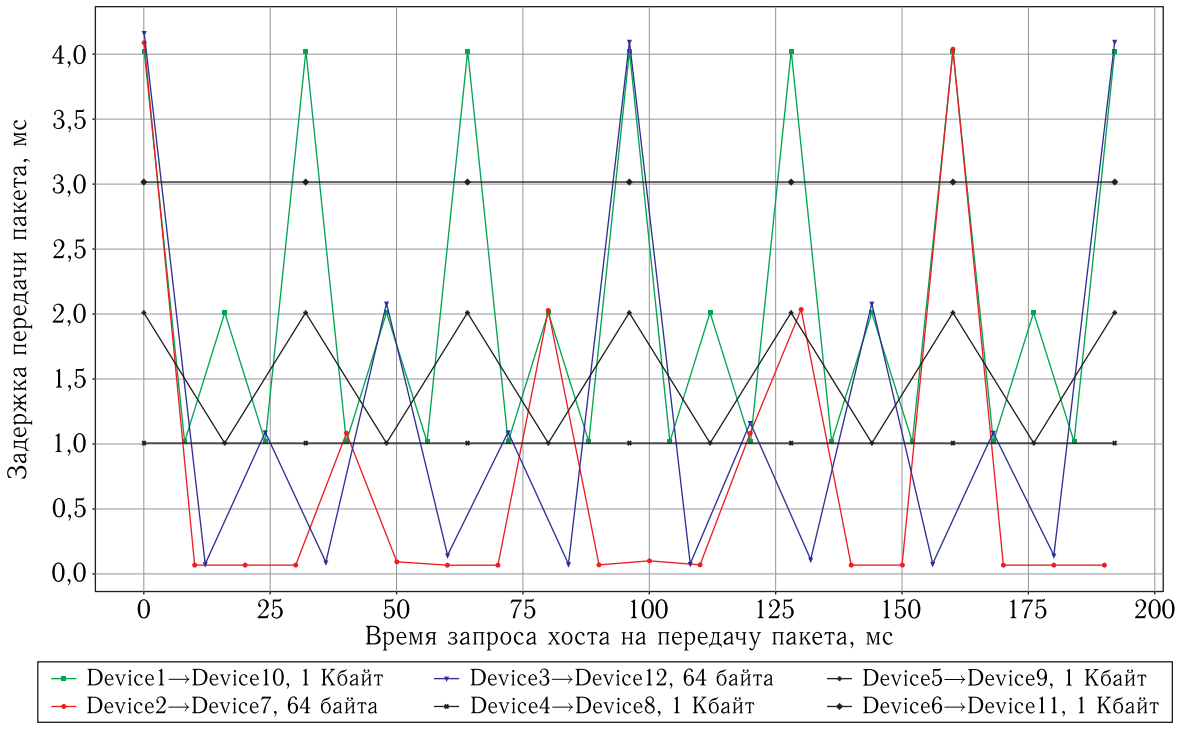


Рис. 3. Задержки, возникающие во время работы сети

запроса хоста на передачу пакета (или времени формирования пакета) и задержку в передаче данного пакета для шести передач согласно табл. 1, полученные в результате проведения моделирования. Время запроса хоста соответствует заданным периодам отправки сообщений.

Для пакета, не испытывающего блокировок при его передаче по сети, время задержки близко к минимальному времени прохождения через линк. Для таких пакетов все точки лежат на одной прямой с ординатой, соответствующей минимальному времени прохождения через линк. На данном графике такой характер имеет пакет 4 (черный цвет на графике). Задержка передачи пакета 6 является стабильной, но с превышением минимальной в 3 раза из-за постоянного блокирования передачи другими пакетами. Изменение задержки 5-го пакета носит периодичный характер. Период передачи данного пакета в два раза меньше, чем у 4-го пакета, который в очереди обработки находится раньше. При одновременных запросах хоста 5-й пакет блокируется, ожидая окончания передачи 4-го пакета. Пакет 1 (зеленый цвет на графике) проходит через два МК и периодически блокируется одним или двумя черными пакетами.

Наибольший интерес представляют два коротких пакета 2 (красный цвет на графике) и 3 (синий цвет на графике), которые имитируют короткие команды в сети управления. Пакет 2 проходит только через один МК, однако наблюдаются регулярные блокировки, превышающие минимальное время передачи больше чем в 60 раз из-за необходимости ожидания завершения передачи черных и зеленого пакетов. Пакет 3 проходит через два МК и блокируется, т. к. вынужден ожидать завершение передачи черных пакетов, красного и зеленого.

Результаты подтверждают обозначенные недостатки червячной маршрутизации, которая приводит к непостоянным запаздываниям в передаче информации, что осложняет применение SpW в системах или контурах управления ответственного применения, на которые распространяются требования системы реального времени. Результаты программного моделирования подтверждаются при проведении моделирования на реальной аппаратуре. В табл. 2 приведены полученные в ходе тестирования результаты. В данной сети осуществлялась передача пакетов размером 4 Кбайта в один порт и получение ответной квитанции подтверждения при скорости линка 10 Мбит/с.

Таблица 2. Результаты тестирования аппаратуры

Цикл источника S, мс	Время ожидания подтверждения от источника 1, мс	Время ожидания подтверждения от источника 2, мс
20/20	2,5–10	10–40
20/0	2,5–8	10–30
0/0	2,5–1000	10–50

В первом столбце таблицы показаны периоды передачи сообщений. Диапазон задержек времени ожидания ответной квитанции (пакета малого размера) обусловлен асинхронностью работы оконечных устройств и логикой работы контроллера DMA (Direct Memory Address), что приближено к условиям применения в БА. Проведенное тестирование подтверждает наличие проблем для применения SpW в качестве сети управления.

Обозначенные недостатки стека протоколов сети SpW могут быть решены несколькими методами, а именно:

1) предъявлением дополнительных требований к дисциплине обмена каждого оконечного устройства сети при разработке БА КА;

2) ограничением информационной нагрузки на сеть до уровня 10–15 %;

3) расширением стека протоколов SpW, реализующего другой принцип маршрутизации в коммутаторе сети, но при этом не требующего доработку оконечных устройств, соответствующих стандарту SpW [2].

В данной статье рассматривается вариант дополнения стандартного стека протоколов SpW. Для подтверждения работоспособности предлагаемой концепции было проведено программно-математическое моделирование как согласно существующему стандарту SpW, так и с модифицированным коммутатором.

Моделирование модифицированной сети SpW

Как было сказано выше, сеть SpW может быть дополнена транспортным уровнем в рамках концепции стека протоколов иерархической модели OSI. Транспортный уровень должен привнести в сеть SpW согласованность работы МК, позволяющей соблюсти необходимые условия передачи данных сети реального времени. Предлагаемый принцип представляет собой синхронную сеть SpW с данными (кадрами) фиксированного размера, которые передаются в определенные временные промежутки (таймслоты) согласно временному расписанию, в котором каждому передаваемому кадру (пакету) соответствует один временной слот на каждом порту каждого МК. Расписание, маршруты и задержки для передачи кадров рассчитываются заранее, что исключает возникновение коллизий в сети. Кроме того, составление расписания передач позволяет с максимальной эффективностью использовать ресурсы сети и осуществлять правильную расчетную групповую (multicast) доставку аналогично передаче Time-Code согласно SpW.

Предлагаемая логика протокола транспортного уровня является достаточно простой и не требует серьезных вычислительных ресурсов. Задача протокола транспортного уровня состоит в том, чтобы обеспечивать отправку сообщений строго по заранее заданному расписанию, обеспечивающему поведенческий и временной детерминизм каждого МК в сети. Для этого в каждом МК сети для этого вводится собственная «таблица расписания обмена сообщениями», регламентирующая все операции обмена, проходящие через порты МК. Таким образом, в каждый заданный интервал времени через каждый порт МК осуществляется передача только одного определенного сообщения.

Работа модифицированной сети SpW была сымитирована на разработанной масштабируемой программной модели сети. В данной модели использовался аналогичный подход моделирования без углубления в символьный и физический уровни обмена. При моделировании сети был применен тот же тестовый пример, что и на рис. 4.

Результаты моделирования модифицированной сети показаны на рис. 4. Задержки пакетов в данном случае имеют прогнозируемый характер,

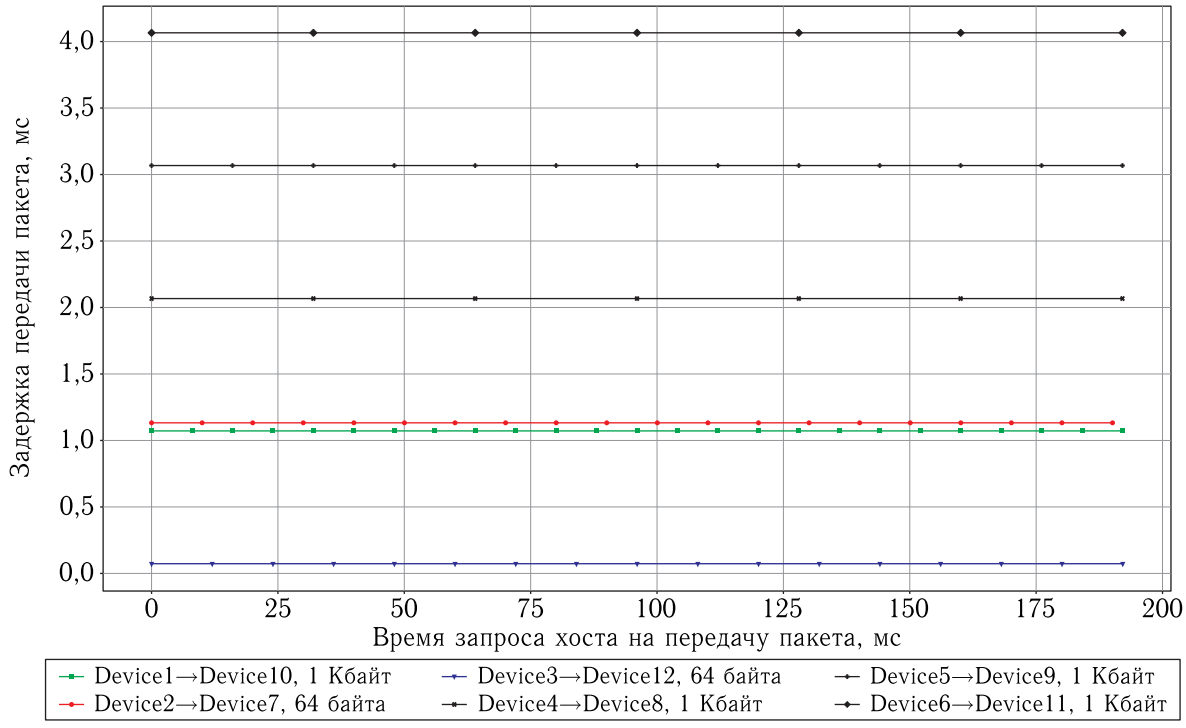


Рис. 4. Результаты работы модифицированной сети

постоянны и находятся в допустимых по величине пределах. Таким образом, сеть отвечает требованиям СРВ.

Выводы

Маршрутизация, основанная на временном расписании, позволяет бороться с блокировками в бортовой сети, а также поддерживать детерминированность системы и предоставлять гарантии доставки сообщений с фиксированными задержками, что крайне важно при реализации контуров управления. Предлагаемый протокол транспортного уровня маршрутизации не требует от оконечных устройств SpW дополнительной логики, поэтому способен функционировать в сетях существующих устройств. Еще одним преимуществом такого подхода к организации сети является возможность горячего или холодного резервирования каналов с помощью задания различных маршрутов (виртуальных каналов) при составлении расписания или наборов расписаний под различные режимы работы системы. Взамен подобная схема требует обязательного наличия источника сообщений времени (Time-Code), а также реализации буферной памяти для каждого порта МК. В развитие данного протокола транспортного уровня возможно предложить выделение части пропускной способности сети для асинхронной передачи по сети информации с червячной маршрутизацией, нечувствительной к задержкам и потерям данных из-за коллизий.

Список литературы

1. *Бурдонов И.Б.*, *Косачев А.С.*, *Пономаренко В.Н.* Операционные системы реального времени. Москва: Институт системного программирования РАН, 2006. 49 с.
2. ECSS-E-ST-50-12C, SpaceWire — Links, nodes, routers and networks, ECSS Secretariat ESA-ESTEC, Requirements & Standards Division, Noordwijk, Netherlands, 31 July 2008 // European Cooperation for Space Standartization. https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-50-12c-spacewire-links-nodes-routers-and-networks/ (Дата обращения 08.10.2020).
3. ISO/IEC 7498-1:1994, Information technology — Open Systems Interconnection — Basic Reference Model: The Basic Model, ISO/IEC JTC1, June 1996, 59 p. // International Organization for Standardization. Publicly Available Standards. https://standards.iso.org/ittf/PubliclyAvailableStandards/index.html (Дата обращения 08.10.2020).
4. *Журавлев В.*, *Немытов А.*, *Осипов Ю.*, *Першин А.* SpaceWire: взгляд со стороны. Часть 1 // Современная электроника, 2017, № 8. С. 36–40. https://www.soel.ru/magazines/PRINT/SoEl_2017-8/SoEl2017-8pr.html (Дата обращения 08.10.2020).
5. Проект российского стандарта SpaceWire-Rus, совместимого с международным стандартом SpaceWire (SpaceWire-ECSS-E-ST-50-12C), СПБГУАП, 2012.
6. Wormhole Routing Techniques for Directly Connected Multicomputer Systems. Prasant Mohapatra, ACM Computing Surveys, vol. 30, № 3, september 1998. https://www.cs.hmc.edu/~avani/wormhole/1998-p374-mohapatra.pdf (Дата обращения 08.10.2020).

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 90–96

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

УДК 621.398 DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4.90.96

Тенденции развития видеотелеметрических систем для измерения температуры термонагруженных областей средств выведения

Д. И. Климов, *к. т. н., contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Т. Т. Мамедов, *к. т. н., mamedov.tt@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
И. Р. Губайдуллин, *gubaydullin_ir@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В настоящее время появление публикаций, научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по созданию систем видеоконтроля изделий ракетно-космической техники вызвано известным фактом о наиболее достоверном канале информации — зрении (зрение человека дает 95 % информации об окружающих объектах), поэтому включение в систему контроля видеоинформации значительно повышает достоверность информации от существующих средств телеметрирования объектов для отслеживания их штатного функционирования, а также для оперативного и однозначного выявления причин нештатных и аварийных ситуаций, возникающих в процессе полета средств выведения.

В статье предлагается способ обработки информации с видеотелеметрической системы о температуре термонагруженных элементов ракет-носителей и разгонных блоков удаленным бесконтактным методом с визуальным представлением посредством преобразования сигнала, получаемого с видеокамер, основанный на принципе работы цветовых пирометров и распределении Планка. Для реализации алгоритма обработки видеоинформации для вычисления температуры разработана структурная схема решающего устройства. Представлена методика представления видеоинформации и температурных измерений при условии наличия цветного видеоизображения с пониженной частотой кадров и широкого спектрального диапазона.

Ключевые слова: видеотелеметрия, термо-видеотелеметрия, температура, пирометрические методы, ракеты-носители, разгонные блоки, средства выведения

Trends in the Development of Video Telemetry Systems for Measuring the Temperature of Thermally Loaded Areas of Launch Vehicles

D. I. Klimov, *Cand. Sci. (Engineering), contact@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
T. T. Mamedov, *Cand. Sci. (Engineering), mamedov.tt@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
I. R. Gubaidullin, *gubaydullin_ir@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. Nowadays the appearance of publications, scientific and research, and also research and development works on the creation of video monitoring systems for rocket and space technology products is caused by a well-known fact about the most reliable information channel — vision (human vision provides 95 % of information on surrounding objects), hence the inclusion of video information in the control system significantly increases the reliability of information from existing telemetry facilities of objects to track their normal functioning, as well as for rapid and unambiguous identification of the causes of abnormal and emergency situations that occur during the flight of rocket and space technology products.

The article proposes a method for processing information from a video telemetry system about the temperature of thermally loaded elements of launch vehicles and upper stages by a remote contactless method with visual representation by converting a signal received from video cameras based on the principle of color pyrometers and Planck distribution. To implement the algorithm for processing video information for calculating the temperature, a block diagram of the solver is developed. A method for presenting video information and temperature measurements is presented provided that there is a color video image with a reduced frame rate and wide spectral range.

Keywords: video telemetry, thermo video telemetry, temperature, pyrometric methods, launch vehicles, upper stages

Общие положения

В настоящее время ведется множество научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по визуальному контролю технологических процессов, сопровождающих движение ракет-носителей (РН) (например, отделение ступеней, обтекателя, полезная нагрузка и пр.) [1]. Стоит отметить, что в процессе эксплуатации ракеты она подвергается воздействию внешних факторов, которые необходимо контролировать посредством информационно-измерительных систем. Основным внешним воздействующим фактором, влияющим на параметры конструкционных материалов, является температура. В настоящее время на практике применяются температурные датчики в сочетании с локальными коммутаторами температуры (ЛКТ).

С недавних пор предлагается посредством сигналов, получаемых с видеокамер, осуществлять и измерения физических величин удаленным бесконтактным методом. В средствах выведения существуют области или объекты, средняя температура которых в рабочем режиме превышает 1200–1500 К (например, области наружной оболочки ракет-носителей, подвергающиеся сильным механическим воздействиям).

Для таких областей контактный метод измерения температуры посредством температурных датчиков неприменим ввиду значительного выделения энергии в том или ином виде (тепловой, кинетической и пр.). При этом обозначенные объекты наиболее предрасположены к возникновению нештатных и аварийных ситуаций. Следовательно, необходима система, контролирующая бесконтактным методом температуру проблемной области и правильность протекания технологических процессов разделения составных частей космического объекта, раскрытия конструкций (солнечных батарей, антенн), маневрирования космических объектов на борту средств выведения.

Предлагается от видеоконтроля перейти к видеоизмерениям, в частности температуры, построив термо-видеотелеметрическую систему [2,3]. Термо-видеотелеметрия (ТВТ) позволит обеспечить оперативный анализ нештатных ситуаций за счет отслеживания аномальных температурных зон по видеоизображению поверхности рассматриваемого изделия, получаемому с борта ракет-носителей и разгонных блоков (РБ) (например, газогенераторы и насосы ракетного двигателя — области ракетного двигателя, подвергающиеся воздействию высоких температур).

Информация о термообстановке наблюдаемого термонагруженного объекта ракеты-носителя нуждается в обработке и представлении в виде температурных измерений и цветных изображений распределения температурных полей, поэтому предлагается способ обработки информации о температуре наблюдаемого объекта, основанный на принципе работы цветовых пирометров.

Сравнительный анализ систем видеоконтроля, предназначенных для эксплуатации в средствах выведения

В исследованиях по тематике систем видеоконтроля для средств выведения проведен сравнительный анализ систем видеоконтроля производства Rocket Cam Ecliptic Enterprises Corporation [4], ОСАМ-2 Kayser-Threde [5], АО «ИРЗ» (система БСВК) [6], а также рассмотрены основные характеристики автономной системы видеоконтроля (АСВК) производства АО «Российские космические системы» (табл. 1). Как видно из таблицы, АСВК предполагает большее разрешение фоторегистрирующего прибора по сравнению с аналогами и применение динамического алгоритма сжатия видеоинформации H.264, с резервированием опорного кадра на один–два шага.

У всех четырех систем одинаковый принцип построения. Они состоят из видеокамер, устройства обработки и передающего устройства (см. рис. 1).

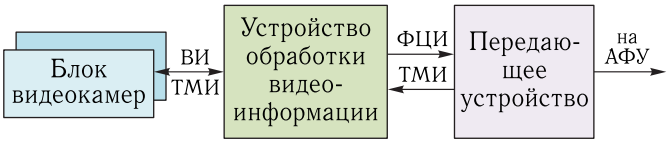


Рис. 1. Обобщенная функциональная схема видеоконтроля

Таблица 1. Сравнительный анализ существующих систем видеоконтроля

№	Наименование характеристики	Значение характеристики			
		Иностранное производство		Отечественное производство	
		RocketCam Ecliptic Enterprises Corporation (США) [4]	OCAM-2 Kayser-Threde (Германия) [5]	БСВК АО «ИРЗ» [6]	АСВК АО «РКС»
1	Количество подключаемых видеокамер	до 8	до 4	3	до 7
2	Разрешение фоторегистрирующего устройства, пикс	768 × 494	720 × 576	от 320 × 240 до 2048 × 1536	от 720 × 576 до 1280 × 960
3	Частота следования кадров, кадр/с	25	25	16	до 25
4	Алгоритм сжатия видеоизображения	JPEG MJPEG	JPEG 2000	JPEG MJPEG	MJPEG H.264
5	Емкость буферного ЗУ	–	–	20 Мб	4 ГБ
6	Масса системы, не более, кг	4,5	12*	10**	6

* – масса с учетом двух передатчиков и двух видеокамер;
** — масса с учетом передатчика.

Что касается систем измерения температуры посредством сигнала, получаемого с видеокамер (термо-видеотелеметрические системы), то до настоящего времени в космической промышленности они не применялись как в нашей стране, так и за рубежом. По данной тематике практически отсутствуют публикации, но тем не менее проводится множество опытно-экспериментальных работ и регулярно обновляются теоретическая база и методы измерений, так как температура — ключевой фактор, влияющий на параметры конструкционных материалов.

Основное внимание в доступных источниках (например, [7–14]) при использовании видеосредств уделяется защите видеокамер от радиационного излучения, в отдельных случаях видеокамеры используются для выявления на вокзалах и аэропортах пассажиров с повышенной температурой, а также для отслеживания температуры в газовых потоках и трубопроводах. В то же время не выявлено применение видеокамер для измерения температуры термонагруженных элементов промышленных объектов или в особенности объектов РКТ в широком диапазоне (например, от 300 до 5000–7000 К). К тому же при наблюдении, как правило, используются только инфракрасный и видимый диапазоны излучаемого спектра нагретых тел.

Неудачные пуски РН в 2013–2016 годах (например, 02.06.2013, 16.05.2014, 16.05.2015 — «Протон-М», 01.02.2013 — «Зенит-3SL», 22.08.2014 — «Союз-СТ-Б», 01.12.2016 — «Союз-У») показывают, что существующих средств телеметрирования состояния объектов (для однозначного оперативного заключения о причинах аварий) недостаточно, поэтому появление исследовательских работ и разработка методов измерения температуры термонагруженных элементов РКТ посредством видеотелеметрии весьма актуальны и их результаты заслуживают быстрейшего внедрения.

Термо-видеотелеметрия позволит обеспечить оперативный анализ нештатных ситуаций за счет отслеживания аномальных температурных зон по видеоизображению поверхности рассматриваемого изделия, получаемому с борта КА и РН.

Таким образом, причиной выбора данного направления исследований является необходимость видеоконтроля наиболее важных процессов, сопровождающих движение КА и РН, в том числе контроль термообстановки перспективных средств выведения.

Отличительными особенностями термо-видеотелеметрии являются:

– бесконтактное измерение температуры;

– широкий диапазон измерения температуры точек объекта;

– визуальное представление термообстановки объекта наблюдения;

– наглядное представление о динамике термообстановки объекта в целом;

– оперативное обнаружение аномальных температурных зон.

Методика измерения температуры энергонагруженных областей

Информацию о термообстановке предполагается отображать на экране монитора ПЭВМ в виде цветного видеоизображения. Для этого вычисление температуры пирометрическими методами должно быть основано на принципах работы пирометров спектрального отношения или цветовых пирометров, а именно определения температуры по величине отношения интенсивностей излучения в двух длинах волн λ_1 и λ_2 [7, 15]. Чувствительность метода тем выше, чем шире спектральный диапазон, то есть чем меньше λ_1 и больше λ_2.

Алгоритм вычисления температуры основан на планковском распределении в диапазоне длин волн, а именно [15].

$$Y = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{\frac{hc}{kT\lambda}} - 1}. \qquad (1)$$

Металлы, как правило, имеют малый коэффициент излучения в инфракрасной области, который обычно увеличивается с ростом температуры металла. Спектральный коэффициент излучения ε_λ металла увеличивается с уменьшением его электрической проводимости. Электрическая проводимость металла уменьшается с ростом температуры из-за теплового возбуждения молекулярной решетки, что вызывает увеличение коэффициента излучения [15].

Выразим отношение интенсивностей текущего изображения в рассматриваемой зоне и «холодного» изображения

$$\frac{Y_{\text{хол}}}{Y_{ij}} = \left(\frac{\lambda_{ij}}{\lambda_{\text{хол}}}\right)^5 \cdot \frac{e^{\frac{hc}{kT_{ij}\lambda_{ij}}} - 1}{e^{\frac{hc}{kT_{\text{хол}}\lambda_{\text{хол}}}} - 1}. \qquad (2)$$

Зная $T_{\text{хол}} = T_{\text{ср}} = 20$ °C, найдем T_{ij} из (1):

$$T_{ij} = \frac{c_1}{\lambda_{ij}} \frac{1}{\ln\left[1 + \frac{Y_{\text{хол}}}{Y_{ij}}\left(\frac{\lambda_{\text{хол}}}{\lambda_{ij}}\right)^5 \left(e^{\frac{hc}{kT_{\text{хол}}\lambda_{\text{хол}}}} - 1\right)\right]}. \qquad (3)$$

Для отображения видеоинформации в части отслеживания термообстановки объекта при наземной обработке информации требуется применить алгоритм пересчета длин волн из инфракрасного и ультрафиолетового диапазонов в видимый диапазон длин волн, основанный на законе смещения Вина:

$$b = T\lambda, \qquad (4)$$

где b — постоянная Вина, равная 2896 мкм $\times$ К.

Отсюда:

$$T = b/\lambda. \qquad (5)$$

Следовательно, чем длиннее волна, тем ниже температура. Напомним:

$$T,\ \text{К} = t,\ ^\circ\text{C} + 273. \qquad (6)$$

Пересчет длин волн в видимый спектр производится в соответствии с соотношением [16]:

$$\lambda_{\text{вд}} = \frac{(\lambda - \lambda_{\min})\Delta\lambda_{\text{вд}}}{\Delta\lambda_{\text{пд}}} + \lambda_{\min_\text{вд}}, \qquad (7)$$

где λ — текущее значение длины волны, $\lambda_{\min}$ — минимальное значение величины длины волны в выбранном диапазоне, $\Delta\lambda_{\text{вд}}$ — ширина видимого диапазона волн, $\Delta\lambda_{\text{вд_min}}$ — минимальное значение длины волны видимого диапазона, $\Delta\lambda_{\text{пд}}$ — ширина выбранного диапазона.

В результате получается видеоизображение, пример которого показан на рис. 2. Наибольший интерес представляют области поля изображения, отображаемые при обработке, окрашенные в темно-фиолетовый цвет или черные окружности, окаймленные темно-фиолетовым цветом.

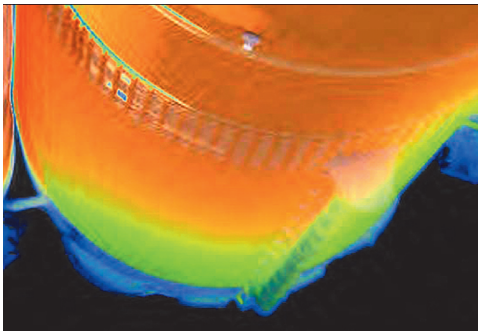


Рис. 2. Синтезированное цветное изображение, получаемое термо-видеотелеметрической системой

Методика отображения информации о термообстановке

Просмотр оператором видеоизображения в реальном времени необходим для анализа видеоизображения с возможностью определения температуры в интересующей области объекта (КА, РН).

Интерфейс программы должен включать следующие составляющие.

1. Опция выбора зоны обзора с соответствующим обозначением. Расположение в соответствии с зонами обзора термонагруженных элементов средств выведения задается в эксплуатационной документации (ЭД) на «Программу отображения видеоинформации (ВИ) для отслеживания термообстановки элементов средств выведения».

2. Опция выбора спектрального поддиапазона. Спектральные поддиапазоны задаются в соответствии с табл. 1, каждому из них соответствует свой температурный диапазон.

Подобное разбиение поддиапазонов осуществляется относительно длин волн, справочных величин диапазонов (ближний ультрафиолетовый, видимый и пр.) [15, 16], а также на основе анализа существующих фоторегистрирующих приборов и объективов [17, 18].

Для оперативного выявления термонагруженных зон объекта наблюдения при контроле за температурными параметрами предлагается применение фоторегистрирующих устройств низкого разрешения (например, 256×290, 352×288) преимущественно ближнего и среднего инфракрасного диапазонов с частотой 1–3 кад/с [17].

Наибольшее внимание уделяется нагретым телам с температурой выше 250–300 °С (в табл. 1 приведены значения температур, при которых происходит необратимое изменение структуры кристаллической решетки и температур плавления для наиболее часто используемых материалов при проектировании средств выведения) [19]. При более низких температурах подробного детального анализа поверхности нагретого тела (до точки) не требуется. Достаточно ограничиться небольшой областью поля изображения. Для менее детального изучения термообстановки в средней и дальней ИК-области достаточно видеть окаймленные пурпурным цветом области черного цвета на экране, на вкладке ИК2 (использование инфракрасных приборов с зарядовой связью — ИК ПЗС), чтобы отследить спектральную температуру ниже 525 К в максимуме потока теплового излучения [15]. Можно отследить и меньшие значения температуры при рассматриваемой длине волны излучения, причем минимально возможная температура, которую можно отследить, определяется также и чувствительностью ПЗС. Чувствительность ПЗС, в свою очередь, определяется уровнем шумов ПЗС (преимущественно шумами считывания). Значения температур, приведенные в табл. 2, требуют особого внимания при отслеживании оператором термообстановки после наземной обработки видеоинформации, так как в окрестности данных температур происходит разрушение того или иного материала [20].

Для отслеживания термообстановки в выбранной области изображения предлагается установить по две разнесенные на некоторое расстояние ВК в защитном термокожухе: одна с ВФПЗС (прибором с зарядовой связью с «виртуальной фазой»), другая — с ИК ПЗС [17]. Обе камеры должны быть настроены на одну и ту же область обзора и пересылать на наземную станцию одновременно получаемые потоки информации [20]. В табл. 3 приведены поддиапазоны длин волн, соответствующие моделям ПЗС и объективам.

Наряду с визуальным контролем, предлагается измерение высоких температур, а также контроль резких температурных перепадов телеметрируемых объектов для более детального анализа нештатных и аварийных ситуаций. Измерения осуществляются способом, основанным на законе Планка, пиромет-

Таблица 2. Температуры плавления и деформации некоторых типов металлов

Материал	Температура плавления, К	Температура необратимого изменения кристаллической решетки, К
Алюминий	933	723
Титан	1933 ± 20	1156
Железо	1812	1042
Вольфрам	3695	1473
Сталь (средние значения)	1720–1795	1258
Никель	1726	956

Таблица 3. Поддиапазоны длин волн, соответствующие моделям ПЗС и объективам

Наименование поддиапазона	Диапазон длин волн, мкм	Диапазон цветовых (спектральных) температур*, К	Тип видеорегистратора	Тип объектива
УФ	0,3–0,38	9653–7621	ВК с ВФПЗС	Длиннофокусный объектив из кварцевого стекла
ВД	0,38–0,74	7621–3914		
ИК1	0,74–1,10	3914–2630		
ИК2	1,10–5,5	2630–525	ВК с ИК ПЗС	Длиннофокусный объектив из оптического кремния
ИК3	5,5–8,0	525–362	ИК-системы с глубоким термоохлаждением	Длиннофокусный объектив из германия
ИК4	8,0–15,0	362–190	Микроболометрические приемники	

* — температурные диапазоны берутся в максимуме интенсивности теплового излучения, получены в соответствии с законом смещения Вина.

рическими методами по цветовому спектру или яркости. На экране монитора ПЭВМ отображается цветное (или черно-белое) видеоизображение с частотой до 3 кад/с, при этом термоопасные зоны поля изображения подсвечиваются красным цветом.

Данные способы контроля наблюдаемых объектов позволяют осуществлять видеоконтроль технологических процессов и термообстановки средств выведения, а также измерять температуру термонагруженных областей удаленным бесконтактным методом посредством видеокамер при существенном сокращении информационного потока, поступающего от изделия на наземную приемную станцию по каналу «борт–Земля» и выдавать разовые команды на повторное выполнение операций развертывания составных частей автоматического космического аппарата в случае их невыполнения согласно циклограмме с целью оперативного предотвращения нештатных и аварийных ситуаций.

Следует отметить, что применительно к использованию видеокамер на борту средств выведения, при расположении видеокамер на больших расстояниях от наблюдаемого объекта, возможно применение длиннофокусных объективов [21]. При уменьшении расстояния от объекта до объектива, чтобы сохранить модель и исполнение объектива, требуется увеличить глубину резкости, то есть увеличить диафрагменное число путем уменьшения действующего отверстия объектива. В программе должно быть предусмотрено задание номинальной температуры — температуры, при которой материал длительное время сохраняет свою работоспособность. Она зависит от материала, из которого изготовлен наблюдаемый объект и входящие в него компоненты. Номинальная температура задается заранее.

3. Опция отображения температуры в выбранной оператором зоне.

Таким образом, действия оператора при пользовании программой должны быть следующими:

– выбор зоны обзора в соответствии с ЭД;

– выбор спектрального поддиапазона;

– выбор интересующей области зоны обзора для измерения температуры.

Выводы

В ходе работы были получены следующие результаты:

– обозначены причины необходимости развития и применения видеосистем на средствах выведения;

– разработана методика вычисления температуры по интенсивности теплового излучения на различных длинах волн, которая позволяет вычислять значения температуры наблюдаемых объектов удаленным бесконтактным методом;

– разработана методика отображения информации о термообстановке при получении цветного видеоизображения и численных значений температур, позволяющая визуализировать термообстановку наблюдаемого объекта и оперативно определять термоопасные зоны;

– представлены спектральные диапазоны в соответствии с реально существующими фоторегистрирующими приборами и оптическими материалами, которые являются входными данными для разработки программы отображения информации о термообстановке.

Список литературы

1. *Климов Д. И.*, *Мамедов Т. Т.* Система видеоконтроля для эксплуатации на ракетах-носителях // XV конференция молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования» 11–13 апреля 2018 года: Сб. трудов. М.: ИКИ РАН, 2018. С. 31–36.
2. *Климов Д. И.* Видеотелеметрический контроль промышленных изделий // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2018, т. 5, вып. 2. С. 89–98.
3. *Климов Д. И.* Измерение физических величин, характеризующих факторы воздействия на промышленные изделия, удаленным бесконтактным методом // Радиотехника, 2018, № 2. С. 80–84.
4. Rocket Cam. Digital video system — Ecliptic Enterprises Corporation — 2002. 4 p. http://www.eclipticenterprises.com/rocketcam (Дата обращения 28.09.2020).
5. OCAM-2 Online Camera System. ARQUIMEA DEUTSCHLAND GmbH. 2013. 5 p. https://www.ohb.de/news/2019/ganz-nah-dran-ohb-kamera-system-filmt-oneweb-satelliten-im-all (Дата обращения 28.09.2020).
6. Бортовая система видеоконтроля для ракет-носителей и разгонных блоков БСВК // Сайт ООО «ИРЗ». www.irz.ru/products/11/500.htm (Дата обращения 25.09.2020).
7. *Фрунзе А. В.* Пирометры спектрального отношения: преимущества, недостатки и пути их устранения // Фотоника, 2009, № 4. С. 32–37.
8. *Хвиюзов М. А.*, *Галашев А. Н.* Расчет температуры нагрева поверхности пильного диска при осуществлении пирометрического контроля // Известия высших учебных заведений. Лесной журнал, 2013, № 4 (334). С. 60–65.
9. *Ткаченко А. В.* Дистанционное измерение температуры в поле СВЧ // Наука, образование, бизнес. Материалы Всероссийской научно-практической конференции, 2013, № 1. С. 235–238.
10. *Лобода Е. Л.*, *Рейно В. В.* Исследование оптико-физических характеристик высокотемпературных сред инфракрасными методами // Известия вузов. Физика, 2012, т. 55, № 9-2. С. 195–197.
11. *Конесев С. Г.*, *Хлюпин П. А.* Диагностика тепловым методом электротехнического оборудования // Электрооборудование: эксплуатация и ремонт, 2012, № 4. С. 51–58.
12. *Горелик Л. И.*, *Соляков В. Н.*, *Тренин Д. Ю.*, *Тренина Е. О.* Измерение температуры двухдиапазонным тепловизионным прибором на основе матричных фотоприемных устройств // Прикладная физика, 2012, № 3. С. 95–100.
13. *Багаутдинов В. Р.*, *Ураксеев М. А.* Методы контроля ходовой части железнодорожного транспорта. Тепловизионный метод // Известия Волгоградского государственного технического университета, 2012, № 10 (97). С. 5–10.
14. *Берг И. А.*, *Худяков П. Ю.*, *Чулков А. О.* Бесконтактная диагностика пульсирующего факела на автоматизированном комплексе // Современные наукоемкие технологии, 2016, № 11-1. С. 9–14.
15. *Госсорг Ж.* Инфракрасная термография. Основы, техника, применение. М.: Мир, 1988. 416 с.
16. *Климов Д. И.*, *Благодырёв В. А.* Представление температурных диапазонов нагретых элементов конструкций космического аппарата в видимом диапазоне длин волн с учетом интегрального коэффициента теплового излучения // Электромагнитные волны и электронные системы, 2014, т. 19, № 3. С. 62–65.
17. *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, 2003, № 8. С. 18–24.
18. *Коротаев В. В.*, *Мельников Г. С.*, *Михеев С. В.* Основы тепловидения. СПб.: Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики, 2012. 123 с.
19. *Кошкин Н. И.*, *Ширкевич М. Г.* Справочник по элементарной физике. Изд. 3-е, перераб. и доп. М.: Наука, 1965. 248 с.
20. *Климов Д. И.*, *Благодырёв В. А.* Термовидеосистема для установки на космические аппараты и ракеты-носители // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, т. 3, вып. 3. С. 76–83.
21. *Jaime Esper*, *Thomas P. Flatley*, *James B. Bull* Small Rocket/Spacecraft Technology (SMART) Platform // 25-th Annual AIAA/USU Conference on small satellites. SSC11-VII-6.7p. https://www.semanticscholar.org/paper/SSCl-lVII-6-Small-Rocket-%2F-Spacecraft-Technology-(-Esper-Flatley/722b2ed96c5f096e7b1fae7252d770e24d5a1a6b (Дата обращения 28.09.2020).

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2020, том 7, выпуск 4, с. 97–101

ТВЕРДОТЕЛЬНАЯ ЭЛЕКТРОНИКА, РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ КОМПОНЕНТЫ, МИКРО- И НАНОЭЛЕКТРОНИКА, ПРИБОРЫ НА КВАНТОВЫХ ЭФФЕКТАХ

УДК 621.3.049.77 DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4.97.101

Принцип формирования металлодиэлектрических микроразмерных метаструктур

А. А. Аджибеков, *rogov_ae@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
А. А. Жуков, *д. т. н., доцент, zhukov.aa@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
ФГБОУ «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», г. Москва, Российская Федерация
О. А. Алексеев, *д. т. н., профессор, centr31@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Предложен принцип формирования слоистых металлодиэлектрических микроразмерных метаструктур, представляющих собой слои диэлектрика с нанесенными металлическими рисунками. Принцип состоит в изготовлении отдельных слоев фотолитографическими методами с последующей их сборкой и совмещением на специальной установке, использующей источник высокочастотного электромагнитного излучения с антисимметричным полем. Критерием точности совмещения слоев является уровень мощности принимаемого высокочастотного электромагнитного сигнала на выходе приемника, фиксирующего поле источника излучения, рассеянное металлическими метками совмещения, нанесенными на каждый совмещаемый слой. При применении предложенного принципа возможно совмещение оптически непрозрачных металлодиэлектрических слоев метаструктур, при этом использование штифтов не требуется. Численная оценка качества совмещения слоев показала, что погрешность совмещения слоев при использовании для зондирования поля сантиметрового диапазона длин волн составляет не более 3–4 мкм.

Ключевые слова: метаматериал, метаструктура, волновод

The Principle of Formation of Metal-dielectric Micro-sized Metastructures

A. A. Adzhibekov, *rogov_ae@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
A. A. Zhukov, *Dr. Sci. (Engineering), Associate Prof., zhukov.aa@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
FSBEI Moscow Aviation Institute (National Research University)
O. A. Alekseev, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., centr31@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The principle of formation of layered metal-dielectric micro-sized metastructures, which are dielectric layers with deposited metal patterns, is proposed. The principle consists in the production of individual layers by photolithographic methods, followed by their assembly and alignment on a special installation using a source of high-frequency electromagnetic radiation with an antisymmetric field. The criterion for the accuracy of the alignment of layers is the power level of the received high-frequency electromagnetic signal at the output of the receiver, which fixes the field of the radiation source, scattered by the metal alignment marks applied to each matched layer. When applying the proposed principle, it is possible to combine optically opaque metal-dielectric layers of metastructures, without the use of pins. A numerical assessment of the quality of layer alignment showed that the error of layer alignment when using a centimeter wavelength range for field sensing is no more than 3–4 μm.

Keywords: metamaterial, metastructure, waveguide

Введение

За последние два десятилетия многими исследовательскими коллективами активно ведутся работы по изучению свойств и определению направлений применения метаматериалов — композитов, обладающих отрицательной диэлектрической или (и) магнитной проницаемостью. Впервые предположение о возможности существования таких материалов было высказано в работе В. Г. Веселаго [1]. Также в этой работе были теоретически, с помощью аппарата электродинамики описаны электрические свойства таких материалов. Позже в работах [2, 3] был показан способ практической реализации подобных материалов. Опубликование работ [2, 3] способствовало активизации исследований в данном направлении. Исследования были направлены на изучение путей реализации метаматериалов и направлений их потенциального применения. В частности, была показана возможность использования метаматериалов для создания электрически малых антенн, антенн с низким уровнем заднего излучения, линз, экранов с улучшенными характеристиками [4–7]. При этом в подавляющем числе публикаций отражена реализация метаматериалов в виде слоистых металлодиэлектрических композитов. Размеры металлических элементов этих композитов и расстояния между элементами, как правило, не превышают длины волны. Таким образом, при переходе к более высокочастотным диапазонам реализация метаматериалов становится все сложнее. В миллиметровом и субмиллиметровом диапазонах длин волн размеры металлических элементов могут составлять десятки–сотни микрометров, а требуемые допуски на их изготовление — единицы микрометров и менее. Современные технологии формирования металлических структур на диэлектрической подложке (литографические методы изготовления) способны обеспечить такую точность [8]. Однако при создании слоистой структуры возникают сложности с точным позиционированием слоев относительно друг друга. Вопросы совмещения слоев при создании миниатюрных металлодиэлектрических структур на данный момент изучены слабо. Анализ имеющихся в открытой печати источников, посвященных данной тематике, показывает, что высокоточное совмещение требуется, как правило, при изготовлении многослойных печатных плат [9, 10]. В найденных источниках показано, что для сборки и совмещения в технологии многослойных печатных плат применяется либо штифтовая технология сборки, обеспечивающая погрешности совмещения порядка ± 50 мкм, либо автоматизированные системы сборки с оптической (рентгеновской) системой совмещения с погрешностями ± 17 мкм [9, 10]. В этой связи актуальной задачей является разработка принципа совмещения слоистых структур металлодиэлектрических микроразмерных метаструктур, обеспечивающего высокоточное (с погрешностью совмещения менее 5–10 мкм) совмещение оптически непрозрачных слоев без применения штифтов.

Цель работы — разработка принципа формирования слоистых металлодиэлектрических микроразмерных метаструктур.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

– рассмотреть и проанализировать использование электромагнитного излучения для совмещения оптически непрозрачных слоев;

– предложить аппаратную реализацию принципа — установку контроля качества совмещения слоев метаструктуры;

– провести численную оценку качества совмещения слоев.

Использование электромагнитного излучения для совмещения слоев

Представляет интерес использование электромагнитного излучения сантиметрового, миллиметрового и субмиллиметрового диапазонов длин волн для реализации совмещения слоев металлодиэлектрических микроразмерных метаструктур, обеспечивающего высокоточное совмещение слоев без применения штифтов. При этом простое облучение совмещаемых слоев метаструктуры электромагнитным полем с последующим исследованием картины его рассеяния для определения качества совмещения слоев представляется малоперспективным. Во-первых, зондирование слоистой структуры волнами сантиметрового и даже миллиметрового диапазонов длин волн при характерных размерах

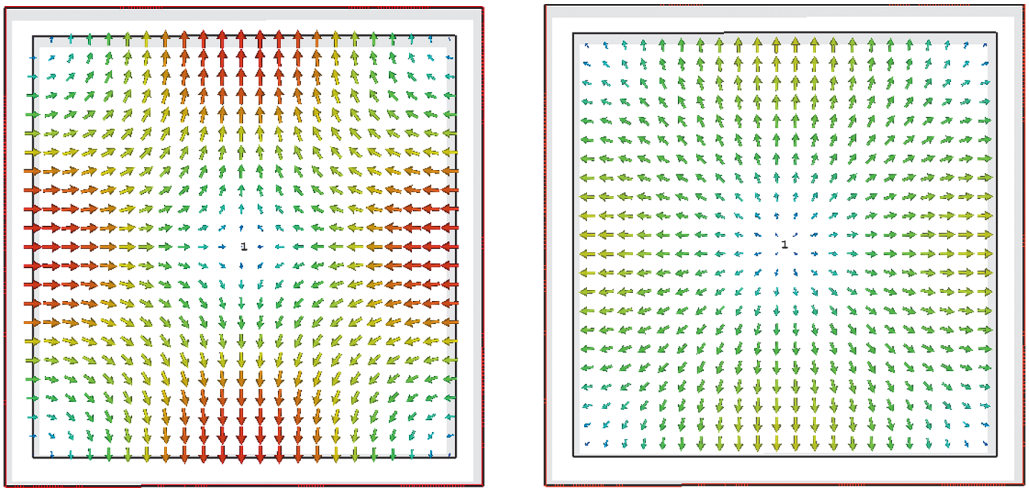


Рис. 1. Силовые линии электрического поля мод H11 (слева) и E11 (справа) в поперечном сечении квадратного волновода

металлизированных элементов порядка десятков микрометров из-за ограничений по дифракционному пределу не обеспечит приемлемой точности совмещения. Во-вторых, каждый новый тип слоистой структуры даст свою сложную и уникальную картину рассеяния электромагнитного излучения. Это потребует для каждого типа метаструктур решения задачи определения тех характеристик рассеяния, которые могут служить критериями точности совмещения слоев метаструктуры, выбора диапазона частот и параметров излучателя зондирующей волны. Вместе с тем для технологии совмещения слоев более приемлем единый критерий оценки точности совмещения слоев, подходящий для широкого класса метаструктур. В данной работе предлагается для совмещения слоев метаструктур использовать источник высокочастотного электромагнитного излучения с антисимметричным полем [11]. Таким источником может быть, например, отрытый конец квадратного волновода с модой H11 или E11. Картина силовых линий электрического поля этих мод показана на рис. 1.

Установка контроля качества совмещения слоев метаструктуры

Схема установки контроля качества совмещения слоев метаструктуры представлена на рис. 2. Принцип работы установки состоит в следующем: на каждом диэлектрическом слое с металлическими метаструктурами формируется металлическая метка совмещения; на первом этапе совмещения очередной слой двигается таким образом, чтобы метка совмещения оказалась в пространстве между двумя соосными квадратными волноводами. Используемый диапазон частот и размеры волноводов выбираются таким образом, чтобы в волноводах, помимо низших мод H10 и H01, могли распространяться моды H11 или E11. На входе первого волновода подключаются передатчик и преобразователь мод, обеспечивающие формирование

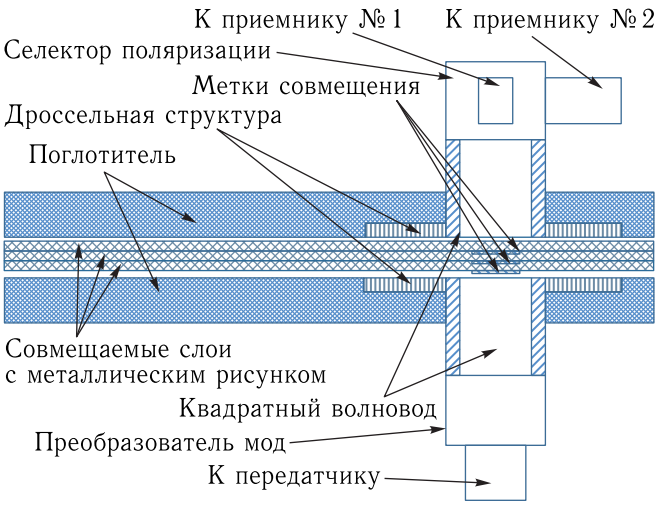


Рис. 2. Схема установки контроля качества совмещения слоев метаструктуры

нужной нечетной моды (H11 или E11), на втором — поляризационный селектор, обеспечивающий селекцию низших мод квадратного волновода. К двум выходам селектора поляризации подключаются приемники. Дроссельные структуры и поглотитель служат для ослабления вытекающего через зазор между волноводами излучения.

В случае если метка идеально совмещена с осью волноводов, должна сохраняться симметрия: мода H11 или E11, проходя через слои диэлектрика с метками, частично отражается в первый волновод, частично проходит во второй, при этом преобразования нечетной моды в моду H10 или H01 не происходит. На приемниках выходов селектора мод H10 и H01 в этом случае наблюдаются минимумы мощности сигналов. Если по какой-либо из координатных осей (x или y) происходит сдвиг метки относительно оси волноводов, осуществляется частичное преобразование соответствующей нечетной моды в моду H10 или H01 в зависимости от конкретной координатной оси, по которой произошел сдвиг. В этом случае на выходе соответствующего канала селектора мод наблюдается повышение мощности сигнала. Мощность сигнала соответствующего канала тем больше, чем больше сдвиг. При наличии сдвига по обеим координатным осям повышение мощности в каналах селектора поляризации происходит одновременно и в основном независимо. Таким образом, сигналы на выходах поляризации являются фактически сигналами погрешностей совмещения по осям x и y, эти сигналы могут быть использованы системой для совмещения слоев. Подобная установка может быть использована для совмещения слоев при отсутствии поворотов. Для совмещения слоев при наличии как сдвигов, так и поворотов требуются две метки и две пары волноводов.

Результаты численной оценки качества совмещения слоев

Результаты численной оценки качества совмещения слоев при использовании предложенного принципа (зависимости модулей коэффициентов передачи сигнала передатчика в каналы № 1 и № 2 поляризационного селектора от сдвигов по осям x и y) представлены на рис. 3–5. Оценка проводилась для двух квадратных волноводов с шириной 15 мм на частоте 20 ГГц. Совмещаемая структура представляла собой четыре слоя диэлектрика с $\varepsilon = 2{,}2$ и толщиной 0,5 мм, при этом на каждом слое была метка с конфигурацией, представленной на рис. 6. В ходе численного расчета вычислялись зависимости модулей коэффициентов передачи с входа первого волновода в каналы погрешностей совмещения по оси x и по оси y второго волновода от смещения ближайшего к приемному волноводу слоя относительно оси волноводов.

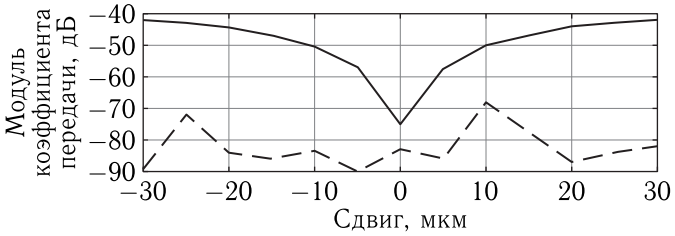


Рис. 3. Зависимость модуля коэффициента передачи первого волновода в каналы погрешностей совмещения по оси x (сплошная линия) и по оси y (штриховая линия) от сдвига по оси x при отсутствии сдвига по оси y

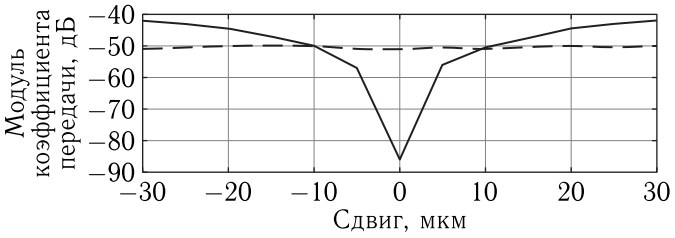


Рис. 4. Зависимость модуля коэффициента передачи первого волновода в каналы погрешностей совмещения по оси x (сплошная линия) и по оси y (штриховая линия) от сдвига по оси x при сдвиге по оси y, равном 10 мкм

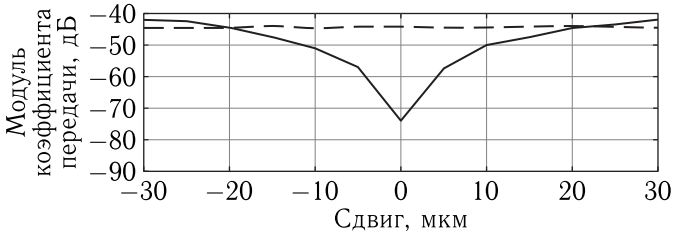


Рис. 5. Зависимость модуля коэффициента передачи первого волновода в каналы погрешностей совмещения по осям x (сплошная линия) и по оси y (штриховая линия) от сдвига по оси x при сдвиге по оси y, равном 20 мкм

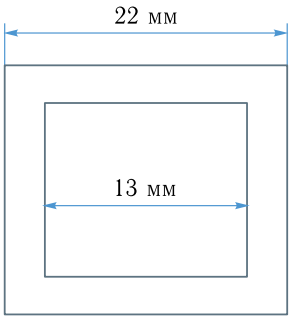


Рис. 6. Конфигурация меток совмещения

Как видно из рисунков, минимум сигналов на выходах №1 и №2 поляризационного селектора соответствует случаю идеального совмещения. При этом сигналы погрешностей совмещения по осям x и y в значительной степени независимы. При мощности генерируемого сигнала в 1 мВт (0 дБмВт), в случае обеих нечетных мод величина мощности сигнала в соответствующем канале погрешности совмещения при величине сдвига 3–4 мкм составит не менее −57 дБмВт. При чувствительности современных измерителей мощности, достигающей −60 – −70 дБмВт, величина принимаемого сигнала будет выше уровня собственных шумов измерителя мощности.

Заключение

Таким образом, в работе предложен принцип создания слоистых металлодиэлектрических метаструктур, заключающийся в изготовлении отдельных слоев с металлическим рисунком фотолитографическими методами с последующей их сборкой и совмещением в слоистую структуру. Критерием точности совмещения является уровень мощности попадающего на приемник поля источника излучения, рассеянного металлическими метками совмещения, нанесенными на каждый совмещаемый слой. Принцип обеспечивает автоматизированное совмещение оптически непрозрачных металлодиэлектрических слоев и не требует сверления отверстий или применения штифтов. При использовании зондирующего электромагнитного поля с частотой 20 ГГц достижимая погрешность совмещения слоев составляет 3–4 мкм. Полученная погрешность на порядок меньше, чем погрешность штифтовой технологии и в 3–4 раза меньше погрешности известного рентгеновского метода совмещения.

Список литературы

1. *Веселаго В.Г.* Электродинамика веществ с одновременно отрицательными значениями ε и μ // Успехи физических наук, 1967, т. 92, вып. 3. С. 517–526.
2. *Pendry J.B., Holden A.J., Robbins D.J., Stewart W.J.* Magnetism from conductors and enhanced on linear phenomena // IEEE Transactions Microwave Theory and Techniques, 1999, №47. P. 2075–2081.
3. *Smith D.R., Padilla W.J., Vier D.C. et al.* Composite medium with simultaneously negative permeability and permittivity // Physical Review Letters, 2000, vol. 84, №18. P. 4184–4187.
4. *Слюсар В.И.* Метаматериалы в антенной технике: история и основные принципы // Электроника: наука, технология бизнес, 2009, №7. С. 70–79.
5. *Слюсар В.И.* Метаматериалы в конструкциях антенн // Электроника: наука, технология бизнес, 2009, №8. С. 66–70.
6. *Слюсар В.И.* Метаматериалы в антенной технике: основные принципы и результаты // Первая миля. Last Mile, 2010, №3-4. С. 44–60.
7. *Вендик И.Б., Вендик О.Г.* Метаматериалы и их применение в технике сверхвысоких частот: обзор // Журнал технической физики, 2013, т. 83, вып. 1. С. 4–28.
8. *Валиев К.А.* Физические основы субмикронной фотолитографии. М.: Наука, 1990. 350 с.
9. *Черкасов С.* Оборудование фирмы CEDAL EQUIPMENT для сборки и совмещения пакетов многослойных печатных плат // Печатный монтаж, 2006, вып. 4. 6 с. http://www.circuitry.ru/files/article_pdf/2/article_2442_337.pdf (Дата обращения 30.10.2020).
10. *Шуваев П.В., Трусов В.А., Баннов В.Я. и др.* Формирование структуры сложных многослойных печатных плат // Тр. Международного симпозиума «Надежность и качество». Пенза: Пензенский государственный университет, 2013. С. 364–373.
11. *Аджибеков А.А., Жуков А.А., Алексеев О.А.* Экспериментальный стенд для сборки и испытаний антенных модулей на основе микроминиатюрных слоистых метаматериалов // Труды МАИ, 2016, №87. С. 14.

Список статей, опубликованных в журнале «Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы» в 2020 г.

Том 7, Вып. 1, 2020

К 90-летию со дня рождения Е. П. Молотова с. 3

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Фазоразностная радиотомография ионосферы на базе кластера из двух космических аппаратов
Барабошкин О. И., Трусов С. В., Бобровский С. А. с. 4

Методы применения доверительного интервала локации объекта в задачах обобщения данных от нескольких источников информации
Самсон С. Ю., Новиков А. В., Сорокин А. В. с. 13

Радиотехника и космическая связь

Микрополосковый делитель мощности с тремя входами и тремя выходами для бортовой аппаратуры космических аппаратов
Алыбин В. Г., Зарапин С. А., Яхутин С. А. с. 23

Построение многолучевых антенн абонентской радиолинии в *S*- и *Ka*-диапазонах частот
Аджибеков А. А. с. 30

Малошумящий усилитель приемо-передающего модуля активной фазированной решетки *Ka*-диапазона частот
Буянкин А. В., Поймалин В. Э., Нелин А. А., Рагулина Л. Е., Рыжаков М. В. с. 36

Приемный канал СВЧ-гиперспектрометра с двумя приемниками для аэрокосмического зондирования Земли
Убайчин А. В. с. 42

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

Особенности формирования информационно-вычислительной системы для решения измерительных задач в условиях различной степени структуризации
Ларин В. К. с. 51

Анализ методов обработки информации и координации развития космических систем ДЗЗ гидрометеорологического назначения в рамках международных программ CGMS и GSICS
Гектин Ю. М., Зорин С. М., Трофимов Д. О., Барсуков И. А., Жуковская К. И. с. 59

Особенности обработки данных сенсора «Геотон-Л1» космического аппарата «Ресурс-П» при формировании бесшовных сплошных покрытий регионов РФ
Марков А. Н., Васильев А. И., Крылов А. В., Евлашкин М. А., Пестряков А. А., Михеев А. А., Алексеевский А. С. с. 72

Методы аутентификации и шифрования информации в сетях связи на основе динамично изменяющихся матриц ключей и матриц алгоритмов
Пантелеймонов И. Н., Монастыренко А. А., Белозерцев А. В., Боцва В. В., Наумкин А. В. с. 84

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

Исследование процессов токопереноса в тонкопленочных магниторезистивных структурах $Ni_{0,76}Fe_{0,18}Co_{0,06}$
Грабов А. Б. с. 95

Том 7, Вып. 2, 2020

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Результаты международных испытаний этапа III фазы «Демонстрация и Оценка» среднеорбитального сегмента КОСПАС–САРСАТ
Антонов Д. В., Варгин А. Б., Воропаева А. В., Киреев А. А., Масловский А. Ю., Федосеев А. В. с. 3

Радиотехника и космическая связь

Экспериментальное исследование эффективности поляризационного уплотнения для сверхскоростной радиолинии систем ДЗЗ
Аджибеков А. А., Березкин В. В., Ершов А. Н., Петров С. В., Петров А. В., Шишминцев П. В. с. 11

Особенности применения полноповоротных антенных систем в наземных комплексах радиомониторинга
Кожевников С. В., Кирилюк С. Д., Тимофеев С. С., Глуздов А. Н., Ивашин А. В., Теплоухова Н. Е. с. 21

Исследование эффективности применения киральных метаматериалов в конструкциях антенн радиотехнических систем космических аппаратов
Филиппов С. Б. с. 33

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

Методологические аспекты создания сервисов многоцелевой аэрокосмической системы прогнозного мониторинга чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера
Алексеев О. А., Серебряков В. Б., Тищенко П. А., Разумова Н. В., Линьков А. Д. с. 39

Решение прикладных задач, связанных с методами обработки топологических компонентов посредством исследования их взаимных размещений
Архангельский А. Н. с. 50

Протоколы динамической маршрутизации и коммутации, метод построения сети связи для нужд ракетно-космической отрасли
Селифанов В. А., Мартыненко В. В. с. 63

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

Физико-технологические ограничения при проектировании многослойной коммутационной СВЧ-платы
Жуков А. А., Калашников А. Ю., Соловьев М. К. с. 70

Метрологический комплекс регистрации и измерения терагерцового излучения на основе пленочных структур Cr–слюда–Al–VO_x и Cr–слюда–VO_x
Олейник А. С., Мещанов В. П. с. 78

Анализ влияния внутренних дефектов на надежность танталовых конденсаторов
Алыков А. Н., Булаев И. Ю., Корбанкова Т. Ю., Кулибаба А. Я. с. 90

О проблеме производства отечественных микросхем космического применения
Данилин Н. С., Димитров Д. М. с. 97

Том 7, Вып. 3, 2020

К 80-летию со дня рождения В. Г. Алыбина с. 3

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Пространственный геометрический фактор и развитие ГЛОНАСС
Ватутин С. И. с. 4

Радиотехника и космическая связь

Прямое аналоговое мультиплексирование по форме сигналов
Павликов С. Н., Убанкин Е. И., Ханькович В. Н. с. 16

Радиофотонный многодиапазонный преобразователь частот для бортового спутникового ретранслятора
Щербинин А. Д. с. 28

Гиперфазовая модуляция в спутниковых системах связи
Вильдерман Е. Н. с. 36

Моделирование сигнала космической связи с негауссовскими коррелированными искажениями
Силин Д. М., Дядюнов А. Н. с. 42

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

Модельно-ориентированный системный инжиниринг как основа обеспечения разработки и создания перспективных космических систем и комплексов
Рябогин Н. В., Ерохин Г. А., Пронина Е. Б., Кошелев А. Ю. с. 51

Управление многоспутниковыми орбитальными группировками
Потюпкин А. Ю., Пантелеймонов И. Н., Тимофеев Ю. А., Волков С. А. с. 61

Обоснование статистических параметров радиосигналов для идентификации объекта
Стрельников С. В., Яковец Р. В., Шаблинский А. Г., Бирюлин С. Н. с. 71

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

Микроструктура тонких пленок в технологии микросистемной техники
Дидык П. И., Жуков А. А. с. 80

Анализ влияния входного контроля и дополнительных испытаний на надежность электронной компонентной базы
Кулибаба А. Я., Сашов А. А., Суконкин М. К., Штукарев А. Ю. с. 87

Активная компенсация магнитной погрешности волоконно-оптических гироскопов на основе магниторезистивных чувствительных элементов
Грабов А. Б., Ковалева Е. В., Суханов В. И. с. 93

Памяти Н. С. Данилина с. 103

Том 7, Вып. 4, 2020

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Уточнение согласующих коэффициентов математической модели движения КА с использованием понятия «обобщенная наблюдаемость»
Тюлин А. Е., Круглов А. В., Бетанов В. В. с. 3

Радиотехника и космическая связь

Построение единого наземного комплекса управления многоспутниковой группировки КА ДЗЗ
Жодзишский А. И., Жидкова С. К., Нагорных Д. Н. с. 14

Синхронное сложение сигналов антенн со сдвигом импульсов дискретизации в идеализированном режиме сопровождения космического аппарата по целеуказаниям
Ватутин С. И. с. 22

Предложения по созданию спутниковой системы сбора и передачи данных на базе отечественных космических аппаратов
Дорофеев Ю. Б., Тулисов Д. А. с. 38

Адаптация радиолинии КИС по скорости передачи информации в условиях помех
Круглов А. В., Хомов О. И. с. 51

Особенности построения приемо-передающего антенно-волноводного устройства *K-, Ka*-диапазонов систем связи
Бойчук С. И., Демченко В. И., Коровкин А. Е., Шипулин А. В., Полтавец Ю. И. с. 56

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

Развитие аппаратуры ДЗЗ серии МСУ-МР в части повышения точности радиометрических измерений и расширения ее функциональных возможностей
Бадаев К. В., Гектин Ю. М., Гулин Ю. Ю., Зайцев А. А., Максин В. Н., Пузаков Н. П., Сахаров В. Н., Серебряков Д. С., Смелянский М. Б., Фролов А. Г. с. 63

Об уровнях вибрационных воздействий при испытаниях бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов
Левченко А. С. с. 74

Обеспечение гарантии доставки информации в бортовой сети космического аппарата на основе интерфейса SpaceWire
Кошелев А. Ю., Дианова А. М., Петухов Д. О. с. 83

Тенденции развития видеотелеметрических систем для измерения температуры термонагруженных областей средств выведения
Климов Д. И., Мамедов Т. Т., Губайдуллин И. Р. с. 90

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

Принцип формирования металлодиэлектрических микроразмерных метаструктур
Аджибеков А. А., Жуков А. А., Алексеев О. А. с. 97

Scientific and technical journal

ROCKET-SPACE DEVICE ENGINEERING AND INFORMATION SYSTEMS

Vol. 7. No. 4. 2020

Founder:
Joint Stock Company “Russian Space Systems”

Advisory Council

Chair:
Tyulin A.E., Dr. Sci. (Econ.), Cand. Sci. (Eng.), Corresponding Member of Russian Academy of Missile and Artillery Sciences, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Deputy Chairmen:
Erokhin G.A., Cand. Sci. (Eng.), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, International Academy of Astronautics, Moscow, Russian Federation
Nesterov E.A., Cand. Sci. (Econ.), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Members of the Advisory Council:

Artemyev V.Yu., Joint Stock Company “Scientific and Production Association of Measurement Equipment”, Moscow, Russian Federation
Akhmedov D.Sh., Dr. Sci. (Eng.), Corresponding Member of National Engineering Academy of the Republic of Kazakhstan, SLLP “Institute of Space Systems and Technologies”, Almaty, Republic of Kazakhstan
Baturin Yu.M., Doctor of Law, Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, S.I. Vavilov Institute for the History of Science and Technology of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Blinov A.V., Cand. Sci. (Eng.), Corresponding Member of Russian Engineering Academy, Joint-Stock Company “Research institute of physical measurements”, Penza, Russian Federation
Gabitov I.R., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Prof., University of Arizona, the USA
Zhantayev Zh.Sh., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Academician of Kazakhstan National Academy of Natural Sciences, Joint-Stock Company “National Center of Space Research and Technology”, Almaty, Republic of Kazakhstan
Zhmur V.V., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russian Federation
Kolachevsky N.N., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Kuleshov A.P., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, Russian Academy of Sciences, Skolkovo Institute of Science and Technology, Moscow, Russian Federation
Nosenko Yu.I., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company “Research Institute of Precision Instruments”, Moscow, Russian Federation
Perminov A.N., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Member of International Academy of Astronautics, Russian Engineering Academy, Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Pobedonostsev V.A., Dr. Sci. (Eng.), branch of Joint Stock Company “United Rocket and Space Corporation”–“Institute of Space Device Engineering”, Moscow, Russian Federation
Stupak G.G., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Chebotarev A.S., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Stock Company “Special research bureau of Moscow power engineering institute”, Moscow, Russian Federation
Chernyavsky G.M., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Chetyrkin A.N., branch of Joint Stock Company “United Rocket and Space Corporation”–“Institute of Space Device Engineering”, Moscow, Russian Federation

Editorial Board

Editor-in-Chief:
Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, International Academy of Astronautics, Moscow, Russian Federation
Deputy Editor-in-Chief:
Fedotov S.A., Cand. Sci. (Eng.), Senior Researcher, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Members of the Editorial Board:

Alekseyev O.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Alybin V.G., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Belokonov I.V., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Samara National Research University, Samara, Russian Federation
Betanov V.V., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member of Russian Academy of Missile and Artillery Sciences, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Bugaev A.S., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Prof., Academician, Russian Academy of Sciences, Kotel’nikov Institute of Radio Engineering and Electronics of RAS, Moscow, Russian Federation
Vasilkov A.P., Ph. Doctor in Physics and Mathematics, Science Systems and Applications Inc., Maryland, the USA
Vatutin V.M., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Danilin N.S., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician of Russian and International Engineering Academies, Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Dvorkin V.V., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Zhodzishsky A.I., Dr. Sci. (Eng.), Academician of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Zhukov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Kolachevsky N.N., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Kukushkin S.S., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Corresponding Member of Russian Engineering Academy, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Mikhaylov V.Yu., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Moscow Aviation Institution, Moscow, Russian Federation
Novikov D.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Russian Federation
Petrukovich A.A., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Povalyayev A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Pulinets S.A., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Rainer Sandau, Dr. Sci. (Eng.), Adjunct Professor, International Academy of Astronautics, Berlin, Germany
Rimskaya O.N., Cand. Sci. (Econ.), Assoc. Prof., Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Strelnikov S.V., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company “Scientific Production Association Orion”, Krasnoznamensk, Russian Federation
Sychev A.P., Cand. Sci. (Eng.), Joint Stock Company “Research Institute of Precision Instruments”, Moscow, Russian Federation
Tislenko V.I., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics, Tomsk, Russian Federation
Tokarev A.S. (Executive Secretary), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Tuzikov A.V., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Prof., Correspondent Member of the National Academy of Sciences of Belarus, The State Scientific Institution “The United Institute of Informatics Problems of the National Academy of Sciences of Belarus”, Minsk, Republic of Belarus

The publication frequency is four issues per year.
The journal is included into the Russian Science Citation Index.
The journal is included into the List of peer-reviewed scientific publications approved by the Higher Attestation Commission (VAK RF).
The opinions expressed by authors of the papers do not necessarily those of the editors.
ISSN 2409-0239
DOI 10.30894/issn2409-0239.2020.7.4
The subscription number of the journal in the united catalogue “The Russian Press” is 94086.

Joint Stock Company “Russian Space Systems”,
ul. Aviamotornaya 53, Moscow, 111250 Russia
Tel. +7 (495) 673-96-29
www.spacedevice.ru
e-mail: journal@spacecorp.ru

© Joint Stock Company “Russian Space Systems”
© FIZMATLIT

Moscow
FIZMATLIT ®
2020