

Научно-технический журнал

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 5. Выпуск 2. 2018

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 5. Выпуск 2. 2018

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: Ежов С.А., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия Романов А.А., д.т.н., проф., член-корр. Международной академии астронавтики, АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Нестеров Е.А., АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Члены редакционного совета:

Артемьев В.Ю., АО «Научно-производственное объединение измерительной

техники», Москва, Россия Батурин Ю.М., д.ю.н., проф., член-корр. РАН, Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН, Москва, Россия

и техники им. с.ун. вавилова РАН, мюсква, Россия Блинов А.В., к.т.н., член-корр. Российской инженерной академии, АО «Научно-исследовательский институт физических измерений», Пенза, Россия Бугаев А.С., д.ф.-м.н., проф., академик РАН, Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН, Москва, Россия Жантаев Ж.Ш., д.ф-м.н., академик КазАЕН, АО «Национальный центр космических изораелегоний изписатели

исследований и технологий», Алма-Ата, Казахстан Жмур В.В., д.ф.-м.н., проф., Московский физико-технический институт, Москва,

Россия Колачевский Н.Н., д.ф.-м.н., проф., член-корр. РАН, Физический институт имени

П.Н. Лебедева РАН, Москва, Россия

Кулешов А.П., д.т.н., проф., академик РАН, Сколковский институт науки и технологий, Москва, Россия

Поснко 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, Москва, Россия

им. к.с. циолювского, москва, госсии Петрукович А.А., д. Ф.-м.н., проф., член-корр. РАН, Институт косимческих исследований РАН, Москва, Россия

Райнер Сандау, д.т.н., адъюнкт-проф., Международная академия астронавтики,

Берлин, Германия Ступак Г.Г., д.т.н., проф., академик Российской академии космонавтики

отупанта, д.п., проф., академикт оссилеской академикт космонавали комонавали ко Чеботаревали комонавали комонавали комонавали комонавали комонавали комонавали комонавали комонавали комонавали

Чернявский Г.М., член-корр. РАН, д.т.н., проф., член-корр. РАН, АО «Российские космические системы», Москва, Россия Четыркин А.Н., филиал ОАО «Объединенная ракетно-космическая корпорация»–

«Научно-исследовательский институт космического приборостроения», Москва, Россия

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/issn2409-0239.2018.5.2 Подписной индекс 94086 в Объединенном каталоге «Пресса России».

Редакционная коллегия

Главный редактор: Романов А.А., д.т.н., проф., член-корр. Международной академии астронавтики, АО «Российские космические системы», 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 Ахмедов Д.Ш., д.т.н., член-корр. Национальной инженерной академии Республики Казахстан, ДТОО «Институт космической техники и технологий», Алма-Ата, Казахстан

топистист, коссистити ветанов В. В., д.т.н., проф., член-корр. Российской академии ракетных и артиллерийских наук, АО «Российские космические системы», 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

Кодзишский 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 Мороз А.П., д.т.н., АО «Научно-производственное объединение измерительной техники», Москва, Россия

Победоносцев В.А., д.т.н., филиал ОАО «Объединенная ракетно-космическая корпорация»-«Научно-исследовательский институт космического

приборостроения», Москва, Россия Поваляев А.А., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия Римская О.Н., к.э.н., доцент, АО «Российские космические системы», Москва Россия

Романов А.А., д.т.н., АО «Российские космические системы», Москва, Россия Свиридов К.Н., д.т.н., проф., АО «Российские космические системы», Москва, Россия

Селиванов А.С., д.т.н., проф., 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

Токарев А.С. (техн. 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

Язерян Г.Г., к.т.н., АО «Российские космические системы». Москва. Россия

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

© АО «Российские космические системы» © ФИЗМАТЛИТ



Москва ФИЗМАТЛИТ ® 2018

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

2018, т. 5, вып. 2

Содержание

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация	
Оценка среднеквадратических погрешностей измерений радионавигационных параметров Молоканов А.В., Вовасов В.Е.	3
Вариант технической реализации устройства нелинейного уплотнения частотных и кодовых навигационных сигналов ГЛОНАСС Бирюков А.А.	11
Аэрокосмические методы зондирования Земли	
Анализ изменчивости поверхностных потоков тепла и импульса и влагосодержания атмосферы в Северной Атлантике по данным спутниковых микроволновых измерений Гранков А. Г., Мильшин А. А., Шелобанова Н.К., Язерян Г.Г.	20
Метрологические и методические аспекты спектрально-энергетических калибровок оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ <i>Трофимов Д. О., Гектин Ю. М., Зорин С. М., Зайцев А. А.</i>	26
Радиотехника и космическая связь	
Компактный СВЧ делитель мощности с развязкой между входами Алыбин В.Г., Зарапин С.А., Яхутин С.А., Авраменко С.В.	34
Принцип формирования показателя избыточности информационного потока от аналоговых датчиков медленно меняющихся параметров и алгоритм его реализации Орешко В. В., Благодырев В. А.	40
Системный анализ, управление космическими аппаратами, обработка информации и системы телеметрии	
Методология создания инновационного научно-технического задела в ракетно-космической отрасли Клюшников В. Ю., Романов А.А, Тюлин А.Е.	53
Концепция построения экспертно-диагностического комплекса для анализа информационных систем Бетанов В. В., Ларин В. К.	65
Перспективная методика управления полетом космических аппаратов одной орбитальной группировки с применением межспутниковых радиолиний Пантелей монов И Н	73
Управление реконфигурацией НАКУ КА на базе нейросетевых технологий и элементов	10
искусственного интеллекта Шевцов Д. А.	84
Твердотельная электроника, радиоэлектронные компоненты, микро- и наноэлектроника, приборы на квантовых эффектах	

Видеотелеметрический контроль промышленных изделий *Климов Д. И.*

89

ROCKET-SPACE DEVICE ENGINEERING AND INFORMATION SYSTEMS

2018, Vol. 5, Iss. 2

Contents

Space Navigation Systems and Devices. Radiolocation and Radio Navigation	
Estimation of Meansquare Errors in Measurements of Radio Navigational Parameters Molokanov A. V., Vovasov V. E.	3
Variant of Technical Realization of Non-Linear Multiplexing GLONASS FDMA and CDMA Navigation Signals Biryukov A. A.	11
Aerospace Methods for Earth Remote Sensing	
Analysis of Variability of the Surface Heat and Impulse Fluxes and Water Vapor Content of the Atmosphere over the North Atlantic from the Satellite Microwave Data <i>Grankov A. G., Milshin A. A., Shelobanova N. K., Yazeryan G. G.</i>	20
Metrological and Methodical Aspects of Spectral-Energetic Calibrations of Optoelectronic ERS Equipment Trofimov D. O., Gektin Yu. M., Zorin S. M., Zaytsev A. A.	26
Radio Engineering and Space Communication	
Compact UHF Power Divider with Decoupling Between the Inputs Alybin V. G., Zarapin S. A., Yakhutin S. A., Avramenko S. V.	34
Principle of Formation of a Redundancy Parameter of the Information Stream from Analogue Sensors of Slowly Changing Parameters and the Algorithm of its Implementation <i>Oreshko V. V., Blagodyrev V. A.</i>	40
Systems Analysis, Spacecraft Control, Data Processing, and Telemetry Systems	
Methodology for the Creation of an Innovative Scientific and Technical Reserve in the Rocket and Space Indus <i>Klyushnikov V. Yu., Romanov A. A., Tyulin A. E.</i>	ry 53
The Concept of Building of an Expert-Diagnostic Complex for the Analysis of Information Systems Betanov V. V., Larin V. K.	65
Advanced Technique of Spacecraft Flight Control of One Orbital Constellation Using Intersatellite Radio Links Panteleymonov I. N.	73
Reconfiguration Control of the Ground Automatic Control Complex of Spacecraft Based on Neural Network Technologies and AI Elements	84

Video Telemetric Control of Industrial Products *Klimov D. I.*

89

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2018, том 5, выпуск 2, с. 3–10

____ КОСМИЧЕСКИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ. _____ РАДИОЛОКАЦИЯ И РАДИОНАВИГАЦИЯ

УДК 629.783:527 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.2.3.10

Оценка среднеквадратических погрешностей измерений радионавигационных параметров

А.В. Молоканов, contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

В. Е. Вовасов, к. т. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Достаточно часто по измерениям навигационной аппаратуры пользователей необходимо оценить качество ее работы или соответствие требованиям технического задания. Одним из показателей качества работы навигационной аппаратуры пользователей является среднеквадратическая погрешность радионавигационных параметров.

В статье представлена методика оценки среднеквадратических погрешностей измерений радионавигационных параметров, полученных навигационной аппаратурой пользователя, установленной на космическом аппарате. Рассматриваются вопросы репрезентативной выборки количества измерений для определения среднеквадратических погрешностей измерений, устранения взаимной динамики навигационного космического аппарата и навигационной аппаратуры пользователя, динамики ухода шкалы времени приемника, а также ионосферной составляющей измерений. Методика включает в себя оценку нестабильности опорного генератора приемника.

На основе методики проведены экспериментальные оценки среднеквадратических погрешностей измерений псевдодальности по коду и фазе несущей. Применение разработанной методики позволяет оценить качество работы навигационной аппаратуры пользователя и соответствия ее характеристик заданным критериям.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, GPS, радионавигационный параметр, среднеквадратическая погрешность

Estimation of Meansquare Errors in Measurements of Radio Navigational Parameters

A. V. Molokanov, contact@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

V. E. Vovasov, Cand. Sci. (Engineering), contact@spacecorp.ru Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. It is often necessary to evaluate the performance of the user's navigational equipment or its compliance with the requirements of the technical task by its measurments. One of the indicators of the quality of the user's navigational equipment is the root-mean-square error of the radio navigation parameters.

The article presents a methodology for estimating the root-mean-square errors in the measurements of radio navigation parameters obtained by the user's navigation equipment installed on a spacecraft. The issues of a representative sampling of the number of measurements for determining the mean square errors of measurements, eliminating the mutual dynamics of the navigational satellite and user's navigational equipment, the dynamics of the receiver time scale shift, as well as the ionospheric component of the measurements are considered. The method includes an estimate of the instability of the receiver reference oscillator.

Based on the technique, the experimental estimates of the root-mean-square errors in pseudo-range measurements by code and the carrier phase are made. Application of the developed technique allows evaluating the quality of the user's navigation equipment and the correspondence of its characteristics to the specified criteria.

Keywords: GLONASS, GPS, radio navigation parameter, mean-square error

Введение

Достаточно часто по измерениям навигационной аппаратуры пользователей (НАП) необходимо оценить качество ее работы или удовлетворение требованиям технического задания (ТЗ). Одним из показателей качества работы НАП является среднеквадратическая погрешность (СКП) радионавигационных параметров (РНП). Под РНП в этом случае понимают псевдодальности по коду и псевдодальности по фазе несущих частот. При необходимости можно определить СКП и других навигационных параметров, используя описанный в данной статье подход.

Определение величины выборки измерений

Для получения СКП необходимо правильно спланировать эксперимент. Для начала полученные измерения разбиваются на группы. В соответствии с [6] минимальное количество измерений для определения СКП в каждой группе должно быть не менее 30. В этом случае полученное значение СКП (x_i) можно считать распределенным по нормальному закону. Количество сеансов для получения статистики СКП с заданным количеством отсчетов должно быть не менее n = 10-20.

Сначала находим оценку \widetilde{m} для математического ожидания величины СКП:

$$\widetilde{m} = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^{n} x_i. \tag{1}$$

Дисперсия СКП будет равна

$$\widetilde{D} = \frac{\sum_{i=1}^{n} (x_i - \widetilde{m})^2}{n - 1}.$$
(2)

Среднеквадратическое отклонение СКП определяется как

$$\sigma_{\widetilde{m}} = \sqrt{\frac{\widetilde{D}}{n}}.$$
(3)

Таким образом, доверительный интервал выражается в виде

$$I_{\beta} = (\widetilde{m} - t_{\beta} \cdot \sigma_{\widetilde{m}}; \widetilde{m} + t_{\beta} \cdot \sigma_{\widetilde{m}}), \qquad (4)$$

где величина t_{β} определяется для нормального закона как число среднеквадратических отклонений, которое нужно отложить вправо и влево от центра рассеивания для того, чтобы вероятность попадания в полученный участок была равна β .

Величина t_{β} определяется выражением

$$t_{\beta} = \sqrt{2} \cdot \Phi^{-1}(\beta), \tag{5}$$

где $\Phi^{-1}(\beta)$ — функция, обратная функции Лапласа. Обычно, чтобы упростить вычисления, для получения t_{β} используется специальная таблица (14.3.1) [6]. Например, при заданном значении $\beta = 0,997$ значение $t_{\beta} = 3$.

Методика определения среднеквадратической погрешности

Проблема определения дисперсии СКП указанных параметров заключается в том, что их математическое ожидание \tilde{m} не является постоянной величиной в процессе измерений, а значит, применение традиционного выражения для дисперсии (2) практически невозможно. В связи с этим предлагается производить дифференцирование значений параметров до тех пор, пока \tilde{m} получаемых производных не станет либо константой, либо равным нулю. Полученное СКП этой производной легко пересчитывается в СКП первоначального параметра, так как дифференцирование является линейной операцией.

Приведем для примера известные математические выражения для псевдодальностей по коду высокой точности (ВТ) для навигационного приемника, установленного на спутнике с высотой орбиты 1000 км, в диапазоне L1 для ГЛОНАСС [1–3]

$$D_{j,\text{BT}}^{\text{L1}}(t_i) = R_j(t_i) + c \cdot \Delta T - c \cdot (\Delta T^j) + c(T_{\text{ion},\text{L1}}^j + \tau_{j,\text{L1},\text{BT}}) - \xi_{\text{L1},\text{BT}}^j, \quad j = \overline{1, J}, \quad (6)$$

по коду ВТ в диапазоне L2 для ГЛОНАСС

$$D_{j,\mathrm{BT}}^{\mathrm{L2}}(t_i) = R_j(t_i) + c \cdot \Delta T - c \cdot (\Delta T^j + \Delta \tau_n^j) + c(T_{\mathrm{ion},\mathrm{L2}}^j + \tau_{j,\mathrm{L2},\mathrm{BT}}) - \xi_{\mathrm{L2},\mathrm{BT}}^j, \quad j = \overline{1, J}, \quad (7)$$

где J — количество видимых спутников ГЛОНАСС; t_i — момент формирования измерения;

 R_j — длина пути распространения сигнала от фазового центра антенны j-го спутника до фазового центра антенны приемника, равная

$$R_{j}(t_{i}) =$$

$$= \sqrt{(x^{j} - x(t_{i}))^{2} + (y^{j} - y(t_{i}))^{2} + (z^{j} - z(t_{i}))^{2}}, \quad (8)$$

это расстояние между точками, которые занимали *j*-й спутник в момент предшествия и приемник в момент формирования измерения. Под моментом предшествия понимают момент времени, который предшествует моменту формирования измерения на время распространения сигнала;

 x^{j} , y^{j} , z^{j} — координаты *j*-го спутника в момент предшествия, пересчитанные в то положение гринвичской системы координат, которое она занимает в момент измерения псевдодальности;

 $x(t_i), y(t_i), z(t_i)$ — координаты приемника в момент формирования измерения;

 $T_{\text{ion,L1}}^{j}, T_{\text{ion,L2}}^{j}$ — задержка кодового сигнала диапазона L1 и L2 *j*-го спутника в ионосфере;

 ΔT — смещение шкалы времени приемника относительно системной шкалы времени ГЛОНАСС;

 ΔT^{j} — смещение шкалы времени *j*-го спутника ГЛОНАСС, которая совпадает со шкалой времени сигнала L1BT, относительно системной шкалы времени ГЛОНАСС;

 $au_{j,L1,BT}$, $au_{j,L2,BT}$ — задержка кодового ВТ-сигнала диапазона L1 и L2 *j*-го спутника ГЛОНАСС в радиочастотной части приемника;

 $\Delta \tau_n^j$ — смещение шкалы времени сигнала L2BT относительно сигнала L1BT,

 $\xi^{j}_{L1,BT}$, $\xi^{j}_{L2,BT}$ — шумовая составляющая измерения псевдодальностей приемником по сигналу диапазона L1 и L2 BT кода j-го спутника ГЛОНАСС.

С учетом известных соотношений [1]

$$T_{\rm ion,L2}^j = \gamma \cdot T_{\rm ion,L1}^j,\tag{9}$$

где

$$\gamma = \left(\frac{f_{\rm L1}^j}{f_{\rm L2}^j}\right)^2,\tag{10}$$

 $f_{\rm L1}^{j}$ — частота несущей сигнала j-го спутника в диапазоне L1;

 $f_{\rm L2}^{j}$ — частота несущей сигнала j-го спутника в диапазоне L2.

Величина $\gamma = \left(\frac{9}{7}\right)^2$ для ГЛОНАСС. С учетом [5]

$$c \cdot T_{\text{ion},\text{L1}}^{j} = I_{g}^{j} \cdot \frac{f^{2}}{f_{j,\text{L1}}^{2}} \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_{3}}{R_{3} + h}\cos\{\eta_{j}(t_{i})\}\right]^{2}}}$$
(11)

получим смещение псевдодальности *j*-го сигнала в диапазоне L1, вызванное ионосферой.

Здесь I_g^j — ионосферная вертикальная задержка сигнала ГЛОНАСС на частоте L1;

 R_3 — радиус Земли;

 $h = 432,5 \cdot 10^3$ м — высота слоя ионосферы, где интегральная концентрация электронов в вертикальном столбе достигает 50 %;

f — несущая частота, на которой получена оценка I_q^j (в нашем случае L1);

 $\eta_j(t_i)$ — угол места j-го навигационного спутника относительно приемника;

 α — коэффициент, учитывающий уменьшение суммарной концентрации электронов в ионосферном столбе из-за того, что объект расположен не на поверхности Земли.

С учетом (11) перепишем (6) и (7) в виде

$$D_{j,BT}^{L1}(t_i) = R_j(t_i) + c \cdot \Delta T - c \cdot (\Delta T^j) + I_g^j \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_3}{R_3 + h}\cos\{\eta_j(t_i)\}\right]^2}} + c \cdot \tau_{j,L1,BT} - \xi_{L1,BT}^j, \quad (12)$$

$$D_{j,\text{BT}}^{\text{L2}}(t_i) = R_j(t_i) + c \cdot \Delta T - c \cdot (\Delta T^j + \Delta \tau_n^j) + I_g^j \cdot \gamma \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_3}{R_3 + h}\cos\{\eta_j(t_i)\}\right]^2}} + c \cdot \tau_{j,\text{L2,BT}} - \xi_{\text{L2,BT}}^j. \quad (13)$$

Очевидно, что на интервале, соответствующем группе измерений, такие параметры, как ΔT^j , $\Delta \tau_n^j$, $\tau_{j,\text{L2,BT}}$, $\tau_{j,\text{L1,BT}}$, $\eta_j(t_i)$, можно считать константами, в то время как величины $R_j(t_i)$, ΔT , $\alpha \cdot I_g^j$ имеют существенную динамику.

Приведем известные математические выражения для псевдодальности по фазе несущей для навигационного приемника, установленного на спутнике с высотой орбиты 1000 км [1,3]:

$$\begin{aligned} G_{j}^{\text{L1}}(t_{i}) &= -c \cdot (\Delta T^{j} + \Delta \tau_{\text{L1}}^{j}) + c \cdot \Delta T + R_{j}(t_{i}) + \\ &+ \lambda_{\text{L1}}^{j}(\varphi_{0,\text{L1}} + \varphi_{0,\text{L1}}^{j} + \varsigma_{\psi_{j}}^{\text{L1}}) - c(T_{\text{ion,L1}}^{j}) - \\ &- \lambda_{\text{L1}}^{j}(\varphi_{h,\text{L1}}^{j}) - M_{j}^{\text{L1}} \cdot \lambda_{\text{L1}}^{j}, \end{aligned} \tag{14} \\ G_{j}^{\text{L2}}(t_{i}) &= -c \cdot (\Delta T^{j} + \Delta \tau_{n}^{j} + \Delta \tau_{\text{L2}}^{j}) + c \cdot \Delta T + \\ &+ R_{j}(t_{i}) + \lambda_{\text{L2}}^{j}(\varphi_{0,\text{L2}} + \varphi_{0,\text{L2}}^{j} + \varsigma_{\psi_{j}}^{\text{L2}}) - \\ &- c(T_{\text{ion,L2}}^{j}) - \lambda_{\text{L2}}^{j}(\varphi_{h,\text{L2}}^{j}) - M_{j}^{\text{L2}} \cdot \lambda_{\text{L2}}^{j}, \end{aligned} \tag{15}$$

где λ_{L1}^{j} , λ_{L2}^{j} — длина волны несущей *j*-го спутника в диапазоне L1 и L2;

 $\varphi_{0,L1}, \ \varphi_{0,L2}$ — начальная фаза приемника в диапазоне L1 и L2;

 $\varphi_{0,L1}^{j}, \varphi_{0,L2}^{j}$ — неопределенная начальная фаза излучения *j*-го спутника в диапазоне L1 и L2;

 $\Delta \tau_{L1}^{j} = (\tau_{L1,CT}^{j} - \tau_{L1,BT}^{j})$ — задержка СТ-кода относительно ВТ в диапазоне L1 в аппаратуре спутника ГЛОНАСС;

 $\Delta \tau_{L2}^{j} = (\tau_{L2,CT}^{j} - \tau_{L2,BT}^{j})$ — задержка СТ-кода относительно ВТ в диапазоне L2 в аппаратуре спутника ГЛОНАСС;

 $\varphi_{h,L1}^{j}, \varphi_{h,L2}^{j}$ — фазовые аппаратурные искажения сигнала j-го спутника в приемнике в диапазоне L1 и L2;

 $M_j^{\rm L1}$, $M_j^{\rm L2}$ — неопределенное целое число, представляющее собой неоднозначность фазовых измерений сигнала *j*-го спутника в приемнике в диапазоне L1 и L2;

 $\varsigma_{\psi_j}^{\text{L1}}, \varsigma_{\psi_j}^{\text{L2}}$ — шумовая составляющая измерения псевдофазы сигнала *j*-го спутника в приемнике в диапазоне L1 и L2.

С учетом (11) перепишем (14) и (15) в виде

$$\begin{aligned} G_{j}^{\text{L1}}(t_{i}) &= -c \cdot (\Delta T^{j} + \Delta \tau_{\text{L1}}^{j}) + \\ &+ c \cdot \Delta T + R_{j}(t_{i}) + \lambda_{\text{L1}}^{j}(\varphi_{0,\text{L1}} + \varphi_{0,\text{L1}}^{j} + \varsigma_{\psi_{j}}^{\text{L1}}) - \\ &- I_{g}^{j} \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_{3}}{R_{3} + h}\cos\{\eta_{j}(t_{i})\}\right]^{2}}} - \\ &- \lambda_{\text{L1}}^{j}(\varphi_{h,\text{L1}}^{j}) - M_{j}^{\text{L1}} \cdot \lambda_{\text{L1}}^{j}, \end{aligned}$$
(16)

$$G_{j}^{L2}(t_{i}) = -c \cdot (\Delta T^{j} + \Delta \tau_{n}^{j} + \Delta \tau_{L2}^{j}) + c \cdot \Delta T + R_{j}(t_{i}) + \lambda_{L2}^{j}(\varphi_{0,L2} + \varphi_{0,L2}^{j} + \varsigma_{\psi_{j}}^{L2}) - I_{g}^{j} \cdot \gamma \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_{3}}{R_{3} + h}\cos\{\eta_{j}(t_{i})\}\right]^{2}}} - \lambda_{L2}^{j}(\varphi_{h,L2}^{j}) - M_{j}^{L2} \cdot \lambda_{L2}^{j}.$$
 (17)

Очевидно, что на интервале, соответствующем группе измерений, такие параметры, как $\Delta T^{j}, \Delta \tau_{n}^{j},$ $\eta_j(t_i), \, \Delta\tau_{\mathrm{L1}}^j, \, \lambda_{\mathrm{L1}}^j \cdot (\varphi_{0,\mathrm{L1}} + \varphi_{0,\mathrm{L1}}^j), \, \bar{\lambda_{\mathrm{L1}}^j} \cdot (\varphi_{h,\mathrm{L1}}^j), \, M_j^{\mathrm{L1}} \times$ $imes \lambda_{\mathrm{L1}}^{j}$, можно считать константами, в то время как величины $R_i(t_i), \Delta T, \alpha \cdot I_g^j$ имеют существенную динамику. Как уже указывалось, для снижения динамики будем производить дифференцирование полученных измерений. Причем производные необходимо брать до тех пор, пока динамическая ошибка не окажется значительно меньше шумовой. Так как измерения псевдодальности по фазе несущей являются наиболее точными, то именно они потребуют наивысшую производную. Для устранения динамики НКА и спутника с высотой орбиты 1000 км, динамики ухода шкалы времени приемника, а также ионосферной составляющей выражений псевдодальностей, как показал эксперимент, необходимо получение шестой производной от измеряемой псевдодальности по фазе несущей. Для общности результатов будем использовать шестую производную при измерениях псевдодальности по коду. В этом случае значения измерений $D_{j,\text{BT}}^{\text{L1}}(t_i), \ D_{j,\text{BT}}^{\text{L2}}(t_i), \ G_j^{\text{L1}}(t_i)$ и $G_j^{\mathrm{L2}}(t_i)$ запишем как $G_j(t_i)$. Приближенное значение шестой производной можно оценить с помощью следующего полинома:

$$\begin{split} \Delta G_j(t_i) &= G_j(t_{i+6}) - 6 \cdot G_j(t_{i+5}) + \\ &+ 15 \cdot G_j(t_{i+4}) - 20 \cdot G_j(t_{i+3}) + \\ &+ 15 \cdot G_j(t_{i+2}) - 6 \cdot G_j(t_{i+1}) + G_j(t_i). \end{split}$$
(18)

Дисперсия разностей $\sigma^2_{\Delta G_i}$ будет равна

$$\sigma_{\Delta G_j}^2 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [\Delta G_j(t_i)]^2 = 924 \cdot \sigma_{G_j}^2.$$
(19)

Отсюда СКП измерений $G_i(t_i)$ будет равна

$$\sigma_{G_j} = \sqrt{\sigma_{\Delta G_j}^2 / 924}.$$
 (20)



Рис. 1. Аппаратная СКП измерения ПД ГЛОНАСС диапазона L1 по коду (a) и по фазе (б) несущей частоты

рис. 1 приводим график изменения вычисленной σ_{G_i} псевдодальности (ПД) ГЛОНАСС диапазона L1 по коду (а) и по фазе (б) несущей с использованием 6-й производной. На рисунке относительное время

Для примера применения выражения (18) на представляет собой количество 10-секундных отсчетов в течение сеанса навигации. Прерывистый характер графика объясняется условиями радиовидимости НКА антенной системой НАП, расположенной на спутнике с орбитой порядка 1000 км.

Методика определения СКП без учета шумов опорного генератора

Для разработчика НАП очень важно убедиться в правильности работы приемника. Обычно при построении НАП выбирается такой опорный генератор, шумы которого значительно ниже тепловых шумов приемника. Однако из-за различного рода ошибок построения приемника оказывается важным знать вклад шума опорного генератора в погрешность измерений псевдодальности по фазе несущей. Для этого используется определение СКП-погрешностей измерений псевдодальностей по фазе несущей без учета шумов задающего генератора.

Так как необходимо определить СКП измерений псевдодальностей по фазе несущей без учета шумов задающего генератора, то нужно получить выражение, в котором отсутствует величина ΔT . Для этого, используя разность выражений (16) и (17), получим

$$\begin{split} \Delta G_{j}(t_{i}) &= G_{j}^{L2}(t_{i}) - G_{j}^{L1}(t_{i}) = \\ &= -c \cdot (\Delta \tau_{n}^{j} + \Delta \tau_{L2}^{j} - \Delta \tau_{L1}^{j}) + \\ &+ (\gamma - 1) \cdot I_{g} \cdot \frac{\alpha}{\sqrt{1 - \left[\frac{R_{3}}{R_{3} + h} \cos\{\eta_{j}(t_{i})\}\right]^{2}}} + \\ &+ \lambda_{L2}^{j}(\varphi_{0,L2} + \varphi_{0,L2}^{j} - \varphi_{h,L2}^{j} + \varsigma_{\psi_{j}}^{L2}) - \\ &- \lambda_{L1}^{j}(\varphi_{0,L1} + \varphi_{0,L1}^{j} - \varphi_{h,L1}^{j} + \varsigma_{\psi_{j}}^{L1}) + \\ &+ M_{j}^{L1} \cdot \lambda_{L1}^{j} - M_{j}^{L2} \cdot \lambda_{L2}^{j}. \end{split}$$
(21)

Экспериментально определено, что для навигационного приемника, установленного на спутнике с высотой орбиты 1000 км, вторая производная разности псевдодальностей по фазе несущей практически равна нулю. Приближенное значение второй производной можно получить с помощью следующего полинома:

$$\begin{split} \Delta \Delta G_j(t_i) &= \Delta G_j(t_{i+1}) - \\ &- 2 \cdot \Delta G_j(t_i) + \Delta G_j(t_{i-1}). \end{split}$$

Определим дисперсию псевдодальности по фазе несущей в диапазоне L1 как $\sigma^2_{G_j^{L1}} = [\lambda^j_{L1}]^2 \cdot \sigma^2_{\varsigma^{L1}_{\psi_j}}$ и в диапазоне L2 как $\sigma^2_{G_j^{L2}} = [\lambda^j_{L2}]^2 \cdot \sigma^2_{\varsigma^{L2}_{\psi_j}}$.

Дисперсия величины $\sigma^2_{\Delta\Delta G_i(t_i)}$ будет равна

$$\sigma_{\Delta\Delta G_{j}(t_{i})}^{2} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [\Delta\Delta G_{j}(t_{i})]^{2} =$$

$$= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [\Delta G_{j}(t_{i+1}) - 2 \cdot \Delta G_{j}(t_{i}) + \Delta G_{j}(t_{i-1})] \times [\Delta G_{j}(t_{i+1}) - 2 \cdot \Delta G_{j}(t_{i}) + \Delta G_{j}(t_{i-1})] =$$

$$= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [\Delta G_{j}(t_{i+1})]^{2} + \frac{4}{N} \sum_{i=1}^{N} [\Delta G_{j}(t_{i})]^{2} +$$

$$+ \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [\Delta G_{j}(t_{i-1})]^{2} = \frac{6}{N} \sum_{i=1}^{N} [\Delta G_{j}(t_{i})]^{2} =$$

$$= 6 \cdot \sigma_{\Delta G_{j}(t_{i})}^{2}. \quad (22)$$

Здесь учитывается статистическая независимость отсчетов псевдодальностей по фазе несущей, а также их одинаковая дисперсия в течение сеанса.

Определим дисперсию разностей $\Delta G_i(t_i)$:

$$\sigma_{\Delta G_{j}(t_{i})}^{2} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [\Delta G_{j}(t_{i})]^{2} =$$

$$= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [\Delta G_{j}(t_{i})]^{2} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [G_{j}^{L2}(t_{i}) - G_{j}^{L1}(t_{i})]^{2} =$$

$$= \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [G_{j}^{L2}(t_{i})]^{2} + \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{N} [G_{j}^{L1}(t_{i})]^{2} = \sigma_{G_{j}^{L2}}^{2} + \sigma_{G_{j}^{L1}}^{2}.$$
(23)

Отсюда

$$\sigma_{\Delta\Delta G_j(t_i)}^2 = 6 \cdot \sigma_{G_j^{12}}^2 + 6 \cdot \sigma_{G_j^{11}}^2.$$
(24)

Определим дисперсии псевдофаз в диапазоне L1 и L2, обусловленные шумами аппаратуры, которые в этом случае определяются выражениями [1,4]:

$$\sigma_{G_j^{L1}}^2 = [\lambda_{L1}^j]^2 \cdot \left[\frac{\Delta f_{CC\Phi} \left(1 + \frac{1}{2 \cdot k \cdot q_{c/n_0, L1} \cdot T'} \right)}{k \cdot q_{c/n_0, L1}} \right],$$
(25)



Рис. 2. Аппаратная СКП измерения ПД ГЛОНАСС диапазона L1 по фазе несущей частоты (без учета шумов опорного генератора)

$$\sigma_{G_j^{L2}}^2 = [\lambda_{L2}^j]^2 \cdot \left[\frac{\Delta f_{CC\Phi} \left(1 + \frac{1}{2 \cdot k \cdot q_{c/n_0, L2} \cdot T'} \right)}{k \cdot q_{c/n_0, L2}} \right], \quad (26)$$

где $\Delta f_{\rm CC\Phi}=25$ Гц, шумовая полоса ФАПЧ; k — коэффициент запаса;

 $q_{c/n_0,\text{L1}}, q_{c/n_0,\text{L2}}$ — энергетический потенциал радиолинии в диапазоне L1 и L2;

 $T' = 1 \,\mathrm{c}$ — время накопления информационных параметров цифрового приемника.

C учетом зависимости $q_{c/n_0,\mathrm{L1}}=\beta\cdot q_{c/n_0,\mathrm{L2}}$ запишем

$$\sigma_{\Delta\Delta G_{j}(t_{i})}^{2} \approx 6 \cdot [\lambda_{L1}^{j}]^{2} \times \left[\frac{\Delta f_{CC\Phi} \left(1 + \frac{1}{2 \cdot k \cdot q_{c/n_{0},L1} \cdot T'} \right)}{k \cdot q_{c/n_{0},L1}} \right] \cdot (1 + \gamma \cdot \beta) \approx \\ \approx 6 \cdot [\lambda_{L2}^{j}]^{2} \cdot \left[\frac{\Delta f_{CC\Phi} \left(1 + \frac{1}{2 \cdot k \cdot q_{c/n_{0},L2} \cdot T'} \right)}{k \cdot q_{c/n_{0},L2}} \right] \times \\ \times \left(1 + \frac{1}{\gamma \cdot \beta} \right). \quad (27)$$

Отсюда получаем значения СКП псевдодальностей по фазе несущей в диапазоне L1 и L2

$$\sigma_{G_j^{\text{Ll}}} \approx \left[\frac{\sigma_{\Delta\Delta G_j(t_i)}^2}{6 \cdot (1 + \gamma \cdot \beta)} \right]^{0,5}, \tag{28}$$

$$\sigma_{G_j^{L2}} \approx \left[\frac{\sigma_{\Delta \Delta G_j(t_i)}^2}{6 \cdot (1 + \gamma \cdot \beta)} \cdot \gamma \cdot \beta \right]^{0.5}.$$
 (29)

Для примера применения выражения (28) на рис. 2 приводим график изменения вычисленной σ_{G_j} ПД ГЛОНАСС диапазона L1 по фазе несущей без учета шумов опорного генератора. На рисунке относительное время представляет собой количество 10-секундных отсчетов в течение сеанса навигации. Прерывистый характер графика объясняется условиями радиовидимости НКА антенной системой НАП, расположенной на спутнике с орбитой порядка 1000 км.

Оценка нестабильности опорного генератора

В случае получения существенной разницы в СКП псевдодальностей по фазе несущей в соот-

ветствующем диапазоне при учете шумов опорного генератора и без учета можно приближенно оценить нестабильность используемого опорного генератора.

Записываем известную формулу частоты Доплера

$$F_{\mathrm{d}} = -F_0 \cdot \frac{V}{c},$$

где F_0 — частота несущей, V — радиальная скорость, c — скорость света.

Тогда ошибки частоты связаны с ошибками скорости следующим образом:

$$\Delta F_{\rm g} = -F_0 \cdot \frac{\Delta V}{c}$$

Отсюда

$$\frac{\Delta F}{F_0} = \frac{\left|\Delta F_{\rm A}\right|}{F_0} = \frac{\left|\Delta V\right|}{c}$$

здесь $\frac{\Delta F}{F_0}$ — кратковременная нестабильность

опорного генератора.

Скорость в момент времени *i* связана с дальностью следующим соотношением:

$$V_i = \dot{D}_i = \frac{D_{i+1} - D_{i-1}}{2 \cdot \Delta t}$$

здесь D_{i+1}, D_{i-1} — отсчеты псевдодальности по фазе в i+1 и i-1 моменты времени;

 Δt — интервал времени между отсчетами (в приемнике этот интервал равен 1 с).

В этом случае ошибку по скорости определим через СКП псевдодальности (σ_D), полученной без учета шумов опорного генератора, и СКП псевдодальности (σ_{D+}), полученной с учетом шумов опорного генератора в виде

$$\Delta V = \frac{\sqrt{\sigma_{D+}^2 - \sigma_D^2}}{\sqrt{2} \cdot \Delta t};$$

отсюда

$$\frac{\Delta F}{F_0} = \frac{|\Delta V|}{c} = \frac{\sqrt{\sigma_{D+}^2 - \sigma_D^2}}{\sqrt{2} \cdot c \cdot \Delta t}.$$
 (30)

В качестве значений СКП псевдодальностей по фазе несущей следует брать правую границу доверительного интервала. Данный подход правомочен в случае $\sigma_{D+}^2 \gg \sigma_D^2$.

Заключение

Разработана методика для определения среднеквадратических погрешностей измерений радионавигационных параметров, определяемых навигационной аппаратурой пользователя. В данной методике производится выборка достаточного для оценки СКП количества измерений РНП, определение СКП измерений РНП с учетом и без учета нестабильности опорного генератора приемника, а также производится оценка нестабильности опорного генератора. Результатом применения методики является оценка качества работы навигационной аппаратуры пользователя и соответствия ее характеристик заданным критериям.

Проведенные экспериментальные оценки по предложенной методике определения СКП наглядно демонстрируют влияние нестабильности опорного генератора на характеристики НАП.

Список литературы

- ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. М: Радиотехника, 2010. 800 с.
- Поваляев А.А. Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. М.: Радиотехника, 2008. 328 с.
- Поваляев А.А., Вейцель В.А., Мазепа Р.Б. Глобальные спутниковые системы синхронизации и управления в околоземном пространстве: Учеб. пособие / Под ред. А.А. Поваляева. М.: Вузовская книга, 2012. 188 с.: ил.
- Статистическая теория радиотехнических систем: Учеб. пособие для вузов. М.: Радиотехника, 2003. 400 с.
- Вовасов В. Е., Илкаев Н. Б. Методика определения аппаратурных задержек сигнала для двухчастотного приемника СРНС ГЛОНАСС // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2014, т. 1, вып. 2. С. 25–32.
- 6. Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Наука, 1968. 576 с.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2018, том 5, выпуск 2, с. 11–19

___ КОСМИЧЕСКИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ. _____ РАДИОЛОКАЦИЯ И РАДИОНАВИГАЦИЯ

УДК 621.396.98 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.2.11.19

Вариант технической реализации устройства нелинейного уплотнения частотных и кодовых навигационных сигналов ГЛОНАСС

А. А. Бирюков, povalyaev_aa@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В связи с модернизацией системы ГЛОНАСС представляет интерес задача нелинейного цифрового уплотнения (мультиплексирования) частотных и кодовых сигналов ГЛОНАСС (навигационных сигналов ГЛОНАСС с частотным и кодовым разделением) с целью излучения их через одну антенну навигационного космического аппарата (НКА). Создание аппаратуры формирования составных (групповых) сигналов в диапазонах L1 и L2, образованных нелинейным цифровым уплотнением частотных и кодовых сигналов ГЛОНАСС, позволило бы уменьшить массу и габариты космического аппарата. Однако сложность такого уплотнения заключается в том, что, в отличие от известных методов нелинейного уплотнения навигационных сигналов, таких как AltBOC-модуляция, тактовые частоты модулирующих последовательностей уплотняемых сигналов ГЛОНАСС и центральные частоты их спектров имеют неприемлемо большое наименьшее общее кратное.

В настоящей статье предлагается алгоритм вычисления модельных значений составного сигнала. Этот алгоритм существенно упрощает техническую реализацию устройства нелинейного уплотнения (УНУ) для формирования сигналов ГЛОНАСС.

Предложен метод вычисления энергетических потерь. Проведена оценка спектра составного сигнала в радиоастрономическом диапазоне.

Ключевые слова: глобальная навигационная спутниковая система (ГНСС), ГЛОНАСС, нелинейное цифровое уплотнение (нелинейное цифровое мультиплексирование), энергетические потери, AltBOC

Variant of Technical Realization of Non-Linear Multiplexing GLONASS FDMA and CDMA Navigation Signals

A. A. Biryukov, povalyaev_aa@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. Due to modernization of the GLONASS system, a problem of non-linear multiplexing of GLONASS FDMA and CDMA navigation signals has become of interest. The multiplexing allows transmitting these signals through a common space vehicle (SV) antenna. Development of an apparatus for generating composite (group) L1 and L2 signals each formed by non-linear multiplexing of GLONASS FDMA and CDMA navigation signals may reduce mass-dimensional characteristics of SV. However, the difficulty of such multiplexing is that clock frequencies and central frequencies of the multiplexed GLONASS navigation signals have an unacceptably great value of lowest common multiple, as opposed to the value for known methods of non-linear multiplexing, such as AltBOC modulation.

The article proposes an algorithm for computing model values of a composite signal. The algorithm considerably simplifies technical realization of the non-linear multiplexer (NMUX) to form GLONASS signals.

A method of computing energy loss is proposed. Spectrum of a composite signal in radio astronomy band is estimated.

Keywords: global navigation satellite system (GNSS), GLONASS, non-linear multiplexing, energy loss, AltBOC

Введение

В процессе модернизации системы ГЛОНАСС, в дополнение к частотным сигналам (сигналам с частотным разделением) вводятся кодовые сигналы (сигналы с кодовым разделением). Спектры частотных и кодовых сигналов перекрываются в радиочастотных диапазонах L1 и L2 ГЛОНАСС. В этой связи представляет интерес задача уплотнения (мультиплексирования) этих сигналов для их излучения через общую антенну.

Структура упомянутых сигналов ГЛОНАСС такова, что задача их уплотнения в каждом из диапазонов L1 и L2 сводится к уплотнению двух квадратурных пар сигналов. В мировой практике для решения подобной задачи применяется AltBOC-модуляция [1], которая относится к нелинейным методам уплотнения. Однако AltBOC-модуляция разработана при условии, что тактовые частоты модулирующих последовательностей уплотняемых сигналов и центральные частоты их спектров кратны частоте 1,023 МГц. В случае сигналов ГЛОНАСС это условие не выполняется, что приводит к тому, что тактовая частота устройства нелинейного уплотнения (УНУ) в рамках этих методов должна быть недопустимо высокой. Например, если в диапазоне L1 уплотняются кодовые сигналы ГЛОНАСС (центральная частота спектра 1600,995 МГц) и частотные сигналы ГЛОНАСС на частоте с номером k = 6, то есть на частоте (1600,995+4,38) МГц, то в случае применения AltBOC-подобной модуляции тактовая частота УНУ будет равна 41820,24 МГц. Это значение равно наименьшему общему кратному следующих частот (в мегагерцах): 1,023; 2,046; $10,23; 0,511; 5,11; 4,38 \times 4.$

В [2] и [3] показано, что в математической модели составного сигнала AltBOC используется метод линейного суммирования компонент (уплотняемых сигналов) с последующим ограничением амплитуды и что этот метод является оптимальным по критерию минимума энергетических потерь от выравнивания. Также показано, что модулирующая последовательность составного сигнала AltBOC формируется путем вычисления модельных значений этой последовательности в дискретные моменты времени.

В настоящей статье предлагается алгоритм вычисления модельных значений составного сигнала ГЛОНАСС в диапазоне L1. Этот алгоритм позволяет упростить техническую реализацию формирователя этих сигналов. Этот же алгоритм применим для уплотнения двух произвольных квадратурных пар произвольных сигналов.

Структура уплотняемых сигналов ГЛОНАСС

Изначально в системе ГЛОНАСС использовались частотные навигационные сигналы. Каждому НКА системы ГЛОНАСС были выделены по две уникальные в рамках системы ГЛОНАСС несущие частоты, одна — в радиочастотном диапазоне L1, другая — в диапазоне L2. Эти несущие частоты определяются по формулам

$$f_{k1} = f_{01} + k \cdot \Delta f_1,$$

$$f_{k2} = f_{02} + k \cdot \Delta f_2,$$

где k — номер несущей частоты, принимает значения от -7 до +6;

 $f_{01}=1602$ МГц, $\Delta f_1=562,5$ МГц — параметры для диапазона L1;

 $f_{02}=1246$ МГц, $\Delta f_2=437,5$ МГц — параметры для диапазона L2.

На каждой из несущих частот f_{k1} и f_{k2} НКА излучал по два сигнала равной мощности, названные СТ и ВТ. И, таким образом, каждый НКА излучал четыре навигационных сигнала: L1 СТ, L1 ВТ, L2 СТ, L2 ВТ, также известных под названиями соответственно L1OF, L1SF, L2OF, L2SF. Эти сигналы сначала уплотнялись квадратурным методом в каждом из диапазонов L1 и L2, а затем полученные квадратурные пары уплотнялись с помощью диплексера. Дальномерные коды для сигналов СТ и ВТ имеют тактовые частоты 0,511 и 5,11 МГц соответственно.

В процессе модернизации системы ГЛОНАСС в нее стали вводиться кодовые навигационные сигналы. Каждому НКА системы ГЛОНАСС было выделено по три несущие частоты в радиочастотных диапазонах L1, L2, L3:

> $f_{L1} = 1565 \cdot 1,023 = 1600,995$ МГц, $f_{L2} = 1220 \cdot 1,023 = 1248,06$ МГц, $f_{L3} = 1175 \cdot 1,023 = 1202,025$ МГц.



Рис. 1. Векторные диаграммы навигационных сигналов ГЛОНАСС

На этих несущих частотах планируется излучать кодовые сигналы L1OC, L1SC, L2OCp, сигналы, определяемые по формулам: L2 КСИ, L2SC, L3OC.

Векторные диаграммы указанных навигационных сигналов ГЛОНАСС приведены на рис. 1 (сигнал BT отстает по фазе от сигнала CT на 90°). Мощности квадратурных пар сигналов в диапазонах L1 и L2 для кодовых сигналов ГЛОНАСС в два раза выше, чем для частотных сигналов ГЛОНАСС.

Предлагаемая схема построения УНУ сигналов L1 ГЛОНАСС

С точки зрения УНУ сигналы L1 и L2 ГЛОНАСС отличаются только несущими частотами, поэтому далее будет рассматриваться уплотнение только в диапазоне L1. В качестве математической модели составного сигнала предлагается следующая комплексная функция:

$$s(t) = \operatorname{sign} \left[s_{\text{LISC}}(t) + s_{\text{LIOC}}(t) + s_{\text{BT}}(t) + s_{\text{CT}}(t) \right] \cdot \exp(j2\pi f_0 t), \quad (1)$$

где f_0 — несущая частота составного сигнала, выбранная равной 1600,995 МГц для упрощения УНУ:

sign(z) — операция амплитудного ограничения, приравнивает модуль комплексного числа z к единице, а аргумент оставляет неизменным, в соответствии с формулой $\operatorname{sign}(z) = z/|z| =$ $= [\operatorname{Re}(z) + j \cdot \operatorname{Im}(z)] / \sqrt{\operatorname{Re}(z)^2 + \operatorname{Im}(z)^2};$

 $s_{\rm L1SC}(t),\,s_{\rm L1OC}(t),\,s_{\rm BT}(t),\,s_{\rm CT}(t)$ — комплексные

поп

 $\langle n \rangle$

$$s_{\text{LISC}}(t) = \Pi \text{C}\Pi_{\text{LISC}}(t),$$

$$s_{\text{LIOC}}(t) = j \cdot \Pi \text{C}\Pi_{\text{LIOC}}(t),$$

$$s_{\text{BT}}(t) = \Pi \text{C}\Pi_{\text{BT}}(t) \cdot a \cdot \exp[j2\pi f_1 t] =$$

$$= \Pi \text{C}\Pi_{\text{BT}}(t) \cdot a \cdot [\cos(2\pi f_1 t) + j \cdot \sin(2\pi f_1 t)],$$

$$s_{\text{CT}}(t) = \Pi \text{C}\Pi_{\text{CT}}(t) \cdot a \cdot \exp[j(2\pi f_1 t + \pi/2)] =$$

$$= \Pi \text{C}\Pi_{\text{CT}}(t) \cdot a \cdot [\cos(2\pi f_1 t + \pi/2) + \frac{1}{2} + \frac$$

 $\Pi C \Pi_{L1SC}(t), \qquad \Pi C \Pi_{L1OC}(t), \qquad \Pi C \Pi_{BT}(t),$ где $\Pi C \Pi_{CT}(t)$ — модулирующие последовательности навигационных сигналов L1SC, L1OC, L1 BT, L1 СТ, принимающие значения $\{1; -1\};$

а — амплитудный коэффициент, выбранный равным 0,903585, чтобы в составном сигнале мощность сигналов ВТ и СТ была в два раза меньше мощности сигналов LISC и LIOC, согласно методике расчета, приведенной в разделе «Расчет характеристик нелинейного уплотнения»;

 $f_1 = (1,005 + k \cdot 0,5625)$ — разница (в мегагерцах) между несущей частотой сигналов ВТ и СТ и несущей частотой сигналов L1SC и L1OC.

Формула (1) служит основой для построения УНУ. Выровненный сигнал $sign[s_{L1SC}(t) + s_{L1OC}(t) +$ $+ s_{\rm BT}(t) + s_{
m CT}(t)]$ является модулирующим сигналом. Его действительная часть подается на синфазный (I) вход квадратурного модулятора, а мнимая часть — на квадратурный (Q) вход (в настоящей статье принято, что квадратурная компонента несущей опережает по фазе синфазную компоненту на 90°). Множитель $\exp(j2\pi f_0 t)$ описывает перенос модулирующего сигнала на несущую частоту f_0 .

В суммарном сигнале $[s_{L1SC}(t) + s_{L1OC}(t) + s_{BT}(t) + s_{CT}(t)]$ можно выделить реальную x(t) и мнимую y(t) части:

$$\begin{aligned} x(t) &= \Pi C \Pi_{\text{L1SC}}(t) + \Pi C \Pi_{\text{BT}}(t) \cdot a \cdot \cos(2\pi f_1 t) - \\ &- \Pi C \Pi_{\text{CT}}(t) \cdot a \cdot \sin(2\pi f_1 t), \\ y(t) &= \Pi C \Pi_{\text{L1OC}}(t) + \Pi C \Pi_{\text{BT}}(t) \cdot a \cdot \sin(2\pi f_1 t) + \\ &+ \Pi C \Pi_{\text{CT}}(t) \cdot a \cdot \cos(2\pi f_1 t). \end{aligned}$$

Отсюда получаем формулу, определяющую входные сигналы квадратурного модулятора:

$$I(t) = x(t)/\sqrt{x^2(t) + y^2(t)},$$

$$Q(t) = y(t)/\sqrt{x^2(t) + y^2(t)}.$$
(3)

Составной сигнал, сформированный по формулам (1)–(3), имеет энергетические потери 17,17% согласно методике расчета, которая будет приведена позднее.

Сигналы I(t) и Q(t) вычисляются с использованием функций sin, сов и $f(x, y) = 1/|\sqrt{x^2 + y^2}|$. Эти три функции в реальном формирователе сигналов могут быть реализованы только табличным способом. Для упрощения УНУ предлагается вместо использования таблиц для вышеуказанных функций sin, сов и f(x, y) вычислять I(t) и Q(t) напрямую как табличную функцию фаз компонент. Далее описаны основные принципы реализации этой табличной функции.

Рассмотрим формулу (1). Созвездие (фазовая диаграмма) сигнала $[s_{L1SC}(t) + s_{L1OC}(t)]$ состоит из четырех фаз, равномерно распределенных по окружности и пронумерованных от 0 до 3 (рис. 2, *a*). Созвездие сигнала $[s_{BT}(t) + s_{CT}(t)]$ образуется из бесконечного множества фаз этого сигнала путем выбора конечного количества фазовых значений *n*, равномерно распределенных по окружности (рис. 2, *б*). При этом важно, чтобы фазы с номером 0 в этих двух созвездиях отличались на (π/n) рад. Это исключает возможность нулевого значения функции sign(z) в формуле (1), а также минимизирует энергетические потери для заданного *n*.



Рис. 2. Фазовые диаграммы уплотняемых сигналов ГЛОНАСС

Очевидно, что каждой комбинации номеров фаз двух созвездий (рис. 2) можно поставить в соответствие значение сигналов I(t) и Q(t). Эти значения можно заранее рассчитать и сохранить в памяти. При этом параметр n, а также тактовая частота УНУ f_s и разрядность C представления каждого из сигналов I(t) и Q(t) определяются исходя из требований к точностным характеристикам формируемых сигналов.

Таким образом, схему построения УНУ предлагается реализовывать в виде программы, которая в дискретные моменты времени вычисляет номера фаз для двух созвездий (рис. 2) и далее, в зависимости от этих номеров, извлекает из памяти значения I(t) и Q(t), которые далее подаются на входы квадратурного модулятора. Ниже описаны основные соотношения, на основе которых можно построить эту программу.

Значение фазы в созвездии сигнала [$s_{L1SC}(t) + s_{L1OC}(t)$] (рис. 2, *a*) вычисляется по формуле

$$p_1 = \pi/4 + n_1 \cdot \pi/4, \tag{4}$$

где $n_1 = \overline{0,3}$ — номер фазы, который определяется в зависимости от значений $\Pi C\Pi_{L1SC}(t)$ и $\Pi C\Pi_{L1OC}(t)$ в соответствии с табл. 1.

Значение фазы в созвездии сигнала $[s_{\rm BT}(t) + s_{\rm CT}(t)]$ (рис. 2, б) вычисляется по формуле

$$p_2 = \pi/4 + \pi/n + n_2 \cdot 2\pi/n, \tag{5}$$

где $n_2=\overline{0,n-1}$ — номер фазы, который определяется по формул
е $n_2=\mathrm{modn}\,[\mathrm{phase2num}(p)+n_0\times\times n/4];$

$\Pi \mathrm{C} \Pi_{\mathrm{L1SC}}(t)$	$\Pi \mathrm{C} \Pi_{\mathrm{L1OC}}(t)$	n_1	p_1 , рад
1	1	0	$\pi/4$
-1	1	1	$3\pi/4$
-1	-1	2	$-3\pi/4$
1	-1	3	$-\pi/4$

Таблица 1. Правило вычисления номера фазы n_1 в созвездии $[s_{\rm L1SC}(t)+s_{\rm L1OC}(t)]$

 $p - \phi$ аза (в циклах) комплексной гармоники $\exp(j2\pi f_1 t);$

рhase2num(p) — операция, которая осуществляет выбор одного из номеров фаз, приведенных на рис. 2, δ , такого, чтобы соответствующее ему значение фазы минимально отличалось от p;

 $n_0=\overline{0,3}$ — определяется в зависимости от значений $\Pi {\rm C}\Pi_{\rm BT}(t)$ и $\Pi {\rm C}\Pi_{\rm CT}(t)$ в соответствии с табл. 2,

$$\operatorname{modn}(x) = \begin{cases} x, & 0 \leqslant x \leqslant n-1, \\ x-n, & x \ge n, \\ x+n, & x < 0. \end{cases}$$

Таблица 2. Правило вычисления n₀

$\Pi C \Pi_{BT}(t)$	$\Pi C \Pi_{CT}(t)$	n_0
1	1	0
-1	1	1
-1	-1	2
1	-1	3

Вычисление *p* реализуется рекуррентно по формуле

$$p = \text{mod1}(p + \Delta p),$$

где $\Delta p = f_1/f_s$ — приращение p за один такт УНУ, **Расчет характеристик**

$$mod1(x) = \begin{cases} x, & 0 \leq x < 1, \\ x - 1, & x \ge 1, \\ x + 1, & x < 0. \end{cases}$$

Используя формулы (4) и (5), для каждой пары номеров n_1 и n_2 возможно вычислить значения I(t) и Q(t) и записать их в массивы. Однако если n кратно четырем, то, используя формулы приведения из тригонометрии, можно хранить данные только для $n_1 = 0$. Если записать значения I(t) и Q(t) для $n_1 = 0$ в одномерные массивы A и B, индексируемые от 0 до (n - 1), то эти массивы можно использовать для получения значений I(t) и Q(t) для всех n_1 и n_2 с помощью следующего алгоритма.

15

Случай $n_1 = 0$, тогда

$$I(t) = A(n_2), \quad Q(t) = B(n_2).$$

Случай $n_1 = 1$, тогда

$$\begin{split} I(t) &= -B(\mathrm{modn}(n_2-n/4)),\\ Q(t) &= A(\mathrm{modn}(n_2-n/4)). \end{split}$$

Случай $n_1 = 2$, тогда

$$I(t) = -A(\text{modn}(n_2 - 2 \cdot n/4)),$$

$$Q(t) = -B(\text{modn}(n_2 - 2 \cdot n/4)).$$

Случай $n_1 = 3$, тогда

$$I(t) = B(\text{modn}(n_2 - 3 \cdot n/4)),$$

$$Q(t) = -A(\text{modn}(n_2 - 3 \cdot n/4)).$$

Очевидно, что в данном алгоритме индекс элемента массивов A и B для каждого из указанных четырех случаев можно вычислить по формуле

$$index = modn(n_2 - n_1 \cdot m),$$

где m = n/4.

Приведенным математическим соотношениям соответствует схема построения УНУ, показанная на рис. 3, где в качестве примера были заданы параметры $f_s = 102,3$ МГц и $n = 2^{12} = 4096$.

Расчет характеристик нелинейного уплотнения

Основными характеристиками нелинейного уплотнения являются энергетические потери и распределение мощностей компонент. Аналитических выражений для вычисления этих характеристик в общем случае не существует, поэтому необходимо использовать численные методы. Для составного



Рис. 3. Предлагаемая схема построения УНУ сигналов L1 ГЛОНАСС

сигнала ГЛОНАСС в диапазоне L1 необходимо также вычислить спектральную плотность потока мощности (СППМ) в радиоастрономическом диапазоне (РАД) (1610,6–1613,8) МГц.

В настоящей статье энергетическими потерями называется доля мощности составного сигнала, которая не может быть использована в навигационной аппаратуре потребителя (НАП). Наиболее простой и наглядный, но не всегда точный, способ вычисления энергетических потерь заключается в следующем. Формируются суммарный сигнал (линейная сумма компонент) и составной сигнал (та же линейная сумма компонент, но с последующим амплитудным ограничением) в комплексной форме. Эти сигналы нормируются так, чтобы их энергии были равны. Далее вычисляются два скалярных произведения:

– $a_{
m sign}$ — скалярное произведение опорного сигнала и составного,

– a_{Σ} — скалярное произведение опорного сигнала и суммарного.

Эти скалярные произведения моделируют отклик коррелятора соответственно на составной сигнал и на суммарный сигнал. Квадрат отношения этих скалярных произведений равен отношению мощностей сигнала для случаев наличия амплитудного ограничения и отсутствия такового (возведение в квадрат требуется потому, что отклик коррелятора пропорционален не мощности принимаемого сигнала, а амплитуде). Энергетические потери вычисляются по формуле

$$L = \overline{1 - (a_{\rm sign}/a_{\Sigma})^2},\tag{6}$$

где горизонтальная черта означает статистическое усреднение.

В качестве опорного сигнала может быть выбрана как отдельная компонента, так и сумма нескольких или всех компонент, то есть энергетичские потери можно вычислять как для отдельных компонент, так и для суммы компонент. Моделирование показало, что в случае если амплитуды сигналов $s_{LISC}(t)$, $s_{LIOC}(t)$, $s_{BT}(t)$, $s_{CT}(t)$ в формуле (1) различаются, то потери для отдельных компонент, вычисленные по формуле (6), оказываются различными. Это означает, что при амплитудном ограничении происходит перераспределение мощностей компонент. При этом компоненты с большей амплитудой усиливаются, а компоненты с меньшей амплитудой ослабляются.

Если обозначить амплитуды сигналов $s_{L1SC}(t)$, $s_{L1OC}(t)$, $s_{BT}(t)$, $s_{CT}(t)$ через a_1 , a_2 , a_3 , a_4 , а соответствующие им потери мощности, вычисленные по формуле (6), через L_1 , L_2 , L_3 , L_4 , то мощности отдельных компонент составного сигнала определяются по формулам:

$$P_1 = a_1^2 \cdot (1 - L_1), \quad P_2 = a_2^2 \cdot (1 - L_2), P_3 = a_3^2 \cdot (1 - L_3), \quad P_4 = a_4^2 \cdot (1 - L_4),$$
(7)

			n			n — — — — — — — — — — — — — — — — — — —					r
P_{3}/P_{1}	$L_{\Sigma},\%$	a	P_{3}/P_{1}	$L_{\Sigma},\%$	a	P_{3}/P_{1}	$L_{\Sigma},\%$	a	P_{3}/P_{1}	$L_{\Sigma},\%$	a
0,01	0,97	0,197073	0,26	13,36	0,769662	0,51	17,26	0,907173	0,76	18,64	0,970622
0,02	1,87	0,274757	0,27	13,61	0,777985	0,52	17,35	0,910657	0,77	18,66	0,972364
0,03	2,71	0,331894	0,28	13,84	0,785960	0,53	17,44	0,914040	0,78	18,69	0,974058
0,04	3,51	0,378142	0,29	14,07	0,793608	0,54	17,52	0,917326	0,79	18,71	0,975705
0,05	4,25	0,417317	0,30	14,28	0,800949	0,55	17,60	0,920518	0,80	18,74	0,977306
0,06	4,95	0,451412	0,31	14,49	0,808002	0,56	17,67	0,923621	0,81	18,76	0,978862
0,07	5,61	0,481629	0,32	14,69	0,814785	0,57	17,74	0,926636	0,82	18,78	0,980373
0,08	6,24	0,508763	0,33	14,88	0,821311	0,58	17,81	0,929568	0,83	18,80	0,981841
0,09	6,83	0,533374	0,34	15,06	0,827596	0,59	17,88	0,932419	0,84	18,82	0,983265
0,10	7,39	0,555873	0,35	15,24	0,833652	0,60	17,94	0,935191	0,85	18,83	0,984647
0,11	7,91	0,576574	0,36	15,41	0,839492	0,61	18,00	0,937887	0,86	18,85	0,985986
0,12	8,41	0,595724	0,37	15,57	0,845127	0,62	18,06	0,940510	0,87	18,86	0,987283
0,13	8,89	0,613519	0,38	15,73	0,850567	0,63	18,11	0,943062	0,88	18,87	0,988539
0,14	9,34	0,630121	0,39	15,87	0,855822	0,64	18,16	0,945545	0,89	18,89	0,989753
0,15	9,77	0,645662	0,40	16,02	0,860900	0,65	18,22	0,947961	0,90	18,90	0,990925
0,16	10,18	0,660254	0,41	16,16	0,865811	0,66	18,26	0,950312	0,91	18,90	0,992056
0,17	10,57	0,673992	0,42	16,29	0,870561	0,67	18,31	0,952600	0,92	18,91	0,993144
0,18	10,94	0,686957	0,43	16,41	0,875159	0,68	18,35	0,954827	0,93	18,92	0,994188
0,19	11,29	0,699218	0,44	16,54	0,879611	0,69	18,40	0,956994	0,94	18,93	0,995188
0,20	11,63	0,710837	0,45	16,65	0,883923	0,70	18,44	0,959104	0,95	18,93	0,996143
0,21	11,95	0,721868	0,46	16,77	0,888101	0,71	18,47	0,961156	0,96	18,94	0,997048
0,22	12,26	0,732356	0,47	16,87	0,892151	0,72	18,51	0,963154	0,97	18,94	0,997900
0,23	12,55	0,742345	0,48	16,98	0,896079	0,73	18,54	0,965099	0,98	18,94	0,998693
0,24	12,83	0,751870	0,49	17,08	0,899889	0,74	18,58	0,966990	0,99	18,94	0,999422
0,25	13,10	0,760966	0,50	17,17	0,903585	0,75	18,61	0,968831	1,00	18,94	1,000000
-											

Таблица 3. Расчет нелинейного уплотнения двух квадратурных пар сигналов

а мощность составного сигнала (которая, согласно условию выше, приравнена к мощности суммарного сигнала) определяется по формуле

$$P_{\Sigma} = a_1^2 + a_2^2 + a_3^2 + a_4^2. \tag{8}$$

Из формул (7) и (8) можно определить доли мощности компонент в составном сигнале (они

равны P_1/P_{Σ} , P_2/P_{Σ} и т.д.) и соотношение мощностей компонент (P_1/P_2 , P_1/P_3 и т.д.).

Поскольку энергетические потери можно определить как долю мощности составного сигнала, которая не приходится на полезные компоненты, то получаем еще одну формулу для определения энергетических потерь:

$$L_{\Sigma} = 1 - (P_1 + P_2 + P_3 + P_4)/P_{\Sigma}.$$
 (9)



Рис. 4. СППМ составного сигнала L1 ГЛОНАСС для номера частоты сигналов СТ и ВТ k=6

Отличие формул (6) и (9) заключается в следующем. Формула (9) определяет потери, когда все компоненты принимаются независимо, то есть для приема каждой компоненты используется один из опорных сигналов $s_{L1SC}(t)$, $s_{L1OC}(t)$, $s_{BT}(t)$, $s_{CT}(t)$. А формула (6) определяет потери, когда опорный сигнал равен линейной сумме двух или более компонент.

Моделирование показало, что в общем случае формулы (6) и (9) дают разный результат. Например, в случае если сигналы ГЛОНАСС уплотняются по формуле (1), то L = 0,1835, а $L_{\Sigma} =$ = 0,1717. Получается, что при приеме компонент по отдельности суммарная накопленная энергия оказывается больше, чем при совместном приеме компонент. Отсюда можно сделать вывод, что суммарный сигнал не является оптимальным опорным сигналом, и поэтому формула (6) дает завышенное значение энергетических потерь. Поэтому в настоящей статье энергетические потери определяются по формуле (9).

В табл. З приведены результаты расчета энергетических потерь L_{Σ} и амплитудного коэффициента a для различных значений отношения P_3/P_1 выходной мощности одной квадратурной пары равномощных сигналов к другой. Расчет проведен для случая использования параметра n = 4096.

Что касается спектра мощности составного сигнала, то его форма сильно зависит от номера частоты k. На рис. 4 приведен случай k = 6, для которого превышение допустимого уровня излучения в РАД максимально и равно 26 дБ (это примерно на 3 дБ больше, чем для случая линейного суммирования сигналов). Однако для других k

ситуация иная. Например, для k = -3 и k = 0 допустимый уровень излучения в РАД превышается незначительно, а для k = -1 и k = -2 вообще не превышается.

Заключение

В настоящей статье на примере частотных и кодовых навигационных сигналов ГЛОНАСС предложен алгоритм вычисления модельных значений составного сигнала, образованного нелинейным уплотнением двух квадратурных пар сигналов, имеющих произвольные центральные частоты спектров и произвольные тактовые частоты модулирующих последовательностей. Этот алгоритм позволяет существенно упростить техническую реализацию УНУ.

Список литературы

- Lestarquit L., Artaud G., Issler L.-L. AltBOC for Dummies or Everything You Always Wanted to Know About AltBOC // ION GNSS 21-st. International Technical Meeting of the Satellite Division, 16–19, September 2008. Savannah, GA.
- 2. *Харисов В. Н., Поваляев А. А.* Оптимальное выравнивание суммы навигационных сигналов в ГНСС // Радиотехника, 2011, № 7. С. 65–75.
- Kharisov V., Povalyaev A. Optimal aligning of the sums of GNSS navigation signals // Inside GNSS, 2012, v. 7, № 1. P. 56-67.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2018, том 5, выпуск 2, с. 20–25

— АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ —

УДК 523.45-77 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.2.20.25

Анализ изменчивости поверхностных потоков тепла и импульса и влагосодержания атмосферы в Северной Атлантике по данным спутниковых микроволновых измерений

А. Г. Гранков, *д. ф.-м. н., agrankov@inbox.ru*

Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН, Москва, Российская Федерация

А.А.Мильшин, amilhin@list.ru

Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН, Москва, Российская Федерация

Н.К.Шелобанова, nadezhda@ms.ire.rssi.ru

Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН, Москва, Российская Федерация

Г. Г. Язерян, к. т. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. На основе данных спутниковых СВЧ радиометрических измерений получены оценки пространственных и временных вариаций среднемесячных значений вертикальных турбулентных потоков явного, скрытого тепла и импульса на поверхности океана и общего содержания водяного пара в атмосфере в Северной Атлантике. Для областей, характеризующихся наибольшей интенсивностью тепло- и влагообмена между океаном и атмосферой — Гольфстримской, Ньюфаундлендской и Норвежской, — оценены долговременные тренды в изменении водяного пара. Отмечена особенность поведения атмосферного водяного пара в 2010 году, когда наблюдались интенсивные нефтяные разливы в Мексиканском заливе весной этого года и сильная летняя засушливость на европейской территории России.

Ключевые слова: микроволновое (СВЧ) излучение, яркостная температура, система океан-атмосфера, энергоактивные зоны, явное, скрытое тепло и импульс, поверхностные потоки, водяной пар атмосферы, радиометры SSM/I и AMSR-E

Analysis of Variability of the Surface Heat and Impulse Fluxes and Water Vapor Content of the Atmosphere over the North Atlantic from the Satellite Microwave Data

A. G. Grankov, Dr. Sci. (Phys.-Math.), agrankov@inbox.ru

Kotel'nikov Institute of Radioengineering and Electronics of RAS, Moscow, Russian Federation

A. A. Milshin, amilhin@list.ru

Kotel'nikov Institute of Radioengineering and Electronics of RAS, Moscow, Russian Federation

N. K. Shelobanova, nadezhda@ms.ire.rssi.ru

Kotel'nikov Institute of Radioengineering and Electronics of RAS, Moscow, Russian Federation

G.G. Yazeryan, contact@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The estimates of spatial and temporal variations of monthly mean values of the near-surface vertical turbulent fluxes of sensible, latent heat and impulse and the atmospheric total water vapor content in the North Atlantic were obtained based on the data of the satellite microwave measurements. The Gulf Stream, Newfoundland, and Norwegian areas, which are characterized by the strongest intensity of the ocean-atmosphere heat exchanges, are in a focus of this study. The long-term trends in water vapor changes over these areas were estimated. Some peculiarities of the water vapor dynamics were observed in 2010, which was manifested by intensive oil spills in the Gulf of Mexico in the spring of this year as well as strong summer dryness over the European part of Russia.

Keywords: microwave radiation, brightness temperature, ocean-atmosphere system, energy active zones, sensible, latent heat and impulse, near-surface fluxes, water vapor of the atmosphere, radiometers SSM/I and AMSR-E

Введение

Даже 25-30 лет назад, когда регулярно проводились судовые экспедиционные наблюдения в океане, их объем и частота были недостаточны для решения целого ряда научных и прикладных задач гидрометеорологии. Резкое сокращение таких измерений в последнее время увеличило роль спутниковых средств исследований Мирового океана, функциональные возможности которых (точность измерений, пространственное разрешение, а главное, продолжительность срока их эксплуатации) непрерывно улучшаются. Современные спутники проводят постоянные измерения интенсивности собственного микроволнового (СВЧ) излучения Земли с суточным или полусуточным временным разрешением, обеспечивая специалистов глобальной и регулярной метеорологической и океанографической информацией. При этом изменился и характер решаемых задач — от определения отдельных параметров поверхности океана и атмосферы (температура поверхности океана, скорость приводного ветра, влагосодержание атмосферы) по фрагментарным измерениям (с первых ИСЗ «Космос-243», Nimbus-5, «Космос-1056», «Космос-1151») к использованию спутниковых данных для анализа их долговременной изменчивости на масштабах месяцы, годы.

В настоящей работе анализируются пространственные и временные вариации среднемесячных значений вертикальных турбулентных потоков явного, скрытого тепла и импульса на поверхности океана и общего содержания водяного пара в атмосфере, относящихся к числу климатофомирующих параметров.

Географической областью исследований является Северная Атлантика с координатами 67N, 95W–0N, 0W с упором на области, характеризующиеся наибольшей интенсивностью тепло- и влагообмена между океаном и атмосферой: Гольфстримская, Ньюфаундлендская и Норвежско-Гренландская энергоактивные зоны.

В качестве источников спутниковых данных используются результаты регулярных измерений CBЧ-радиометров SSM/I (Scanning Sensor Microwave/Imager) метеорологических спутников DMSP и AMSR-E (Advanced Microwave Scanning Radiometer) океанографического спутника EOS Aqua. Технические характеристики этих радиометров и их возможности приведены в [1–3], процедуры первичной и тематической (вторичной) обработки данных спутниковых измерений описаны в [4].

Отдельные результаты исследования возможностей использования данных долговременных спутниковых СВЧ радиометрических измерений для анализа полей водяного пара в Северной Атлантике изложены в работах [5,6].

Пространственная и сезонная изменчивость среднемесячных потоков и водяного пара в Северной Атлантике

Обработаны результаты измерений радиометра AMSR-Е на восходящих и нисходящих витках спутника EOS Aqua за период с ноября 2009 г. по декабрь 2010 г. в области Северной Атлантики с координатами 67° с.ш., 95° з.д.-0° с.ш., 0° в.д. и получены суточные оценки потоков явного, скрытого тепла и импульса, затем на их основе определены среднемесячные значения потоков с разрешением $0,25^{\circ}$ по широте и долготе (на рис. 1 представлены примеры обработки за февраль и август 2010 г.).

Отмечается высокая пространственная и сезонная изменчивость потоков всех типов в Северной Атлантике. Наибольшая интенсивность потоков скрытого тепла наблюдается в летний сезон, а пик приходит на июль. Повышенными значениями данного параметра характеризуется тропическая зона восточнее Кубы в весенний и летний сезоны, а также в сентябре-октябре. Эта зона относится к районам зарождения, формирования и прохождения тропических циклонов. Сезонная особенность поведения потока импульса заключается в минимальных контрастах в летний сезон, в осенне-зимние сезоны контрасты существенно возрастают. Для потоков явного тепла наблюдается отчетливая широтная зависимость: - наиболее интенсивны потоки на севере Атлантики, их величина снижается по мере приближения к экваториальным широтам.



Февраль 2010 г., 0-400 Вт/м²



Авугст 2010 г., 50-225 Вт/м²



Февраль 2010 г., 0-25 Вт/м²



Август 2010 г., 0–15 Вт/м²



Февраль 2010 г., 0-0,4 Н/м²



Август 2010 г., 0-0,15 H/м²

Рис. 1. Пространственное распределение среднемесячных потоков скрытого (*a*), явного (*б*) тепла и импульса (*в*) в Северной Атлантике в 2010 году по данным радиометра AMSR-E

Рис. 1 демонстрирует важный результат — возможность наблюдения из космоса течения Гольфстрим в поле потоков скрытого тепла при пространственном разрешении $0,25 \times 0,25^{\circ}$, которое обеспечивается современными спутниковыми СВЧ радиометрическими средствами.

Выполнено сопоставление спутниковых оценок среднемесячных потоков суммарного (явного и скрытого) тепла с данными известного архива OAFlux (oaflux.whoi.edu) в районах расположения судовых станций (кораблей погоды) М (МІКЕ — 66° с.ш., 0,5° з.д.), D (DELTA — 44° с.ш., 41° з.д.) и Н (HOTEL — 38° с.ш., 71° з.д.), относящихся соответственно к Норвежской, Ньюфаундлендской и Гольфстримской энергоактивным зонам. Результаты сопоставления показывают хорошее согласие между спутниковыми и архивными данными.

На рис. 2 представлены оценки среднемесячных значений общего содержания водяного пара в атмосфере в Северной Атлантике, полученные путем обработки данных измерений радиометра AMSR-E спутника EOS Aqua за 2009 и 2010 гг.

На рис. 2 наблюдается эффект «полосатости» (широтного разграничения) картины распределения водяного пара в Северной Атлантике — отчетливо выражена его широтная закономерность (нарастание влажности атмосферы по мере прибли-



Рис. 2. Пространственное распределение среднемесячных значений общего содержания водяного пара атмосферы в Северной Атлантике: *а* — 2009 г., *б* — 2010 г.

жения от нижних широт к высоким), при этом отмечается сильная контрастность данного параметра, меняющегося от 15 до 55 кг/м² в зависимости от географической широты океана и сезона года.

Межгодовые вариации водяного пара в атмосфере в энергоактивных областях Северной Атлантики

На основе результатов обработки данных измерений радиометра AMSR-Е в период 2002– 2011 гг., дополненных данными измерений радиометра SSM/I в период 1988–2001 гг., получены оценки среднемесячных значений общего влагосодержания атмосферы над Северной Атлантикой с пространственным разрешением 0,25° по широте и долготе в период 1988–2011 гг. Наиболее детально рассмотрена временная динамика водяного пара в энергоактивных областях M, D и H.

На рис. З представлены среднемесячные значения общего влагосодержания атмосферы в областях M, D и H Северной Атлантики в период с 1988 по 2011 гг., полученные в разные годы по данным радиометров SSM/I и AMSR-E. Заметен эффект наращивания количества водяного пара в эти годы, который наблюдается особенно отчетливо в областях D и H.

Увеличение средних за год значений общего содержания водяного пара в атмосфере за период 1996–2005 гг., к примеру в областях М, D, H, составило соответственно 1, 1,1 и 1,5 кг/м². Для сравнения заметим, что, согласно последним оценкам, глобальные вариации водяного пара в атмосфере за этот же период составляют 0,3–0,5 кг/м² по версиям GOME-SCIAMCHY (Global Ozone



Рис. 3. Многолетние изменения среднемесячных значений полного содержания водяного пара в атмосфере Q в зонах H (1), D (2), M (3) Северной Атлантики

Monitoring Experiment–Scanning Imaging Absorption spectrometer for Atmospheric Chartography и HOAPS (Hamburg Ocean Atmosphere Parameters and Fluxes from Satellite Data) [7]. Здесь при определении глобальных вариаций водяного пара, вероятно, играет роль сглаживание эффектов влияния таких динамичных и контрастных, но локальных областей Мирового океана, как энергоактивные зоны Северной Атлантики, зона Эль-Ниньо в Тихом океане и др.

Рис. 4 иллюстрирует изменчивость среднегодовых значений водяного пара в Гольфстримской и Ньюфаундлендской энергоактивных зонах в период 1992–2011 гг.



Рис. 4. Вариации общего содержания водяного пара в атмосфере в Гольфстримской (1) и Ньюфаундлендской (2) энергоактивных областях Северной Атлантики в период 1992–2011 гг.

На рисунке отчетливо выделяются области Н и D, характеризующиеся резким снижением водяного пара в 2010 г., когда произошли обильные нефтяные разливы в Мексиканском заливе, что можно объяснить уменьшением испарения с поверхности океана в Гольфстримской энергоактивной зоне и снижением транспорта тепла в другие области, находящиеся в русле течения Гольфстрим.

Заключение

Перечислим основные результаты, полученные на основе анализа данных измерений радиометров AMSR-Е и SSM/I:

1. Показана возможность наблюдения из космоса течения Гольфстрим, его пространственно-временной изменчивости в поле потоков скрытого тепла при пространственном разрешении 0,25 × 0,25°.

2. Выявлено возрастание среднемесячных значений общего содержания водяного пара в атмосфере в Гольфстримской, Ньюфаундлендской и Норвежско-Гренландской энергоактивных областях Северной Атлантики в период 1998–2011 гг.

3. Обнаружено резкое снижение общего содержания атмосферного водяного пара в 2010 году, когда наблюдались интенсивные нефтяные разливы в Мексиканском заливе весной этого года и сильная летняя засушливость на европейской территории России.

Из приведенных результатов следует, что спутниковые радиометры-сканеры типа радиометров SSM/I и AMSR-Е могут служить эффективным инструментом изучения долговременной пространственной и сезонной изменчивости вертикальных турбулентных потоков тепла, влаги и импульса на поверхности океана и общего влагосодержания атмосферы как климатоформирующих факторов. Что в свою очередь подтверждает незаменимость космических методов и систем ДЗЗ в решении задач гидрометеорологии и климатологии.

Список литературы

- Hollinger P.H, Peirce J.L., Poe G.A. SSM/I instrument evaluation // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens., 1990, v. 28, № 5. P. 781–790.
- Kawanishi T., Sezai T., Ito Y. et al. The advanced microwave scanning radiometer for the Earth Observing System (AMSR-E), NASDA's contribution to the EOS for global energy and water cycle studies // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens., 2003, № 48. P. 173–183.

- 3. Гранков А.Г., Мильшин А.А. Современное состояние спутниковых СВЧ-радиометрических средств для исследования взаимодействия океана и атмосферы // Проблемы окружающей среды и природных ресурсов, 2016, № 3. С. 3–29.
- 4. Гранков А.Г., Мильшин А.А., Новичихин Е.П. Радиоизлучение системы океан-атмосфера в ее энергоактивных зонах. Saarbrucken: Lambert Academic Publishing, 2016. 314 с.
- 5. Гранков А.Г., Мильшин А.А., Шелобанова Н.К., Черный И.В., Язерян Г.Г. Многолетние вариации водяного пара в Северной Атлантике по данным спутниковых микроволновых измерений // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, вып. 2. С. 47–52.
- Мильшин А.А., Шелобанова Н.К., Гранков А.Г. Межгодовые и внутригодовые вариации водяного пара в Северной Атлантике по данным спутниковых микроволновых измерений // Метеорология и гидрология, 2016, № 8. С. 18–25.
- Mieruch S., Schröder M., Noël S., and Schulz J.S. Comparison of decadal global water vapor changes derived from independent satellite time series // J. Geophys. Res., 2014, № 10. P. 1–11.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2018, том 5, выпуск 2, с. 26–33

— АЭРОКОСМИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ —

УДК 528.855 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.2.26.33

Метрологические и методические аспекты спектрально-энергетических калибровок оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ

Д.О.Трофимов, trofimov_do@spacecorp.ru АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Ю. М. Гектин, к. т. н., petrov_sv@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

С.М.Зорин, к.т.н., zorin_sm@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. А. Зайцев, zaytsev_aa@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В работе представлены результаты модернизации и метрологические характеристики измерительного комплекса «Камелия» АО «Российские космические системы», а также методические аспекты спектрально-энергетических калибровок оптико-электронной аппаратуры дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и результаты исследования распределения яркости ленточного тела накала лампы TPУ 1100-2350 в рабочем режиме. Приведены оптические схемы измерений спектральных характеристик оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ, оптических элементов и блоков на базе измерительного комплекса «Камелия». Проведенные работы обеспечили возможность не только получения относительных спектральных характеристик многозональных сканирующих устройств (МСУ), но также и измерения спектров пропускания и отражения оптических элементов (спектральных фильтров, зеркал, линз) и оптических блоков аппаратуры ДЗЗ в диапазоне длин волн $\lambda = 0,4-14$ мкм. Кроме того, разработана методика измерения спектральных характеристик источников оптического излучения ($\lambda = 0,4-14$ мкм) и представлены результаты исследования распределения яркости ленточного тела накала лампы ТРУ 1100-2350.

Ключевые слова: метрологические характеристики, калибровка, многозональное сканирующее устройство (МСУ), измерительный комплекс, спектральная характеристика, оптическая схема, спектральная плотность энергетической яркости (СПЭЯ)

Metrological and Methodical Aspects of Spectral-Energetic Calibrations of Optoelectronic ERS Equipment

D.O. Trofimov, trofimov_do@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Yu. M. Gektin, Cand. Sci. (Engineering), petrov_sv@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

S. M. Zorin, Cand. Sci. (Engineering), zorin_sm@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

Abstract. The paper presents the results of modernization and metrological characteristics of the Kameliya measuring complex of the JSC "Russian Space Systems", as well as the methodological aspects of the spectral-energetic calibrations of the optoelectronic ERS equipment and the results of the brightness distribution study of the ribbon filament body of the TRU 1100-2350 in the operating mode. Optical circuits for measuring the spectral characteristics of the optoelectronic ERS equipment, optical elements and blocks based on the Kamelia measuring complex are presented. The carried out work provided the possibility of obtaining the relative spectral characteristics of transmission and reflection spectra of optical elements (spectral filters, mirrors, lenses) and optical units of remote sensing equipment in the wavelength range $\lambda = 0,4-14 \ \mu\text{m}$. In addition, a method has been developed for measuring the spectral characteristics of optical radiation sources ($\lambda = 0,4-14 \ \mu\text{m}$) and the results of the study of the brightness distribution of the filament lamp body of the TRU 1100-2350 lamp are presented.

Keywords: metrological characteristics, calibration, multispectral scanning device, measuring complex, spectral characteristic, optical layout, spectral density of energy brightness (SDEB)

Введение

Проведение радиометрических измерений с помощью аппаратуры ДЗЗ наиболее актуально в таких направлениях применения, как:

- анализ и прогноз погоды в региональном и глобальном масштабах;
- анализ и прогноз состояния акваторий морей и океанов;
- анализ и прогноз условий для полетов авиации;
- обнаружение и контроль природных и техногенных катастроф и чрезвычайных ситуаций;
- экологический контроль окружающей среды;
- обеспечение глобального мониторинга в интересах метеорологии, климатологии и оценки биоресурсов.

Расширение номенклатуры разрабатываемых в АО «Российские космические системы» многозональных сканирующих устройств (МСУ) гидрометеорологического назначения (МСУ-ГС [1], МСУ-МР [2], МСУ-ИК-СРМ, МСУ-МР-МП, МСУ-О, РИВР), увеличение количества летных образцов и темпы конструктивного совершенствования аппаратуры ДЗЗ диктуют и соответствующие темпы развития эталонной, экспериментальностендовой и нормативно-методической базы. Необходимость улучшения аппаратно-методического комплекса метрологического обеспечения и контроля радиометрических параметров МСУ обусловлена следующими причинами:

- повышением радиометрической точности, пространственного разрешения и величины поля зрения перспективной оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ;
- совершенствованием существующих и созданием принципиально новых измерительных средств для оценки характеристик МСУ;
- необходимостью разработки единых, аттестованных в соответствии с метрологическими правилами и нормами, средств и методов проведения калибровки и контроля параметров MCУ;
- необходимостью разработки системы обеспечения единства и требуемой точности воспроизведения и передачи дифференциальных величин спектрозонального и интегрального

оптического излучения с учетом привязки к национальным эталонам и условиям штатной эксплуатации МСУ в космосе.

МСУ, разрабатываемые АО «Российские космические системы», формируют многозональное видеоизображение высокого качества в диапазоне длин волн $\lambda = 0,4-13,5$ мкм, а также проходят процедуру наземной радиометрической калибровки, необходимую для измерения абсолютных значений эффективной энергетической яркости (ЭЭЯ) объектов $L_{эф}$ (1) в видимом и ближнем инфракрасном (ИК) диапазонах спектра ($\lambda = 0,4-2,5$ мкм), а также ЭЭЯ и радиационной температуры в тепловом ИК-диапазоне излучения ($\lambda = 2,5-14$ мкм) для каждого спектрального канала аппаратуры,

$$L_{\mathfrak{s}\mathfrak{\phi}}^{n} = \int_{0}^{\infty} L(\lambda) S_{n}(\lambda) \, d\lambda, \, [\mathrm{Bt}/(\mathrm{M}^{2} \cdot \mathrm{cp})], \qquad (1)$$

где $L_{9\phi}^n$ — ЭЭЯ объекта, измеряемая в канале n; λ — длина волны; $L(\lambda)$ — спектральная плотность энергетической яркости (СПЭЯ) объекта; $S_n(\lambda)$ — относительная спектральная чувствительность канала n МСУ.

Под радиометрической калибровкой MCУ понимают процедуру формирования характеристики преобразования для каждого спектрального канала как зависимости выходного сигнала от ЭЭЯ или эквивалентной радиационной температуры образцового излучателя (с учетом оговоренной точности).

В соответствии с требованиями международных документов [3] для перспективной радиометрической аппаратуры ДЗЗ необходимо обеспечить погрешность измерений ЭЯЯ не более 5% в диапазоне $\lambda = 0,4-2,5$ мкм и погрешность измерений абсолютной радиационной температуры 0,1–0,5 К в диапазоне $\lambda = 2,5-14$ мкм.

Метрологические характеристики модернизированного комплекса «Камелия»

Радиометрический комплекс АО «Российские космические системы» включает:

1) комплекс измерительный «Камелия» (рис. 1), предназначенный для калибровки монохроматиче-

ского осветителя, диффузного осветителя и МСУ, а также для измерения спектральных характеристик в диапазоне длин волн $\lambda = 0,4-2,5$ мкм. Комплекс «Камелия» введен в Государственный реестр средств измерений и ежегодно поверяется ФГУП «ВНИИОФИ» в качестве образцового средства измерения;

2) измерительный ИК-комплекс, предназначенный для радиометрической калибровки МСУ и измерения спектральных характеристик в диапазоне $\lambda = 2,5-14$ мкм.



Рис. 1. Комплекс измерительный «Камелия»

В настоящее время проведена модернизация метрологической базы АО «Российские космические системы», используемой при разработке МСУ. Основные направления модернизации, проведенной с целью повышения точности радиометрической калибровки:

1) для участка сборки, юстировки, калибровки и испытаний оптико-электронной аппаратуры введено в эксплуатацию и аттестовано чистое помещение класса ISO8 с антистатической защитой рабочих мест и с автоматическим поддержанием заданной температуры (22 ± 2 °C, возможность регулирования от 18 до 25 °C) и влажности (50 ± 10 %);

2) в составе модернизированного комплекса «Камелия» введены в эксплуатацию два современных двойных монохроматора субтрактивной конфигурации с цифровым управлением — DM55S ($\lambda = 0.4-2.5$ мкм) и MS257 ($\lambda = 0.4-14$ мкм);

3) разработана универсальная программа управления монохроматорами и сбора данных, позволяющая автоматизировать процесс измерения спектральных характеристик, что значительно увеличивает производительность получения и обработки результатов и снижает случайную составляющую погрешностей измерения;

4) проведена аттестация модернизированного комплекса измерительного «Камелия» и получено свидетельство об утверждении типа средств измерений RU.E.377.А № 55245, регистрационный номер № 57492-14 (метрологические характеристики приведены в таблице);

Таблица. Метрологические характеристики комплекса «Камелия» по результатам последней поверки

Наименование характеристики	Значение характе- ристики
Диапазон длин волн, мкм	0,4-2,5
Абсолютное значение спектральной плотности энергетической яркости диффузного осветителя на длине волны 0,98 мкм, Вт/ср·м ³	$5,3 \cdot 10^{8}$
Максимальный световой диаметр потока излучения, мм	230
Относительная погрешность результата измерений абсолютного значения спек- тральной плотности энергетической ярко- сти диффузного осветителя на длине вол- ны 0,98 мкм, %	$\pm 6,4$
Относительная погрешность результата измерений относительного распределения спектральной плотности энергетической яркости диффузного осветителя в диапазоне длин волн от 0,4 до 2,5 мкм, %	±5,1
Относительная погрешность измерений относительного спектрального распределе- ния излучения монохроматического осве- тителя в диапазоне длин волн от 0,4 до 2,5 мкм, %	±4,7

5) реализована оптическая схема с максимальным световым диаметром 230 мм для снятия спектральных характеристик МСУ в диапазоне $\lambda = 2,5-14$ мкм, где в качестве источника излучения использована модель абсолютно-черного тела (АЧТ) типа 67033 с диапазоном температур от +50 °C до +1050 °C (стабильность $\pm 0,02$ % за 24 ч);



Рис. 2. Оптические схемы измерений относительных спектральных характеристик на базе измерительного комплекса «Камелия»

6) разработаны оптические схемы и методики измерения относительных спектральных характеристик пропускания и отражения оптических элементов и блоков, а также источников оптического излучения в спектральном диапазоне $\lambda = 0,4-14$ мкм;

7) введена в эксплуатацию и аттестована крупногабаритная камера температурного моделирования в условиях азотной среды с рабочим объемом 16 м³ для радиометрической калибровки МСУ, а также для проведения испытаний аппаратуры на воздействие изменения температуры среды с рабочим диапазоном температур внутри камеры от +5 °C до +35 °C.

Методические аспекты спектрально-энергетических калибровок оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ. Измерение относительных спектральных характеристик в диапазоне длин волн $\lambda = 0,4-14$ мкм

На рис. 2 представлены типовые оптические схемы измерений спектральных характеристик МСУ на базе измерительного комплекса «Камелия» (на рис. 2, *a*: 1, 3 — плоские зеркала, 2 — сферическое зеркало (f = 1300 мм)) и измерений спектральных характеристик пропускания оптических элементов и блоков (на рис. 2, *б*: 1 — плоское зеркало, 2 — сферическое зеркало (f = 1300 мм), 3 — сферическое зеркало (f = 2009 мм)).

По схеме измерений, приведенной на рис. 2, *a*, выполняется калибровка монохроматического осветителя (МО) и МСУ.

По схеме измерений, приведенной на рис. 2, *б*, выполняются два типа измерений: поверка осветителя по образцовому приемнику и измерение коэффициентов пропускания оптических элементов (блоков).

В настоящее время также отработаны методики измерений спектральных характеристик отражения оптических элементов (для различных углов) и источников оптического излучения в спектральном диапазоне $\lambda = 0,4-14$ мкм.

В состав монохроматического осветителя (МО) входят: лампа ТРУ1100-2350 (используется для диапазона $\lambda = 0,4-2,5$ мкм) либо модель АЧТ типа 67033 (используется для диапазона $\lambda = 2,5-14$ мкм) в качестве источников излучения, подключаемых с помощью поворотного зеркала, конденсор и двойной монохроматор субтрактивной

конфигурации с цифровым управлением MS257 (спектральный диапазон 0,4–14 мкм).

Для корректного исключения спектральных характеристик МО, слоя воздуха и минимизации погрешностей измерений необходимо обеспечить одинаковую длину оптического пути для обеих стадий: (измерение MO + MCY, рис. 2, *a*) и (измерение MO + образцовый приемник, рис. 2,*б*), а также стабильность условий измерений: температуры, влажности и состава атмосферы (особенно для ИК-диапазона).

На рис. З в качестве примера приведены результаты измерений, выполненных по схеме рис. 2, δ , спектральных характеристик одного из отрезающих фильтров в ИК-диапазоне спектра $\lambda = 8,0-9,5$ мкм.



Рис. 3. Пример спектральной характеристики одного из отрезающих фильтров в ИК-диапазоне спектра $\lambda = 8,0-9,5$ мкм, полученной с помощью измерительного комплекса «Камелия» в ИК-диапазоне спектра $\lambda = 8,0-9,5$ мкм

Подобные измерения (по схеме рис. 2, б) в ИК-диапазоне спектра $\lambda = 3,0-14$ мкм были проведены для каждого из семи ИК-каналов полностью изготовленного светоделительного блока MCУ-ГС [1] (для космического аппарата «Электро-Л» № 2). Также были получены спектральные характеристики (по схеме рис. 2, *a*) для всех шести каналов (включая ИК-каналы) полностью изготовленного MCУ-MP (для космического аппарата «Метеор-М» № 2 [2]).

На рис. 4 представлены относительные спектральные характеристики одного из типов отражающих покрытий на основе Al для трех различных углов отражения (10° , 45° и 60°), полученные с помощью измерительного комплекса «Камелия»



Рис. 4. Примеры относительных спектральных характеристик одного из типов отражающих покрытий на основе Al для трех различных углов отражения (10°, 45° и 60°), полученных с помощью измерительного комплекса «Камелия» в ИК-диапазоне спектра $\lambda = 8,0-11,0$ мкм

(с использованием дополнительно разработанного приспособления) в ИК-диапазоне спектра $\lambda = 8,0-11,0$ мкм.

Как показали проведенные исследования, зависимость вида спектральной характеристики отражающего покрытия от угла отражения (рис. 4) в ИК-диапазоне спектра можно объяснить поглощением защитного покрытия, которое обычно наносится на Al зеркала. Несмотря на то, что диэлектрическое защитное покрытие является аморфным, ИК-колебательные спектры несут информацию о ближнем порядке атомной структуры, который определяет подобие решеточного поглощения. При нормальном падении регистрируются только поперечные оптические фононы, а при наклонном падении регистрируются поперечные и продольные фононы [4, 5]. Результаты измерений показали, что при выборе отражающих покрытий зеркал, предназначенных для работы под углами более 15° (поворотные и сканирующие зеркала для ИК-диапазона $\lambda = 3-14$ мкм), необходимо тщательно учитывать химический состав, технологию изготовления и толщину защитного покрытия, чтобы исключить провалы значения коэффициента отражения в некоторых диапазонах длин волн, значительно снижающие качество оптического тракта приборов ИК-диапазона.

На рис. 5 в качестве примера представлены измеренные в диапазоне $\lambda = 400-2500$ нм относительные характеристики излучения миниатюрной галогенной лампы номинальной мощность 5 Вт



Рис. 5. Примеры относительных спектральных характеристик излучения миниатюрной галогенной лампы номинальной мощностью 5 Вт ($U_{\text{ном}} = 12$ В)

 $(U_{\text{ном}} = 12 \text{ B})$ для двух различных напряжений питания (10 В и 6 В).

Распределение яркости тела накала лампы ТРУ 1100-2350 в рабочем режиме

Абсолютные измерения спектральной плотности энергетической яркости (СПЭЯ) в диапазоне длин волн $\lambda = 0,4-2,5$ мкм при калибровке диффузного осветителя (ДО) из состава комплекса «Камелия» проводятся с использованием эталонной лампы ТРУ 1100-2350 (рабочий эталон 1-го разряда по ГОСТ 8.195-89), которая ежегодно поверяется во ФГУП «ВНИИОФИ». Анализ литературы показал противоречивость данных по распределению яркости по площади ленточного тела накала лампы [6,7].

Рабочим участком ленточного тела накала лампы ТРУ 1100-2350 является зона, расположенная напротив указателя и обращенная к окну колбы (общий размер ленты $2,8 \times 20$ мм). Границы рабочего участка проходят на расстоянии ± 1 мм от горизонтальной оси ленточного тела накала, проходящей через конец указателя, согласно ТУ16-546.108-76. Ввиду высоких требований к точности абсолютных измерений СПЭЯ важно знать, насколько неравномерно распределение яркости по площади тела накала.

На рис. 6 представлена схема измерения неравномерности яркости тела накала лампы. В первую



Рис. 6. Схема измерения относительного распределения яркости по площади тела накала лампы ТРУ 1100-2350

очередь за выходной щелью монохроматора (MX) устанавливается лазерный модуль (работающий на длине волны $\lambda = 637$ нм) напротив центра щели (рис. 6, лазер). Входная щель монохроматора ограничивается по ширине на уровне 0,6 мм, а по высоте 0,5 мм.

После установки длины волны монохроматора $\lambda = 637$ нм производится нацеливание пятна на центр зеркал по горизонтали и по вертикали (плоские зеркала 1 и 2 и сферическое зеркало), подстройкой положения зеркал пятно лазерного



Рис. 7. Изображение щели монохроматора в плоскости тела накала лампы при засветке лазерным модулем $(\lambda = 637 \text{ нм})$

излучения выставляется на центр тела накала напротив указателя (рис. 7).

Далее лазер выключается и за выходной щелью монохроматора устанавливается фотодиод (ФД) SZU 1337-1010BR (лазерный модуль с оси не сдвигается). Включается лампа ТРУ 1100-2350 (номинальный ток $25 \pm 0,001$ A) и производится измерение сигнала ФД для установленной точки на теле накала для $\lambda = 980$ нм (максимум СПЭЯ ДО) с помощью мультиметра AGILENT 34401A. Проводятся аналогичные измерения еще в четырех точках тела накала по горизонтали, и для каждой такой точки производятся измерения еще в четырех положениях по вертикали путем перемещения пятна лазерного излучения подвижками лампы (рис. 8, 9).

Полученные данные свидетельствуют о существенной неравномерности яркости вдоль вертикальной оси Y тела накала (около 8% для измеренного участка тела накала, рис. 8, рис. 9, б), при этом яркость снижается в направлении от верхней части ленты к ее нижней части. В рабочей области напротив индекса вдоль оси X неравномерность составляет не более 3% для всей ширины ленты (рис. 8, рис. 9, a), при этом максимум яркости соответствует центральной точке по ширине ленты.

Таким образом, проведенные измерения показали, что применяемая методика и учет измеренного распределения яркости вблизи рабочей области тела накала позволяют обеспечить абсолютизацию



Рис. 8. Положение точек измерения распределения яркости по площади тела накала лампы ТРУ 1100-2350

ДО путем передачи СПЭЯ от эталонной лампы ТРУ 1100-2350 с высокой точностью благодаря возможности позиционирования на центр рабочей области тела накала с точностью не хуже ±0,5 мм.

Заключение

Представленные в работе результаты модернизации измерительного комплекса «Камелия» и разработка новых методик измерения спектральноэнергетических характеристик оптико-электронной аппаратуры ДЗЗ позволили обеспечить практическое внедрение оптических схем для снятия относительных спектральных характеристик МСУ, спектров пропускания и отражения (для различных углов) оптических элементов и оптических блоков аппаратуры ДЗЗ в диапазоне $\lambda = 0,4-14$ мкм. Новые возможности комплекса «Камелия» обеспечили проведение измерений для каждого из семи ИК-каналов полностью изготовленного светоделительного блока МСУ-ГС [1] (для космического аппарата «Электро-Л» №2). Также были получены спектральные характеристики для всех шести каналов (включая три ИК-канала) полностью изготовленного МСУ-МР [2] (для космического аппарата «Метеор-М» № 2).

Кроме того, разработана методика измерения спектральных характеристик источников оптического излучения ($\lambda = 0,4-14$ мкм) в диапазоне



Рис. 9. Относительное распределение яркости тела накала лампы ТРУ 1100-2350: *a*) по ширине ленты на уровне индекса, вдоль оси X (Y = 0); *б*) по высоте ленты, вдоль центральной оси Y (X = 0)

 $\lambda = 2,5-14$ мкм, на основе которой проведены измерения спектров излучения галогенных ламп, светодиодных источников, газоразрядных ламп.

Дальнейшее совершенствование радиометрического комплекса АО «Российские космические системы» зависит от общего состояния метрологической базы в космической отрасли и стране в целом. Создание перспективного эталонного, измерительного и испытательного оборудования, особенно в ИК-области спектра, а также соответствующей нормативно-методической базы с целью разработки конкурентной аппаратуры ДЗЗ является важной государственной задачей, требующей организационных решений, обеспеченных регулярным финансированием.

Список литературы

- Андреев Р.В., Акимов Н.П., Бадаев К.В., Гектин Ю.М., Зайцев А.А., Рыжаков А.В., Смелянский М.Б., Сулиманов Н.А., Фролов А.Г. Многозональное сканирующее устройство для геостационарного метеоспутника «Электро-Л» // Ракетнокосмическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, вып. 3. С. 33–44.
- 2. Акимов Н.П., Бадаев К.В., Гектин Ю.М., Рыжаков А.В., Смелянский М.Б, Фролов А.Г. Много-

зональное 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. 30–39.

- Панфилов А.С., Гаврилов В.Р., Саприцкий В.И. Условия подготовки и проведения абсолютных радиометрических измерений с помощью оптико-электронной аппаратуры наблюдения Земли // Исследования Земли из космоса, 2014, № 1. С. 85–91.
- 4. Гриценко В. А. Структура границ раздела кремний/ оксид и нитрид/оксид // Успехи физических наук, 2009, т. 179, № 9. С. 921–930.
- 5. Гриценко В.А. Атомная структура аморфных нестехиометрических оксидов и нитридов кремния // Успехи физических наук, 2008, т. 178, №7. С. 727-737.
- 6. Ваваев В.А., Ваваев М.В., Полянский И.В. Радиометрическая градуировка комплекса многозональной спутниковой съемки // Механика, управление и информатика. Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов. Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции. Россия, Таруса, 22–25 сентября 2008 г. М.: ИКИ РАН, 2009. С. 549–561.
- 7. Куинн Т.Д. Температура. М.: Мир, 1985. 448 с.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2018, том 5, выпуск 2, с. 34–39

— РАДИОТЕХНИКА И КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ —

УДК 629.372413.47.45.99 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.2.34.39

Компактный СВЧ делитель мощности с развязкой между входами

В. Г. Алыбин, д. т. н., otdelenie17@spacecorp.ru AO «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

С. А. Зарапин, otdelenie17@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

С. А. Яхутин, otdelenie17@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

С.В.Авраменко, к.т.н., otdelenie17@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В работе представлен новый компактный СВЧ делитель мощности с развязкой между входами, количество которых может быть выбрано от одного до четырех, а количество выходов — от двух до четырех; входной сигнал поступает на один из входов и делится поровну между выходами. Независимо от числа используемых выходов, коэффициент передачи с одного из входов на любой выход с учетом потерь в линиях не превышает 6,8 дБ. Делитель мощности выполнен на четырех мостах «Ланге», образующих в плане квадрат. Представлены конструкция макета и экспериментальные характеристики в С-диапазоне частот. Делитель мощности может успешно применяться в СВЧ-устройствах перекрестного резервирования бортовой аппаратуры командно-измерительной системы.

Ключевые слова: СВЧ делитель мощности, направленный ответвитель, мост «Ланге», связанные линии

Compact UHF Power Divider with Decoupling Between the Inputs

V.G. Alybin, Dr. Sci. (Engineering), otdelenie17@spacecorp.ru Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

S.A. Zarapin, otdelenie17@spacecorp.ru Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

S. A. Yakhutin, otdelenie17@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

S. V. Avramenko, Cand. Sci. (Engineering), otdelenie17@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The paper deals with a new compact UHF power divider with decoupling between inputs, the amount of which may be chosen from 1 to 4, and a number of outputs can vary from 2 to 4. The input signal is fed to the one of the inputs and divided into equal parts between the outputs. Transmission factor from one of the inputs to any output independent of the number of the outputs does not exceed 6,8 dB. The power divider is implemented on four Lange bridges, which in the plane are formed the square. The construction of the model and experimental results are presented in the C-band. The power divider is successfully used in UHF units of the cross reservation for the onboard equipment of a command and measurement system.

Keywords: UHF power divider, directional coupler, Lange bridge, coupled lines
Введение

Для обеспечения большого срока активного существования бортовой аппаратуры космических аппаратов требуется объединять в резервируемую группу до четырех СВЧ-приборов с помощью компактных устройств перекрестного резервирования, с обеспечением развязки между входами. Такими устройствами являются пассивные делители мощности.

Известны делители мощности $n \times m$, выполненные по бинарной схеме [1]. Делители данного типа синтезируются с использованием базовых элементов, включающих направленные ответвители, фазовращатели, аттенюаторы и т.д. [2]. Недостатки таких решений заключаются в избыточном количестве базовых элементов, ограничении ширины рабочей полосы, сложности согласования, в неоптимальных массогабаритных характеристиках.

Для применения в бортовой аппаратуре командно-измерительной системы (БА КИС) космических аппаратов (КА) рационально применение делителей мощности до делителя мощности «З × З». Целесообразной является разработка такого делителя мощности, который позволял бы использование его в отдельном корпусе или интегрально в составе СВЧ-прибора, обладал бы минимальными потерями, хорошей развязкой по входам и выходам, приемлемым КСВ в заданном диапазоне частот, имел бы минимальные габариты и массу.

В делителе мощности « 3×3 » устранены недостатки, свойственные делителям, выполненным по бинарной схеме, что обеспечивает увеличение числа развязанных входов до четырех и развязанных выходов до четырех. Это особенно важно при соединении антенно-фидерного устройства с приемными устройствами, когда используется до 3 антенн с резервированными малошумящими усилителями и троированные приемо-передающие устройства. Многополюсные распределители СВЧ-мощности, например, « 3×3 », используются в БА КИС для перекрестного резервирования троированных комплектов приемо-передающих устройств и усилителей мощности.

1. Устройство делителей мощности

На рис. 1 представлена электрическая схема делителя мощности «3×3» для бортовой аппаратуры

командно-измерительной системы [3], где «1», «2», «3», «4» — обозначения микрополосковых направленных ответвителей со связью 3 дБ. Микрополосковые отрезки связанных линий 1 и 3 подключены к входам 1, 2, 3 или 4, а микрополосковые отрезки связанных линий 2 и 4 — к выходам 1, 2, 3 или 4 соответственно. На одном из концов микрополосковых направленных ответвителей «2» и «3» размещены согласованные нагрузки R1 и R2.



Рис. 1. Делитель мощности «3 × 3»

На рис. 2–4 представлены структурные схемы делителей мощности «4 \times 4», «4 \times 2», «3 \times 2», представляющие собой модификации схемы «4 \times 4».

В общем случае делитель «4×4» предназначен для разветвления мощности сигнала, поданного



Рис. 2. Делитель мощности «4 × 4»



Рис. 3. Делитель мощности «4 × 2»



Рис. 4. Делитель мощности «3 × 2»

на один из четырех входов на четыре выхода. Таким образом, на выходах «Выход 1», «Выход 2», «Выход 3», «Выход 4» присутствуют сигналы, ослабленные на 6 дБ по отношению к мощности входного сигнала P_a (без учета потерь в связанных линиях 1, 2, 3, 4). Аналогичным образом при подаче сигнала P_a или на «Вход 2», или на «Вход 3», или на «Вход 4» на выходах «Выход 1», «Выход 2», «Выход 3», «Выход 4» будут присутствовать сигналы, ослабленные на 6 дБ по отношению к мощности сигнала P_a . Представленная схема делителя «4 × 4» обеспечивает развязку между входами «Вход 1», «Вход 2», «Вход 3», «Вход 4», а также между выходами «Выход 1», «Выход 2», «Выход 3», «Выход 4» не менее 20 дБ. Таким образом, подтверждена возможность использования данного делителя, работающего по схеме «4 × 4», для обеспечения резервирования бортовой СВЧ-аппаратуры космического аппарата, в частности усилителя мощности в БА КИС.

При подключении к одному из входов делителя мощности согласованной нагрузки реализуется схема « 3×4 », а при подключении согласованных нагрузок к другим концам мостов Ланге можно создавать другие делители: « 4×3 », « 3×3 », « 3×2 », « 2×3 ». Можно делать делители « 2×2 » и « 1×2 », однако для их реализации существуют более компактные схемы.

Оригинальность конструкции предложенного делителя мощности заключается в использовании мостов Ланге, для которых характерно наличие пересечения отрезков связанных линий в их середине, как показано на рис. 5.



Рис. 5. Топология моста Ланге

Именно это свойство мостов Ланге позволило реализовать компактный делитель мощности с четырьмя мостами Ланге, расположенными один по отношению к соседнему с ним под прямым углом.

2. Моделирование и экспериментальные исследования делителя мощности

При моделировании делителя мощности «3 × 3» учитывались возможные разбросы параметров керамики, а также разброс параметров конструктивных элементов всего делителя, включая форму и длину перемычек, соединяющих соответствующие проводники. Моделирование проводилось для материала



Рис. 6. Внешний вид макета делителя мощности «3 × 3»



Рис. 7. Зависимость коэффициента передачи в делителе мощности « 3×3 » от частоты: 1 — со входа 1 на выход 2, 2 — со входа 1 на выход 3, 3 — со входа 2 на выход 3

подложки «Поликор» с характеристиками $\varepsilon_r = 9,6 \pm 0,2$, tg $\delta = 10^{-4}$, толщиной h = 1 мм. При изготовлении печатной платы технологический «подтрав» металлических проводников составлял не более 10 мкм на сторону.

Внешний вид делителя мощности показан на рис. 6.

Изготовление делителя «3 × 3», размещенного в отдельном герметичном корпусе, производилось по типовой технологии изготовления плат СВЧ-устройств. Сопротивление напыленных балластных

резисторов R1, R2 регулировалось с помощью лазерного луча.

Результаты исследования параметров изготовленных делителей мощности « 3×3 » представлены на рис. 7–10, из которых можно видеть, что характеристики делителей мощности « 3×3 » имеют незначительный разнос по резонансной частоте, что объясняется отличием ε_r от ее номинального значения и технологическим запасом на «подтрав».

В результате исследований получены значения основных параметров делителя:



Рис. 8. Зависимость КСВН входов 1, 2 и 3 делителя мощности «3 \times 3» от частоты



Рис. 9. Зависимость коэффициента передачи (Кр) между входами делителя мощности «3 × 3» от частоты: 1 — между входами 1 и 2, 2 — между входами 1 и 3, 3 — между входами 2 и 3



Рис. 10. Зависимость коэффициента передачи (Кр) делителя мощности « 3×3 » от частоты: 1 - c выхода 1 на выход 2, 2 - c выхода 1 на выход 3, 3 - c выхода 2 на выход 3

- коэффициент передачи со входа на выход составляет не более -6,8 дБ;
- развязка между входами и выходами не менее 23 дБ;
- КСВН входов или выходов не более 1,15 дБ.
 Измеренные электрические характеристики делителей мощности «3 × 3» подтверждают правильность выбора параметров математической модели, хорошо совпадают с результатами расчета.

Заключение

Показаны результаты разработки компактного делителя мощности С-диапазона частот, способного работать с числом входов и выходов от двух до четырех. Особенность конструкции и достигнутые экспериментальные параметры позволяют использовать его как автономное устройство, так и как составную часть усилителя мощности БА КИС в качестве устройства перекрестного резервирования.

Список литературы

- 1. *Модель З.И.* Устройства сложения и распределения мощности высокочастотных колебаний. М.: Советское радио, 1980. С. 100, 102.
- 2. Устройства СВЧ // Под ред. Д. М. Сазонова. М.: Высшая школа, 1981. С. 147.
- 3. Алыбин В.Г., Зарапин С.А., Яхутин С.А., Авраменко С.В. Делитель мощности для бортовой аппаратуры космического аппарата, патент РФ № 2608978, гос. рег. 2017 г.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2018, том 5, выпуск 2, с. 40–52

— РАДИОТЕХНИКА И КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ ———

УДК 621.398 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.2.40.52

Принцип формирования показателя избыточности информационного потока от аналоговых датчиков медленно меняющихся параметров и алгоритм его реализации

В. В. Орешко, contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

В. А. Благодырев, к. т. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В статье обоснована и поставлена задача разработки алгоритмов обработки информации в бортовых радиотелеметрических системах (БРТС), которые будут определять:

- наличие избыточности информации от датчиков и ее снижение;

- перераспределение пакетов информации от датчиков в транспортных кадрах БРТС при наличии аварийной ситуации.

На основе предложенного ранее адаптивного разностного алгоритма (APA) [1,2], который позволяет устранить избыточность, возникающую вследствие некорректно выбранной шкалы измерений, разработан адаптивный разностный алгоритм с прореживанием (APAcП), который дополнительно позволяет снизить избыточность, вызванную завышенной частотой опроса. Совокупный максимальный коэффициент снижения избыточности АРАсП формируется путем перемножения коэффициента сжатия АРА и максимального коэффициента прореживания.

АРАсП позволяет изменять количество измерений, передаваемых в пакете в зависимости от поведения контролируемого сигнала, и создает резерв информативности в транспортном кадре за счет малоинформативных датчиков. Сжатие данных происходит за счет передачи не самих измерений, а разности между соседними отсчетами. При этом в процессе работы алгоритма формируется признак Δ — наибольшее число бит, которое занимает разность между соседними измерениями в пределах одного пакета. Этот признак Δ — показатель избыточности информации для входов с менее динамичным сигналом.

Ключевые слова: обработка результатов измерений на борту, снижение избыточности данных, информационный пакет, бортовая радиотелеметрическая система

Principle of Formation of a Redundancy Parameter of the Information Stream from Analogue Sensors of Slowly Changing Parameters and the Algorithm of its Implementation

V. V. Oreshko, contact@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

V. A. Blagodyrev, Cand. Sci. (Engineering), contact@spacecorp.ru Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The article justifies and sets the task to develop the algorithms of information processing in onboard radio telemetry systems (RTS), which will define:

- Presence of redundancy of information from the sensors and its reduction;

- Redistribution of information packets from the sensors in transfer frames of onboard RTS in case of emergency.

Based on the earlier offered adaptive difference algorithm (ADA) [1,2], which allows one to eliminate redundancy appeared due to the incorrectly chosen measurement scale, an adaptive difference algorithm with decimation (ADAD) is developed. This algorithm makes it possible to reduce redundancy caused by the increased sampling frequency. A cumulative maximum factor of elimination of redundancy of ADAD is formed by multiplication of the factor of compression of the ADA and the maximum factor of decimation.

ADAD allows you to change the number of measurements transmitted in the package depending on the behavior of the monitored signal, and creates a reserve of information in the frame due to low-information sensors. Compression of the data occurs at the expense of transfer differences between measurements. Thus in the course of algorithm operation the sign Δ (the greatest number of bits which occupies a difference between adjacent measurements within one packet) is formed. The sign Δ is the redundancy indicator of the information stream in onboard RTS.

Keywords: onboard processing of measurement results, reduction of data redundancy, information packet, onboard radio telemetry system

Введение

Для любого типа систем с временным уплотнением и для телеметрических импульсно-кодово модулированных (ИКМ) систем в частности, согласно их определению, требуется дискретизация исходного сигнала до его передачи. Принятая модель процесса дискретизации сводится к квантованию аналогового сигнала по длительности с равномерной частотой, определяемой длительностью, которую можно считать короткой по сравнению с частотой выборки амплитудно-модулированного сигнала.

Дискретизированная функция (дискретный исходный сигнал) фактически существует только в моменты времени, совпадающие с моментом квантования аналогового сигнала, и по этой причине не может быть идеально восстановлена линейной аппроксимацией выделенных точек. Если частота следования значений выборок достаточно высока по сравнению с динамикой параметра, то представляется возможным достаточно точно восстановить форму сигнала и сохранить при этом все его существенные характеристики.

Преимущество передачи сигнала, ограниченного по полосе, заключается также и в возможном использовании теоремы, известной как теорема о дискретном представлении, определяющей условия получения корректной частоты выборки выходных сигналов датчика. Она известна также как теорема Найквиста–Котельникова–теорема отсчетов.

Согласно этой теореме, сигналы с ограниченной шириной полосы пропускания (B) в случае их дискретизации через каждые t_s секунд можно корректно восстанавливать, используя следующее неравенство: $t_s \leq 1/(2B)$, где B представляет собой границу полосы пропускания сигнала [3].

Другими словами, если функция на интервале T не содержит частот выше 2W Гц, то она полностью определяется своими мгновенными значениями периода 1/(2W) с [4].

Избыточность количества отсчетов при передаче данных в телеметрии закладывается при назначении частоты опроса параметров с учетом априорных сведений о сигнале, предназначенном для передачи по линии связи.

Первоначально в качестве характеристики эффективности исследуемого алгоритма сжатия данных был выбран так называемый «коэффициент сжатия», вычисленный как отношение количества исходных отсчетов к количеству отсчетов на выходе устройства сжатия данных. Но довольно скоро выяснилось, что коэффициент сжатия данных зависит не только от эффективности алгоритма, но и от первоначально назначенной частоты опроса параметров, а также от формы сигнала на заданном промежутке времени. Иными словами, определенный указанным образом коэффициент сжатия не характеризует однозначно алгоритм сжатия данных и выбор эффективного алгоритма сжатия данных и классификацию алгоритмов сжатия по эффективности.

Еще одно условие исследования и сравнения алгоритмов сжатия данных — предположение априорной известности аналитического представления сигнала, подвергаемого процедуре сжатия, что при решении практических задач ракетной телеметрии не имеет места. Более того, на аварийных участках полета поведение телеметрических параметров не является стационарным, что ограничивает применение метода статистических испытаний для выбора эффективного алгоритма сжатия данных [4].

Частота опроса аналоговых датчиков медленно меняющихся параметров (ММП)

В [5] отмечается, что датчики двигательной установки опрашиваются обычно с частотой 50 Гц и 100 Гц, однако для того, чтобы получить информацию о поведении двигательной установки в аварийной ситуации, частота опроса соответствующих датчиков должна быть увеличена до 200–400 Гц.

С целью повышения частоты опроса некоторых датчиков можно использовать параллельное подключение одного датчикового выхода на несколько входов подсистемы сбора сообщений [6]. При этом может возникнуть неравномерность выборок измерений для датчика, так как цикл опроса локального коммутатора (ЛК) составляет 5 мс, а кадровый цикл — 10–20 мс. Это необходимо учитывать в алгоритме работы системы при наборе информации

в выходной кадр из буфера («зеркала») подсистемы сбора сообщений в соответствии с программой измерений.

Приведенные в [7] исследования показали, что частоту опроса в локальных коммутаторах аналоговых датчиков (ЛКА) можно увеличить в 2–4 раза путем подбора элементов в буферном каскаде для уменьшения времени переходного процесса коммутации каналов. Таким образом, возможно увеличение максимальной частоты опроса для аналоговых датчиков до 400 Гц или 800 Гц.

Однако при существующих способах размещения информации о состоянии датчиков в транспортных кадрах увеличение частоты опроса для большинства датчиков не имеет смысла, т.к. длительность кадрового цикла и так уже в 4 раза больше цикла опроса ЛКА. То есть совокупная информативность всех ЛК значительно выше, чем информативность радиоканала. В настоящее время для согласования информативности подсистемы сбора сообщений (ПСС), т.е. совокупности всех ЛК, и информативности радиоканала используется ограниченное количество программ опроса, которые определяют положение в кадре и частоту опроса (частоту повторения в кадре) каждого датчика. При этом в случае нештатного функционирования изделия может потребоваться большая частота опроса датчика, для которого в программе опроса заложена низкая частота, ведь все возможные ситуации предусмотреть невозможно. Таким образом, возникает задача разработки алгоритмов обработки информации в БРТС, которые будут определять:

- наличие избыточности информации от датчиков и ее снижение;
- перераспределение пакетов информации от датчиков в транспортных кадрах БРТС.

Принцип формирования показателя избыточности информационного потока в БРТС

Телеметрическая система собирает информацию от многих датчиков. Наибольшую часть информативности потока данных от БРТС на землю

53% занимают аналоговые датчики ОТ до 84% [1]. Коммутатор аналоговых датчиков обычно имеет 1 аналого-цифровой преобразователь (АЦП) на 64 датчика, и все они опрашиваются по очереди с одинаковой частотой. Полученные данные передаются в буферную память центрального блока системы, который в соответствии с заложенной программой опроса формирует из них выходной кадр БРТС. При таком способе формирования данных по некоторым каналам будет присутствовать избыточность информации, так как не для всех каналов требуется одинаковая частота опроса. Частично эта избыточность может компенсироваться при формировании выходного кадра системы, путем прореживания информации, поступающей в буфер от некоторых датчиков.

В [1,2] для снижения избыточности информации от аналоговых датчиков предлагается использовать адаптивный разностный алгоритм (APA). Это накопительный алгоритм с пакетной передачей данных. При передаче используется пакет фиксированного размера. Сжатие данных происходит за счет передачи не самих измерений, а разности между соседними отсчетами. При этом в процессе работы алгоритма формируется признак Δ — наибольшее число бит, которое занимает разность между соседними измерениями в пределах одного пакета.

Этот признак Δ является показателем избыточности информации для входов с менее динамичным сигналом. За счет этого можно применять выборочное прореживание информации для входов с меньшей динамичностью сигнала датчика и использовать освободившуюся информативность для передачи информации от датчиков с большей динамичностью сигнала. При этом произойдет увеличение максимального коэффициента сжатия, пропорциональное коэффициенту прореживания.

Адаптивный разностный алгоритм с прореживанием

Как видно из [1], АРА устраняет избыточность при опросе датчика на одной частоте с коэффициентом сжатия не больше 4. Алгоритм прореживания устраняет избыточность с коэффициентом, равным отношению максимальной и минимальной частот опроса. Объединение этих алгоритмов даст еще больший коэффициент снижения избыточности. Рассмотрим работу адаптивного разностного алгоритма с прореживанием (АРАсП).

Пусть частота опроса датчиков всегда равна 200 Гц, при этом минимальная частота выдачи информации от датчиков при прореживании равна 12,5 Гц, то есть можно принять коэффициент прореживания равным 16. Размер информационной части пакета равен 16 байтам, разрядность АЦП — 8. Результаты работы АРАсП выглядят, как представлено в табл. 1. Полный цикл АРАсП в данном случае занимает 19 шагов.

Первые 7 шагов соответствуют полному циклу алгоритма APA, коэффициент Δ вычисляется по отношению к двум соседним измерениям одного параметра, проводимым с частотой 200 Гц. Сначала накапливаются 16 измерений, проверяется условие $\Delta_{\max n} < 7$ бит. Если условие не выполняется, то в пакет параметра помещается 16 измерений без сжатия. Если условие выполняется, то накопление измерений продолжается.

После накопления 18 измерений на втором шаге сначала проверяется условие $\Delta_{\max n} < 7$ бит. При невыполнении условия выдается пакет, сформированный на первом шаге, и осуществляется возврат алгоритма к первому шагу. Если условие выполняется, то проверяется уточняющее условие $\Delta_{\max n} = 6$ бит. Если оно выполняется, то выдается пакет с 18 измерениями параметра, упакованными в 16 байт. Если уточняющее условие не выполняется ($\Delta_{\max n} < 6$ бит), то продолжается накопление измерений и осуществляется переход на третий шаг алгоритма.

После накопления 21 измерения на третьем шаге сначала проверяется условие перехода со второго шага: $\Delta_{\max n} < 6$ бит. При невыполнении условия выдается пакет, сформированный на втором шаге, и алгоритм возвращается к первому шагу. Если условие выполняется, то проверяется уточняющее условие $\Delta_{\max n} = 5$ бит. Если оно выполняется, то выдается пакет с 21 измерениями параметра, упакованными в 16 байт. Если уточняющее условие не выполняется ($\Delta_{\max n} < 5$ бит), то продолжается накопление измерений и осуществляется переход на четвертый шаг алгоритма. После накопления 25 измерений на четвертом шаге сначала проверяется условие перехода с третьего шага: $\Delta_{\max n} < 5$ бит. При невыполнении условия выдается пакет, сформированный на третьем шаге, и алгоритм возвращается к первому шагу. Если условие выполняется, то проверяется уточняющее условие $\Delta_{\max n} = 4$ бит. Если оно выполняется, то выдается пакет с 25 измерениями параметра, упакованными в 16 байт. Если уточняющее условие не выполняется ($\Delta_{\max n} < 4$ бит), то продолжается накопление измерений и осуществляется переход на пятый шаг алгоритма.

После накопления 31 измерения на пятом шаге сначала проверяется условие перехода с четвертого шага: $\Delta_{\max n} < 4$ бит. При невыполнении условия выдается пакет, сформированный на четвертом шаге, и алгоритм возвращается к первому шагу. Если условие выполняется, то проверяется уточняющее условие $\Delta_{\max n} = 3$ бита. Если оно выполняется, то выдается пакет с 31 измерением параметра, упакованными в 16 байт. Если уточняющее условие не выполняется ($\Delta_{\max n} < 3$ бит), то продолжается накопление измерений и осуществляется переход на шестой шаг алгоритма.

После накопления 41 измерения на шестом шаге проверяется условие перехода с пятого шага: $\Delta_{\max n} < 3$ бит. При невыполнении условия выдается пакет, сформированный на пятом шаге, и алгоритм возвращается к первому шагу. Если условие выполняется, то проверяется уточняющее условие $\Delta_{\max n} = 2$ бита. Если оно выполняется, то выдается пакет с 41 измерением параметра, упакованными в 16 байт. Если уточняющее условие не выполняется ($\Delta_{\max n} = 1$ бита), то продолжается накопление измерений и происходит переход на седьмой шаг алгоритма.

Обобщая действия для всех шагов APA, кроме первого и последнего: на каждом шаге после накопления соответствующего количества измерений сначала проверяется условие перехода с предыдущего шага, $\Delta_{\max n} < Y - (n-1)$, где Y — разрядность АЦП, n — номер шага. При невыполнении условия выдается пакет, сформированный на предыдущем шаге и алгоритм возвращается к первому шагу. При выполнении условия проверяется уточняющее условие: $\Delta_{\max n} = Y - n$. Если уточняющее условие выполняется, то выдается пакет

АРАсП
алгоритма
Пример
Ι.
блица
Та

Настота опроса	№ сту- пени	№ шага (дей- ствия)	Действие для буфера, в котором накапливаются измерения	Анализ $\Delta_{\max n}$ — максимального количества бит, необходимого для отображения в двоичной форме разницы значений между измерениями
		1	Накопление 16 измерений	$\Delta_{\max n}=$ 8 или 7 бит, в пакете 16 измерений $\Delta_{\max n}<$ 7 бит, переход к действию 2
		2	Накопление 18 измерений (+2 изм.)	$\Delta_{\max n}=8$ или 7 бит, выдача 1 пакета с 16 измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}=6$ бит, выдача 1 пакета с 18 измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}<6$ бит, переход к действию 3
		33	Накопление 21 измерений (+3 изм.)	$\Delta_{\max n}=8,7$ или 6 бит, выдача 1 пакета с 18 измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}=5$ бит, выдача 1 пакета с 21 измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}<5$ бит, переход к действию 4
200 Гц	0	4	Накопление 25 измерений (+4 изм.)	$\Delta_{\max n}=8,\ldots,5$ бит, выдача 1 пакета с 21 измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}=4$ бит, выдача 1 пакета с 25 измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}<4$ бит, переход к действию 5
		2	Накопление 31 измерения (+6 изм.)	$\Delta_{\max n}=8,\ldots,4$ бита, выдача 1 пакета с 25 измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}=3$ бита, выдача 1 пакета с 31 измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}<3$ бит, переход к действию 6
		9	Накопление 41 измерения (+10 изм.)	$\Delta_{\max n}=8,\ldots,3$ бита, выдача 1 пакета с 31 измерением, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}=2$ бита, выдача 1 пакета с 41 измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}<2$ бит, переход к действию 7
		7	Накопление 61 измерения (+20 изм.)	$\Delta_{\max n}=8,\ldots,2$ бита, выдача 1 пакета с 41 измерением, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}=1$ бит, переход к действию 8
		œ	Накопление 62 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 2 раза (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 31 измерения с частотой 100 Гц	Анализ $\Delta_{\max n}$, аналогичный 5 шагу для 31 прореженного измерения $\Delta_{\max n} = 8, \ldots, 3$ бита, выдача 1 пакета с 61 измерением с частотой 200 Гц, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} < 3$ бит, переход к действию 9
100 Гц	-	6	Накопление 82 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 2 раза (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 41 измерения с частотой 100 Гц	Анализ $\Delta_{\max n}$, аналогичный 6 шагу $\Delta_{\max n} = 8, \ldots, 3$ бита, выдача 1 пакета с 61 измерением с частотой 200 Гц, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} = 2$ бита, выдача 1 пакета с 41 измерением с частотой 100 Гц, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} < 2$ бит, переход к действию 10
		10	Накопление 122 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 2 раза (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 61 измерения с частотой 100 Гц	Анализ $\Delta_{\max n}$, аналогичный 7 шагу $\Delta_{\max n} = 8, \ldots, 2$ бита, выдача 1 пакета с 41 измерением с частотой 100 Гц, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} = 1$ бит, переход к действию 11

Таблица 1. Продолжение

Анализ Δ _{тах n} — максимального количества бит, необходимого ля отображения в двоичной форме разницы значений между измерениями	ализ Δ _{тах n} , аналогичный 8 шагу _{ах n} = 8,,З бита, выдача 1 пакета с 61 измерением с частотой 100 Гц, еход к действию 1 _{ах n} < 3 бит, переход к действию 12	ализ $\Delta_{\max n}$, аналогичный 9 шагу $ax_n = 8, \ldots, 3$ бита, выдача 1 пакета с 61 измерением с частотой 100 Гц, еход к действию 1 $ax_n = 2$ бита, выдача 1 пакета с 41 измерением с частотой 50 Гц, переход ействию 1 $ax_n < 2$ бит, переход к действию 13	ылиз Δ _{тах n} , аналогичный 10 шагу _{ах n} = 8,,2 бита, выдача 1 пакета с 41 измерением с частотой 50 Гц, еход к действию 1 _{ах n} = 1 бит, переход к действию 14	ализ Δ _{тах n} . аналогичный 11 шагу _{ах n} = 8,,3 бита, выдача 1 пакета с 61 измерением с частотой 50 Гц, еход к действию 1 _{ах n} < 3 бит, переход к действию 15	ализ∆ _{тах n} , аналогичный 12 шагу _{ах n} = 8,, 3 бита, выдача 1 пакета с 61 измерением с частотой 50 Гц, еход к действию 1 _{ах n} = 2 бита, выдача 1 пакета с 41 измерением с частотой 25 Гц, еход к действию 1 _{ах n} < 2 бит, переход к действию 10	ализ Δ _{тах n} , аналогичный 13 шагу _{ах n} = 8,,2 бита, выдача 1 пакета с 41 измерением с частотой 25 Гц, еход к действию 1 _{ах n} = 1 бит, переход к действию 17
Действие для буфера, в котором накапливаются измерения	Накопление 124 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 4 раза (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 31 измерения с частотой 50 Гц	Накопление 164 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 4 раза (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 41 измерения с частотой 50 Гц	Накопление 244 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 4 раза (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 61 измерения с частотой 50 Гц	Накопление 248 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 8 раз (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 31 измерения с частотой 25 Гц	Накопление 328 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 8 раз (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 41 измерения с частотой 25 Гц	Накопление 488 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 8 раз (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 61 измерения с частотой 25 Гц
№ шага (дей- ствия)	Ξ	12	13	14	15	16
№ сту- пени		73			ŝ	
Частота опроса		50 Гц			25 Гц	

Таблица 1. Окончание

Частота опроса с	№ сту- тени	№ шага (дей- ствия)	Действие для буфера, в котором накапливаются измерения	Анализ $\Delta_{\max n}$ — максимального количества бит, необходимого для отображения в двоичной форме разницы значений между измерениями
		17	Накопление 496 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 16 раз (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 31 измерения с частотой 12,5 Гц	Анализ Δ _{тах и} , аналогичный 14 шагу Δ _{тах n} = 8,, 3 бита, выдача 1 пакета с 61 измерением с частотой 25 Гц, переход к действию 1 Δ _{тах n} < 3 бит, переход к действию 18
12,5 Fu	4	18	Накопление 656 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 16 раз (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 41 измерения с частотой 12,5 Гц	Анализ Δ _{тах n} , аналогичный 15 шагу Δ _{тах n} = 8,, 3 бита, выдача 1 пакета с 61 измерением с частотой 25 Гц, тереход к действию 1 Δ _{тах n} = 2 бита, выдача 1 пакета с 41 измерением с частотой 12,5 Гц, тереход к действию 1 Δ _{тах n} < 2 бит, переход к действию 19
		19	Накопление 976 измерений с частотой 200 Гц, прореживание в 16 раз (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение 61 измерения с частотой 12,5 Гц	Анализ ∆ _{тах п} . аналогичный 16 шагу ∆ _{тах п} = 8,,2 бита, выдача 1 пакета с 41 измерением с частотой 12,5 Гц, тереход к действию 1 ∆ _{тах n} = 1 бит, выдача 1 пакета с 61 измерением с частотой 12,5 Гц, тереход к действию 1

сформированный на текущем шаге. Если уточняющее условие ($\Delta_{\max n} = Y - n$) не выполняется, то выполняется условие перехода на следующий шаг ($\Delta_{\max n} < Y - n$), продолжается накопление измерений и осуществляется переход на следующий шаг алгоритма.

После накопления 61 измерения на седьмом шаге (что соответствует последнему шагу APA) сначала проверяется условие перехода с шестого шага ($\Delta_{\max n} < 2$ бит), при его невыполнении выдается пакет, сформированный на шестом шаге, и алгоритм возвращается к первому шагу. Если условие выполняется, то, значит, $\Delta_{\max n} = 1$ бит. Для APA на этом шаге выдается пакет с 61 измерениями, упакованными в 16 байт, и алгоритм возвращается к первому шагу заново. Для алгоритма APAсП происходит переход в цикл прореживания информации, то есть на восьмой шаг.

На восьмом шаге производится накопление 62 измерений с частотой 200 Гц. Коэффициент Δ вычисляется по отношению к двум соседним измерениям выборки, произведенной с частотой 100 Гц. Таким образом, берется каждое второе измерение от исходного, получается 31 измерение с частотой 100 Гц, что соответствует пятому шагу алгоритма APA. Далее обработка осуществляется аналогично пятому шагу, только обрабатываются двукратно прореженные измерения.

После накопления 31 измерения с частотой 100 Гц на восьмом шаге сначала проверяется условие, аналогичное для перехода с пятого шага на шестой: $\Delta_{\max n} < 3$ бит. При невыполнении этого условия выдается пакет, сформированный на седьмом шаге, т. е. 61 измерение, проведенное с частотой 200 Гц и упакованное в 16 байт. Если условие выполняется, то продолжается накопление измерений и выполняется переход на девятый шаг АРАсП.

На девятом шаге накапливаются 82 измерения с частотой 200 Гц и осуществляется прореживание в два раза. Полученное 41 измерение обрабатывается аналогично шестому шагу. Сначала проверяется условие перехода с предыдущего шага: $\Delta_{\max n} < 3$ бит. При невыполнении этого условия выдается пакет, сформированный на седьмом шаге, т. е. 61 измерение с частотой 200 Гц, упакованное

в 16 байт, и алгоритм возвращается к первому шагу. При выполнении условия ($\Delta_{\max n} < 3$ бит) проверяется уточняющее условие $\Delta_{\max n} = 2$ бита. Если оно выполняется, то выдается пакет с 41 измерением, полученным с частотой 100 Гц, упакованным в 16 байт. Если уточняющее условие ($\Delta_{\max n} = 2$ бита) не выполняется, то $\Delta_{\max n} =$ = 1 бит и продолжается накопление измерений, после чего осуществляется переход на десятый шаг алгоритма АРАсП.

На десятом шаге накапливаются 122 измерения с частотой 200 Гц и осуществляется двукратное прореживание. Полученное 61 измерение с частотой 100 Гц обрабатывается аналогично седьмому шагу. Сначала проверяется условие перехода с предыдущего шага: $\Delta_{\max n} < 2$ бит. При невыполнении этого условия выдается пакет, сформированный на девятом шаге, т.е. 41 измерение с частотой 100 Гц, упакованное в 16 байт, и алгоритм возвращается к первому шагу. При выполнении условия продолжается накопление измерений и происходит переход на одиннадцатый шаг АРАсП.

Результат работы алгоритма АРАсП приведен в табл. 1. Из табл. 1 видно, что все дальнейшие шаги подразделяются на повторяющиеся группы по три шага, отличающиеся между собой только частотой измерений, из которых формируется выходной пакет информации. На одиннадцатом, двенадцатом и тринадцатом шагах происходят действия, аналогичные восьмому, девятому и десятому шагам, с той разницей, что эквивалентная частота опроса упаковываемых в пакет измерений понижается еще в два раза. Эти повторяющиеся группы условно можно назвать шагами адаптивного алгоритма прореживания (ААП), действующего совместно с АРА, или ступенями прореживания. Число этих групп определяется заданным коэффициентом прореживания. На последнем шаге АРАсП вместо перехода на следующую ступень прореживания выдается пакет, сформированный из 61 измерения (с частотой 12,5 Гц), упакованного в 16 байт информационной части пакета. После чего цикл АРАсП начинается заново.

В обобщенном виде алгоритм АРАсП представлен в табл. 2.

Блок-схема обобщенного АРАсП показана на рисунке.

АРАсП
алгоритм
Обобщенный
2.
Таблица

Анализ $\Delta_{\max n}$ — максимального количества бит, необходимого для отображения в двоичной форме разницы значений между измерениями	$\Delta_{\max n}=Y$ или $(Y-1)$ бит, в пакете X/Y измерения $\Delta_{\max n}<(Y-1)$ бит, переход к действию 2	$\Delta_{\max n} = Y$ или $(Y-1)$ бит, в пакете X/Y измерения, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} = (Y-2)$ бит, выдача 1 пакета с $(X-Y)/(Y-2)$ измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} < (X-Y)/(Y-2)$ бит, переход к действию 3	$\Delta_{\max n} = Y, \dots, (Y-2)$ бит, выдача 1 пакета с $(X-Y)/(Y-2)$ измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} = (Y-3)$, выдача 1 пакета с $(X-Y)/(Y-3)$ измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} < (Y-3)$ бит, переход к действию 4		$ \begin{aligned} & \Delta_{\max n} = Y, \dots, (Y - (n-1)) \ бит, выдача 1 пакета с ((X - Y)/(Y - (n-1)) + 1) \\ & измерениями, переход к действию 1 \\ & \Delta_{\max n} = (Y - n) \ бит, выдача 1 пакета с ((X - Y)/(Y - n) + 1) \\ & измерениями, переход к действию 1 \\ & \Delta_{\max n} < (Y - n) \ бит, переход к действию (n + 1) \end{aligned} $		$\Delta_{\max n}=Y,\ldots,2$ бита, выдача 1 пакета с $((X-Y)/3+1)$ измерениями, переход к действию 1 $\Delta_{\max n}=1$ бит, выдача 1 пакета с $((X-Y)/2+1)$ измерениями, переход к действию Y	Анализ $\Delta_{\max n}$, аналогичный Y – 3 шагу для ($(X - Y)/4 + 1$) прореженного измерения мерения $\Delta_{\max n} = Y, \ldots, 3$ бита, выдача 1 пакета с ($(X - Y)/2 + 1$) измерениями с частотой $f_{\max n}$, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} < 3$ бит, переход к действию $Y + 1$	Анализ $\Delta_{\max n}$, аналогичный $Y - 2$ шагу $\Delta_{\max n} = Y, \ldots, 3$ бига, выдача 1 пакета с $((X - Y)/2 + 1)$ измерением с частотой $f_{\max n}$, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} = 2$ бига, выдача 1 пакета с $((X - Y)/3 + 1)$ измерением с частой $f_{\max n}/2$, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} < 2$ биг, переход к действию 1
Действие для буфера, в котором накапливаются измерения	Накопление X/Y измерений	Накопление $((X-Y)/(Y-2)+1)$ измерений	Накопление $((X-Y)/(Y-3)+1)$ измерений		Накопление ($(X-Y)/(Y-n+1)+$ +1) измерений		Накопление ($(X-Y)/2+1)$ измерений	Накопление $((X - Y)/4 + 1) \times 2$ измерений с частотой $f_{\max n}$, про- реживание в 2 раза (эквивалент уменьшения частоты опроса), по- лучение $((X - Y)/4 + 1)$ измере- ний с частотой $f_{\max n}/2$	Накопление $((X - Y)/3 + 1) \times 2$ измерений с частотой $f_{\max n}$, про- реживание в 2 раза (эквивалент уменьшения частоты опроса), по- лучение $((X - Y)/3 + 1)$ измере- ний с частотой $f_{\max n}/2$
№ шага (дей- ствия)	1	2	3		u		Y - 1	Y	Y+1
ступень прореживания частоты		0 -							
частота иЛ ,вэоqпо		f f f f f f f f f f f f f f f f f f f							

Анализ $\Delta_{\max n} -$ максимального количества бит, необходимого для отображения в двоичной форме разницы значений между измерениями	нализ $\Delta_{\max n}$, аналогичный $Y-1$ шагу $\max n=Y,\ldots,2$ бита, выдача 1 пакета с $((X-Y)/3+1)$ измерением с частотой $\max n/2$, переход к действию 1 $\max n=1$ бит, переход к действию $Y+3$	$\sum_{\max n} = Y,\ldots,3$ бита, выдача 1 пакета с $((X-Y)/2+1)$ измерениями с частотой $f_{\max n}/K_{\mathrm{pr}},$ переход к действию 1 $\max n < 3$ бит, переход к действию $(Y+3m-2)$	$f_{\max n} = Y,\ldots,3$ бита, выдача 1 пакета с $((X-Y)/2+1)$ измерениями с частотой $f_{\max n}/K_{\rm pr},$ переход к действию 1 $_{\max n} = 2$ бита, выдача 1 пакета с $((X-Y)/3+1)$ измерениями с частотой $_{\max n}/K_{\rm pr},$ переход к действию 1 $_{\max n} < 2$ бит, переход к действию ($Y+3m-1$)	$_{\max n}=Y,\ldots,2$ бита, выдача 1 пакета с $((X-Y)/3+1)$ измерениями с частотой $_{\max}/K_{\rm pr},$ переход к действию 1 $_{\max n}=1$ бит, переход к действию $Y+3m$	
Действие для буфера, в котором накапливаются измерения	Накопление $((X - Y)/2 + 1) \times 2$ измерений с частотой $f_{\max n}$, про- реживание в 2 раза (эквивалент уменышения частоты опроса), по- лучение $((X - Y)/2 + 1)$ измере- ний с частотой $f_{\max n}/2$	Накопление $((X - Y)/4 + 1) \times K_{\rm pr}$ измерений с частотой $f_{\max n}$, прореживание в $K_{\rm pr}$ раз (эквивалент уменышения частоты опроса), получение $((X - Y)/4 + 1)$ измерений с частотой $f_{\max n}/K_{\rm pr}$	Накопление $((X - Y)/3 + 1) \times K_{\rm pr}$ измерений с частотой $f_{\max n}$, прореживание в $K_{\rm pr}$ раз (эквивалент уменышения частоты опроса), получение $((X - Y)/3 + 1)$ измерений с частотой $f_{\max n}/K_{\rm pr}$	Накопление $((X - Y)/2 + 1) \times K_{\rm pr}$ измерений с частотой $f_{\max n}$, прореживание в $K_{\rm pr}$ раз (эквивалент уменышения частоты опроса), получение $((X - Y)/3 + 1)$ измерений с частотой $f_{\max n}/K_{\rm pr}$	
№ шага (дей- ствия)	Y+2	E - mE + Y	$2 - m\epsilon + Y$	$1 - m\xi + Y$	
Ступень прореживания частоты	_		$m = \log_2 K_{\rm pr}$		
Частота опроса, Гц	$f_{\rm xam}$		$\ell^{ m max}/K^{ m br}$		
					_

	Ъй	ый Лй	Ъй	
Анализ $\Delta_{\max n} -$ максимального количества бит, необходимого для отображения в двоичной форме разницы значений между измерениями	$\Delta_{\max n}=Y,\ldots,3$ бита, выдача 1 пакета с $((X-Y)/2+1)$ измерениями с частотс $2xf_{\max}/K_{ m pr_max},$ переход к действию 1 $\Delta_{ m max}n<3$ бит, переход к действию $(Y+3m_{ m max}-2)$	$\Delta_{\max n} = Y, \ldots, 3$ бита, выдача 1 пакета с $((X-Y)/2+1)$ измерениями с частотс $2xf_{\max}/K_{\mathrm{pr_max}}$, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} = 2$ бита, выдача 1 пакета с $((X-Y)/3+1)$ измерением с частотс $f_{\max}/K_{\mathrm{pr_max}}$, переход к действию 1 $\Delta_{\max n} < 2$ бит, переход к действию $(Y+3m_{\mathrm{max}}-1)$	$\Delta_{\max n}=Y,\ldots,2$ бита, выдача 1 пакета с ($(X-Y)/2+1$) измерением с частотс $f_{\max}/K_{ m pr_max},$ переход к действию 1 $\Delta_{\max n}=1$ бит, переход к действию 1	ореживанием, $1 \leq n \leq Y + 3m_{\max} - 1$; рядность АЦП, размер несжатого измерения; сти соседних измерений на шаге n ; $K_{\mathrm{pr_max}};$ $\lim_{\mathrm{min}} = f_{\mathrm{max}}/K_{\mathrm{pr_max}};$ зёствует максимальному коэффициенту прореживания $K_{\mathrm{pr_max}}$
Действие для буфера, в котором накапливаются измерения	Накопление $((X - Y)/4 + 1) \times XK_{pr_max}$ измерений с частотой f_{max} , прореживание в K_{pr_max} раз (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение $((X - Y)/4 + 1)$ измерений с частотой f_{max}/K_{pr_max}	Накопление $((X - Y)/3 + 1) \times XK_{pr_max}$ измерений с частотой f_{max} , прореживание в K_{pr_max} раз (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение $((X - Y)/3 + 1)$ измерений с частотой f_{max}/K_{pr_max}	Накопление $((X - Y)/2 + 1) \times XK_{pr_max}$ измерений с частотой f_{max} , прореживание в K_{pr_max} раз (эквивалент уменьшения частоты опроса), получение $((X - Y)/2 + 1)$ измерений с частотой f_{max}/K_{pr_max}	на входе; выдаваемых в пакет; выдаваемых в пакет; авного разностного алгоритма с про тонной части пакета, бит; Y — раз обходимое для отображения разно астота опроса, Гц; астота опроса, Гц; ореживания, кратный 2, $1 \leq K_{\rm pr} \leq$ ый коэффициент прореживания ($f_{\rm t}$ зания частоты, $m = 0, 1, 2, \ldots, m_{\rm max}$ пень прореживания частоты, сооте
№ шага (дей- ствия)	$\epsilon - \pi_{\rm xem}m\epsilon + Y$	$2 - x_{\text{sem}}m_{\text{E}} + Y$	$1 - x_{\text{sem}}m\xi + Y$	змерений, мерений, га адапти нформаци то бит, не мальная ч альная ча щиент пр ксимальни прорежив
анэпутЭ прореживания частоты		$_{\rm xsmrq} X_2 gol = _{\rm xsm} m$		 число и число из номер ша размер и размер и макси макси макси
Частота опроса, Гц		$f_{\rm max}/K_{\rm pr_max}$		$N_0 - N_0 - N - N - N - N - N - N - N - N - K - K$



Заключение

Таким образом, разработанный алгоритм АРАсП не только позволяет уменьшать избыточность за счет снижения количества передаваемых разрядов, как это делает АРА, но и может компенсировать избыточно заложенную частоту опроса. Совокупный максимальный коэффициент снижения избыточности АРАсП формируется путем перемножения коэффициента сжатия АРА и максимального коэффициента прореживания. Коэффициент сжатия АРА зависит от размера информационной части пакета и разрядности аналого-цифрового преобразования. В приведенном примере коэффициент сжатия АРА равен 3,8125, а коэффициент прореживания равен 16. Если сигнал датчика изменяется слабо и таким образом, что обработка по АРАсП доходит до последнего шага, то вместо 976 накопленных измерений с частотой 200 Гц в пакет выдается 61 измерение с частотой 12,5 Гц. Так как размер информационной части пакета выбран под 16 измерений без сжатия, то коэффициент снижения избыточности при этом равен 976/16 = $= 3.8125 \times 16 = 61.$

Список литературы

1. Орешко В.В. Алгоритмы устранения избыточности информации, передаваемой от бортовых телеметрических систем на Землю // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 2. С. 75–84.

- Орешко В.В. Алгоритм формирования адаптивной структуры данных в информационных пакетах для бортовых радиотелеметрических систем. Сборник трудов VII Всероссийской научнотехнической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий» (2-4 июня 2015 г.). М.: АО «Российские космические системы», 2015. 584 с.
- Хоран С. Введение в телеметрические системы с импульсно-кодовой модуляцией. Перевод Ю.И. Кондратьевой под редакцией С.С. Кукушкина и В.А. Благодырева, 1997 г.
- 4. Победоносцев В.А. Теоретические вопросы измерения количества информации непрерывных сигналов на конечных интервалах // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2014, т. 1, вып. 2. С. 47–58.
- 5. Хромов О.Е., Благодырев В.А. Научно-методические основы системного подхода к построению информационно-измерительного комплекса // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2014, т. 1, вып. 1. С. 68–77.
- 6. ИЮ0.071.076. Структура видеосигнала БИТС2-МА-9МКТМ. 1985г.
- 7. Орешко В.В., Куликов А.И., Романов П.Е. Влияние свойств кабельной сети и датчико-преобразующей аппаратуры на точность измерения аналоговых медленно меняющихся параметров бортовыми радиотелеметрическими системами // Информационно-измерительные и управляющие системы, 2016, т. 14, № 8.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2018, том 5, выпуск 2, с. 53–64

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

УДК 67.02:67.05:004.9:004 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.2.53.64

Методология создания инновационного

научно-технического задела в ракетно-космической отрасли

В. Ю. Клюшников, д. т. н., с. н. с., klyushnikovvy@tsniimash.ru ФГУП «ЦНИИмашиностроения», Москва, Российская Федерация

А.А.Романов, д.т.н., профессор, romanov@spacecorp.ru АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А.Е.Тюлин, *д. э. н., contact@spacecorp.ru*

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассмотрена проблема создания инновационного научно-технического задела (НТЗ) в ракетно-космической отрасли. Предложен общий методологический подход к созданию НТЗ. Сформулированы основные положения методологии создания НТЗ в отрасли с учетом имеющейся инновационной неопределенности и ограничений, обусловленных структурой технологических укладов в экономике, фазой цикла экономической конъюнктуры и общими закономерностями развития технических систем.

Ключевые слова: инновационный научно-технический задел, ракетно-космическая отрасль, инновационная неопределенность, технологический уклад, закономерности развития технических систем

Methodology for the Creation of an Innovative Scientific and Technical Reserve in the Rocket and Space Industry

V. Yu. Klyushnikov, Dr. Sci. (Engineering), Senior Researcher, klyushnikovvy@tsniimash.ru Central Research Institute for Machine Building (FGUP TSNIIMASH), Moscow, Russian Federation

> **A. A. Romanov**, Dr. Sci. (Engineering), Prof., romanov@spacecorp.ru Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

A. E. Tyulin, Dr. Sci. (Econ.), contact@spacecorp.ru Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The paper analyzes the problem of creating an innovative scientific and technical reserve (STR) in the rocket and space industry. A general methodological approach to the creation of STR is proposed. The main provisions of the STR establishment methodology are formulated. At the same time, innovative uncertainty and some limitations are taken into account. Restrictions are due to the structure of technological way of life in the economy, the phase of the cycle of economic conjuncture and the general laws of the development of technical systems.

Keywords: innovative scientific and technical reserve, rocket and space industry, innovative restrictions, technological way of life, general laws of the development of technical systems

Введение

Все выдающиеся достижения научно-технического прогресса, в том числе успехи космонавтики в XX веке, были достигнуты за счет опережающей постановки и решения проблем и задач развития науки и техники. В основе всех инноваций лежит инновационный научно-технический задел (HT3), созданный задолго до начала реализации крупных проектов [1].

Стадия замысла (включающая разработку требований заказчика и концепции космической системы) в реальных затратах не превышает 20% общих затрат на создание изделия. В то же время значимость работ, выполненных на данной стадии, достигает 95% [2]. В этой связи наличие НТЗ имеет решающее значение для успеха проекта.

В теоретическом плане в нашей стране в наибольшей степени разработаны вопросы методологии планирования и управления созданием HT3 для систем вооружений. Однако эти разработки не подходят для изделий РКТ из-за своей специфики [3,4 и др.]. Публикации же, касающиеся аспектов методологии создания HT3 (т.е. технических, а не организационных аспектов), носят слишком частный или же общетеоретический характер, не вполне соответствуют принятой терминологии и не учитывают ряд ограничений, обусловленных структурой технологических укладов в экономике, фазой цикла экономической конъюнктуры и общими закономерностями развития технических систем. Поэтому далее в тексте статьи под методологией будем понимать совокупность технических, методических и организационных аспектов создания НТЗ.

Ни в одной стране мира общий порядок создания НТЗ по разным направлениям до сих пор не регламентирован: различные предприятия и организации делают это каждый по-своему. Проектный принцип организации работ в области создания НТЗ, а тем более программно-целевое планирование, как показывает анализ проблемы, имеют существенные ограничения.

Так, проектный подход ограниченно применим в областях деятельности, где конечный результат, потребные ресурсы и время для его достижения определены недостаточно или совсем не определены. В общем случае создание HT3 — процесс, а не проект (т. е. работа по созданию HT3 должна вестись непрерывно!). Причем процесс творческий, инициируемый инсайтами (озарениями) конкретных ученых и специалистов.

Иногда создание HTЗ может быть проектом, но только в небольшом числе случаев, — тогда, когда речь идет о целенаправленном создании задела для решения определенной задачи. Но тогда это, скорее, не создание HTЗ, а предпроектные исследования, направленные на реализацию конкретного проекта.

Проектный подход «зациклен» на задачах управления процессом проектирования, предполагает жестко заданные процедуры и, вообще говоря, не требует серьезных интеллектуальных усилий. Появляется искушение разрешить сложности, связанные с разработкой принципиально новых проектно-конструкторских решений, или на старой технологической базе, или путем принятия тривиальных решений «по аналогии».

При тотальном внедрении проектного подхода, в сочетании с общим падением уровня образования существует угроза «вымывания» творческого начала именно и в первую очередь на этапе создания НТЗ, замены высококлассных специалистов менеджерами и исполнителями.

Программно-целевое планирование в условиях ускорения технологического развития и углубления инновационных неопределенностей в развитии науки и техники может приводить к сдерживанию создания НТЗ, реализующего действительно инновационные принципы.

Таким образом, проблема создания инновационного научно-технического задела в ракетно-космической отрасли обусловлена тремя основными факторами:

- отсутствием системы создания HTЗ;

 противоречием между принятыми в отрасли проектным или программно-целевым подходами к созданию новой техники и творческим характером самого процесса создания инноваций;

 необходимостью учета при создании НТЗ ограничений, обусловленных структурой технологических укладов в экономике, фазой цикла экономической конъюнктуры и общими закономерностями развития технических систем. Целью данной статьи является обоснование основных направлений методологии создания НТЗ в ракетно-космической отрасли.

1. Структура инновационного научно-технического задела

В соответствии с определением, данным в ГОСТ Р 57194.1-2016 [5], инновационным научно-техническим заделом (в дальнейшем НТЗ) называют перспективную продукцию интеллектуальной деятельности предприятий и организаций в сфере науки и техники, критических и прорывных технологий, освоение и реализация которой в промышленном производстве и изделиях приведет к повышению эффективности функционирования промышленности и поступлению в обращение технических систем, обладающих новыми свойствами и качествами. Инновационный НТЗ включает (рис. 1) научный задел (НЗ), научно-технический задел (НТнЗ) и научно-технологический задел (НТлЗ).

В начальной стадии проекта создания конкретной системы (изделия РКТ) уже **наработанный НТЗ** может быть представлен как взаимосогласованная по интерфейсам сетевая иерархия технических компонентов (элементов) проекта PBS (*Product Breakdown Structure*), которые с помощью технологий создающих (обеспечивающих) систем интегрируются в целевую систему. Каждый из компонентов иерархии PBS в жизненном цикле включает все множество представлений от компьютерных моделей до физической реализации.

Под НТнЗ понимают перспективную продукцию, ориентированную на создание целевой технической системы, которая может быть описана в виде иерархической структуры продукции и представляет собой взаимосогласованную сетевую иерархию технических подсистем и компонентов, интегрированных в целевую техническую систему с помощью технологий обеспечивающих систем. НТнЗ ориентирован на определенную целевую систему, которой может быть и конкретный образец РКТ с полным жизненным циклом, и концептуальная разработка перспективного образца. Результатом создания НТнЗ может быть отчет о НИР, системный проект, патент, ноу-хау и др. научнотехническая продукция, **произведенная в иници**ативном порядке.

НТлЗ — перспективная продукция, ориентированная на создание обеспечивающей системы, которая продвигает перспективную целевую техническую систему по ее жизненному циклу и представляет собой взаимосогласованную сетевую иерархию работ, реализуемых с помощью существующих или перспективных организационных, технических и технологических механизмов. При этом продвижение обеспечивающими системами целевой системы по ее жизненному циклу (ЖЦ) регламентировано ГОСТ Р ИСО/МЭК 15288 [6] и ГОСТ Р ИСО/МЭК 12207 [7]. НТлЗ представляет собой взаимосогласованную по интерфейсам сетевую иерархию работ — WBS (Work Breakdown Structure), — потенциально реализуемых техническими и организационными механизмами создающих (обеспечивающих) систем для продвижения целевой системы по ее жизненному циклу. Зрелость как способность конкретной технологии научнотехнологического задела выполнять работы по продвижению целевых систем определяется уровнями готовности технологий (УГТ) или TRL (Technology Readiness Levels).

Результатом создания НТлЗ может быть научно-техническая продукция того же типа, что и в случае НтНЗ, но с акцентом на технологии, а именно: как реализовать НтНЗ? Какие производственно-технологические возможности, технологии для этого потребуются?

H3, HтH3 и HTл3 в общем случае могут быть взаимно не увязаны. H3, HтH3 и HTл3 можно трактовать как степень зрелости HT3: причинноследственная (продукционная) динамика создания HT3 может быть описана в виде последовательности: общая теоретическая концепция (H3) → техническое решение (HтH3) → средства реализации решения (HTл3).

Наконец, НЗ — это результат фундаментальных научных исследований (новые знания о явлениях, эффектах, законах, закономерностях и т.п.), напрямую не связанный с существующими или перспективными артефактами, техническими средствами и технологиями. Формы представления НЗ как товара — отчеты о НИР, статьи, монографии



Рис. 1. Структура инновационного научно-технического задела

и другие источники информации в унифицированных представлениях, в том числе в архивах электронной документации, ориентированные на машинную обработку. Научный задел ориентирован на фундаментальные исследования и исследования, которые напрямую не предполагают последующих опытно-конструкторских работ (OKP) по созданию конкретного образца ракетно-космической техники.

Таким образом, формирование НТЗ следует рассматривать как сложный системный вид деятельности, создающий научный, технический и технологический базисы отрасли, осуществляемый в основном научно-исследовательскими организациями и конкретными исполнителями совместно с ракетно-космической промышленностью и организациями других отраслей, необходимый для создания (разработки, модернизации) различных типов и образцов РКТ. НТЗ включает результаты теоретических и экспериментальных исследований, а также поисковых разработок.

Структурными составляющими НТЗ являются [8]:

 новые знания, полученные в ходе изучения свойств материальных объектов, процессов и явлений в области космонавтики, включающие результаты теоретических и экспериментальных исследований, — база знаний по направлениям научно-технической деятельности;

 новые технические решения (результаты поисковых разработок), включающие конструкторскую документацию, экспериментальные образцы новых конструкций, элементов и узлов ракетнокосмической техники (в общем случае — целевых систем);

 технологические процессы и специализированное оборудование, необходимые для разработки, производства и испытаний ракетно-космической техники, включая процессы и оборудование для проектирования, получения и обработки материалов, сборки, контроля качества, проведения испытаний. Данная составляющая НТЗ существует в виде соответствующей нормативно-технической документации и образцов оборудования (в общем случае — обеспечивающих систем).

Процесс создания НТЗ можно описать так называемой «спиралью знаний», которая показывает переходы знания из одного вида в другой. Выделяют, в частности, формализованные (осознанные) и неформализованные (неосознанные) знания. Создание НТЗ — это непрерывное взаимодействие неявного и явного знания через различные формы трансформации. Одно из основных условий, приводящее в действие «спираль знаний» (рис. 2), избыточность НТЗ. Именно поэтому ведущие зарубежные страны уделяют созданию задела столь значительное внимание. В США, в частности, ориентация на заблаговременное создание НТЗ привела к тому, что «товаром» стали не только материальные объекты, но и знания [9].

Реализация этого принципа приводит к тому, что количество проводимых предприятием НИОКР заведомо превосходит номенклатуру образцов ракетно-космической техники, которые будут созданы. Поэтому при проведении конкурсов на заключение контракта на создание новой космической техники всегда будет выбор. Если же конкурсы сделать многоэтапными или хотя бы двухэтапными (например, первый этап - конкурс на выполнение аванпроекта/технического предложения, а второй этап по результатам первого — выполнение остальных этапов проектирования изделия), то появляется конкуренция, в основе которой лежит именно HTЗ, заблаговременно созданный каждым из участников конкурса. Предприятия отрасли, создавая НТЗ, уже конкурируют друг с другом, хотя и в неявной форме.

Финансирование создания НТЗ, на наш взгляд, может осуществляться либо за счет предприятия (скорее всего), либо на основе бюджетного финансирования. Размер бюджетного финансирования создания НТЗ может быть увязан с достижениями в этой области, например по результатам года: чем выше объем созданного НТЗ, тем выше финансирование на эти цели в следующем году.



Рис. 2. Спираль создания знания в динамике формирования научно-технического задела

Обязательно необходимо адресное финансовое стимулирование конкретных ученых и специалистов разработчиков HT3.

Текущие результаты непрерывного процесса создания НТЗ в виде конкретных документов могут быть объединены в информационную базу типа депозитария. Семантическая структура такого депозитария представлена на рис. 3.

Смысл термина «депозитарий» состоит в том, что информационная база НТЗ не только хранит документы НТЗ, но и гарантирует авторские права их разработчиков со всеми вытекающими последствиями. В депозитарии НТЗ находятся те самые «кирпичики», которые (при соответствующей «обработке») могут быть положены в основу конкретного проекта.

2. Общие принципы создания инновационного научнотехнического задела

Основной проблемой создания инновационного HTЗ является так называемая инновационная неопределенность, возникающая как мера незнания потенциальных направлений и возможностей технологического развития, в частности с учетом возможных технологических разрывов, нарушающих инерционность развития науки и техники (рис. 4). На рисунке проиллюстрирована одна из общих закономерностей развития технических систем — развития системы по S-образной (логистической) кривой в координатах «результат»-«усилия (затраты)». Рано или поздно затраты на модернизацию (совершенствование) системы станут несоизмеримыми с получаемым результатом (насыщение S-кривой). Дальнейшее развитие становится возможным только после скачкообразного перехода системы на новый принцип действия (при этом говорят, что наступает технологический разрыв). Далее цикл повторяется.

Под технологическим разрывом в развитии технической системы понимают качественный скачок в динамике целевых (прогнозных) характеристик системы, разрыв ее эволюционного развития на основе новых достижений фундаментальной науки или новых проектно-конструкторских решений. Развитие любой технической системы рано или поздно достигает такого уровня, когда, несмотря на предпринимаемые усилия, ее характеристики почти не улучшаются. В качестве примера можно привести жидкостный ракетный двигатель: его техническое совершенство достигло предела, любые проектно-конструкторские решения способны поднять удельный импульс не более чем на 10-15 %, но затраты при этом возрастают геометрически. В подобной ситуации дальнейшее развитие системы возможно только на основе технологического разрыва. Технологический разрыв ликвидирует инновационную неопределенность.



Рис. 3. Семантическая структура депозитария документов инновационного НТЗ



Рис. 4. Иллюстрация понятия технологического разрыва

Особое значение методология непрерывного создания НТЗ приобретает в связи с надвигающейся проблемой сингулярности («Проблемой-2045»)¹, иллюстрируемой «кривой Панова–Снукса» [10]: существует выраженная тенденция приближения границы инновационной неопределенности к длительности этапов НИОКР [11]. В нашем случае проблему сингулярности можно интерпретировать как рассинхронизацию длительности циклов создания инновационного HT3, развития технологий (от TRL = 0 до TRL = 9) и времени жизни изделия PKT. Технологический разрыв будет наступать задолго до завершения жизненного цикла изделия.

В этой связи, во-первых, процесс создания HT3 — разрешения инновационной неопределенности — должен быть непрерывным, а во-вторых, опережающим по отношению к текущей тематике НИОКР. При этом метод отбора критических технологий перестает работать в чистом виде: все технологии попадают в разряд критических.

На первый взгляд, с учетом всего сказанного выше задачу создания НТЗ можно охарактеризовать идиомой «Пойди туда — не знаю куда и принеси то — не знаю что». Тем не менее задача может быть успешно решена, если в основу методологии создания НТЗ положить следующие принципы (рис. 5).

1. В основе определения общих направлений создания НТЗ должны лежать объективно существующие критические системные противоречия в развитии ракетно-космической техники и косми-

¹Технологическая сингулярность — гипотетический момент, по прошествии которого, по мнению сторонников данной концепции, технический прогресс станет настолько быстрым и сложным, что окажется малодоступным пониманию человека. Реальность, видимо, будет не столь устрашающа. Говорить можно об угрозе сингулярности, об асимптотическом приближении к ней. Во всяком случае информационный взрыв будет несколько «размазан» во времени.

ческой деятельности в целом. Как правило, преодоление таких противоречий сопровождается нарушением плавного эволюционного развития технической системы — технологическим разрывом. Однако направлений технологических разрывов может быть несколько. В таких случаях наиболее приемлемым способом преодоления противоречий предлагается считать тот, который в наибольшей степени отвечает ожиданиям социума [12]. Таким образом, может быть снижен уровень инновационной неопределенности.

Следует заметить, что ориентация только на технологическую среду в процессе выявления критических противоречий и выбора путей их разрешения непродуктивна. Необходимо учитывать синхрологический¹ характер потенциальных противоречий во всех средах социума [13].

Таким образом, при определении перспектив и направлений развития РКТ и КД в целом задействуется гуманитарная проблематика работы с социальными средами, что в общих чертах соответствует представлениям о седьмом технологическом укладе² [14, 15].

2. Определение «коридора» создания инновационного НТЗ в пространстве технологических и экономических возможностей [16], определяемых технологическим укладом в экономике и фазой цикла экономической конъюнктуры³.

3. Концептуальное проектирование перспективных изделий РКТ, их составных частей, приборов, систем и агрегатов в соответствии с предварительно выявленными направлениями создания инновационного НТЗ. Концептуальное проектирование, вообще говоря, должно стать начальным эта-

³Имеются в виду фазы экономических циклов различной периодичности: Кондратьева, Кузнеца, Китчина, Жигляра и др. Основным из них считается цикл Кондратьева (волны Кондратьева). пом проекта создания конкретного образца РКТ. Однако в рамках создания НТЗ задачи концептуального проектирования практически не конкретизируются, они должны быть гораздо более избыточными и широкими по сравнению с задачами предпроектных исследований.



Рис. 5. Методологические принципы создания НТЗ

Таким образом, предложенные принципы создания НТЗ соответствуют основным вызовам времени, учитывают прогнозируемые изменения в технологической базе РКТ типа «технологический разрыв» и надвигающуюся проблему сингулярности.

3. Основные положения методологии создания инновационного научно-технического задела в ракетно-космической отрасли

Выявление критических системных противоречий

Выявление критических системных противоречий и формирующих социосистемных запросов на эффекты преодоления данных противоречий в ракетно-космической отрасли — достаточно сложная задача вследствие невозможности ее формального решения. В табл. 1 представлены некоторые

¹Синхрологический — устанавливающий взаимосвязь между явлениями и процессами, протекающими в одно и то же время в разных частях одного государства или в нескольких государствах.

²Седьмой технологический уклад называют социогуманитарным, или когнитивным. Основная его черта — конвергенция нано-, био- и информационных технологий, направленная на превращение человеческого сознания в производительную силу (сознательное управление реальностью — порождение новых реальностей: технологических, культурных, социальных).

Таблица 1. Результаты экспертного выявления критических системных противоречий и формирующих социосистемных запросов на эффекты их преодоления в ракетно-космической отрасли

Nº	Критическое системное противоречие	Возможный социосистемный запрос на эффекты преодоления противоречия
1	Противоречие между биологической приро- дой человека и факторами космического пространства	Стремление к космической экспансии, в пределе включающей промышленное освоение космоса, перенос грязных и опасных производств в космос, освоение минерально-сырьевых ресур-
2	Противоречие между нечетким целеполага- нием космической деятельности и больши- ми ресурсными затратами на исследование и освоение космоса	сов планет и астероидов, эффективное использование энер- гии Солнца, расселение человечества по Солнечной системе. Стремление к сублимации таких человеческих качеств, как пассионарность и агрессивность, в решении задач исследова- ния, освоения и использования космоса
3	Противоречие между востребованностью космической продукции и космических услуг и высокой себестоимостью изделий РКТ	Стремление к доступности всей номенклатуры космических услуг в любое время и в любом месте
4	Противоречие между высокими темпами развития науки и техники и невозмож- ностью модернизировать космические аппа- раты в орбитальном полете	Желание получать космические услуги все более высокого качества

предварительные результаты экспертного выявления критических системных противоречий и формирующих социосистемных запросов на эффекты их преодоления в ракетно-космической отрасли.

Определение «коридора» технологического развития

Возможные направления создания инновационного научно-технического задела в любой области, включая ракетно-космическую отрасль, ограничены существующей и перспективной структурами технологических укладов в экономике, фазой цикла экономической конъюнктуры и общими закономерностями развития технических систем.

В долгосрочной перспективе (10–30 лет) наибольшее влияние на развитие техники, видимо, оказывают циклы Кондратьева [17], непосредственно связанные с инновациями (рис. 6). С начала XXI века, после мирового кризиса 2001– 2002 гг., 5-й технологический уклад и соответствующий ему Кондратьевский цикл вступили в понижательную фазу. Одновременно началась разработка первых поколений технологий 6-го уклада, который станет преобладающим в передовых странах в 2020–2050-е гг. Общая длительность циклов Кондратьева (длинных волн Кондратьева) составляет от 45-60 до 50-70 лет. Проблемы 6-го технологического уклада применительно к космической деятельности рассмотрены в [18, 19].

Исходя из теории больших циклов экономической конъюнктуры можно ожидать, что на понижательной волне Кондратьевского цикла глубина и продолжительность экономических кризисов будут возрастать. Их пик, возможно, придется на начало 2020-х гг., после чего станет преобладающей обратная тенденция.

В целом в ближайшие 25 лет «коридор» технологического развития РКТ, обусловленный текущим экономическим укладом и связанным с ним инновационным циклом, характеризуется в целом благоприятной экономической конъюнктурой.

В качестве ключевых факторов развития РКТ 6-го технологического уклада можно выделить от пяти до двадцати наиболее перспективных прорывных технологий начала XXI века, в том числе:

 компьютерно-управляемые процессы производства и функционирования ракетно-космической техники на всех этапах жизненного цикла;

 – микроминиатюризацию и мультифункционализацию информационно-коммуникационных, сенсорных и исполнительных устройств с высокой степенью точности;



Рис. 6. Динамика смены технологических укладов [19]

 – автономные интеллектуальные модули и космические аппараты (КА), в том числе мультиагентные системы КА;

 альтернативные и комбинированные источники энергии, способы ее высокоэффективной транспортировки, энергосбережение, соблюдение экологических норм;

 – биотехнологические разработки в интересах пилотируемой космонавтики;

 нанотехнологии широкого спектра применения;

 – реализацию бионических принципов (life-технологий) создания космической техники и т. д.

Концептуальное проектирование

Концептуальное проектирование дополняет и конкретизирует общие направления создания НТЗ. Концептуальное проектирование осуществляют отраслевые научно-исследовательские и проектно-конструкторские организации, отдельные ученые и специалисты.

Примеры возможных направлений концептуального проектирования при создании НТЗ в ракетно-космической отрасли представлены в табл. 2. В качестве методов концептуального проектирования в процессе создания НТЗ могут быть использованы:

- эвристические методы,

 методы итераций (последовательного приближения),

– методы декомпозиции,

- методы контрольных вопросов,

- различные технологии мозгового штурма,

методы теории решения изобретательских задач (ТРИЗ),

 методы функционально-стоимостного анализа и др.

Наиболее перспективными методами концептуального проектирования являются методы ТРИЗ, базирующиеся на общих закономерностях развития технических систем [20]. При этом под концепцией понимают описание способа достижения поставленной цели. К концепциям относят физические либо функциональные принципы действия, принципы изменения, принципы устранения противоречий, улучшающие пары взаимосвязанных показателей технической системы, а также наборы оптимальных значений параметров элементов системы.

Nº	Направления концептуального проектирования	Объекты концептуального проектирования
1	Выведение космических объектов на ОИСЗ и отлетные траектории	Новые способы выведения космических объектов на ОИСЗ и отлетные траектории. Конструктивная компоновка средств выведения. Многоразовые средства выведения. Платформы для выведения на орбиты ОИСЗ полезных грузов массой до нескольких тысяч тонн. Мало- и микроразмерные средства выведения для запуска малых (сверхмалых) космиче- ских аппаратов
2	Ракетные двигатели	 Термохимические ракетные двигатели: детонационные жидкостные ракетные двигатели (ЖРД); — ЖРД с центральным телом; – однокомпонентные ЖРД, в том числе на микро- (нано-) капсулированном топливе. Ядерные ракетные двигатели: – импульсные; – гетерогенные газофазные. Термоядерные ракетные двигатели. Электроракетные двигатели: – ионные двигатели; – плазменные двигатели, в том числе со свободным удержанием плазмы. Межсредные двигатели (атмосфера-космос). Ракетные двигатели на новых физических принципах (антигравитация, управление пространственно-временным континуумом и др.)
3	Пилотируемые полеты в космос	Обеспечение безопасности дальних космических полетов и комфортных условий обитае- мости пилотируемых космических кораблей. Спасение экипажа при авариях. Средства посадки на планеты (возвращаемые аппараты). Замкнутые биологические системы жизнеобеспечения. Технологии гибернации (анабиоза) при дальних космических полетах. Технологии аватаров для внекорабельной деятельности и исследования планет
4	Дистанционное зондирование Земли из космоса	Новые способы зондирования Земли из космоса. Сверхкомпактные оптические системы. Распределение целевой функции зондирования Земли в кластере малых (сверхмалых) космических аппаратов
5	Космическая связь, вещание и ретрансляция	Новые способы передачи (ретрансляции) данных через космические каналы связи. Способы приема-передачи слабых сигналов с уровнями, сравнимыми или меньшими уров- ня естественных шумов. Квантовая связь. Связь между космическими аппаратами. Распределение целевой функции связи, передачи данных и ретрансляции в кластере ма- лых (сверхмалых) космических аппаратов
6	Космическая навигация	Методы прецизионной космической навигации для земных потребителей. Методы навигации на высоких околоземных орбитах (<i>H</i> > 2000 км), включая геостацио- нарную. Методы навигации в дальнем космосе: – в пределах Солнечной системы; – вне Солнечной системы. Методы навигации на поверхности планет

Таблица 2. Примеры возможных направлений и объектов концептуального проектирования при создании НТЗ в ракетно-космической отрасли Описание концепции должно быть достаточным для разработки проектно-конструкторского решения.

В настоящее время создаются новые разновидности систем автоматизированного проектирования (САПР), ориентированные на концептуальное проектирование, — САІ-системы¹. В САІ-системах выделяют функции:

управления инновационной деятельностью предприятия;

- разработки концепций (технических идей);

- управление патентами предприятия.

Главная функция САІ-систем — именно проектирование концепций. Метод концептуального проектирования объединяет все известные стратегии изобретательства и охватывает весь цикл разработки концепций. В нем используются сложные формальные алгоритмы и большая база общетехнических и научных знаний [21]. Следует, однако, заметить, что многочисленные разработки САІ-систем (изобретающих программ) так и не смогли существенно повысить производительность творческой деятельности из-за отсутствия формального метода, охватывающего все этапы разработки концепции: от выбора исходной цели до определения областей применения разработанных концепций.

Заключение

Таким образом, к основным положениям предлагаемой методологии создания инновационного научно-технического задела в ракетно-космической отрасли следует отнести:

1. Требования избыточности НТЗ по отношению к номенклатуре образцов ракетно-космической техники, создаваемых (планируемых к созданию) предприятием, а также непрерывности и креативности (творческого подхода) при создании задела. На основе избыточного НТЗ может быть реализован конкурентный отбор предприятий — разработчиков конкретных изделий путем проведения многоэтапных (не менее 2 этапов) конкурсов, в основе которых лежит НТЗ. Предприятия отрасли, создавая НТЗ, уже будут конкурировать друг с другом, хотя и в неявной форме. 2. Создание НТЗ должно базироваться на неформальных эвристических процедурах и CAI-системах, позволяющих:

– определять общие направления создания
 НТЗ с учетом критических системных противоречий и социосистемных запросов на эффекты преодоления данных противоречий;

 выявлять пространства технологических и экономических возможностей, задающих «коридор» создания НТЗ с учетом текущего и прогнозируемого технологических укладов в экономике и фазы цикла экономической конъюнктуры;

 прогнозировать на концептуальном уровне проектный облик и основные характеристики перспективных проектно-конструкторских решений в соответствии с предварительно выявленными направлениями создания НТЗ; в основу процедур концептуального проектирования могут быть положены методы теории решения изобретательских задач (ТРИЗ), базирующиеся на общих закономерностях развития технических систем.

3. Объединение конкретных документов — текущих результатов непрерывного процесса создания HT3 — в информационную базу типа депозитария, включающего в себя новые знания, новые технические решения (результаты поисковых разработок) и новые технологические процессы и специализированное оборудование, необходимые для разработки, производства и испытаний ракетно-космической техники. Информационная база HT3 должна не только хранить документы HT3, но и гарантировать авторские права их разработчиков.

Основные положения разработанной методологии целесообразно отразить в нормативно-методических документах отрасли, обратив особое внимание на творческий, неформальный, системный характер деятельности по созданию НТЗ, инициативу «снизу», на необходимость адресного стимулирования этого процесса, тщательного соблюдения авторского права, а также на требование избыточности НТЗ по отношению к тем НИОКР, которые направлены на создание конкретных образцов РКТ.

Предложенная методология может быть положена в основу новой научно-производственной системы ракетно-космической отрасли, призванной дать импульс ее инновационному развитию.

¹CAI — Computer Aided Invention — поиск инновационных решений с помощью компьютера.

Список литературы

- 1. Романов А.А. Смена парадигмы разработки инновационной продукции: от разрозненных НИОКР к цифровым проектам полного жизненного цикла // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 2. С. 68–84.
- Романов А.А., Шпотя Д.А. Базовый подход к идентификации критических технологий: определение важнейших инженерных характеристик изделия // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, т. 3, вып. 3. С. 63–75.
- Буренок В. М. Технологические и технические основы развития вооружения и военной техники. М.: Граница, 2010. 216 с.
- 4. Буренок В.М., Ивлев А.А., Корчак В.Ю. Программно-целевое планирование и управление созданием научно-технического задела для перспективного и нетрадиционного вооружения. М.: ИД «Граница», 2007. 408 с.
- 5. ГОСТ Р 57194.1-2016 Трансфер технологий. Общие положения. М.: Стандартинформ, 2016. 8 с.
- 6. ГОСТ Р ИСО/МЭК 15288-2005 Информационная технология. Системная инженерия. Процессы жизненного цикла систем. М.: Фатум, 2006. 53 с.
- ГОСТ Р ИСО/МЭК 12207-2010 Информационная технология (ИТ). Системная и программная инженерия. Процессы жизненного цикла программных средств. М.: Стандартинформ, 2011. 99 с.
- 8. *Криворученко В.С.* Терминология создания НТЗ // Актуальные проблемы гуманитарных и естественных наук, 2015, №10-1. С. 114–119.
- Кравченко А. Ю., Смирнов С. С., Реулов Р. В., Хованов Д. Г. Роль научно-технического задела в инновационных процессах создания перспективного вооружения: проблемы и пути решения // Вооружение и экономика, 2012, № 4(20). С. 41–55.
- Панов А.Д. Сингулярная точка истории // Общественные науки и современность, 2005, № 1. С. 122–137.

- Режимы с обострением: эволюция идеи: Сб. статей / Ред. Г. Г. Малинецкий. 2-е изд., испр. и доп. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 312 с.
- Малинецкий Г.Г., Тимофеев Н.С. О методологии прогноза развития аэрокосмического комплекса // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша, 2012. № 72. 16 с. http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2012-72
- 13. *Переслегин С.Б.* Новые карты будущего, или Анти-Рэнд. М.: АСТ, СПб: Terra Fantastica, 2009. 701 с.
- 14. Лепский В. Е. Рефлексивно-активные среды инновационного развития. М.: Когито-Центр, 2011. 255 с.
- Прохоров И.А. Начало 7-го технологического уклада. http://www.energoinform.org/pointofview/ prohorov/7-tech-structure.aspx (Дата обращения 21.07.2017 г.)
- Клюшников В.Ю. Методология комплексного прогнозирования технологического развития ракетнокосмической техники // Космонавтика и ракетостроение, 2017, № 2 (95). С. 13–25.
- 17. *Кондратьев Н.Д.* Большие циклы конъюнктуры и теория предвидения: Избранные труды. М.: Экономика, 2002. 767 с.
- Романов А.А., Тюлин А.Е. Шестой технологический уклад в космическом приборостроении // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 4. С. 64–82.
- Прогноз инновационно-технологического развития России с учетом мировых тенденций на период до 2030 года / Ред. Б. Н. Кузык, Ю. В. Яковец, А. И. Рудской. М.: МИСК, 2008.
- 20. Злотин Б. Л., Зусман А. В. Законы развития и прогнозирование технических систем: методические рекомендации. Кишинев: Картя Молдовеняскэ, 1989. 114 с.
- Глазунов В.Н. Концептуальное проектирование. Теория изобретательства. Учебное пособие. М.: Ленанд, 2018. 512 с.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2018, том 5, выпуск 2, с. 65–72

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

УДК 004.9: 629.78 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.2.65.72

Концепция построения экспертно-диагностического комплекса для анализа информационных систем

В.В.Бетанов, д. т. н., проф., betanov_vv@spacecorp.ru АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

В.К.Ларин, к. т. н., contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В статье рассмотрена концепция построения экспертно-диагностического комплекса (ЭДК) для анализа функционирования информационных систем (ИС). Проанализировано современное состояние вопроса, заключающееся в разработке экспертно-диагностической системы (ЭДС) для анализа и устранения сбоев в работе каждого единичного блока ИС. Это предусматривало разработку соответствующей базы знаний и остальных частей ЭДС, таких как базы данных, рабочая область, решатель. Все это приводило к значительным материальным и техническим затратам, усложняя вопрос эксплуатации соответствующего программного обеспечения. Предлагаемое объединение однопрофильных ЭДС в экспертно-диагностический комплекс с включением мониторинга адресации сбоя с помощью диагностических меток позволит значительно упростить работу пользователя без больших затрат на создание продукта. При этом конструкция ЭДК принципиально отличается от ЭДС наличием нескольких баз знаний и надстройкой в виде интерфейса для удобства работы пользователя. В статье приводится технология построения ЭДК, включающего несколько однопрофильных баз знаний. Рассмотрен пример построения ЭДК.

Ключевые слова: предметная область, концепт, экспертно-диагностический комплекс, диагностические метки

The Concept of Building of an Expert-Diagnostic Complex for the Analysis of Information Systems

V. V. Betanov, Dr. Sci. (Engineering), Prof., betanov_vv@spacecorp.ru Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

V. K. Larin, Cand. Sci. (Engineering), contact@spacecorp.ru Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The article considers the concept of an expert-diagnostic complex (EDC) for analyzing the operation of information systems (IS). A current state of the problem regarding the development of an expert-diagnostic system (EDS) for the analysis and failure recovery in the work of each unit of IS is studied. The study included the development of an appropriate knowledge database and other parts of EDS, such as a database, operation area, and solver. All these led to significant material and technical costs, complicating the issue of the correspondent software performance. The proposed integration of single-profile EDS in EDC including the monitoring of failure addressing using diagnostic labels will greatly simplify the user's work without large expenditures on product creation. The EDC design differs from that of EDS by the presence of several knowledge databases and an add-in in the form of the interface for convenience of the user. The article presents the technology of EDC building including several single-profile knowledge databases. An example of the building of EDC is given.

Keywords: subject area, concept, expert-diagnostic complex, diagnostic labels

Введение

Использование ЭДС для решения неформализованных задач в различных областях народного хозяйства находит в настоящее время широкое применение. Эффективность такого применения зависит от отношения приносимой пользы и затрат на создание, внедрение и эксплуатацию данного инструмента. Следует отметить, что ЭДС применяется для решения проблем в узкой предметной области вследствие определенных ограничений, накладываемых на конструктивные элементы системы. Особенно это относится к центральному органу ЭДС базе знаний, диапазон использования которой зависит от накопленного опыта по данным вопросам и его интерпретации продукционной моделью. Поэтому для полноценного экспертного обслуживания сложных систем необходимо параллельное использование нескольких ЭДС с соответствующим программно-аппаратным обеспечением. Все это снижает эффективность использования ЭДС для сложных систем. Выходом из создавшейся ситуации является эффективное обслуживание сложных систем с применением экспертных оценок, а именно разработка и внедрение экспертно-диагностических комплексов (ЭДК), построенных на базе отдельных элементов однопрофильных ЭДС. Причем принципиально конструкция ЭДК отличается от ЭДС наличием нескольких баз знаний, описывающих ситуацию в выбранной системе, и надстройкой в виде управляющей программы для формирования технологической цепочки активации соответствующих блоков программы.

В данной статье приводится концептуальное описание ЭДК применительно к оценке функционирования ИС. В качестве примера использования ЭДК рассмотрен АКП БНО. Выбор этой системы обусловлен следующими причинами:

 достаточной сложностью составляющих видов обеспечения БНО, что оправдывает целесообразность применения ЭДК;

 наличием разработок ЭДС для анализа проблемных вопросов, возникающих в некоторых концептах БНО;

– БНО — наиболее исследованная (для авторов) аппаратно-программная система с точки зрения проблем функционирования.

В статье используются следующие понятия.

Баллистико-навигационное обеспечение (БНО) — совокупность аппаратно-программных компонентов и технологий для получения баллистической информации, необходимой для управления полетом КА.

БЗ ПРО — база знаний программы предварительной обработки траекторной информации.

Предметная область (ПДОБЛ) — совокупность связанных между собой элементов, с помощью которых достигается выполнение поставленной задачи.

Объект — любой элемент системы.

Свойство объекта — некоторая величина, которая характеризует состояние объекта в любой момент времени.

Концепт (от лат. conceptus — мысль, понятие) — составная часть предметной области.

Информационные параметры — характеристики концепта, отклонение от которых может привести к сбою системы.

Диагностика — выявление сбоев в функционировании объекта посредством сравнения текущих значений его параметров с нормальными значениями.

ЭДС — экспертно-диагностическая система; предназначается для решения проблемных вопросов, возникающих при эксплуатации отдельных частей информационных систем.

ЭДК – экспертно-диагностический комплекс; предназначается для решения проблемных вопросов, возникающих при эксплуатации информационных систем.

ЭДК отличается от ЭДС следующими призна-ками:

- наличием нескольких БЗ;

 наличием программы настройки комплекса для решения профильной задачи;

 наличием блока анализа проблемы и выбора алгоритма решения.

АКП — автоматизированный комплекс программ.

ПМО — программное математическое обеспечение.

ИТНП — измерения траекторных навигационных параметров.

ОМП — определение местоположения.

Предпосылки построения ЭДК

Проектируемая ЭДК должна удовлетворять следующим условиям:

1. Рассматриваемая система должна быть представлена в виде иерархической структуры.

2. Для дальнейшего построения ЭДК система должна быть разделена на функциональные части, соответствующие последнему уровню иерархии.

3. В процессе работы системы необходимо проведение мониторинга с помощью специальных меток, характеризующих работу ее частей, по заполнению которых формируется выходной сигнал, включающий технологический цикл ЭДК.

4. Составляющие части выбранного уровня должны быть описаны в виде предметных областей.

5. Каждая предметная область должна быть представлена в виде совокупности концептов с описанием информационных параметров.

6. В рамках каждой предметной области должна быть сформирована соответствующая база знаний с возможностью подключения в контур ЭДС, элементы которой должны быть предусмотрены в данной структуре.



Рис. 1. Структурная схема ЭДК

Описание блоков структурной схемы ЭДК

Представленная на рис. 1 схема ЭДК состоит из двух частей: 1 — информационной системы как источника информации (включает систему мониторинга, формирующую выходной сигнал в случае сбоя в работе ИС) и 2 — ЭДК как инструмента для обработки этой информации.

ЭДК состоит из следующих компонентов:

– блок анализа ИС. Функцией блока является анализ характеристик выходного сигнала с целью выбора соответствующей БЗ. В блок анализа ИС входят описания ПДОБЛ, характеризующие основные части ИС. С учетом этого в ЭДК сформированы БЗ, соответствующие составу и количеству предметных областей.

Наиболее затруднительным в контексте данного пункта является выбор ПДОБЛ, соответствующих основным частям системы. Для выяснения данного вопроса рассмотрим типовую схему ИС (рис. 2).

Выбор основных частей ИС аналогичен выбору уровня детализации структуры ИС, определяемого автономно функционирующими блоками. В данном случае 3-й уровень состоит из блоков, функционирование которых не зависит от специфики ИС. Для каждого блока 3-го уровня может быть определен набор информационных параметров, характеризующих устойчивость его работы, а соответственно, сформированы продукционные модели для заполнения баз знаний.

В состав ЭДК входят БЗ (1...*N*), содержащие формализованный опыт эксплуатации подобных ИС. На основании выбранной ПДОБЛ определяется БЗ по правилу «индекс ПДОБЛ должен совпадать с индексом БЗ–ПДОБЛ_к–БЗ_к», которая используется в дальнейшем решении задачи по схеме ЭДС-К (рис. 1). Подробное описание блоков ЭДС приводится в [1].

В качестве примера рассмотрим построение ЭДК для АКП БНО.

На рис. 3 представлена схема БНО, на которой АКП располагается на 2-м уровне в виде составной части ПМО.

Для дальнейшего рассмотрения вопроса представим структурную схему АКП (рис. 4).

Уровни 1-й Комплекс Источники Потребитель обработки данных информации 2-й Программно-Средства Технические хранения материальные средства средства данных 3-й Специальное Системное БД ЛВС Архивы ПΚ ПМО ПМО

Рис. 2. Типовая схема ИС



Рис. 3. Схема БНО

Каждый блок АКП представляет собой некоторую обособленную подсистему, не зависящую от специфики входных параметров, и может быть рассмотрен как объект отдельного анализа с использованием ЭДС. Соответственно для каждого блока должна быть разработана своя БЗ.

В частности, в работах [2, 4, 5] приводится описание прототипов ЭДС для анализа и коррекции сбоев, возникающих в процессе функционирования АКП. А именно, «ЭДС поиска и коррекции скачков в безразностных фазовых измерениях» — один из разделов блока ПРО, «база знаний для программного модуля определения местоположения приемника» — раздел КЗ, «ЭДС анализа траекторной измерительной информации» — раздел ПРО.

В нормальном режиме (при отсутствии сбоев) результатом функционирования АКП являются уточненные параметры орбиты, сохраненные в соответствующих таблицах БД и файловых архивах. Кроме того, имеются промежуточные результаты: сформированные сеансы ИТНП (до и после фильтрации), сеансы разностных измерений, результаты и статистика ОМП и т. д.



Рис. 4. Схема АКП

ИО — информационное обеспечение;

ПО — программное обеспечение;

FTP-сервер — web-сайт с измерительной информацией; ФРН — программа формирования рабочих настроек комплекса;

Rinex-файлы — траекторная измерительная информация;

ПРО — программа предварительной обработки

траекторной информации;

ЦБД — центральная база данных;

КЗ — краевая задача (программа определения параметров орбиты);

БД, файловые архивы — хранилища текущей информации;

SP3-файлы — параметры орбиты в общепринятом формате

В случае сбоя работа АКП либо останавливается (вариант А), либо продолжается с неудовлетворительным качеством результатов (вариант В). Для успешного устранения сбоя представляется

целесообразным сначала определить, к какому из составляющих элементов АКП он относится, после чего можно переходить к анализу причин его возникновения и его устранению.

Далее будут рассмотрены принципы построения ЭДК-ПРО для анализа функционирования части АКП-ПРО (вариант А).

Технологический цикл построения ЭДК-ПРО состоит из следующих этапов:

1-й этап. Определение уровня детализации иерархической структуры ИС. В соответствии с анализом структур БНО и АКП (рис. 3, 4) первоначально был установлен 2-й уровень БНО, в пределах которого для дальнейшей работы выбран АКП.

2-й этап. Разделение выбранной системы на функционально независимые части. (рис. 4) до определенного уровня детализации.

3-й этап. Построение предметных областей соответствующих частей.

4-й этап. Определение адреса сбоя (наименование соответствующего блока АКП, в частности ПРО).

Для определения места сбоя введем *диагностические метки*, представляющие собой поименованные ячейки, зафиксированные в конце каждой подпрограммы и имеющие значения 0 или 1. «1» соответствует проведению расчетов данной подпрограммой, «0» — остановка расчетов данной подпрограммы (подпрограмма — функционально законченная часть общей программы, имеющая входные и выходные данные).

5-й этап. Формирование БЗ, соответствующих предметным областям. Технология заполнения БЗ заключается в последовательном выполнении операций: построение ПДОБЛ, определение концептов, установление информационных параметров и их конкретных значений, формирование продукционной модели — БЗ.

6-й этап. Подключение БЗ в технологическую схему ЭДС для анализа и коррекции конкретного сбоя.

В качестве примера рассмотрим поэтапное формирование БЗ для блока ПРО, опуская 1-й и 2-й этапы (рис. 3, 4)

Предметную область ПРО составляют:

траекторная измерительная информация (ТИЗ).

Подпрограммы:

- формирование сеансов измерений;
- обработка и фильтрация сеансов измерений;
- формирование наборов базовых линий;
- формирование разностных измерений;
- фильтрация сеансов разностных измерений;

- ОМП по кодовым измерениям дальности;

- статистическая оценка результатов MO.

Для удобства дальнейшей работы сгруппируем концепты следующим образом.

1-я группа — ТИЗ:

- траекторные измерения;
- формирование сеансов измерений;

обработка и фильтрация сеансов измерений.

2-я группа — разностные ТИЗ (РТИЗ):

- формирование наборов базовых линий;

- формирование разностных измерений;

- фильтрация сеансов разностных измерений.
 3-я группа — ОМП:

- ОМП по кодовым измерениям дальности;

- статистическая оценка результатов MO.

Группа ТИЗ характеризуется следующими информационными параметрами (ИП):

 номинальное количество измерений для формирования сеанса;

– измерения, полученные при зашумленном сигнале;

предельные ошибки координат приемных станций;

критические значения величин «скачков» фазовых циклов;

- пороговые значения фильтрации измерений.

Группа РТИЗ характеризуется следующими информационными параметрами:

- предельные значения базисных линий;

 номинальные настройки формирования разностей;

– номинальные настройки разрядки измерений;

 коэффициент согласования настроек разрядки измерений и формирования разностей.

Так как параметры 3-й группы ОМП не оказывают непосредственного влияния на процесс решения рассматриваемого блока, а являются информацией о качестве общего решения, в данном контексте далее не рассматриваются.

Следующим этапом является создание продукционной модели знаний.

В. В. БЕТАНОВ, В. К. ЛАРИН

Т	аб	ЛІ	ица	a. (Эписание	реакции	F_{\cdot}
_							- 1

Группа ИП	V_i	Реакция F_i
1	V ₁₁	Сеансы, количество измерений которых меньше номинального значения, исключаются из обработки
	V_{12}	Измерения, полученные при $\gamma\leqslant 70$, исключаются из обработки
	V_{13}	Приемные станции, ошибки координат которых превышают предельные значения, в обработке не участвуют
	V_{14}	Фазовые измерения с критическими значениями скачков, из обработки исключаются
	V_{15}	Измерения, не вошедшие в пороговые значения фильтрации, в обработку не входят
2	V_{21}	Базисные линии, длина которых отлична от установленного номинала, из дальнейшего решения исключаются
	V_{22}	Разности фаз, настройки которых отличны от номинала, из обработки исключаются
	V_{23}	При несоответствии текущей разрядке измерений номиналу соответствующий диапазон измерений из обработки исключается
	V_{24}	При значении коэффициента согласования настроек разрядки и формирования разностей менее заданного, измерения данного диапазона исключаются

Продукционная модель (ПМ) — модель, основанная на правилах, позволяет представить знания в виде предложений типа «если (условие), то (действие)». В данном случае основным элементом продукционной модели являются информационные параметры 1-й и 2-й групп.

Для удобства введем обозначения: ИП 1-й группы — V_{1i} , 2-й группы — V_{2i} .

Тогда условия анализа данных продукционной модели можно записать в виде

А. Если
$$V_{\rm T} = V_{1i}$$
, то 0.
В. Если $V_{\rm T} \neq V_{1i}$, то F_{1i} ,

где $V_{\rm T}$ — текущее значение ИП, F_{1i} — реакция на несоответствие текущего и контрольного значения ИП, что означает наличие сбоя, «О» соответствует нормальному решению, реакция F_i отсутствует.

Указанные действия аналогичны и для 2-й группы ИП с учетом изменения индекса «1i» на «2i».

В таблице приведены описания действий (реакций ЭДС — F_i) для условия В.

Следующий этап — формирование БЗ.

Основной частью БЗ являются продукционные правила. Они необходимы для формирования реакций при возникновении нестандартных ситуаций в процессе функционирования АКП. Информационной основой для формирования БЗ ПРО являются условия «А» и «В», а также формулировки реакции F_i , приведенные в таблице. Таким образом, БЗ ПРО содержит две группы продукционных правил: ТИЗ и РТИЗ и может функционировать в составе ЭДК АКП БНО совместно с другими БЗ [2,4,5].

По аналогии с предыдущим описанием могут быть построены БЗ ФРН и БЗ КЗ.

С учетом вышесказанного, а также предыдущих разработок авторов в части построения ЭДС [2,4,5] приведем общую схему ЭДК программного обеспечения АКП БНО (рис. 5).

Условные обозначения на рис. 5:

ПО АКП — программное обеспечение АКП;

ФРН, ПРО, КЗ, SP3 — составные части АКП (см. рис. 4);

Анализ работы программ — блок фиксации и определения адреса «сбоя» работы АКП по значениям диагностических меток;

Сочетание ДМ «1,1» соответствует нормальному выполнению текущей подпрограммы;

Сочетание ДМ «1,0» соответствует сбою решения в текущей подпрограмме.

Следует заметить, что перед запуском программы на решение все диагностические метки заполня-


Рис. 5. Общая схема ЭДК ПРО

ются значением «1,0». При нормальном выполнении текущей подпрограммы «0» заменяется на «1».

Выбор БЗ — выбор БЗ осуществляется по адресу «сбоя», определенного с помощью идентификатора условных наименований ДМ и названий подпрограмм, таблица которого находится в теле данного блока.

Архив БЗ:

БЗ ПРО — база знаний предварительной обработки (описание приводится в данной статье);

БЗ КЗ — база знаний краевой задачи (не разработана);

БЗ «скачки» — база знаний определения и корректировки скачков фазовых измерений (разработана, приведена в [4]);

БЗ ТИЗ — база знаний анализа траекторных измерений (разработана, приведена в [5]);

БЗ ОМП — база знаний определения местоположения (разработана, приведена в [2]).

Выбранная БЗ — выбранная из архива БЗ, соответствующая идентификатору ДМ. Стандартные блоки ЭДС:

БД, рабочая область, решатель, описание которых приводится в [1].

Заключение

На основании материалов, приведенных в данной статье, можно сделать следующие выводы.

1. Разработана концепция технологии построения экспертно-диагностических комплексов анализа работы ИС, позволяющая создавать экспертные системы для нескольких предметных областей значительно расширяющие возможности анализа систем по сравнению с ЭДС.

2. Замена нескольких ЭДС комплексом позволит значительно ускорить решение проблемных вопросов эксплуатации ИС, а также сократить время и ресурсы на разработку соответствующего программного обеспечения.

3. Предлагаемая процедура поиска и адресации «сбоев» с помощью диагностических меток

позволяет оперативно определять аварийную подпрограмму и сформировать реакцию на блокирование создавшейся ситуации.

4. Рассмотренная технология построения БЗ для блока АКП «предварительная обработка» может использоваться для формирования БЗ других блоков АКП, значительно сокращая время на разработку систем анализа всего комплекса.

5. Разработка и внедрение ЭДК на основе БЗ существующих ЭДС позволит более эффективно решать проблемы, возникающие в процессе работы ИС.

Список литературы

1. Гаврилова Т.А., Хорошевский В.Ф. Базы знаний интеллектуальных систем. Учебник для вузов. СПб.: Питер, 2000.

- 2. Бетанов В.В., Ларин В.К., Позяева З.А. База знаний для программного модуля определения местоположения приемника // Сб. статей ИТМиВТ им. С.А. Лебедева РАН, 2015. 125–135.
- Бетанов В.В., Ларин В.К., Позяева З.А. К вопросу анализа причин возникновения сбоев в АКП // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2014, т. 1, вып. 1. С. 55–60.
- Бетанов В.В., Ларин В.К., Позяева З.А. Прототип экспертно-диагностической системы поиска и коррекции скачков безразностных фазовых измерениях // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2014, т. 1, вып. 3. С. 73–81.
- 5. *Ларин В.К.* Построение прототипа экспертно-диагностической системы анализа траекторной измерительной информации КА // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 1. С. 53–60.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2018, том 5, выпуск 2, с. 73–83

___ СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ, _____ Обработка информации и системы телеметрии

УДК 621.314.5 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.2.73.83

Перспективная методика управления полетом космических аппаратов одной орбитальной группировки с применением межспутниковых радиолиний

И.Н.Пантелеймонов, panteleymonov_in@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Работа посвящена проблеме повышения оперативности системы управления полетом космического аппарата в составе орбитальной группировки. Предлагается применение современных способов передачи с использованием стека протоколов TCP/IP и применение современных способов удаленного управления. Концепция создания орбитальных группировок, КА которых связаны межспутниковыми радиолиниями, позволит управлять всей орбитальной группировкой в режиме квазиреального времени. Таким образом, орбитальная группировка будет представлять собой цифровую сеть передачи данных, каждый КА которой будет выступать в роли спутника-ретранслятора для передачи информации управления на любые КА, а также в роли объекта управления. Дано обоснование применения указанных выше технологий, а также отражены графовые и сетевые схемы организации связи при управлении полетом КА.

Ключевые слова: связь, космический аппарат, орбитальная группировка системы управления полетом, радиолиния, командноизмерительная станция, бортовая аппаратура, антенная система

Advanced Technique of Spacecraft Flight Control of One Orbital Constellation Using Intersatellite Radio Links

I. N. Panteleymonov, panteleymonov_in@spacecorp.ru Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The paper is devoted to the problem of boosting the effectiveness of a flight control system of spacecraft in the orbital constellation. The paper offers to apply modern transferring methods using the protocol stack TCP/IP and to employ up-to-date avenues of remote control. The concept of creating orbital constellations with spacecraft related to intersatellite radio links will allow one to control the entire orbital constellation in quasi-real time. Thus, an orbital constellation will be a digital network of data transfer where each spacecraft will be as a relay satellite to transfer control data to any spacecraft as well as will serve as an object to be controlled. The article gives a justification to use the above-mentioned technologies and graph and network schemes for linkage to control a spacecraft flight.

Keywords: communication, spacecraft, orbital constellation, flight control system, radio link, command and measurement station, onboard equipment, antenna system

Введение

Одним из основных требований к системе управления полетом космического аппарата (КА) является оперативность. Традиционные в нашей стране системы управления полетом КА позволяют передавать на борт или принимать с борта информацию управления, только когда КА находится в зоне радиовидимости (ЗРВ) одного из наземных командно-измерительных комплексов (КИК) и поэтому большую часть полетного времени связь с КА отсутствует. Одним из вариантов решения этой проблемы является организация двухъярусной схемы управления и связи с применением трехчетырех геостационарных спутников-ретрансляторов (ГСР) [1-5]. При наличии межспутниковой радиолинии (МРЛ) между ГСР можно обеспечить круглосуточную линию связи одного КИК с любым КА (с одним, нескольким или всеми сразу КА). Данное направление развития систем управления полетом КА является современным и перспективным, однако ему присущ такой недостаток, как большие задержки передачи информации, обусловленные большими высотами орбит ГСР (около 36000 км) и, как следствие, большими расстояниями между орбитальными точками.

Орбитальный сегмент схемы организации связи с КА через четыре ГСР изображен на рис. 1.

Обобщенная схема организации связи с КА через три ГСР изображена на рис. 2.

1. Топологическая модель системы связи и управления полетом орбитальной группировки по межспутниковым радиолиниям

1.1. Схема организации связи и сетевая архитектура

Орбитальное построение одной орбитальной группировки (ОГ) часто представляет собой определенное количество КА, размещенных в нескольких орбитальных плоскостях (ОП). Примером такого построения могут служить ОГ дистанционного зондирования земли (ДЗЗ), системы спутниковой связи (ССС) на среднеорбитальных (СОСР) или низкоорбитальных спутниках-ретрансляторах (HOCP), навигационные спутниковые системы.

Соседние КА одной ОГ предлагается связать МРЛ таким образом, что каждый КА будет иметь связь с четырьмя соседними КА, находящимися как в одной ОП, так и в соседних ОП. Тем самым ОГ будет представлять собой полносвязанную спутниковую сеть передачи данных, где каждый КА представляет собой спутниковый маршрутизатор, имеющий следующие порты ввода-вывода информации:

 – 1 порт в глобальной сети — для связи с командно-измерительной станцией (КИС) — радиолиния (РЛ) Земля-борт;

 4 порта в глобальной сети — для ретрансляции информации соседним КА по МРЛ;

 – 1 порт в локальной сети — для передачи информации управления на собственную бортовую аппаратуру (БА) КА.

Такая архитектура сети применяется в СПерСС Iridium и обладает следующими преимуществами:

 позволяет создать гибкую сеть, в которой с помощью адаптивных протоколов маршрутизации можно строить любые маршруты передачи данных:

a) с минимальной длиной пути для трафика реального времени;

б) с оптимальной пропускной способностью с учетом загрузки бортового ретрансляционного комплекса (БРК) — для широкополосного трафика;

в) маршруты в обход неисправных КА или КА, находящихся в особых зонах (например, в зонах неосвещенной части орбиты или зонах стихийных или боевых действий);

2) обладает высокой живучестью и адаптивностью;

3) позволяет с одной командно-измерительной станции (КИС) иметь доступ в режиме реального времени к любому КА группировки.

Схема организации связи при управлении полетом ОГ ССС на НОСР, состоящую из шести ОП по двенадцать КА в каждой ОП, изображена на рис. 3.

Сетевая архитектура сети управления полетом ОГ изображена на рис. 4.

1.2. Межспутниковая радиолиния

Для связи в МРЛ наиболее целесообразно применять диапазоны К, Ка, V или Q, а в перспективе



Рис. 1. Орбитальный сегмент схемы организации связи с КА через четыре ГСР

перейти на передачу данных в оптическом диапазоне излучения.

Применение диапазонов К, Ка, V или Q позволит [10]:

- уменьшить габариты антенно-фидерных устройств (АФУ) и СВЧ-оборудования;

 уменьшить энергетические затраты на электропитание систем наведения АФУ и СВЧ-оборудования;

 увеличить полосу пропускания и скорость передачи информации (от 300 Мбит/с до 1 Гбит/с);

 снять ограничения по энергетике радиолинии, имеющиеся в более низких диапазонах частот из-за большой загруженности.

Таким образом, для связи в межспутниковой радиолинии в диапазонах К, Ка, V или Q наи-

более целесообразно применять 4 остронаправленные зеркальные антенные системы (AC) небольшого диаметра (до 0,3-1 м) [10], расположенные по осям симметрии КА X и Z.

Применение оптического диапазона излучения позволит:

 уменьшить в перспективе в 4 раза габариты АС и СВЧ-оборудования;

 уменьшить энергетические затраты на электропитание систем наведения АС и СВЧ-оборудования;

 – значительно увеличить полосу пропускания и скорость передачи информации (до 10 ГГбит/с);

– снять ограничения по энергетике радиолинии, имеющиеся в радиодиапазонах частот.



Рис. 2. Обобщенная схема организации связи с КА через ГСР

Оптические системы связи в МРЛ первое время можно использовать параллельно с системами связи, работающими в радиодиапазонах.

Лазерные приемные и передающие AC должны быть расположены по осям *X* и *Z* KA.

1.3. Радиолиния Земля-борт

Для связи в РЛ Земля-борт наиболее целесообразно применять диапазоны Ка, V или Q, а в перспективе можно будет дублировать радиоканал передачей данных в оптическом диапазоне радиоволн. Так как каждый КА имеет значительную зону радиопокрытия (ЗРП), редко бывает, чтобы везде в ЗРП были плохие погодные условия, влияющие на светопроницаемость атмосферы, то потоки данных в оптическом диапазоне будут передаваться на КИС, расположенные в хороших условиях светопроницаемости атмосферы. И даже если окажется, что во всей ЗРП связь в оптическом диапазоне невозможна, то можно связываться с КИС, расположенными в других ЗРП, используя МРЛ.

Таким образом, для связи в РЛ Земля-борт в диапазонах Ка, V или Q также наиболее целесообразно применять 1 остронаправленную зеркальную антенные системы (AC) небольшого диаметра (до 0,3–1 м). Зеркальные AC, лазерные приемные и передающие AC также должны быть расположены по оси минус Y КА и ориентированы на Землю.

1.4. Топологическая схема организации связи

Для детального рассмотрения схемы организации связи КИС–КА изобразим топологическую модель этой схемы в виде графа. Схема организации межспутниковых каналов связи в виде графа



Рис. 3. Схема организации связи при управлении полетом ОГ ССС на НОСР. МСС — центр управления полетом (ЦУП);

СЅ 1-СЅ 2 — КИС № 1-КИС № 3;

А1-А6 — низкоорбитальные КА ОП № 1, имеющей условное обозначение А;

В1-В6 — низкоорбитальные КА ОП №2, имеющей условное обозначение В;

С1-С6 — низкоорбитальные КА ОП № 1, имеющей условное обозначение С;

- D1-D6 низкоорбитальные КА ОП № 1, имеющей условное обозначение D;
- Е1-Е6 низкоорбитальные КА ОП № 1, имеющей условное обозначение Е;

F1-F6 — низкоорбитальные КА ОП № 1, имеющей условное обозначение F

изображена на рис. 5. На рис. 4 видно, что при наличии межспутниковых связей в канале связи КА–КА граф приобретает вид полносвязанного. Характеристика полносвязанности свидетельствует о том, что от исходной вершины КИС-1 до конечной вершины КА-N существует несколько маршрутов. Это повышает гибкость и отказоустойчивость системы связи, а применение протоколов динамической маршрутизации позволит решать задачи прокладки маршрутов и установления соединения в автоматическом режиме [7–9].

Логическая топология схемы связи КА-КА — «каждый с каждым соседним», а логическая топология схемы связи КА-КИС — «точка-точка».

Данное утверждение вытекает из логики установления связи с КА, которая будет рассмотрена ниже.

Топологическая схема организации связи ЦУП с КА ОГ ССС на НОСР по МРЛ в виде графа изображена на рис. 5.

1.5. Способ ІР-адресации КА и КИС

Для адресации в сети ОГ применяется протокол IP v.6.

Первые 48 бит IP-адреса (числа в первом, втором и третьем октете) являются адресом сети ОГ и присваиваются международным комитетом всей ОГ.

И. Н. ПАНТЕЛЕЙМОНОВ

1				2			3			4			5			6			7			8									
1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
	•			С	Сетн	s C	ЭГ					1	За зер ров	ре- ви- ано	-	КА Ч Т КА	трафика то	∫ K	ſ≙	вид РЛ	радио/оптич.	Pa Je Ve	циол	№ комплекта	диапазон ы	поллиапазон	поддиацазоп	33063605110053110	Japoschenpueanu	Ne oforwing RA	ערע געאשמטאַעעטטט פֿען

Таблица 1. Структура IP-адреса КА



Рис. 4. Сетевая архитектура сети управления полетом ОГ

Последние 48 бит IP-адреса (четвертый квартет) являются адресом узла.

Средние 32 бит IP-адреса являются адресом подсети и зарезервированы для решения специальных задач.

Структура IP-адреса КА и КИС для наглядности представлена в табл. 1.

Первое число в пятом октете обозначает приоритет КА, второе число в пятом октете — приоритет трафика.

Третье и четвертое числа в пятом квартете символизируют номер КА, в котором буква обозначает орбитальную плоскость, а число обозначает номер КА в орбитальной плоскости, например: А2.

Для КИС в этом поле указывается номер КИС.

В шестом и седьмом октетах прописаны идентификаторы РЛ.

Первое число в шестом квартете символизирует вид РЛ и принимает следующие значения:

- 1 для РЛ Земля-борт;
- 2 для межспутниковой РЛ (МРЛ).

Второе число в шестом квартете символизирует диапазоны, которые могут быть радиочастотными или оптическими:

- число 1 символизирует оптический диапазон,

- число 2 символизирует радиодиапазон.

Третье число в шестом квартете означает номер AC, четвертое число в шестом квартете — вид приемо-передающего оборудования:

- число 1 приемник,
- число 2 передатчик.

Первое число в седьмом квартете символизирует номер комплекта приемо-передающего оборудования, второе число в седьмом квартете — диапазон частот, а третье и четвертое — поддиапазон.

Первое и второе числа восьмого октета означают тип оборудования КА:

- число 1 служебное,
- число 2 специальное.

Третье и четвертое числа восьмого октета — номер оборудования КА.



Рис. 5. Схема организации связи ЦУП с КА ОГ ССС на НОСР по МРЛ в виде графа

2. Алгоритмы работы системы управления полетом КА ОГ

2.1. Применение МРЛ для управления полетом КА в режиме реального времени

Соединенные посредством МРЛ КА ОГ представляют собой глобальную спутниковую сеть передачи данных. КИС, устанавливая связь с одним из КА ОГ, находящимся в ее ЗРВ, имеет доступ к любому КА ОГ. Переходя с одного КА на другой, можно обеспечить круглосуточную связь с любыми КА, применяя одну или несколько КИС.

Для представления, обработки и передачи информации в бортовой аппаратуре (БА) КА, наземных сетях проводной и спутниковой связи перспективным направлением является использование стека протоколов TCP/IP, широко применяемого в современных системах локальных и распределенных сетях связи [1,2].

Основным режимом управления полетом является удаленный доступ к центральной управляющей машине (ЦУМ) БА КА посредством установления VPN-туннелей между локальной вычислительной сетью (ЛВС) ЦУП и ЛВС КА через проводные и межспутниковые каналы связи [7-9]. Таким образом, специалисты ЦУП со своих компьютеров имеют удаленный доступ на серверы (контролеры) управления систем КА и могут оперативно управлять системами БА КА, используя специальное программное обеспечение. Удобный оконный интерфейс с отображением в виде рисунков, графиков и таблиц упростит систему управления, улучшит ее наглядность, эргономичность и управляемость, уменьшит время принятия решений [1, 2]. Применение стека протоколов TCP/IP позволяет передавать в одной РЛ трафик канала управления полетом и трафик информационного канала специальной аппаратуры КА. Для этих целей ЛВС КА можно разделить на два VLAN (Virtual Local Area Network): VLAN служебной аппаратуры КА и VLAN специальной аппаратуры КА, при этом для VLAN служебной аппаратуры КА необходимо назначить высший приоритет [7-9]. Передача общего трафика КА через единую РЛ позволяет унифицировать наземные станции приема информации (шлюзовые станции) и КИС.

Применение стека протоколов TCP/IP позволяет использовать известные протоколы удаленного доступа для управления работой БА КА:

1) в текстовом режиме работы — tenet, SSH;

2) в графическом режиме работы:

а) доступ к WEB-интерфейсу — с применением протоколов HTTP;

б) доступ к рабочему столу — с применением системы VNC (Virtual Network Computing), построенной на основе протокола RFB (Remote Frame Buffer), с применением протокола RDP (Remote Desktop Protocol), например программное обеспечение Remmina Remote Desktop Client;

в) удаленное управление — с применением протоколов управления в компьютерных сетях, таких как SNMP (Simple Network Manager Protocol);

г) удаленное управление — с применением протоколов управления SCADA (Supervisory Control And Data Acquisition — диспетчерское управление и сбор данных), применяющихся для управления работой особо критических наземных объектов.

При работе с применением протоколов удаленного доступа компьютер сотрудника ЦУП выполняет функции клиента, а ЦУМ или другое оборудование БА КА, имеющее контроллеры или серверы управления, выполняет функцию сервера.

Требования к скорости передачи информации управления в канале связи отображены в табл. 2.

Исходя из данных табл. 2 при реально возможной скорости передачи информации в каналах связи Земля-борт и по МРЛ на остронаправленные АС от 300 Мбит/с можно обеспечить управление всей ОГ через один или несколько КИС.

Логическая схема доступа оператора ЦУП к системе управления БА изображена на рис. 6.

Сетевая архитектура БА КА показана на рис. 7.

2.2. Применение традиционных технологий управления полетом КА при возникновении нештатных ситуаций

Основной проблемой управления полетом по МРЛ является точность поддержания ориентации КА в полете и точность наведения остронаправленных антенных систем (АС). При выходе

Режим работы	Протокол доступа	
Текстовый	Удаленное управление — с применением протокола Telnet	От 9,6 кбит/с
	Доступ к WEB-интерфейсу	От 64 кбит/с
Графический	Получение ТМИ, отображение и выдача команд управления — с применением протоколов управления SNMP	От 64 кбит/с
1 1	Доступ к рабочему столу — с применением системы VNC, с применением протокола RDP	От 128-256 кбит/с
	Получение ТМИ, отображение и выдача команд управления — с применением системы SCADA	От 9,6 кбит/с

Таблица 2. Требования к скорости передачи информации управления в канале связи



Рис. 6. Логическая схема доступа оператора ЦУП к системе управления БА

из строя одного и нескольких КА ОГ их можно обойти за счет применения протоколов динамической маршрутизации [7–9], но при этом возникает проблема доступа к потерявшему ориентацию КА. Для этих целей на борту предусматривается наличие не менее двух малонаправленных АС, расположенных по осям симметрии КА +Y и -Y и обеспечивающих низкоскоростной канал аварийной связи с КИС.

В нештатных ситуациях, например при потере ориентации КА, а также на этапе выведения и штатного спуска с орбиты, КИС может осуществлять связь с КА на малонаправленные АС КА по МРЛ или по РЛ Земля-борт. При этом скорость передачи в канале связи будет низкой (от 4,8 до 12 кбит/с) и поэтому необходимо переходить в режим традиционной системы управления полетом КА, т. е. выдачи команд управления на БА

81



Рис. 7. Сетевая архитектура БА КА

и получения от БА квитанций и телеметрической информации. Тем самым режим традиционной системы управления полетом КА будет являться резервным режимом работы для нештатных ситуаций и позволит повысить отказоустойчивость системы управления полетом.

Заключение

Данный алгоритм управления обладает следующими преимуществами:

- гибкость и оперативность управления,

 высокая надежность работы системы управления,

 высокая степень эргономичности и современный подход к решению задачи управления.

Применение стандартных для компьютерных сетей протоколов передачи информации (TCP/IP) позволит применить стандартное сетевое оборудование (в специальном исполнении) и типовое программное обеспечение как для построения БА КА, так и для построения НКУ, что значительно упростит систему управления, схему построения и стоимость производства.

Отмеченные в настоящем докладе алгоритмы управления полетом и архитектурные решения построения НКУ и БКУ позволяют создать универсальную и надежную, динамичную и эффективную систему связи и управления в полете с КА в составе одной ОГ.

Список литературы

- 1. Пантелеймонов И. Н. Перспективные алгоритмы управления полетом космического аппарата // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2014, т. 1, вып. 4. С. 57–68.
- 2. Пантелеймонов И.Н., Корниенко В.И. Архитектурные решения построения бортовой аппаратуры космического аппарата и перспективная методика управления полетом космического аппарата с применением сетевых технологий. Ракетнокосмическое приборостроение и информационные

технологии. 2015. Сборник трудов VII Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий» (2–4 июня 2015 г.) / Под ред. д.т.н., проф. А.А. Романова. М.: АО «РКС», 2015. 584 с.

- 3. Булгаков Н.Н., Алыбин В.Г., Кривошеин А.А. Особенности построения бортовой аппаратуры командно-измерительной системы космического аппарата для управления им как в зоне его радиовидимости с наземной станции, так и вне ее. 24-я Международная крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии», 7–13 сентября 2014 г. Севастополь: Вебер, 2014, т. 1, с. 6–9.
- 4. Булгаков Н.Н., Алыбин В.Г., Кривошеин А.А. Особенности построения двухконтурной бортовой аппаратуры командно-измерительной системы для управления космическим аппаратом на этапе его вывода на ГСО // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2014, т. 1, вып. 2. С. 74–80.
- Лиманская Т.В., Сергеев А.С. Однопунктное управление группировкой малоразмерных космических аппаратов // Успехи современной радиоэлектроники, 2013, вып. 1. С. 78–82.
- 6. Гущин В.Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.
- 7. Уэнделл О. Официальное руководство по подготовке к сертифицированным экзаменам CCNA ICND1. 2-е изд. / Пер. с англ. М.: ИД «Вильямс», 2009. 672 с.
- Уэнделл О. Официальное руководство по подготовке к сертифицированным экзаменам CCNA ICND2.
 2-е изд. / Пер. с англ. М.: ИД «Вильямс», 2009.
 736 с.
- 9. Олифер В.Г., Олифер Н.А. Компьютерные сети. Принципы, технологии, протоколы: Учебник для вузов. 3-е изд. СПб.: Питер, 2006. 958 с.
- Султанов А.С., Пантелеймонов И.Н., Корниенко В.И. Оценка перспектив применения К/Ка-диапазона в отечественных системах спутниковой связи // Новый университет, сер. «Технические науки», 2014, вып. 1. С. 10–20.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2018, том 5, выпуск 2, с. 84–88

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

УДК 004.5/004.8/004.94 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.2.84.88

Управление реконфигурацией НАКУ КА на базе нейросетевых технологий и элементов искусственного интеллекта

Д.А.Шевцов, acnupaнm, shevtsoff@inbox.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. В статье рассмотрены проблемные вопросы управления направленной реконфигурации наземного автоматизированного комплекса управления (НАКУ) космическими аппаратами (КА).

Проведен анализ основных тенденций развития НАКУ КА и показано, что основными свойствами, влияющими на управление реконфигурацией, являются его управляемость и наблюдаемость. Предложено решение по повышению уровня наблюдаемости и управляемости на базе нейросетевых технологий. Обоснована необходимость создания нейросетевого комплекса управления реконфигурацией НАКУ КА, состоящего из входного, выходного и нейросетевого слоев, в котором реализованы четыре нейронные подсети, образующие в свою очередь два контура — управляемости и наблюдаемости.

Главное преимущество интеграция нейросетевых технологий и элементов искусственного интеллекта в НАКУ КА состоит в применении самообучающихся алгоритмов управления конфигурацией НАКУ КА и возможность создания единого информационного пространства динамических контуров управления КА и проведения измерений.

Ключевые слова: наземный автоматизированный комплекс управления, космический аппарат, нейросетевой алгоритм, искусственный интеллект, наблюдаемость, управляемость

Reconfiguration Control of the Ground Automatic Control Complex of Spacecraft Based on Neural Network Technologies and AI Elements

D. A. Shevtsov, postgraduate student, shevtsoff@inbox.ru Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The article considers the problematic issues of control of direct reconfiguration of the ground automatic control complex of spacecraft.

It is shown that main properties affecting control of the reconfiguration are controllability and observability. The proposed solution to increase the controllability and observability on base of neural network technologies are given. The necessity of creating a neural network complex to control the reconfiguration of the ground automatic control complex of spacecraft comprising an input, output, and neural network layer with four neural subnetworks having two circuits: controllability and observability is proposed.

The major advantage of this approach is using the application of self-trained algorithms of the control configuration of the ground automatic control complex of spacecraft and a possibility to create a uniform information field of dynamic contours of the control of spacecraft and carrying out the measurements.

Keywords: ground automatic control complex, spacecraft, neural algorithm, artificial intelligence, controllability, observability

Введение

НАКУ КА состоит из рассредоточенных по территории страны 14 отдельных командно-измерительных комплексов (ОКИК) и отдельных измерительных пунктов (ОИП), оснащенных командноизмерительными и телеметрическими средствами, аппаратурой связи и передачи данных, органами управления наземными средствами. Из состава средств НАКУ КА формируются наземный комплекс управления (НКУ) КА, комплекс средств измерений, сбора и обработки (КСИСО) и наземный измерительный комплекс (НИК) для разгонных блоков. То есть НАКУ КА является интегрированной структурой, призванной обеспечить формирование единого информационно-коммуникационного пространства, на котором реализуются процессы управления КА и проведения телеизмерений пусков изделий ракетно-космический техники (РКТ).

Планирование применения средств НАКУ КА, а также обеспечение технологического цикла (ТЦ) управления КА и проведения телеизмерений пусков изделий РКТ осуществляет Главный испытательный космический центр МО РФ им. Г.С. Титова (ГИКЦ).

Управление КА осуществляется в соответствии с технологическими циклами управления (ТЦУ) КА, определяющими последовательность, порядок и временные интервалы выполнения операций управления КА. Следовательно, НАКУ КА должен иметь архитектуру, позволяющую формировать НКУ КА различных типов, и обеспечить реализацию их ТЦУ. В свою очередь, ТЦУ в значительной степени определяется возможностями ЦУП установить взаимодействие с техническими объектами, входящими в НКУ КА. Повышение такой возможности является одной из целей развития НАКУ КА.

На данный момент под управлением НАКУ КА находится около несколько десятков КА и тенденция увеличения ОГ примерно на 3–4 КА в год [1].

Информационное обеспечение запусков изделий РКТ (ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ)) заключается в приеме телеметрической информации (ТМИ) антенными системами (АС), ее регистрации на приемно-регистрирующих комплексах (ПРК), предварительной обработке ТМИ и передаче в центры обработки информации и анализа, по закрытым и открытым каналам связи. Взаимодействие технических объектов, входящих в состав КСИСО и НИК, а также возможность управления их задействованием являются определяющей задачей развития наземных средств телеизмерений.

На сегодняшний день НАКУ КА обеспечивает измерения порядка 20 пусков различных типов РКТ.

Управление направленной реконфигурацией НАКУ КА

Отметим, что функционирование НАКУ КА определяют ряд важных факторов:

1) Возрастающая роль орбитальных группировок (ОГ) КА в военных конфликтах. Войны конца XX-начала XXI вв. (в Афганистане, Ираке, Сирии) показали важность и практическую пользу для сторон конфликта использования ОГ для космической разведки и связи, раннего предупреждения о ракетном нападении, а также метеорологического и навигационного обеспечения.

В связи с этим становится вероятным целенаправленное воздействие средств воздушного нападения противника на объекты НАКУ КА с целью снижения эффективности обеспечения из космоса действий группировок войск Российской Федерации [2].

2) Постоянное увеличение количества ОГ и КА в ОГ.

3) Тенденции унификации наземных средств управления и проведения измерений, а также расширения числа средств коллективного пользования.

4) Совершенствование бортовой аппаратуры КА и РКН.

Как следствие, отмечается возрастание роли процессов управления и координации средствами НАКУ КА. Актуальным становится рассмотрение процесса функционирования НАКУ КА как процесса динамического формирования работоспособной конфигурации средств управления КА (НКУ) и средств измерений (КСИСО и НИК) путем проведения планомерной направленной реконфигурации. Для каждой конфигурации НКУ, КСИСО и НИК обеспечивается свой набор центров управления

полетами (ЦУП), командно-измерительных систем (КИС), линий передачи данных (спутниковая, радиорелейная, наземная оптоволоконная и т.п.) и средств телеметрического обеспечения.

При загрузке НАКУ КА порядка 1000 сеансов связи в сутки с изделиями ракетно-космической техники в повседневной деятельности в особых периодах обстановки, в угрожаемый период и во время непосредственного ведения боевых действий требование к времени проведения реконфигурации НАКУ КА (НКУ, КСИСО и НИК) возрастает и достигнет 5–10 мин. В связи с этим требуется существенное повышение уровня наблюдаемости и управляемости НАКУ КА.

НАКУ КА приобретет свойство интегрированной многофункциональной наземно-космической структуры с единым информационным пространством и на этом этапе целесообразно отойти от понятия «статический контур управления и измерений» и ввести понятие «динамический контур управления и проведения измерений» [3], а процесс функционирования НАКУ КА будет заключаться в формировании близко к реальному масштабу времени таких динамических контуров.

Управляемость и наблюдаемость средств НАКУ КА станет определяющим свойством, что потребует расширения возможностей управления реконфигурацией средствами НАКУ КА и измерений.

Задача повышения наблюдаемости НАКУ КА представляет собой определение начального состояния системы, а именно:

 состояние технических средств НАКУ КА (техническое обслуживание, исправность, задействование средства в данный момент);

 наличие нужного количества должностных лиц для выполнения задач применения технических средств НАКУ КА;

 состояние систем передачи данных (загруженность линий связи, техническое обслуживание, исправность, задействование средства в данный момент).

Задача повышения управляемости НАКУ КА представляет собой увеличение возможностей перевода НАКУ КА из одного работоспособного состояние в другое.

Если НАКУ КА максимально наблюдаем и управляем, то можно получить такое допустимое

управление, которое позволит провести направленную реконфигурацию.

Таким образом, направленная реконфигурация НАКУ КА становится многофакторной, интеллектуальной задачей управления сложным техническим объектом и требует инновационного подхода к ее решению.

Самой перспективной информационной технологией для решения многофакторных задач в сложных технических системах на сегодняшний день является нейросетевое программирование и использование искусственного интеллекта. Первые исследования искусственного интеллекта были проведены с появлением вычислительных машин в середине XX в. Развитие вычислительной мощности, средств передачи данных, линий связи за последние 10 лет определили качественно новый скачок в развитии данных технологий и в их применении в технике.

Применение разрабатываемого нейросетевого комплекса позволит внести ряд улучшений в методику управления направленной реконфигурацией НАКУ КА. Главным его отличием от алгоритмов обычного программного обеспечения является то, что поставленная задача будет решаться не путем прямого программирования, а путем самообучения нейросетевого компонента с обратной связью. Этот уникальный процесс позволяет минимизировать необходимость прямого воздействия человека на формирование работоспособной конфигурации НАКУ КА, а также позволит выработать решение на основе данных, полученных нейросетевым комплексом извне при быстроменяющихся условиях [4,5].

Предлагаемая нейросетевая структура комплекса управления реконфигурацией НАКУ КА и измерений представлена на рисунке.

Важно отметить, что в структуре нейросетевого комплекса условно можно выделить два функциональных контура: наблюдаемости и управляемости. Эти функциональные образования с помощью введенных в них нейросетевых компонентов решают непосредственно задачу повышения уровня наблюдаемости и управляемости.

Задача, решаемая всем нейросетевым комплексом, заключается в поиске оптимального решения по подбору конфигурации НАКУ КА и измерений за счет повышения наблюдаемости и управляемости.



Рисунок. Нейросетевая структура комплекса управления реконфигурацией НАКУ КА и измерений

В процессе эксплуатации НАКУ КА формируются входные данные, которые представляют собой формализованную информацию:

 по техническому состоянию средств НАКУ КА и измерений (комплекс мониторинга технического состояния);

 по анализу текущей обстановки (комплекс оценки обстановки);

 по анализу задач по управлению КА и измерениям (комплекс анализа задач по управлению КА и измерений).

Выходные данные комплекса мониторинга технического состояния содержат в себе информацию об исправности средства и о регламентных работах, задействованных под задачи управления КА и проводимых измерениях; сведения о количестве должностных лиц для выполнения задач применения технических средств НАКУ КА. Комплекс оценки текущей обстановки получает от ЦУП КА и командных пунктов ОКИК информацию по текущей обстановке: ведению повседневной деятельности, повышению боевой готовности или переходу к угрожаемому периоду. Эти данные являются для него выходными.

Комплекс анализа задач выводит данные из планов задействования средств (краткосрочного, среднесрочного, долгосрочного), полученных из ЦУП КА и командных пунктов.

Сформированная и формализованная информация передается в нейросетевой компонент комплекса, который состоит из четырех взаимоувязанных нейронных сетей:

- технических средств НАКУ КА и измерений;
- синаптических весов и связей;
- анализа бесконфликтности;
- подбора средств НАКУ КА и измерений.

Нейросеть технических средств НАКУ КА и измерений получает от комплекса мониторинга информацию по составу средств, готовых к работе.

Нейросеть синаптических весов и связей получает информацию от комплекса оценки текущей обстановки, и, в зависимости от того, какой период обстановки, определяются весовые коэффициенты связей (синапсов).

Нейросеть анализа бесконфликтности связана с базой знаний выходного слоя и проверяет полученные результаты на бесконфликтность, чтобы исключить дублирование технических средств НАКУ КА в различных задачах управления КА и проведения измерений.

Данные, полученные в результате работы трех вышеуказанных сетей, передаются в нейросеть подбора средств, где происходит принятие решения и в формализованном виде передается в комплекс реализации конфигурации НАКУ КА и измерений, который является исполнительным органом выходного слоя нейрокомплекса и непосредственно осуществляет управляющее воздействие на конфигурацию технических средств НАКУ КА.

Выходной слой содержит новую конфигурацию НАКУ КА и измерений согласно решаемой задаче, текущей обстановке и состоянию технических средств.

Структура информации, полученная в результате работы нейросетевого комплекса, представляет собой:

 – базу знаний нейросети, которая используется для обеспечения обратной связи (рекуррентная структура), машинного обучения, создания шаблонов и правил для дальнейшей работы;

 визуальный компонент, выводимый на комплексы средств отображения информации.

Заключение

Таким образом, проведенный анализ текущего состояния НАКУ КА показал необходимость управления реконфигурацией НАКУ КА с целью получения более гибкой и динамичной структуры в быстроменяющихся условиях.

В результате исследования был предложен вариант использования нейросетевого комплекса для задачи управления реконфигурацией НАКУ КА. Данное решение позволит получить универсальный инструмент для создания динамических контуров управления КА и проведения измерений во времени, близком к реальному, а также, благодаря рекуррентной структуре нейросети, позволит системе самообучаться и принимать неочевидные для человека решения на основе накопленных знаний.

Список литературы

- Федеральная космическая программа 2016–2025. М.: Госкорпорация «Роскосмос».
- Предложения по обсечению устойчивости управления КА в особых условиях. Научно-технический отчет. Королев: АО «ВИКор», 2016. 50 с.
- 3. Охтилев М.Ю., Соколов Б.В., Юсупов Р.М. Интеллектуальные технологии мониторинга и управления структурной динамикой сложных технических объектов. М.: Наука, 2006. 410 с.
- 4. Каллан Р. Нейронные сети: краткий справочник. Пер. с англ. М.: ИД «Вильямс», 2017. 279 с.
- 5. Хайкин С. Нейронные сети. Полный курс. 2-е изд., испр. Пер. с англ. М.: ИД «Вильямс», 2006. 1104 с.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2018, том 5, выпуск 2, с. 89–98

___ ТВЕРДОТЕЛЬНАЯ ЭЛЕКТРОНИКА, РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ КОМПОНЕНТЫ, _ МИКРО- И НАНОЭЛЕКТРОНИКА, ПРИБОРЫ НА КВАНТОВЫХ ЭФФЕКТАХ

УДК 621.398 DOI 10.30894/issn2409-0239.2018.5.2.89.98

Видеотелеметрический контроль промышленных изделий

Д. И. Климов, contact@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассматриваются принципы построения системы бесконтактного измерения физических величин и параметров, характеризующих воздействия внешних факторов на промышленные изделия. Введены понятия и определения, касающиеся удаленного бесконтактного измерения параметров. Предложен вариант системы с блоком измерения температуры, описан способ измерения температуры бесконтактным методом посредством видеокамер, основанный на пирометрических методах и теории теплового излучения с учетом интегрального коэффициента теплового излучения серого тела. Приведены температурные зависимости интегрального коэффициента теплового излучения для некоторых металлов. После обработки видеоинформации спектральным методом осуществляется вычисление интегрального значения температуры в рассматриваемых контролируемых зонах по цветовому спектру или яркости. Приведен анализ существующих алгоритмов сжатия видеоинформации. Сформулированы требования к применению и принципы построения системы с блоком измерения температуры в широком диапазоне, а также ее отличительные особенности.

Ключевые слова: видеотелеметрия, термо-видеотелеметрия, телеметрия, энергонагруженные области, температура, внешние воздействующие факторы, измерение, видеоизображение

Video Telemetric Control of Industrial Products

D. I. Klimov, contact@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The principles of creation of a system of contactless measurement of the physical quantities and parameters characterizing impacts of external factors on industrial products are considered. Introduced are the concepts and definitions concerning remote contactless measurement of parameters. The article describes a variant of the system with a temperature measurement unit is suggested, the a contactless method of temperature measurement by means of video cameras based on pyrometric methods and the theory of thermal radiation taking into account the integrated coefficient of thermal radiation of a gray body. The temperature dependences of integrated coefficient of thermal radiation for some metals are given. After processing of the video information by the spectral method, the calculation of integrated value of temperature in the controlled zones under examination by a color range or brightness is carried out. Provided is the analysis of the existing algorithms of compression of a video information. Requirements to application and the principles of creation of system with the block of measurement of temperature in the wide range and also its distinctive features are formulated.

Keywords: video telemetry, thermo-video telemetry, telemetry, power loaded areas, temperature, external influencing factors, measurement, video image

Определения и понятия

Телеметрия (телеизмерение) — совокупность технологий, позволяющая производить удаленные измерения и сбор информации для ее предоставления оператору или пользователю, составная часть телемеханики. Термин образован от греческих корней «теле» — «удаленный» и «метрон» — «измерение». Хотя сам термин в большинстве случаев относится к способам беспроводной передачи информации (например, посредством радио- или инфракрасного излучения), он также характеризует процесс передачи данных с помощью и других средств массовой коммуникации, таких как телефонные или компьютерные сети, оптоволокно или другие проводные связи [1].

Для сбора данных обычно используют либо датчики телеметрии со специальным встроенным модулем связи, либо устройством связи с объектом (телеметрической системой), к которым подключаются обычные датчики. Однако в промышленных изделиях существуют области или объекты, средняя температура которых в рабочем режиме превышает 1200–1500 К, а также наличествуют области с повышенной радиацией, влажностью и механическими нагружениями, которые получили название энергонагруженных областей.

Энергонагруженные области в промышленных изделиях — это области, определяемые на основе априорной оценки, с повышенной вероятностью возникновения разрушения (неисправности составных частей изделия) под действием теплового и/или радиационного излучения.

Для таких областей контактный метод измерения температуры посредством температурных датчиков неприменим ввиду значительного выделения теплового и радиационного излучения, а также воздействия механических перегрузок (большого выделения энергии в замкнутом пространстве в целом). Обозначенные энергонагруженные области объектов наиболее предрасположены к возникновению нештатных и аварийных ситуаций.

По этой причине предлагается осуществлять измерение воздействия внешних факторов на промышленное изделие удаленным бесконтактным методом с помощью видеокамер — видеотелеметрией.

Видеотелеметрия — это измерение значений параметров (в том числе уровней воздействия внеш-

них факторов на промышленное изделие), выполненное удаленным бесконтактным методом посредством видеокамер, которое заключается в преобразовании видеоизображения в измерительные сигналы с последующим отображением информации о значениях исследуемых параметров.

Принципы построения видеотелеметрических систем

Рассмотрим функциональную схему видеотелеметрической системы. Измерение телеметрируемых параметров осуществляется посредством обработки видеоизображения объекта и измерения физических величин, характеризующих воздействия внешних факторов на промышленное изделие. На рис. 1 приведена обобщенная функциональная схема системы видеотелеметрии, включающая аппаратуру измерения и аппаратуру отображения информации.

От видеокамер видеоизображение в форме электрических сигналов или цифрового потока (видеопотока) поступает на блок обработки видеоинформации, в котором осуществляется вычисление телеметрируемых параметров (только вариант (a)), дальнейшая обработка, сжатие видеоинформации и подготовка для передачи целевой информации и подготовка для передачи целевой информации (в данном случае видеопотока) по радиоканалу. По каналу связи сигнал передается на приемную станцию, а далее на аппаратуру отображения видеоинформации, где также осуществляется вычисление физических величин, характеризующих факторы, воздействующие на промышленное изделие (только вариант (b).

В блоке приема видеоинформации осуществляется демодуляция и обработка полученного информационного потока. Обработанная видеоинформация поступает на блок вычисления и отображения параметров с частотой опроса примерно 1–3 кад/с.

Предлагается построение системы видеоконтроля, как показано на рис. 1. Функции каждой из составных частей представлены в табл. 1.

Видеотелеметрическая система для измерения температуры

Основным внешним воздействующим фактором, влияющим на параметры конструкционных



а) Вычисление физических величин до передачи целевой информации

Рис. 1. Обобщенная функциональная схема системы видеотелеметрии

материалов, является **температура** — скалярная физическая величина, примерно характеризующая приходящуюся на одну степень свободы средней кинетической энергии частиц макроскопической системы, находящейся в состоянии термодинамического равновесия [2].

Термо-видеотелеметрия — это способ измерения температуры промышленных изделий при помощи видеокамер с последующей обработкой информации.

Суть этого способа состоит в получении информации о температуре и ее распределении по поверхности объекта наблюдения посредством видеокамер, в которых при помощи фоторегистрирующих приборов видеоизображение преобразуют в цифровой сигнал [3]. После обработки видеоинформации (в диапазоне от инфракрасного до ультрафиолетового излучения) пирометрическим методом осуществляется вычисление интегрального значения температуры¹ в рассматриваемых контролируемых зонах по цветовому спектру [4] или яркости² способом, основанным на законе Планка

$$R_0(T) = \sigma_0 T^4, \tag{1.1}$$

где $\sigma_0 = 5,6696 \times 10^{-8} \frac{\text{Br}}{\text{M}^2 \text{K}^4}$ — заданная постоянная»).

Так как физический закон, определяемый уравнением (1.1), относится к измерению температуры абсолютно черного тела, то измеренная энергия для реального серого тела определяется уравнением (1.1) с точностью до величины ε , получившей название **интегральный (или полный) коэффициент теплового излучения**:

$$\varepsilon = \frac{R_0(T)}{\sigma_0 T_{\mu cr}^4}.$$
(1.2)

Эта величина представляет собой отношение энергии излучения, испускаемого материалом при температуре T, к энергии излучения, испускаемого черным телом при той же температуре. Откуда следует, что

$$T_{\rm MCT} = T / \sqrt[4]{\varepsilon}. \tag{1.3}$$

²Согласно [4,5], «**яркостная температура** $T_{\mathbf{s}}$ **тела** — это температура абсолютно черного тела, при которой его спектральная плотность энергетической светимости $f(\lambda, T)$, для какой-либо определенной длины волны, равна спектральной плотности, энергетической светимости $r(\lambda, T)$ данного тела для той же длины волны».

¹При расчете температурных параметров требуется учитывать полную мощность излучения черного тела при температуре T (согласно [8], **«радиационную температуру** $T_{\rm p}$ **тела** — температуру абсолютно черного тела, при которой его энергетическая светимость R равна энергетической светимости R_m

данного тела в широком диапазоне длин волн по всему спектру от $\lambda = 0$ до $\lambda = \infty$ определяемую по закону Стефана-Больцмана [8]:

Наименование составной части	Выполняемые функции
Блок видеокамер	 видеосъемка объекта наблюдения, преобразование видеоизображения в электрический сигнал, преобразование видеосигнала в цифровой поток*, сжатие потока видеоинформации*, передача видеопотока по унифицированному интерфейсу*.
Блок обработки видеоинформации	 прием видеопотока по унифицированному интерфейсу**, временное хранение видеопотока, вычисление физических величин программным способом по разработанным методикам в соответствии с результатами калибровочных работ***, применение помехоустойчивого кодирования к информационному потоку (шифрация), сбор телеметрической информации о функциональном состоянии (работоспособности составных частей системы), подготовка для передачи целевой информации по радиоканалу.
Блок передачи видеоинформации	 модуляция потока целевой информации, усиление промодулированного информационного потока, перенос информационного потока в требуемый диапазон частот, передача информации по высокочастотному тракту на антенно-фидерное устройство.
Блок приема видеоинформации	 прием целевой информации по радиоканалу, демодуляция информационного потока.
Блок вычисления и отображения параметров	 дешифрация целевой информации, получение исходных данных (видеоизображения или информации о физических величинах)****, численное представление измеряемых параметров в требуемых размерностях (например, системы СИ), визуальное или графическое отображение измеряемых параметров.
* — допускается реа ** — в случае оциф *** — допускается р **** — операция, об	ализация и в блоке обработке видеоинформации, ровки видеосигнала в блоке видеокамер, реализация в блоке вычисления и отображения параметров, братная подготовке, для передачи целевой информации по радиоканалу

Таблица 1. Функциональное назначение составных частей системы видеотелеметрии

и принципах спектральной и яркостной пирометрии [5-7].

Построим в соответствии с (6.10) с учетом (6.11) графики $\varepsilon(T)$ для наиболее распространенных типов металлов (рис. 2), перед этим сведя коэффициенты α и ρ_0 в табл. 2 [5].

Таким образом, условием адекватного измерения температур поверхности с использованием пирометров является правильно выбранный диапазон измерения температур и спектральный диапазон, в котором возможно измерение температуры данного типа объектов. Излучательная способность всех без исключения материалов в соответствии с (6.10) зависит от температуры, при этом, учитывая (1.3), она может меняться для одного и того же материала в различных областях спектра [9].



Рис. 2. Графики $\varepsilon(T)$ для различных типов металлов

Металл	Удельное сопротивление металла при температуре 20 °С (ρ_0 , Ом × см)	Коэффициент теплового изменения удельного сопротивления (α)	Температура плавления, К
Алюминий	$2,82 imes 10^{-6}$	$3,6 imes 10^{-3}$	933
Медь	$1,72 imes 10^{-6}$	$4,0 imes 10^{-3}$	1356
Железо	$9,80 imes 10^{-6}$	$5,0 imes 10^{-3}$	1808
Никель	$7,24 imes10^{-6}$	$5,4 imes 10^{-3}$	1726

Таблица 2. Тепловые характеристики некоторых металлов

Для определения температуры монохромного тела достаточно измерить интенсивность $Y(\lambda, T)$, излучаемую поверхностью тела для двух различных длин волн [5]. Отношение $Y(\lambda, T)$ для двух длин волн равно отношению зависимостей $f(\lambda, T)$ для этих волн, вид которых дается отношением:

$$\frac{Y(\lambda_1, T)}{Y(\lambda_2, T)} = \frac{r(\lambda_1, T)}{r(\lambda_2, T)} = \frac{f(\lambda_1, T)}{f(\lambda_2, T)}.$$
(1)

Вычисленная по формуле (1) температура называется спектральной (или цветовой). Спектральная температура тела будет соответствовать истинной, если коэффициент температурного изменения удельного сопротивления практически не меняется от длины волны. Согласно [2, 4], «цветовая температура серого тела совпадает с истинной температурой и может быть найдена также из закона смещения Вина».

Наиболее широко применяемые при контроле температур поверхности технических объектов пирометры работают в диапазоне спектральной чувствительности 7–14 (до 18) мкм. При этом пирометры по большей части основаны на принципе измерения полного излучения [10].

Точность определения температуры поверхности измеряемого объекта с помощью пирометров измерения полного излучения зависит от правильности определения характеристики ε .

Для контролируемых зон в рассматриваемом случае измерение температуры осуществляется по цветовому спектру 1 [4] или яркости, на основе

закона Планка и принципах спектральной и яр-костной пирометрии.

Для термоконтроля объектов применимы термо-видеотелеметрические системы, основанные на пирометрическом способе² измерения температуры,

интервала. Она зависит от температуры тела, длины волны, а также от природы и состояния поверхности излучающего тела. В системе СИ $r(\lambda, T)$ имеет размерность $[Bt/m^3]$. Энергетическая светимость R(T) связана со спектральной плотностью энергетической светимости $r(\lambda, T)$ следующим образом:

$$R(T) = \int_{0}^{\infty} r(\lambda, T) \, d\lambda, \, [\text{Bt/m}^2] \text{s.}$$
(3.4)

Согласно [5], «цветовая температура $T_{\rm u}$ тела — это температура абсолютно черного тела, при которой относительные распределения спектральной плотности энергетической светимости абсолютно черного тела и рассматриваемого тела максимально близки в видимой области спектра».

Цветовая температура представляет собой температуру излучения отдельных химических элементов и отображается на спектрографе в виде отдельных спектральных линий, излучающих на той или иной частоте (длине волны).

Метод спектральной (цветовой) пирометрии основан на планковском распределении в диапазоне длин волн, а именно [3]:

$$Y = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5} \cdot \frac{1}{e^{\frac{hc}{kT\lambda}} - 1} \cdot \varepsilon_\lambda, \tag{3.5}$$

где $k=1,38\times 10^{-23}$ Дж/К — постоянная Больцмана, $h=6,63\times 10^{-34}$ Дж \times с — постоянная Планка, $c=3\times 10^8$ м/с — скорость света, T — температура (К), λ — длина волны (м), ε_λ — интегральный коэффициент теплового излучения. 2 Спектральный пирометр калибруется по излучению

²Спектральный пирометр калибруется по излучению (на той же длине волны) абсолютно черного тела в градусах яркостной температуры T_{ij} , связанной с термодинамической шкалой соотношением [13]

$$\frac{1}{T_{\text{\tiny HCT}ij}} - \frac{1}{T_{ij}} = \frac{\lambda_{ij}}{1,438} \ln \varepsilon_{\lambda ij}, \qquad (4.6)$$

где $T_{{\rm ист}_ij}$ — истинное (откалиброванное) среднее значение температуры в контролируемой зоне поля изображения,

$$T_{\text{\tiny HCT_}ij} = \frac{1,438T_{ij}}{1,438 + \lambda_{ij}T_{ij}\ln\varepsilon_{\lambda ij}}.$$
(4.7)

¹Согласно [4] «спектральная плотность энергетической светимости $r(\lambda, T) = dW/d\lambda$ — количество энергии, излучаемое единицей поверхности тела, в единицу времени в единичном интервале длин волн (вблизи рассматриваемой длины волны λ). То есть эта величина численно равна отношению энергии dW, испускаемой с единицы площади в единицу времени в узком интервале длин волн от λ до $\lambda + d\lambda$, к ширине этого

посредством которых возможен контроль нарушения термозащиты или механических повреждений конструкции.

Применительно к данной работе наибольший интерес представляют нагретые тела с температурой выше 250–300 °С. Значения температур [4,11], приведенные в табл. 3, требуют особого внимания при отслеживании оператором температуры после обработки видеоинформации, так как в окрестности данных температур происходит разрушение того или иного материала.

Таблица 3. 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				

С целью расширения температурного диапазона для отслеживания температуры в выбранной области изображения необходимо установить по две видеокамеры, направленные на одну зону обзора в защитном термокожухе [12]: одна с прибором с зарядовой связью с «виртуальной» фазой, другая — с инфракрасным прибором с зарядовой связью. Обе камеры должны быть настроены на одну и ту же область обзора и пересылать на аппаратуру отображения информации одновременно получаемые потоки информации. Так как имеет место различие разрешений типов фоторегистрирующих приборов, то для обеспечения одинаковой зоны обзора двух видеокамер потребуется установка объективов с разными диаметрами зрачка объектива и разными фокусными расстояниями.

По причине использования широкого спектрального диапазона в устройстве видеокамеры

должны быть предусмотрены специальные объективы и фоторегистрирующие приборы, позволяющие получать информацию в инфракрасном, видимом и ультрафиолетовом диапазонах. Такими объективами являются «сапфировое окно» (для широкого диапазона 0,2-6,0 мкм), кварцевое стекло (для ближнего ультрафиолетового диапазона, видимого и ближнего инфракрасного диапазонов 0,2-2,2 мкм), оптический кремний (для ближнего и среднего инфракрасного диапазона 1,2-6,0 мкм), германий (для среднего инфракрасного диапазона 1,2-15,0 мкм) [10]. Что касается фоторегистрирующих приборов, то для диапазона 0,2-1,0 мкм предлагается использовать приборы с зарядовой связью с «виртуальной» фазой, для диапазона 1,2-5,3 мкм — инфракрасные приборы с зарядовой связью с термоэлектрическими холодильниками (Пельтье) [15], для диапазона 8-14 мкм — микроболометрические модули [10].

Для измерения температуры энергонагруженных областей промышленных изделий требуется выбрать температурный диапазон 500-3000 К [4,9]. Однако в зонах с повышенной радиацией под действием ионизирующего потока спектральные составляющие теплового излучения материалов могут излучать и в видимой и даже в ультрафиолетовой областях. Различные материалы (например, металлы) в зависимости от химических свойств и строения атома имеют собственный спектр излучения, и он может находиться в различных частях рассматриваемых диапазонов. К тому же с ростом температуры спектральная плотность излучения смещается от инфракрасного диапазона в сторону ультрафиолетового. По этой причине для большей достоверности и оперативности контроля термообстановки предлагается поднять максимально возможную отслеживаемую температуру до 9500 К и тем самым использовать спектральный диапазон от 0,3 до 5,3 мкм.

На рис. З представлена функциональная схема передающей части видеотелеметрической системы измерения температуры. Она включает два типа видеокамер, отличающиеся друг от друга спектральными диапазонами и разрешениями фоторегистрирующих устройств и материалами изготовления объективов. Модули сбора информации получают информационные потоки (или видеосигналы)



АФУ — антенно-фидерное устройство,

ВИ — видеоинформация,

ТМИ - телеметрическая информация о состоянии приборов из состава ТВТС

Рис. 3. Функциональная схема видеотелеметрической системы измерения температуры

необходимости) и осуществляют временное хранение видеоинформации.

Перед передачей информации по беспроводному каналу необходимо провести ее помехоустойчивое кодирование и сжатие, что осуществляет модуль обработки видеоинформации. В табл. 4 приведен обзор алгоритмов сжатия видеоинформации [7, 14].

Перейдем к приемной части видеотелеметрической системы измерения температуры. Функциональная схема блока измерения температуры представлена на рис. 4. Видеоинформация в аппаратуре отображения информации поступает на устройство дешифрации пакетов с частотой 1-3 кад/с, на выходе которого имеем значение яркости. Рассматриваемая область изображения разбита на зоны. Общее количество точек поля изображения, определяемое разрешением фоторегистрирующего прибора, делится на зоны площадью от 5 × 5 пикселей до 20 × 20 пикселей. Выбор требуемой зоны для отслеживания температуры осуществляется либо оператором, либо в автоматическом режиме при введении порогового значения температуры при программировании процессора видеотелеметрической системы. По информации о яркости или цветности объекта (как правило, серого

от видеокамер, производят их оцифровку (при цвета¹) в данной зоне и результатам ее сравнения с матрицей энергий световых излучений в решаю-

> ¹Все тела в природе частично отражают падающее на их поверхность излучение и поэтому не относятся к абсолютно черным телам. Если коэффициент температурного изменения удельного сопротивления одинаков для всех длин волн и меньше единицы ($\alpha(\lambda, T) = \alpha_T = \text{const} < 1$), то такое тело называется серым. Коэффициент температурного изменения удельного сопротивления не черного тела зависит только от температуры тела, его материи и состояния его поверхности. Согласно [4], «для определения поглощательной способности тел по отношению к электромагнитным волнам определенной длины волны вводится понятие коэффициента монохроматического поглощения — отношение величины поглощенной поверхностью тела энергии монохроматической волны к величине энергии падающей монохроматической волны:

$$\alpha(\lambda, T) = \frac{W_{\text{norm}}(\lambda, T)}{W_{\text{nag}}(\lambda, T)}.$$
(5.8)

Величина $\alpha(\lambda, T)$ может принимать значения от 0 до 1. Кирхгофом было показано, что для всех тел, независимо от их природы, отношение спектральной плотности энергетической светимости к коэффициенту монохроматического поглощения является той же универсальной функцией длины волны и температуры $f(\lambda, T)$, что и спектральная плотность энергетической светимости абсолютно черного тела:

$$\frac{r(\lambda, T)}{\alpha(\lambda, T)} = f(\lambda, T).$$
(5.9)

Д.И.КЛИМОВ

Параметр	MPEG-2	JPEG2000	H.264		
Преобразование	Дискретное косинус-преобразование	Дискретное вейвлет-преобразование	Преобразование Адамара и целочисленное дискретное косинус-преобразование		
Обработка видеоизображения	Внутрикадровая статистическая, межкадровое кодирование и использование вектора движения при предсказании	Внутрикадровая статистическая	Внутрикадровая статистическая, межкадровое кодирование и использование вектора движения при предсказании		
Рекомендуемая область применения	Кодирование видеоизображений	Кодирование статических изображений	Кодирование динамических изображений прямоугольного формата		
Возможность сжатия без потерь	Есть	Есть	Есть		
Типичный диапазон степеней сжатия	15-50	20-150	40-200		
Степень сжатия с заметными потерями разрешения	Свыше 1 : 50	Свыше 1 : 150	Свыше 1 : 200		
Вычислительная сложность	Средняя	Средняя	Высокая		
Недостатки	Небольшая эффективность сжатия	Необратимые потери информации при больших степенях сжатия	Сложные алгоритмы, высокая ресурсоемкость при кодировании и декодировании		

Таблица 4. Алгоритмы сжатия видеоинфо	рормации
---------------------------------------	----------

щем устройстве с учетом длины волны вычисляется значение яркостной (спектральной) температуры в данной зоне [3].

Термодинамическая температура контролируемой зоны поля изображения объекта наблюдения определяется сравнением полученных значений с данными калибровочных соотношений спектральной пирометрии [11].

Заключение

Таким образом, термо-видеотелеметрическая система — это система видеотелеметрии для измерения температуры (излучения физических тел¹ —

объектов) бесконтактным методом в широком температурном диапазоне оптическими методами

$$\varepsilon(T) \approx 0.5737 \sqrt{\rho(T)T} - 0.1769 \rho(T)T,$$
 (6.10)

$$\rho(T) = \rho_0 (1 + \alpha (T - 293)), \tag{6.11}$$

где $\rho(T)$ — удельное сопротивление металла в зависимости от температуры, ρ_0 — удельное сопротивление металла при температуре 20 °C (293 K), α — коэффициент теплового изменения удельного сопротивления.

¹Интегральный коэффициент излучения зависит от температуры. Для диэлектриков $\varepsilon(T)$ с ростом температуры обычно убывает. Это связано с тем, что показатель преломления

материала растет с температурой. Однако электрическая проводимость металла уменьшается с ростом температуры из-за теплового возбуждения молекулярной решетки, что вызывает увеличение $\varepsilon(T)$. Для воды ε не меняется и равен примерно 1, а для графита $\varepsilon \approx 0.95-0.98$. Известно приближенное выражение для интегрального коэффициента излучения в зависимости от температуры для металлов [5]:



Рис. 4. Функциональная схема блока измерения температуры

по интегральному коэффициенту излучения¹ энергонагруженных промышленных изделий.

Отличительными особенностями термо-видеотелеметрии наблюдаемого объекта являются:

- бесконтактное измерение температуры;
- широкий диапазон измерения температуры точек объекта;
- визуальное представление температурного распределения по поверхности объекта наблюдения;
- наглядное представление о динамике температуры поверхности объекта в целом;
- оперативное обнаружение аномальных температурных зон.

Видеотелеметрические системы измерения температуры позволят существенно сократить количество температурных датчиков и кабелей, одновременно повысив количество и качество получаемой информации о температуре энергонагруженных элементов объекта или изделия ведением как точечного, так и зонного наблюдений для отслеживания температурных параметров.

$$\frac{1}{T_{\text{\tiny HCT}ij}} - \frac{1}{T_{ij}} = \frac{\lambda_{ij}}{1,438} \ln \varepsilon_{\lambda ij}, \qquad (7.12)$$

где $T_{{\rm ист}_ij}$ — истинное (откалиброванное) среднее значение температуры в контролируемой зоне поля изображения,

$$T_{\text{\tiny HCT_}ij} = \frac{1,438T_{ij}}{1,438 + \lambda_{ij}T_{ij}\ln\varepsilon_{\lambda ij}}.$$
 (7.13)

Применение термо-видеотелеметрии позволит увеличить контролируемую площадь поверхности контролируемого объекта промышленного изделия с одновременным расширением диапазона измеряемых температур и сокращением информационного потока о температуре. Термо-видеотелеметрия обеспечит оперативный анализ штатных, нештатных и аварийных ситуаций за счет отслеживания аномальных температурных зон в энергонагруженных областях по видеоизображению поверхности рассматриваемого изделия.

В статье предложен метод измерения температуры энергонагруженных областей объектов наблюдения термо-видеосистемой, при этом:

 введены определения, касающиеся видеотелеметрического контроля промышленных изделий;

 – разработана обобщенная функциональная схема видеотелеметрической системы;

 разработана функциональная схема передающей части видеотелеметрической системы измерения температуры;

 сформулированы требования по спектральному диапазону термо-видеотелеметрической системы для измерения температуры энергонагруженных областей промышленных изделий;

 – разработана функциональная схема блока измерения температуры видеотелеметрической системы;

 проведен сравнительный анализ существующих алгоритмов сжатия видеоинформации;

 сформулированы требования к применению термо-видеотелеметрической системы и ее отличительные особенности.

¹Спектральный пирометр калибруется по излучению (на той же длине волны) абсолютно черного тела в градусах яркостной температуры T_{ij} , связанной с термодинамической шкалой соотношением [4]

Список литературы

- Назаров А.В. Современная телеметрия в теории и на практике. Учебный курс / А.В. Назаров, Г.И. Козырев, И.В. Шитов и др. СПб: Наука и техника, 2007. 672 с.
- 2. Савельев И.В. Курс общей физики. М.: Наука, 1979. Т. 3. 537 с.
- 3. Климов Д.И., Благодырев В.А. Использование инфракрасного и ультрафиолетового диапазонов для отслеживания температурных параметров КА и РН // Успехи современной радиоэлектроники, 2012, № 12. С. 22–26.
- 4. Таблицы физических величин под ред. академика И.К. Кикоина. М.: Атомиздат, 1976. 1009 с.
- 5. Госсорг Ж. Инфракрасная термография. Основы, техника, применение. М.: Мир, 1988. 416 с.
- Методические указания к выполнению лабораторных работ по курсу «Теоретические основы теплотехники». Лабораторная работа № 7 «Измерение температуры бесконтактными методами». Мордовский государственный университет им. Н.П. Огарева. Институт механики и энергетики. 10 с.
- Ричардсон Я. Видеокодирование. Н.264 и МРЕС-4 стандарты нового поколения. М.: Техносфера, 2005. 368 с.
- Протокол № 62/03 «Оценки методических положений измерения температуры поверхности нагретых объектов с термоизолирующим покрытием THERMAL COAT». Отдел строительной физики

и ресурсосбережения НИИ строительных конструкций. Киев, 2003. 9 с.

- Поскачей А.А., Чубаров Е.П. Оптико-электронные системы измерения температуры. М.: Энергоатомиздат, 1988. 248 с.
- 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.
- Кошкин Н.И., Ширкевич М.Г. Справочник по элементарной физике. Изд. третье, перераб. и доп. М.: Наука, 1965. 248 с.
- Климов Д.И., Благодырев В.А. Термовидеосистема для установки на космические аппараты и ракетыносители // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, т. 3, вып. 3. С. 76–83.
- Климов Д.И., Благодырев В.А. Оценка возможности использования существующих объективов для проецирования видеоизображения на фоторегистрирующие приборы // Наукоемкие технологии, 2015, т. 16, № 8. С. 63–71.
- 14. *Jan Ozer J. H.* 264 Royalties: what you need to know. Streaming Learning Center, 2009. P. 1.
- 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.

Требования к материалам для публикации в научно-техническом журнале

«Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы»

- 1. Представляемые рукописи должны соответствовать тематике журнала, отвечать критериям ВАК РФ по научной новизне, не должны быть опубликованы ранее в других печатных или электронных изданиях.
- 2. Изложение материала должно быть ясным, логически выстроенным в следующей последовательности:
 - индекс УДК (слева);
 - название статьи, инициалы и фамилии авторов, ученая степень и ученое звание каждого из авторов, должность, место работы (полное название организации, страна, город, e-mail), структурированная аннотация (150–200 слов) и ключевые слова (5–6 слов) на русском и английском языках;
 - основной текст;
 - список литературы.
- 3. Основной текст статьи рекомендуется подразделять на: Вводную часть, Данные о методике исследования, Экспериментальную часть, Выводы.

Список литературы оформляется в соответствии с ГОСТ Р 7.0.5-2008, представляется на русском языке.

- 4. Рукопись статьи представляется в одном экземпляре, напечатанном на принтере на одной стороне стандартного листа бумаги формата А4.
- 5. Набор текста в редакторе MS Word (расширение только .doc) при использовании стандартных шрифтов Times New Roman, размер — 14, межстрочный интервал — 1,5. Поля со всех сторон — 20 мм.
- 6. Для набора формул следует применять встроенный редактор формул Microsoft Equation 3.0. Формулы набираются латинским алфавитом, размер шрифта 11. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте.
- 7. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.
- 8. Рисунки и графики оформляются в цветном изображении, должны быть четкими и не требовать перерисовки. Шрифт текста в иллюстративном материале Arial Reg, со строчных букв (кроме названий и имен).
- 9. Таблицы должны быть пронумерованы, иметь краткое наименование, межстрочный интервал в наименовании таблицы одинарный, выравнивание по ширине страницы. Текст в таблице печатается со строчных букв, без полужирного начертания.
- 10. К статье прилагаются электронные файлы:
 - сформированной статьи;
 - рисунков, графиков (выполняются в форматах jpeg или tiff с разрешением не менее 300 dpi и размером не более формата A4);
 - сведений об авторах (Ф.И.О. полностью, ученая степень, ученое звание, аспирант или соискатель ученой степени, рабочий и мобильный телефоны, адрес электронной почты).
- 11. На последней странице рукописи должны быть подписи всех авторов. Редакция не ставит в известность авторов об изменениях и сокращениях рукописи, имеющих редакционный характер и не затрагивающих принципиальных вопросов.
- 12. Рукописи, в которых не соблюдены данные требования, не рассматриваются для публикации.
- 13. Авторы статей несут ответственность за полноту и достоверность цитируемой в них литературы, а также за публикацию заимствованного материала без ссылки на источник. За публикацию материалов, содержащих закрытые сведения, авторы несут персональную ответственность на основании действующих законодательных актов.
- 14. К статье прилагается заключение о возможности опубликования в открытых источниках.
- 15. Итоговое решение об одобрении или отклонении представленного в редакцию материала принимается редакционной коллегией и является окончательным.

Scientific and technical journal

"Rocket-Space Device Engineering and Information Systems" Vol. 5. No. 2. 2018

Founder:

Joint Stock Company "Russian Space Systems"

Advisory Council

Chair

Orlan. 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: Ezhov S.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow,

Russian Federation Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member of International Academy of Astronautics, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation Nesterov E.A., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation deration

Members of the Advisory Council

Artemyev V.Yu., Joint Stock Company "Scientific and Production Association of Measurement Equipment", Moscow, Russian Federation 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

Bugaev A.S., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Academician, Russian Academy of Sciences, Bugaev A.S., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Academician, Rüssian Academy of Sciences, Kotel'nikov Institute of Radio Engineering and Electronics of RAS, Moscow, Russian Federation 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 VV, 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

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 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

Russian Federation

Rainer Sandau, Dr. Sci. (Eng.), Adjunct Professor, International Academy of Astronautics, Berlin,

Germany 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

of Sciences, Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Coordinate Chetyrkin A.N., branch of Joint Stock Company "United Rocket and Space Corporation"– "Institute of Space Device Engineering", Moscow, Russian Federation

The publication frequency is four issues per year. The journal is included into the Russian Science Citation Index.

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/issn2409-0239.2018.5.2

The subscription number of the journal in the united catalogue "The Russian Press" is 94086.

Editorial Board

Editor-in-Chief

Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member of International Academy of Astronautics, Joint Stock Company "Russian Space Systems", 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 ow, Russian Federatio

Alybin V.G., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", 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 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

Vasilkov A.P., Ph. Doctor in Physics and Mathematics, Science Systems and Applications Inc., Lanham, 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 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

Moroz A.P., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Scientific and Production Association of Measurement Equipment", Moscow, Russian Federation

or measurement equipment, 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 Povalyayev A.A., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Rimskaya O.N., Cand. Sci. (Econ.), Assoc. Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow,

ian Federation

Sviridov K.N., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federatio

Selivanov A.S., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

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

Tokarev A.S. (Tech. Sec.), 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 Yazeryan G.G., Cand. Sci. (Eng.), Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Joint Stock Company "Russian Space Systems", ul. Aviamotornaya 53, Moscow, 111250 Russia Tel. +7 (495) 673-96-29, www.russianspacesystems.ru e-mail: journal@spacecorp.ru

© Joint Stock Company "Russian Space Systems" © FIZMATLIT



Moscow FIZMATLIT[®] 2018

