РКС

РОССИЙСКИЕ КОСМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Научно-технический журнал

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 6. Выпуск 3. 2019

Научно-технический журнал

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

Том 6. Выпуск 3. 2019

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

Редакционный совет

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

Члены редакционного совета:

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

Редакционная коллегия

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

Журнал выходит 4 раза в год.
Журнал включен в РИНЦ.
Журнал включен в Перечень рецензируемых научных изданий ВАК.
Мнение авторов статей может не совпадать с мнением редакции.
ISSN 2409-0239
DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3
Подписной индекс 94086
в Объединенном каталоге «Пресса России».

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

© АО «Российские космические системы»
© ФИЗМАТЛИТ

Москва
ФИЗМАТЛИТ ®
2019

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, т. 6, вып. 3

Содержание

Космические навигационные системы и приборы. Радиолокация и радионавигация

Калибровка измерений псевдодальностей ГЛОНАСС совмещенного GPS/ГЛОНАСС-приемника для работы с поправками СДКМ
Ю. В. Исаев, А. Н. Подкорытов 3

Выбор спутников ГЛОНАСС для снижения погрешности определения плановых координат
В. Б. Пудловский 15

Радиотехника и космическая связь

Разработка высокочувствительных приемников для исследования характеристик антенн наземных комплексов космической связи в верхней части СВЧ-диапазона
А. В. Калинин, В. А. Калинин, М. Н. Егоров, С. П. Моисеев, В. М. Ватутин, А. В. Поляков, А. В. Сидоров, Д. Б. Соболев 23

Проблемы синтеза адаптивных фильтров методами генетических алгоритмов
В. М. Ватутин, С. А. Донцов, А. В. Воля, В. О. Гусев, И. А. Негляд 33

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

Концептуальное проектирование космических систем на основе Lean-принципов
В. Ю. Клюшников, А. А. Романов 42

Проблемные вопросы создания многоспутниковых орбитальных группировок на базе малоразмерных космических аппаратов
В. В. Бетанов, С. А. Волков, Н. С. Данилин, А. Ю. Потюпкин, А. С. Селиванов, Ю. А. Тимофеев 57

Математическая модель иерархического контроля надежности бортовых систем космических аппаратов с изменяющейся структурой при их наземной отработке
В. А. Мироничев, М. И. Макаров, В. Б. Рудаков 66

Построение солнечной ориентации космического аппарата «Луна-Глоб» по данным фотоэлектрического датчика
Б. И. Жуков, В. С. Ярошевский 76

Проблемные вопросы управления государственными испытаниями космических систем и комплексов и пути их решения
В. А. Ермолаев, Д. А. Павлов, М. К. Бондарева, К. С. Иванов 86

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

Перспективы создания пьезоактюаторов для систем измерения, контроля и управления объектов ракетно-космической техники и наземной космической инфраструктуры
С. И. Торгашин, И. Н. Чебурахин, В. Г. Андреев, В. В. Кикот, В. С. Волков 93

ROCKET-SPACE DEVICE ENGINEERING AND INFORMATION SYSTEMS
2019, Vol. 6, Iss. 3

Contents

Space Navigation Systems and Devices. Radiolocation and Radio Navigation

Calibration of GLONASS Pseudorange Measurements from Combined GPS/GLONASS Receiver for SDCM User
Yu. V. Isaev, A. N. Podkorytov 3

Selection of GLONASS Satellites to Reduce the Error in Plane Coordinates Determination
V. B. Pudlovskiy 15

Radio Engineering and Space Communication

Development of Highly Sensitive Receivers for Studying the Characteristics of the Antennas of Ground-Based Space Communication Systems in the Upper Microwave Range
A. V. Kalinin, V. A. Kalinin, M. N. Egorov, S. P. Moiseev, V. M. Vatutin, A. V. Polyakov, A. V. Sidorov, D. B. Sobolev 23

Problems of Synthesis of Adaptive Filters by Genetic Algorithms Methods
V. M. Vatutin, S. A. Dontsov, A. V. Volya, V. O. Gusev, I. A. Neglyad 33

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

Conceptual Design of Space Systems Based on Lean Principles
V. Yu. Klyushnikov, A. A. Romanov 42

Problem Issues of Creating Multisatellite Orbital Constellations Based on Small Spacecraft
V. V. Betanov, S. A. Volkov, N. S. Danilin, A. Yu. Potyupkin, A. S. Selivanov, Yu. A. Timofeev 57

Mathematical Model of Hierarchical Control of Reliability of the Spacecraft Onboard Systems with Changing Structure in Their Ground Testing
V. A. Mironichev, M. I. Makarov, V. B. Rudakov 66

Creating the Solar Orientation of the Luna-Glob Spacecraft by the Photoelectric Sensor
B. I. Zhukov, V. S. Yaroshevsky 76

Problematic Issues of Managing State Tests of Space Systems and Complexes and Ways of Their Solution
V. A. Ermolayev, D. A. Pavlov, M. K. Bondareva, K. S. Ivanov 86

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

Prospects for the Creation of Piezoactuators for Measurement and Control Systems of Rocket and Space Technology and Ground Space Infrastructure
S. I. Torgashin, I. N. Cheburakhin, V. G. Andreev, V. V. Kikot, V. S. Volkov 93

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 3–14

КОСМИЧЕСКИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ. РАДИОЛОКАЦИЯ И РАДИОНАВИГАЦИЯ

УДК 629.78 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.3.14

Калибровка измерений псевдодальностей ГЛОНАСС совмещенного GPS/ГЛОНАСС-приемника для работы с поправками СДКМ

Ю. В. Исаев, *yury@isaev.moscow*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
А. Н. Подкорытов, *к.т.н., thepompous@gmail.com*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
ФГБОУ «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Межлитерные задержки сигналов ГЛОНАСС в навигационной аппаратуре потребителя существенно снижают точность местоопределения. В статье описан алгоритм вычисления и применения кодовых калибровочных поправок ГЛОНАСС в режиме реального времени для потребителей, использующих совмещенный GPS/ГЛОНАСС-приемник и работающих с поправками Системы дифференциальной коррекции и мониторинга. Предложено оценивать межлитерные задержки ГЛОНАСС в комбинации с постоянным смещением, равным разности расхождений шкалы времени приемника относительно шкал времени ГЛОНАСС и GPS (относительные межлитерные задержки). Косвенная проверка корректности предложенного алгоритма осуществлялась путем проверки соответствия оцененных относительных межлитерных задержек для спутников ГЛОНАСС с одинаковыми литерами, а также путем сравнения оцененных задержек для всех спутников GPS между собой. Приведены результаты местоопределения потребителя поправок Системы дифференциальной коррекции и мониторинга с учетом описанного алгоритма калибровки. Продемонстрировано существенное повышение точности местоопределения потребителя за счет предложенного алгоритма. Также описан модифицированный алгоритм сглаживания кодовых измерений, позволяющий снизить влияние кодовых шумов и эффектов многолучевости на точность местоопределения потребителя Системы дифференциальной коррекции и мониторинга.

Ключевые слова: СДКМ, ГЛОНАСС, аппаратурные смещения, межлитерные задержки, калибровка

Calibration of GLONASS Pseudorange Measurements from Combined GPS/GLONASS Receiver for SDCM User

Yu. V. Isaev, *yury@isaev.moscow*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
A. N. Podkorytov, *Cand. Sci. (Engineering), thepompous@gmail.com*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
Moscow Aviation Institute (national research university), Moscow, Russian Federation

Abstract. Inter-channel biases of GLONASS receivers considerably reduce the accuracy of user positioning in GNSS. The paper describes the algorithm of computing and applying GLONASS calibration corrections for the combined GPS/GLONASS receiver in case of the user of the System for Differential Corrections and Monitoring. It is proposed to estimate GLONASS inter-channel biases as linear combination with constant offset that equals the difference of GPS and GLONASS receiver clocks (relative to inter-channel biases). Indirect check for the algorithm was done: estimated relative inter-channel biases for GLONASS satellites with identical frequency channel numbers were compared as well as estimated biases for GPS satellites were compared against each other. Positioning results for the user of the System for Differential Corrections and Monitoring are provided and significant increase of positioning accuracy is shown for the case of applying proposed calibration algorithm. In addition, modified algorithm for carrier-smoothing of code pseudoranges for the user of the System for Differential Corrections and Monitoring is described. It allows one to reduce influence of code measurements noise and multipath effects on positioning accuracy.

Keywords: GPS, GLONASS, SBAS, ICB, inter-channel biases, equipment delay, SDCM

Введение

Система дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ) является функциональным дополнением ГНСС ГЛОНАСС и предназначена для повышения точности и обеспечения целостности определения местоположения морских, воздушных, сухопутных и космических потребителей навигационных радиосигналов открытого доступа ГЛОНАСС и GPS [1]. Основная функция системы — обеспечение судов гражданской авиации возможностью захода на посадку согласно требованиям Международной организации гражданской авиации ИКАО (англ. International Civil Aviation Organization, ICAO). СДКМ является широкозонной системой дифференциальной коррекции (англ. Satellite based augmentation system, SBAS).

Корректирующая информация СДКМ включает сетку вертикальных ионосферных задержек, информацию о целостности и поправки к местоположению и показаниям часов навигационных космических аппаратов (НКА) ГЛОНАСС и GPS, вычисленным по широковещательным эфемеридам. В отличие от системы GPS, в ГЛОНАСС используется частотное разделение сигналов, поэтому аппаратурные задержки (смещения) сигналов от разных НКА в навигационной аппаратуре потребителя (НАП) имеют существенное различие. Это заметно ухудшает точность местоопределения, в том числе потребителей СДКМ. Для исключения влияния различия аппаратурных задержек на точность местоопределения потребителям СДКМ с совмещенным GPS/ГЛОНАСС-приемником предлагается использовать описанный далее алгоритм калибровки измерений псевдодальностей, сформированных по сигналам ГЛОНАСС.

Обзор литературы

Вопрос аппаратурных задержек ГЛОНАСС широко рассмотрен в литературе [2–8]. В ГНСС известны два вида аппаратурных задержек в НАП, которые зависят от частоты принимаемого сигнала: межчастотные задержки (англ. Inter-frequency biases, IFB) и межлитерные задержки (англ. Inter-channel biases, ICB). Межлитерные задержки вызваны частотным разделением сигналов в ГЛОНАСС, они существенно влияют на точность автономного местоопределения, а также на точность и сходимость высокоточного местоопределения (англ. Precise point positioning, PPP) [2]. Аппаратурные задержки в измерениях псевдодальностей называют кодовыми, а аппаратурные задержки в измерениях псевдофаз — фазовыми межлитерными задержками [3].

В [3, 4, 7] показано, что при калибровке для фазовых межлитерных задержек ГЛОНАСС с достаточно высокой точностью может использоваться линейная модель. Для кодовых межлитерных задержек явной зависимости от частоты не выявлено, их величины значительно больше фазовых, они стабильны во времени и могут достигать нескольких метров [4].

В [2] демонстрируется, что кодовые межлитерные задержки ГЛОНАСС существенно зависят от версии программного обеспечения (прошивки) приемника, а также от типа используемой антенны. Для одинаковых приемников с одними и теми же прошивкой и антеннами кодовые межлитерные задержки ГЛОНАСС практически совпадают.

В [5] предложена методика калибровки аппаратурных задержек НАП с использованием имитатора сигналов GPS и ГЛОНАСС в диапазоне L1 и L2, а также задержек в аппаратуре НКА, но результаты апробации предложенной методики отсутствуют.

В [6] описана многоступенчатая схема калибровки НАП, которая использует эталонную беззапросную измерительную систему, регулярно калибруемую с применением имитатора. Поскольку используется эталонный измеритель, то вычисленные по данной схеме аппаратурные межлитерные задержки оказываются зависимыми не только от используемой при калибровке апостериорной эфемеридно-временной информации (ЭВИ), но и от аппаратурных задержек эталонного измерителя, которые могут быть недоступны автономным навигационным потребителям. К недостаткам предложенной методики можно отнести необходимость обеспечения доступа к измерениям эталонного измерителя и его актуальным калибровочным поправкам. Кроме того, в [6] не приведена используемая математическая модель измерений, что делает возможным различные трактовки физического смысла оцениваемых калибровочных поправок.

Математические модели измерений ГЛОНАСС и GPS

Для измерений GPS (сигнал C/A) и ГЛОНАСС (СТ-сигнал) в диапазоне частот L1 используются следующие математические модели:

$$\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GPS}} = R_{\text{L1}}^{j} + T^{j} + I^{j} + \text{c} \cdot \left(dT_{\text{GPS}} + \tau_{\text{L1}}^{j,\text{GPS}}\right) - \\ - c \cdot \left(dt^{j,\text{GPS}} - T_{\text{GD}}^{j} - b_{\text{P1-C/A}}^{j}\right) + e_{\text{L1}}^{j,\text{GPS}}, \quad (1)$$

$$\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}} = R_{\text{L1}}^{j} + T^{j} + I^{j} + c \cdot \left(dT_{\text{GLO}} + \tau_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}\right) - \\ - c \cdot \left(dt^{j,\text{GLO}} - b_{\text{CT-BT}}^{j}\right) + e_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}, \quad (2)$$

где $\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GPS}}$, $\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ — измерения псевдодальности в диапазоне L1 приемником по сигналу C/A j-го НКА GPS и СТ-сигналу j-го НКА ГЛОНАСС соответственно (м);

$R_{\text{L1}}^{j} = R_{\text{L1}}^{j,\text{EPH}} + \Delta\mathbf{R}^{j} \cdot \mathbf{1}^{j}$ — геометрическая дальность между j-м НКА в момент излучения и фазовым центром антенны НАП в диапазоне L1 в момент измерения (м), $R_{\text{L1}}^{j,\text{EPH}}$ — геометрическая дальность между j-м НКА в момент излучения и фазовым центром антенны НАП в диапазоне L1 в момент измерения, вычисленная по широковещательным эфемеридам (м), $\Delta\mathbf{R}^{j}$ — вектор поправок СДКМ к координатам j-го НКА, вычисленным по широковещательным эфемеридам (медленная поправка), $\mathbf{1}^{j}$ — единичный вектор, направленный из фазового центра антенны НАП в диапазоне L1 на j-й НКА; c — скорость света (м/с); $j = \overline{1, J}$, J — число НКА (может меняться при обработке);

T^{j} — тропосферная задержка сигнала j-го НКА в приемнике, вычисляется по модели (м);

I^{j} — ионосферная задержка сигнала j-го НКА в диапазоне L1 в приемнике, вычисляется по корректирующей информации от СДКМ (м);

dT_{GPS} — смещение показаний часов приемника относительно показаний часов системы GPS, оценивается (с);

$dt^{j,\text{GPS}} = dt^{j,\text{GPS,EPH}} + \Delta t^{j,\text{GPS}}$ — связанное с ионосферосвободной шкалой измерений смещение показаний часов j-го НКА относительно показаний часов системы GPS (с);

$dt^{j,\text{GPS,EPH}}$ — связанное с ионосферосвободной шкалой измерений смещение показаний часов j-го НКА GPS относительно показаний часов системы GPS, передающееся в широковещательных эфемеридах (с);

$dt^{j,\text{GLO}} = dt^{j,\text{GLO,EPH}} + \Delta t^{j,\text{GLO}}$ — связанное со шкалой измерений ВТ-сигнала смещение показаний часов j-го НКА ГЛОНАСС относительно показаний часов системы ГЛОНАСС (с);

$dt^{j,\text{GLO,EPH}}$ — смещение показаний часов j-го НКА ГЛОНАСС относительно показаний часов системы ГЛОНАСС, передающееся в широковещательных эфемеридах (с);

$\Delta t^{j,\text{GPS}}$, $\Delta t^{j,\text{GLO}}$ — корректирующие поправки СДКМ к смещениям $dt^{j,\text{GPS,EPH}}$, $dt^{j,\text{GLO,EPH}}$ (быстрые поправки СДКМ) (с);

$T_{\text{GD}}^{j} = \dfrac{1}{1-\gamma} b_{\text{P2-P1}}^{j}$ — передаваемый в эфемеридах GPS параметр, связывающий ионосферосвободную шкалу измерений GPS со шкалой измерений сигнала L1 $P(Y)$ GPS (с);

$\gamma = \left(f_1^j\right)^2 / \left(f_2^j\right)^2$;

$b_{\text{P2-P1}}^{j}$ — смещение шкалы времени сигнала L2 $P(Y)$ относительно шкалы времени сигнала L1 $P(Y)$ для j-го НКА GPS (с);

$b_{\text{P1-C/A}}^{j}$ — смещение шкалы времени сигнала L1 $P(Y)$ относительно шкалы времени сигнала L1 C/A для j-го НКА GPS (с) (указано в (1) отдельным параметром для общности модели, в действительности входит в корректирующую поправку СДКМ $\Delta t^{j,\text{GPS}}$);

$e_{\text{L1}}^{j,\text{GPS}}$ и $e_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ — шумы измерений псевдодальностей $\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GPS}}$ и $\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ соответственно (м);

dT_{GLO} — смещение показаний часов приемника относительно показаний часов системы ГЛОНАСС, оценивается (с);

$b_{\text{CT-BT}}^{j}$ — смещение шкалы времени СТ-сигнала относительно шкалы времени ВТ-сигнала для j-го НКА ГЛОНАСС (с) (указано в (2) отдельным параметром для общности модели, в действительности входит в корректирующую поправку СДКМ $\Delta t^{j,\text{GLO}}$);

$\tau_{\text{L1}}^{j,\text{GPS}}$ — аппаратурная задержка сигнала L1 C/A j-го НКА GPS в НАП (с). В случае GPS НКА в диапазоне L1 излучают на одних и тех же несущих частотах, поэтому задержки $\tau_{\text{L1}}^{j,\text{GPS}}$ практически одинаковы для разных j. Как следствие, при решении навигационной задачи эти задержки не ухудшают точность местоопределения и оцениваются в виде линейной комбинации со смещением

показаний часов приемника dT_{GPS} как параметр $dT'_{\text{GPS}} = dT_{\text{GPS}} + \tau_{\text{L1}}^{j,\text{GPS}}$. Поэтому в (1) индекс j в задержках $\tau_{\text{L1}}^{j,\text{GPS}}$ может быть опущен, он оставлен там для общности модели;

$\tau_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ — аппаратурная (межлитерная) задержка СТ-сигнала j-го НКА ГЛОНАСС в приемнике (с).

В случае ГЛОНАСС НКА излучают на разных частотах, поэтому межлитерные задержки $\tau_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ имеют существенно разные значения для разных j. Это различие при решении навигационной задачи не только искажает оценку смещения показаний часов приемника ΔT_{GLO}, но и значительно ухудшает точность местоопределения в ГЛОНАСС. Оценка и учет при обработке в НАП межлитерных задержек с целью снижения их влияния на точность местоопределения потребителя можно назвать калибровкой НАП.

В моделях измерений (1), (2) не приведены систематические смещения, связанные с приливными и гравитационными эффектами, а также со смещениями фазовых центров антенн НКА и НАП. Указанные смещения также следует учитывать в обработке.

Алгоритм вычисления калибровочных поправок

Целью калибровки являются оценка и учет в НАП межлитерных задержек $\tau_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ из модели (2), но непосредственная оценка их абсолютных значений невозможна. Значения межлитерных задержек предлагается оценивать в виде линейной комбинации с медленно меняющимся, но одинаковым для всех НКА ГЛОНАСС смещением (такие оценки можно назвать относительными межлитерными задержками). Данное смещение в результате описанного варианта фильтрации может поддерживаться практически постоянным в течение суток. Калибровка сводится к вычитанию из измерений псевдодальностей ГЛОНАСС таких относительных межлитерных задержек. Это приводит к тому, что в модели (2) для измерений псевдодальностей ГЛОНАСС возникает одинаковое для всех НКА неопределенное смещение, которое не влияет на точность местоопределения и оценивается в виде линейной комбинации со смещением dT_{GLO} по аналогии с системой GPS.

Для формирования оценок относительных межлитерных задержек вначале формируются значения невязок $\Delta\rho_{m,\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ ГЛОНАСС

$$\Delta\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}} = \rho_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}} - \widehat{R}_{\text{L1}}^{j} - \widehat{T}^{j} - \widehat{I}^{j} - c\cdot d\widehat{T}'_{\text{GPS}} + c\cdot dt^{j,\text{GLO}}, \quad (3)$$

где $\widehat{R}_{\text{L1}}^{j}$, $\widehat{T}^{j}$, $\widehat{I}^{j}$, $d\widehat{T}'_{\text{GPS}}$ — полученные в НАП оценки соответствующих величин, $dt^{j,\text{GLO}}$ — известное смещение (требования к точности оценки $\widehat{R}_{\text{L1}}^{j}$ и особенности вычисления оценки $d\widehat{T}'_{\text{GPS}}$ поясняются в следующем разделе). Из (2) для невязок $\Delta\rho_{m,\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ (3) возникает их следующая математическая модель:

$$\Delta\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}} = c\cdot\left(dT_{\text{GLO}} - d\widehat{T}'_{\text{GPS}} + \tau_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}\right) + \varepsilon_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}, \quad (4)$$

где дисперсия $\sigma_{\Delta\rho}^2$ ошибки $\varepsilon_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ вычисляется как сумма дисперсий входящих в (3) слагаемых.

Как видно из (4), невязка $\Delta\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ содержит в себе зашумленную и выраженную в метрах сумму межлитерной задержки $\tau_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ и разности $\left(dT_{\text{GLO}} - d\widehat{T}'_{\text{GPS}}\right)$. Для уменьшения шумовых ошибок невязки $\Delta\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ (4) следует подвергать калмановской фильтрации [9] отдельно для каждого НКА ГЛОНАСС с малым значением шумов прогноза измерений (например, 10^{-9} м) на интервале времени не менее суток. Поскольку $\Delta\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ является скаляром, информационная матрица и матрица прогноза равны 1, а матрицы шумов прогноза и шумов измерений также являются скалярами. Смещение $d\widehat{T}'_{\text{GPS}}$ в приемнике оценивается с учетом поправок СДКМ, которые вычисляются с опорой на установленный во ВНИИФТРИ высокостабильный атомный стандарт частоты. Несмотря на то, что смещающая разность $\left(dT_{\text{GLO}} - d\widehat{T}'_{\text{GPS}}\right)$ — медленно меняющаяся величина, на суточном интервале из-за особенностей работы СДКМ эта разность может заметно изменяться. Для того, чтобы отфильтрованные на длительном интервале времени невязки $\Delta\rho_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$ (4) могли рассматриваться как смещенные на постоянную величину оценки межлитерных задержек $\tau_{\text{L1}}^{j,\text{GLO}}$, предлагается следующий алгоритм фильтрации.

Начиная со 2-й по порядку эпохи (момента обработки) измерений для каждого НКА ГЛОНАСС

вычисляется отличие оценки невязки $\Delta\rho_{\mathrm{L1},i}^{j,\mathrm{GLO}}$ (3) на текущей i-й эпохе обработки от отфильтрованного на предыдущую $(i-1)$-ю эпоху значения:

$$\Delta_i^j = \Delta\rho_{\mathrm{L1},i}^{j,\mathrm{GLO}} - \overline{\Delta\rho_{\mathrm{L1},i-1}^{j,\mathrm{GLO}}} \tag{5}$$

и его дисперсия

$$\left(\sigma_i^j\right)^2 = \left(\sigma_{\Delta\rho,i}^j\right)^2 + \left(\sigma_{\overline{\Delta\rho},i-1}^j\right)^2, \tag{6}$$

где значение $\overline{\Delta\rho_{\mathrm{L1},i-1}^{j,\mathrm{GLO}}}$ является результатом фильтрации на интервале времени от 0 до эпохи $(i-1)$ невязки (3), смещенной на величину оценки взвешенных наименьших квадратов $\Delta_{i-1,\mathrm{LS}}$, которая была вычислена на $(i-1)$-ю эпоху измерений с использованием множества оценок (5) для эпохи $(i-1)$ и дисперсий шумов измерений (6) для эпохи $(i-1)$, $\left(\sigma_{\overline{\Delta\rho},i-1}^j\right)^2$ — оцененная дисперсия отфильтрованного значения $\overline{\Delta\rho_{\mathrm{L1},i-1}^{j,\mathrm{GLO}}}$.

На каждую текущую i-ю эпоху измерений осуществляется оценивание в фильтре Калмана величины $\left(\Delta\rho_{\mathrm{L1},i}^{j,\mathrm{GLO}} - \Delta_{i,\mathrm{LS}}\right)$ с дисперсией шумов измерений $\left(\left(\sigma_{\Delta\rho,i}^j\right)^2 + \left(\sigma_{i,\mathrm{LS}}\right)^2\right)$ и значением шумов прогноза 10^{-9} м, где $\left(\sigma_{i,\mathrm{LS}}\right)^2$ — дисперсия оценки $\Delta_{i,\mathrm{LS}}$. Полученное в результате такой фильтрации значение $\overline{\Delta\rho_{\mathrm{L1},i}^{j,\mathrm{GLO}}}$ является результатом фильтрации на интервале времени от первой до текущей эпохи i величины $\left(\Delta\rho_{\mathrm{L1},i}^{j,\mathrm{GLO}} - \Delta_{i,\mathrm{LS}}\right)$.

Относительные калибровочные значения межлитерных задержек $\tau_{\mathrm{L1}}^{\prime j,\mathrm{GLO}}$ могут быть получены следующим образом:

$$\tau_{\mathrm{L1}}^{\prime j,\mathrm{GLO}} = \overline{\Delta\rho_{\mathrm{L1}}^{j,\mathrm{GLO}}} - \min_j\left\{\overline{\Delta\rho_{\mathrm{L1}}^{j,\mathrm{GLO}}}\right\}, \tag{7}$$

где $\overline{\Delta\rho_{\mathrm{L1}}^{j,\mathrm{GLO}}}$ обозначает результат фильтрации смещенной невязки $\Delta\rho_{\mathrm{L1}}^{j,\mathrm{GLO}}$ (3) по описанному выше алгоритму на длительном интервале, $\min_j\left\{\overline{\Delta\rho_{\mathrm{L1}}^{j,\mathrm{GLO}}}\right\}$ — минимальное значение из числа отфильтрованных смещенных невязок $\Delta\rho_{\mathrm{L1}}^{j,\mathrm{GLO}}$ (3) для всех НКА ГЛОНАСС. Блок-схема вышеописанного алгоритма представлена на рис. 1, где $i_{\max}$ — пороговое значение для количества эпох (например, на сутках), после которого ошибки относительных межлитерных задержек $\tau_{\mathrm{L1}}^{\prime j,\mathrm{GLO}}$ становятся достаточно малыми.

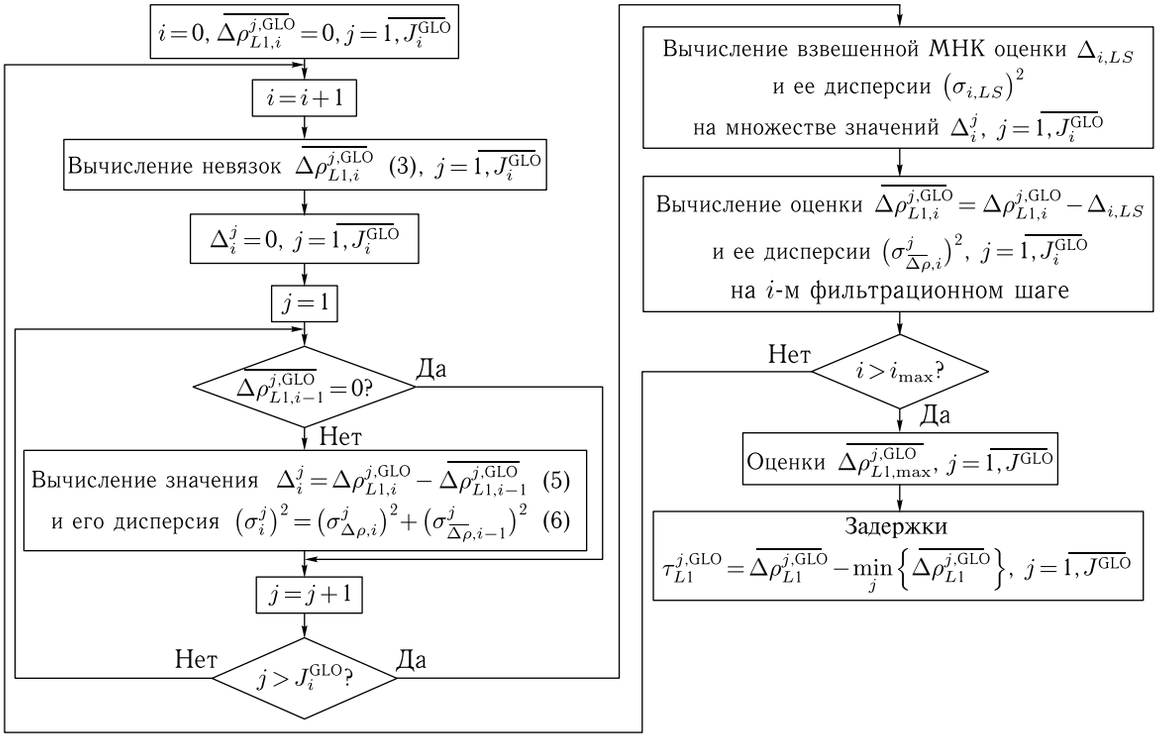

Рис. 1. Блок-схема используемого алгоритма

Предполагается, что потребитель СДКМ-поправок оценивает относительные межлитерные задержки ГЛОНАСС для данной НАП на суточном интервале времени, после чего оцененные межлитерные задержки применяются в данной НАП как известные значения в режиме реального времени при работе с СДКМ-поправками. Сама калибровка осуществляется путем вычитания вычисленных относительных межлитерных задержек (7) из измерений псевдодальностей (2). Необходимо раздельное вычисление относительных межлитерных задержек НАП для ВТ- и СТ-сигналов ГЛОНАСС, т. к. их различия могут достигать уровня нескольких метров [6].

Условия применения предложенного алгоритма калибровки

Необходимо выполнение следующих условий для применения описанного алгоритма.

1. Наличие в обработке как минимум одного НКА GPS для возможности получения оценки $d\widehat{T}'_{\mathrm{GPS}}$ при известных высокоточных координатах НАП либо не менее четырех НКА GPS при неизвестных высокоточных координатах НАП. Возможно два варианта калибровки совмещенной GPS/ГЛОНАСС НАП потребителем СДКМ по приведенному алгоритму. В первом варианте высокоточные координаты НАП считаются известными и неизменными, и поэтому оценки геометрических дальностей R^j_{L1} в (3) вычисляются относительно этих известных координат. Оценка смещения $d\widehat{T}'_{\mathrm{GPS}}$ может быть получена усреднением остаточных невязок измерений (1) после учета всех известных величин (в предельном случае наличия одного НКА GPS оценка $d\widehat{T}'_{\mathrm{GPS}}$ равна его остаточной невязке). Во втором варианте НАП может находиться в покое либо в движении, а геометрические дальности R^j_{L1} в (3) при калибровке вычисляются относительно оцененных с корректирующими поправками СДКМ координат НАП. При этом необходимо не менее четырех НКА GPS для решения навигационной задачи и вычисления оценки $d\widehat{T}'_{\mathrm{GPS}}$ независимо от ГЛОНАСС. Однако наиболее логично в этом случае существенно (например, на $(3\text{ м})^2$) увеличить дисперсию шумов измерений ГЛОНАСС и использовать их в обработке совместно с измерениями GPS так, чтобы основной вклад в точность предварительного местоопределения, осуществляемого в рамках калибровки, вносился измерениями GPS.

2. Калибровочные значения межлитерных задержек могут применяться в НАП только в том случае, если используемая им ЭВИ (например, широковещательная ЭВИ, либо широковещательная ЭВИ в комбинации с поправками СДКМ, либо высокоточная ЭВИ в случае работы в апостериорном режиме) соответствует той ЭВИ, которая использовалась при расчете указанных поправок. Только в этом случае выражение (4) для фильтруемых невязок справедливо. Это означает, что межлитерные задержки, рассчитанные по приведенному алгоритму с использованием СДКМ-поправок, некорректно применять при работе НАП в автономном режиме (т. е. без поправок СДКМ). Аналогично межлитерные задержки, вычисленные в апостериорном режиме при использовании высокоточной ЭВИ, некорректно в дальнейшем применять при использовании СДКМ-поправок в режиме реального времени. При расчете межлитерных задержек в апостериорном режиме рекомендуется использовать высокоточную ЭВИ для НКА GPS и ГЛОНАСС, вычисленную при использовании одной и той же опорной станции (предпочтительна ЭВИ для GPS и ГЛОНАСС от одного поставщика).

Известен подход, при котором оценка высокоточной ЭВИ ГЛОНАСС осуществляется для разнородной сети станций с приемниками разных производителей. Точность местоопределения НАП (без калибровки межлитерных задержек) при применении данной ЭВИ будет тем выше, чем ближе реальные межлитерные задержки данной НАП к задержкам некой средней виртуальной НАП, межлитерные задержки которой усреднены по всем НАП используемой сети.

Сглаживание измерений псевдодальностей

В системах SBAS используется сглаживание измерений псевдодальностей псевдофазовыми измерениями [10, 11]. В известных алгорит-

мах сглаживания измерений [12, 13] при работе в одночастотном режиме длительность окна сглаживания ограничивается вследствие непрерывного нарастания различия в ионосферных задержках, присутствующих в измерениях псевдодальностей и псевдофаз (англ. Code-carrier divergence effect). Это приводит к значительному остаточному влиянию шумов псевдодальности на сглаженные по этим алгоритмам измерения и, как следствие, ухудшению точности местоопределения НАП. При местоопределении одночастотного потребителя с поправками СДКМ предлагается использовать следующий модифицированный алгоритм сглаживания измерений псевдодальностей ГЛОНАСС и GPS. За счет использования информации об ионосферных задержках из поправок СДКМ этот алгоритм компенсирует воздействие меняющихся ионосферных задержек и позволяет увеличить интервал сглаживания для снижения влияния кодовых шумов и эффекта многолучевости на результат сглаживания.

1. Вычисляется следующая смещенная оценка неоднозначности псевдофазовых измерений A^j_{L1} и ее дисперсия σ^2_A:

$$A^j_{\mathrm{L1}} = 2\cdot\widehat{I}^j - \left(\rho^j_{\mathrm{L1}} - \varphi^j_{\mathrm{L1}}\right) = N^j_{\mathrm{L1}} + B^{j,\rho\varphi}_{\mathrm{L1}},$$
$$\sigma^2_A = 2^2\cdot\sigma^2_{\widehat{I}} + \sigma^2_\rho + \sigma^2_\varphi, \qquad (8)$$

где $\widehat{I}^j$ — ионосферная задержка сигнала j-го НКА, вычисленная НАП с использованием поправок СДКМ с данными о сетке вертикальных ионосферных задержек (м), N^j_{L1} — целочисленная неоднозначность измерения псевдофазы φ^j_{L1} j-го НКА (м), $B^{j,\rho\varphi}_{\mathrm{L1}}$ — сумма аппаратурных задержек псевдодальности ρ^j_{L1} и псевдофазы φ^j_{L1} (м), $\sigma^2_{\widehat{I}}$ — дисперсия ионосферной задержки $\widehat{I}^j$ (м^2), σ^2_ρ и σ^2_φ — дисперсии измерений псевдодальности ρ^j_{L1} и псевдофазы φ^j_{L1} соответственно (м^2).

2. Величину A^j_{L1} (8) для каждого НКА по отдельности следует фильтровать в фильтре Калмана со значением шумов прогноза измерений порядка 10^{-5} (м) на всем интервале видимости НКА. Сглаженное значение одночастотной ионосферосвободной псевдодальности $\overline{\rho^j_{\mathrm{L1}}}$ и ее дисперсии $\sigma^2_{\overline{\rho}}$ вычисляется как

$$\overline{\rho^j_{\mathrm{L1}}} = \varphi^j_{\mathrm{L1}} + \widehat{I}^j - \overline{A^j_{\mathrm{L1}}}, \quad \sigma^2_{\overline{\rho}} = \sigma^2_\varphi + \sigma^2_{\widehat{I}} + \sigma^2_{\overline{A}}, \qquad (9)$$

где $\overline{A^j_{\mathrm{L1}}}$ — отфильтрованное значение A^j_{L1} (м), $\sigma^2_{\overline{A}}$ — дисперсия $\overline{A^j_{\mathrm{L1}}}$ (м^2). В (9) компенсируются аппаратурные задержки измерений псевдофазы и остаются только сглаженные кодовые аппаратурные задержки.

Результаты определения и применения калибровочных поправок

На рис. 2 приведена гистограмма выраженных в метрах относительных межлитерных задержек $\tau'^{j,\mathrm{GLO}}_{\mathrm{L1}}$ (7), оцененных совмещенной GPS/ГЛОНАСС НАП СДКМ в п.г.т. Менделеево по предложенному алгоритму. Оценка производилась на суточном интервале; координаты НАП считались известными с точностью 1–2 см; общее систематическое смещение устранено относительно НКА с номером точки 6; для НКА ГЛОНАСС с номером точки 12 поправки СДКМ не передавались.

Можно выделить три способа проверки предложенного алгоритма калибровки.

1. НКА GPS в диапазоне L1 излучают на одних и тех же несущих частотах, поэтому задержки $\tau^{j,\mathrm{GPS}}_{\mathrm{L1}}$ в модели (1) одинаковы для разных НКА j. Таким образом, калибровочные значения относительных межлитерных задержек $\tau'^{j,\mathrm{GPS}}_{\mathrm{L1}}$, вычисленные по описанному алгоритму для НКА GPS по аналогии с $\tau'^{j,\mathrm{GLO}}_{\mathrm{L1}}$ (7), должны давать одинаковые значения. На рис. 3 приведена гистограмма выраженных в метрах относительных межлитерных задержек $\tau'^{j,\mathrm{GPS}}_{\mathrm{L1}}$, вычисленных на суточном интервале для приемника станции СДКМ в п.г.т. Менделеево.

Из рис. 3 видно, что указанные задержки распределены относительно нуля с отклонениями, не превышающими 0,1–0,13 м. Это с точностью до небольших ошибок обработки подтверждает равенство в НАП межлитерных задержек для НКА GPS и является косвенной проверкой справедливости исходных утверждений, лежащих в основе предложенного алгоритма вычисления калибровочных поправок.

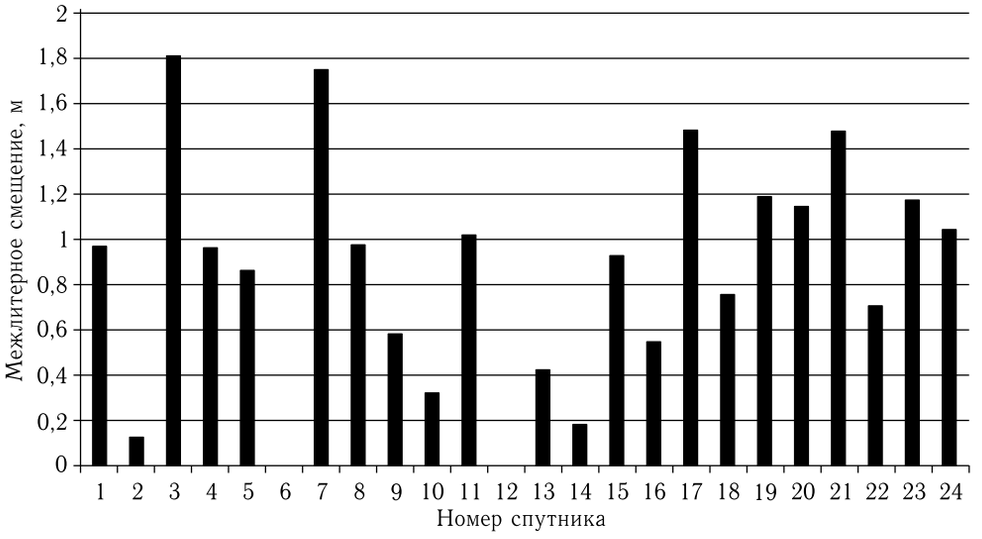

Рис. 2. Относительные межлитерные задержки ГЛОНАСС, оцененные потребителем для станции СДКМ в п.г.т. Менделеево на суточном интервале, м

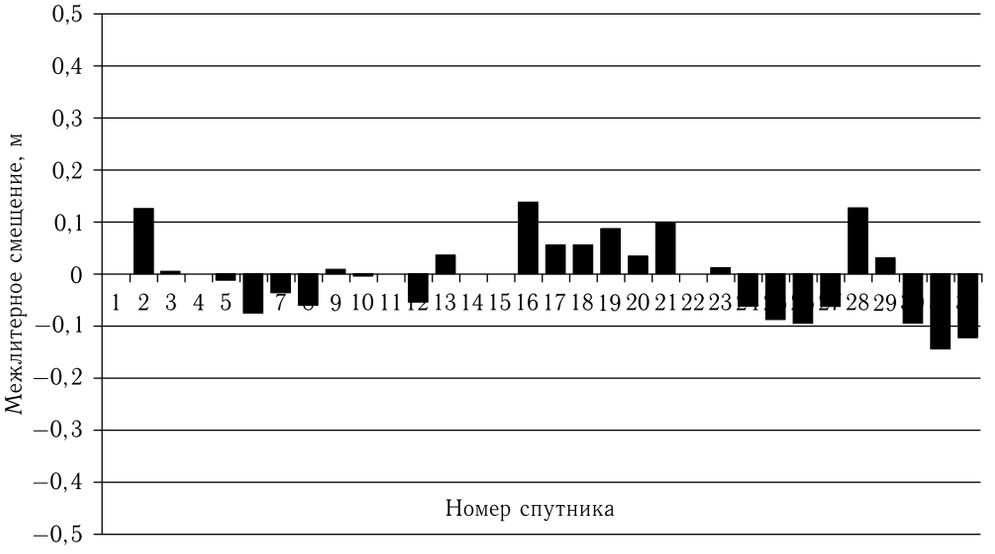

Рис. 3. Относительные межлитерные задержки GPS, оцененные в НАП для станции СДКМ в п.г.т. Менделеево на суточном интервале, м

2. В ГЛОНАСС используются так называемые НКА-антиподы с одинаковыми литерами (однолитерные КА), излучающие сигналы на одинаковых частотах. Косвенным признаком правильно оцененных относительных межлитерных задержек является их равенство для НКА с одинаковыми литерами. На гистограммах рис. 4–6 относительные межлитерные задержки сгруппированы по НКА с одинаковыми литерами. На рис. 4 приведены данные гистограммы, аналогичной рис. 2 для суточного решения по измерениям НАП станции СДКМ в п.г.т. Менделеево.

На рис. 5 приведены аналогичные данные, но для случая оценки относительных межлитерных задержек на сетевой стороне СДКМ.

Отличие процесса оценки на сетевой стороне СДКМ состоит в том, что при этом отсутствует необходимость интерполировать ионосферные данные по данным сетки вертикальных ионосферных задержек (в сетевом решении доступны двухча-

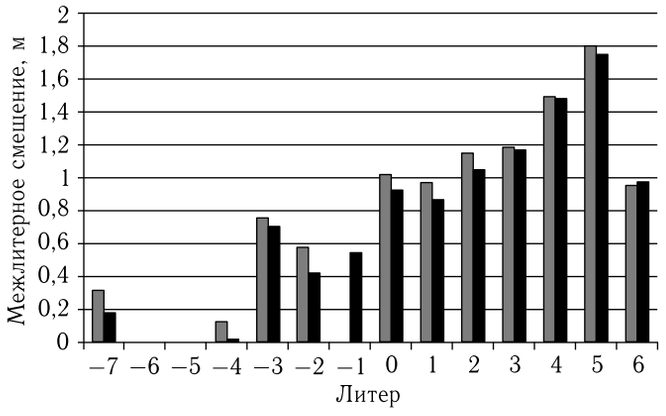

Рис. 4. Относительные межлитерные задержки ГЛОНАСС, оцененные потребителем для станции СДКМ в п.г.т. Менделеево

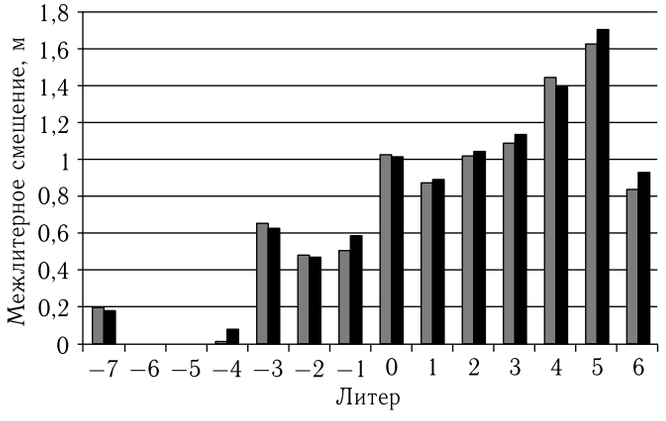

Рис. 5. Относительные межлитерные задержки ГЛОНАСС, оцененные на сетевой стороне СДКМ для станции в п.г.т. Менделеево

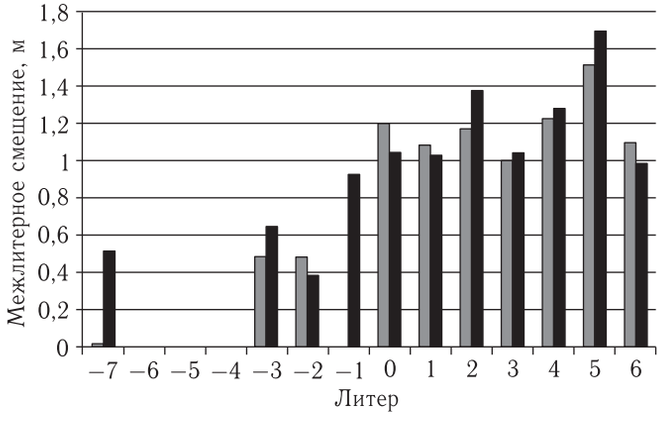

Рис. 6. Относительные межлитерные задержки ГЛОНАСС, оцененные в апостериорной режиме по высокоточной ЭВИ от ИАЦ для станции в п.г.т. Менделеево

стотные измерения), а также в использовании метеодатчиков на станциях для вычисления тропосферной задержки. Кроме того, в процессе оценки относительных калибровочных межлитерных задержек ГЛОНАСС НАП использует корректирующие поправки СДКМ, разрешающая способность которых составляет величину 0,125 м [1]. Это означает, что переданные от сети потребителю указанные поправки могут содержать ошибку округления величиной до 0,0625 м. Указанная ошибка округления приводит к незначительному ухудшению точности оцениваемых относительных межлитерных задержек в НАП по сравнению со случаем оценки указанных задержек на сетевой стороне, где отсутствуют ограничения на разрешающую способность поправок. Этим объясняется более высокая согласованность оцененных задержек для однолитерных НКА ГЛОНАСС (рис. 4, 5, табл. 1). Отдаленное сходство с линейной зависимости относительных межлитерных задержек от частоты на рис. 4, 5 случайно, по нескольким десяткам приемников линейной зависимости от частоты не выявлено. На рис. 6 приведены данные гистограммы, аналогичной рис. 2 для случая апостериорной оценки относительных межлитерных задержек по высокоточной ЭВИ от Информационно-аналитического центра координатно-временного и навигационного обеспечения (ИАЦ КВНО) ФГУП ЦНИИмаш [14].

При этом использовались финальные (наиболее точные) файлы поправок *.clk и *.sp3 от ИАЦ КВНО, файлы межчастотных и межсигнальных смещений формата *.bsx, финальные ионосферные данные от IGS, недельные измерения RINEX частотой 30 с и файл формата ANTEX для компенсации смещений фазового центра антенн НКА и приемника. Кроме того, был осуществлен переход от ионосферо-свободной шкалы измерений ВТ-сигналов ГЛОНАСС в используемой высокоточной ЭВИ к шкале одночастотных измерений СТ-сигнала ГЛОНАСС. На рис. 6 видны значительные расхождения в оценках относительных межлитерных задержек для НКА с одинаковыми литерами по сравнению с рис. 5.

С целью дополнительной проверки (чтобы исключить возможные ошибки, связанные с переходом к шкале одночастотных измерений СТ-сигнала

Таблица 1. Разницы оцененных относительных межлитерных задержек (абсолютные значения, м)

Литера НКА ГЛОНАСС	Номера точек НКА ГЛОНАСС	Оценка НАП в режиме реального времени			Оценка на сетевой стороне СДКМ в режиме реального времени			Оценка в апостериорном режиме при использовании высокоточной ЭВИ от ИАЦ КВНО		
		«МЕН»	«СП»	«НОВ»	«МЕН»	«СП»	«НОВ»	«МЕН»	«СП»	«НОВ»
−7	10, 14	0,1363	0,2345	0,0749	0,0134	0,0277	0,0108	0,5102	0,5184	0,5315
−4	2, 6	0,1236	0,0615	0,068	0,079	0,1692	0,0259	—	—	—
−3	18, 22	0,0451	0,0396	0,038	0,0233	0,0141	0,0751	0,1682	0,1641	0,1329
−2	9, 13	0,1596	0,0394	0,185	0,0084	0,1376	0,1874	0,0937	0,0113	0,0077
−1	12,16	—	0,0207	0,027	0,0736	0,0727	0,0549	—	—	—
0	11,15	0,0878	0,1197	0,021	0,005	0,0631	0,0602	0,1534	0,1843	0,2176
1	1, 5	0,1033	0,0786	0,148	0,0138	0,1215	0,1149	0,0559	0,1364	0,1111
2	20, 24	0,1049	0,2008	0,031	0,0255	0,0363	0,0082	0,2107	0,2245	0,2226
3	19, 23	0,0171	0,1169	0,008	0,0341	0,1434	0,0755	0,0419	0,0451	0,0397
4	17, 21	0,0062	0,0858	0,06	0,0349	0,0442	0,0098	0,0528	0,0738	0,0227
5	3, 7	0,0586	0,1059	0,046	0,0726	0,038	0,0021	0,1851	0,1867	0,1747
6	4, 8	0,0131	0,0964	0,18	0,087	0,0296	0,0855	0,1082	0,0936	0,066

ГЛОНАСС) по высокоточной ЭВИ от ИАЦ КВНО также были вычислены относительные межлитерные задержки для ионосферосвободной шкалы измерений ВТ-сигналов ГЛОНАСС. Однако расхождение оцененных относительных межлитерных задержек для НКА с одинаковыми литерами также оказалось значительно больше, чем для случая оценки НАП и на сетевой стороне СДКМ (рис. 5). Это говорит о том, что в высокоточной ЭВИ от ИАЦ КВНО (в поправках к показаниям спутниковых часов) имеются неучтенные смещения.

В табл. 1 приведены абсолютные значения разниц оцененных относительных межлитерных задержек в метрах для НКА с одинаковыми литерами для трех описанных вариантов оценки относительных межлитерных задержек НАП в п.г.т. Менделеево («МЕН»), в г. Санкт-Петербурге («СП») и в г. Новосибирске («НОВ»): оценка НАП по приведенному алгоритму, оценка на сетевой стороне СДКМ по приведенному алгоритму, оценка в апостериорном режиме при использовании ЭВИ от ИАЦ.

3. Сравнение точности местоопределения потребителя с использованием оцененных значений относительных межлитерных задержек ГЛОНАСС и без него. На рис. 7 показан график ошибок местоопределения НАП по ГЛОНАСС в плане (график типа «мишень») на суточном интервале для случаев использования («Приемник откалиброван») и неиспользования («Нет калибровки») оцененных НАП по описанному выше алгоритму относительных межлитерных задержек ГЛОНАСС $\tau_{L1}^{\prime j,GLO}$ (7) для станции СДКМ в п.г.т. Менделеево.

В табл. 2 приведены статистические характеристики ошибки местоопределения для приемников трех станций СДКМ, усредненной на суточном интервале («МЕН», «СП», «НОВ»; МО — математическое ожидание, СКО — среднеквадра-

Таблица 2. Статистические характеристики ошибки местоопределения (ошибка в плане по уровню 2 СКО)

		«МЕН»			«СП»			«НОВ»		
		E	N	U	E	N	U	E	N	U
Отсутствие калибровки	МО, м	−0,011	0,007	−0,182	−0,049	0,021	−0,002	0,022	−0,006	−0,237
	СКО, м	0,297	0,446	0,740	0,276	0,320	0,550	0,229	0,234	0,504
	Ошибка в плане, м	1,072			0,852			0,657		
Приемник откалиброван	МО, м	0,016	0,022	−0,14	−0,019	−0,001	−0,1	0,024	0,004	0,255
	СКО, м	0,114	0,115	0,266	0,151	0,153	0,331	0,119	0,125	0,255
	Ошибка в плане, м	0,329			0,431			0,35		

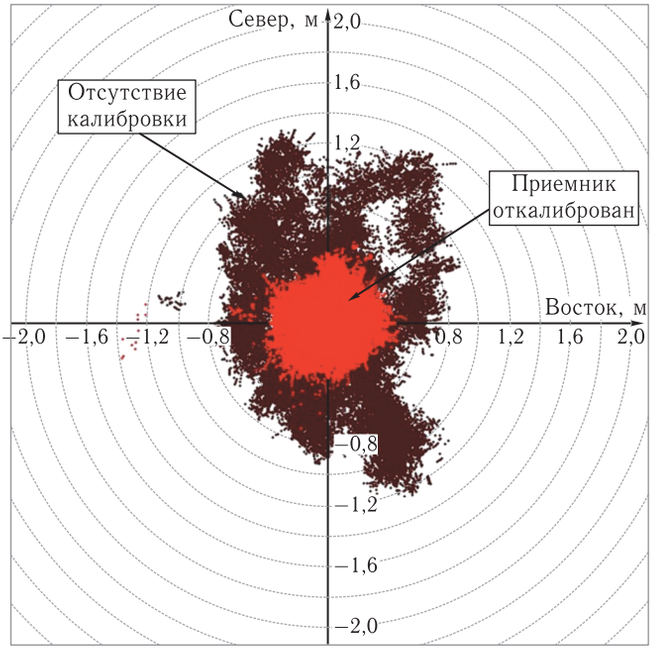

Рис. 7. График ошибок местоопределения НАП в плане на суточном интервале (станция СДКМ в г. Менделеево), м

тичное отклонение, ошибка в плане по уровню 2 СКО). Как видно, имеет место значительное повышение точности местоопределения за счет применения калибровки. Из рис. 7 также видно, что связанная с относительными межлитерными задержками ГЛОНАСС ошибка местоопределения НАП в течение суток меняется в значительных пределах. Это связано с изменением в течение суток видимого НАП созвездия НКА ГЛОНАСС, по которому усредняется нескомпенсированная межлитерная задержка. При местоопределении использовалось усреднение оцененных относительных межлитерных задержек по НКА с одинаковыми литерами.

Малые разницы оцененных по приведенному алгоритму относительных межлитерных задержек для НКА с одинаковыми литерами (рис. 4, 5, табл. 1), а также существенное повышение точности местоопределения за счет применения оцененных относительных межлитерных задержек (рис. 7, табл. 2) подтверждают корректность разработанного алгоритма калибровки НАП для ГЛОНАСС. Приведенные на рис. 2–5, 7 результаты получены при работе НАП, использующей СДКМ-поправки в режиме реального времени. При этом оцененные НАП на суточном интервале относительные межлитерные задержки с целью анализа эффективности калибровки применялись как известные значения через несколько дней после оценки также в режиме реального времени при работе с СДКМ-поправками. При этом исключается возможность автоматической компенсации каких-либо неучтенных при оценке относительных межлитерных задержек смещений при их мгновенном применении в НАП.

Заключение

Кодовые межлитерные задержки ГЛОНАСС существенно снижают точность местоопределения потребителя, использующего СДКМ-поправки, т. к. не могут оцениваться в виде комбинации

со смещениями показаний часов приемника по аналогии с GPS.

Предложенный алгоритм позволяет потребителю СДКМ с совмещенным GPS/ГЛОНАСС-приемником, самостоятельно оценивать относительные межлитерные задержки ГЛОНАСС и применять их в режиме реального времени. Показано, что в результате точность местоопределения НАП, использующей поправки СДКМ, существенно повышается. Основное необходимое условие применения описанного алгоритма — наличие измерений по НКА GPS, что не является серьезным ограничением, т. к. система СДКМ предполагает наличие таковых [1]. Положительный эффект от применения оцененных относительных межлитерных задержек ГЛОНАСС существенно зависит от используемой ЭВИ и формата работы. Таким образом, данные задержки должны применяться в НАП при тех же условиях, в которых они были оценены.

Список литературы

1. Интерфейсный контрольный документ СДКМ, редакция 1, 2012 г.
2. *Shi Chuang*, *Yi Wenting*, *Song Weiwei*, *Lou Yidong*, *Yao Yibin*, *Zhang Rui*. GLONASS pseudorange inter-channel biases and their effects on combined GPS/GLONASS precise point positioning // GPS Solutions, 2013, vol. 17, P. 439–451.
3. *Wanninger L.* Carrier-phase inter-frequency biases of GLONASS receivers // J. Geod 2012, vol. 86 (2). P. 139–148.
4. *Yamanda H.*, *Takasu T.*, *Kubo N.*, *Yasuda A.* Evaluation and calibration of receiver inter-channel biases for RTK-GPS/GLONASS. In: proceedings of ION GNSS-2010. Institute of Navigation, Portland, Oregon, 2010. P. 1580–1587.
5. *Вовасов В. Е.*, *Чунин Д. Н.* Устранение смещений взвешенных разностей псевдодальностей, полученных двухчастотным приемником СРНС GPS + ГЛОНАСС // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 4. С. 15–23.
6. *Жуков А. Н.*, *Зотов С. М.*, *Тупицын И. Н.*, *Ченин Д. Ю.* Повышение точности навигационных определений потребителей ГЛОНАСС с использованием калибровочных поправок к измерениям псевдодальности, рассчитанных в системе высокоточного определения эфемерид и временных поправок. Радионавигационные технологии / Под ред. А. И. Перова. М: Радиотехника, 2016. 146 с.
7. *Sleewaegen J. M.*, *Simsky A.*, *de Wilde W.*, *Boon F.*, *Willems T.* Demystifying GLONASS inter-frequency carrier phase biases // Inside GNSS, 2012, vol. 7 (3). P. 57–61.
8. *Kozlov D.*, *Tkachenko M.*, *Tochilin A.* Statistical Characterization of Hardware Biases in GPS + GLONASS Receivers, Proceedings of ION GPS, 2000. P. 817–826.
9. *Mohinder S. Grewal*, *Angus P. Andrews*. Kalman Filtering: Theory and Practice with MATLAB. 4th Edition.
10. *Shau-Shiun Jan*, *Shih-Chieh Lu*. Implementation and Evaluation of the WADGPS System in the Taipei Flight Information Region. Sensors (Basel, Switzerland), 2010, 10. P. 2995–3022. 10.3390/s100402995.
11. *Tsai Yeou-Jyh*. Wide Area Differential Operation of the Global Positioning System: Ephemeris and Clock Operations. Ph. D. Dissertation, Stanford University, August 1999.
12. *Антонович К. М.* Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии: В 2 т. Т. 1. / К. М. Антонович. М.: ФГУП «Картгеоцентр», 2005. 334 с.
13. *Hofmann-Wellenhof B.*, *Lichtenegger H.*, *J. Collins*. Global Positioning System Theory and practice. Viena: Springer, 2001.
14. Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения (ИАЦ КВНО ФГУП ЦНИИмаш) https://www.glonass-iac.ru (Дата обращения: 21.08.2019).

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 15–22

КОСМИЧЕСКИЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ И ПРИБОРЫ. РАДИОЛОКАЦИЯ И РАДИОНАВИГАЦИЯ

УДК 621.396.98:629.783 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.15.22

Выбор спутников ГЛОНАСС для снижения погрешности определения плановых координат

В. Б. Пудловский, *к.т.н., pudlovskiy@vniiftri.ru*
ФГУП «ВНИИФТРИ», Менделеево, Московская обл., Российская Федерация

Аннотация. Представлен анализ вклада систематических погрешностей измерений псевдодальностей на точность определения плановых координат (в плоскости горизонта потребителя) по сигналам системы ГЛОНАСС и критерии минимизации этой составляющей.

Точность оценки координат (в том числе плановых) в навигационной аппаратуре потребителей обычно оценивается в предположении отсутствия смещений и корреляции ошибок в измерениях псевдодальностей. Для этих условий в качестве основного критерия априорной оценки погрешностей координат обычно используется только геометрический фактор. На практике для определения координат потребителя часто применяют алгоритмы на основе метода наименьших квадратов для обработки измерений по всем видимым спутникам. Такая идеализация погрешностей измерений псевдодальностей приводит к субоптимальным результатам.

Предложены критерии выбора навигационных космических аппаратов ГЛОНАСС для минимизации (компенсации) систематических составляющих погрешности плановых координат, определяемых на основе метода наименьших квадратов. Максимальный эффект такой компенсации достигается при совпадении абсолютной величины погрешностей в измерениях псевдодальностей в каждой паре спутников и при центрально-симметричном положении двух или более пар спутников в проекции на плоскость горизонта.

Приведены результаты проверки эффекта отбора спутников при обработке реальных измерений псевдодальностей по сигналам системы ГЛОНАСС.

Предложенные критерии отбора спутников могут быть использованы в новых алгоритмах определения координат в абсолютном режиме, учитывающих смещение и корреляцию ошибок измерений псевдодальностей.

Ключевые слова: навигационная аппаратура, систематическая погрешность, плановые координаты

Selection of GLONASS Satellites to Reduce the Error in Plane Coordinates Determination

V. B. Pudlovskiy, *Cand. Sci. (Engineering), pudlovskiy@vniiftri.ru*
Federal State Unitary Enterprise "National Research Institute for Physicotechnical and Radio Engineering Measurements" (FSUE "VNIIFTRI"), Mendeleevo, Moscow region, Russian Federation

Abstract. The paper presents the analysis of the influence of systematic errors of pseudorange measurements on the accuracy of determination of plane coordinates (in the consumer's horizontal plane) by the signals of the GLONASS system, as well as criteria of minimization of this component.

Accuracy of coordinate estimation (including the plane ones) in the user navigation equipment is usually made in the assumption that there is no shifts and error correlations in the pseudorange measurements. For these conditions, usually only geometric factor is employed as the main criterion of a priory estimate. In practice, to determine user coordinates one usually applies algorithms based on the least square method to process measurements by all visible satellites. Such error idealization of pseudorange measurements leads to suboptimal results.

The article offers selection criteria of GLONASS navigation spacecraftto minimize (compensate for) systematic components of errors of plane coordinates determined by the least square method. The maximum effect of such compensation is achieved when there is coincidence of the absolute value of errors in pseudorange measurements in each pair of satellites and centrally symmetrical position of two or more satellite pairs in the projection onto the horizontal plane.

The results of verification of the effect of satellite selection when processing real pseudorange measurements by GLONASS signals are given.

The offered criteria for satellite selection can be used in new algorithms for determination of coordinates in the absolute mode taking into account shift and correlation of errors of pseudorange measurements.

Keywords: navigation equipment,systematic error, plane coordinates

Введение

Точность оценки координат и высоты, полученных в навигационной аппаратуре потребителей (НАП) только по сигналам глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) без привлечения дополнительной информации, т. е. в абсолютном режиме, является одной из важнейших метрологических характеристик этого средства измерений [1].

Точность координат обычно оценивается в предположении, что погрешности измерений псевдодальностей до навигационных космических аппаратов (НКА) одинаково распределены по нормальному закону с нулевым средним и не коррелированы между собой [2–4]. Для этих условий в качестве основного критерия априорной оценки погрешностей координат обычно используется только геометрический фактор (ГФ) [1–7]. Однако такая идеализация погрешностей измерений псевдодальностей не всегда оправдана.

Даже для измерений по сигналам НКА одной ГНСС, прежде всего системы ГЛОНАСС, наиболее значимые составляющие бюджета эквивалентной погрешности дальности имеют распределение, отличное от нормального, и ненулевое среднее значение [6]. Это подтверждается эффективностью различных дифференциальных и относительных методов навигации [2, 4].

Для повышения точности НАП в абсолютном режиме определения координат актуально использование методов, снижающих влияние систематических погрешностей измерений псевдодальностей без привлечения дополнительной информации.

Постановка задачи

В ряде алгоритмов обработки измерений псевдодальностей, реализованных в НАП, прежде всего отечественных разработчиков, значение ГФ вообще не используется для выбора НКА (режим «all in view»). При этом для определения координат потребителя часто применяют алгоритмы на основе метода наименьших квадратов (МНК) для обработки измерений по всем видимым НКА.

Как известно, целью решения навигационной задачи (НЗ) в НАП является определение вектора состояния (ВС) потребителя $\mathbf{x}$ (координаты и высота антенны приемника, а также оценка смещения шкалы времени приемника относительно системной шкалы) по результатам измерения псевдодальностей R_j не менее чем до четырех НКА ($j = 1 \ldots \ldots n$, $n \geqslant 4$). Векторная форма записи этих измерений после линеаризации в окрестности истинного значения $\mathbf{x}$ имеет следующий вид [2, 3]:

$$\mathbf{y} = \mathbf{G}\mathbf{x} + \boldsymbol{\varepsilon}, \tag{1}$$

где $y_j = R_j - \rho_j - d_j$ — результат измерения псевдодальности до j-го НКА с учетом коррекции на величину априорной дальности ρ_j до этого спутника и суммы различных моделируемых поправок d_j;

$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} a_1 & b_1 & g_1 & 1 \\ a_2 & b_2 & g_2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ a_n & b_n & g_n & 1 \end{bmatrix} = [\mathbf{a}\ \mathbf{b}\ \mathbf{g}\ \mathbf{1}]$ — матрица частных производных псевдодальностей по элементам ВС;

$\boldsymbol{\varepsilon}$ — вектор ошибок измерений, для которого обычно определяют среднее значение $\mathbf{r} = \mathrm{E}[\boldsymbol{\varepsilon}]$ и матрицу дисперсий $\mathbf{C} = \mathrm{E}\left[\boldsymbol{\varepsilon}^\top \boldsymbol{\varepsilon}\right]$.

Рассмотрим типовой алгоритм решения НЗ по алгоритму МНК для числа измерений более 4 следующего вида [3]:

$$\widehat{\mathbf{x}} = \left(\mathbf{G}^\top \mathbf{G}\right)^{-1} \mathbf{G}^\top \mathbf{y}, \tag{2}$$

где $\widehat{\mathbf{x}}$ — оценка ВС по алгоритму МНК.

Из уравнений (1) и (2) погрешность оценки ВС можно записать в виде

$$\widehat{\mathbf{x}} - \mathbf{x} = \left(\mathbf{G}^\top \mathbf{G}\right)^{-1} \mathbf{G}^\top \boldsymbol{\varepsilon}. \tag{3}$$

Часто принимают гипотезу об отсутствии систематических погрешностей в измерениях (1), полагая нулевым среднее значение $\boldsymbol{\varepsilon}$:

$$\mathbf{r} = \mathrm{E}[\boldsymbol{\varepsilon}] = 0.$$

С учетом этого допущения оценка ВС также будет несмещенной, что следует из (3):

$$\Delta = \mathrm{E}\left[\widehat{\mathbf{x}} - \mathbf{x}\right] = \left(\mathbf{G}^\top \mathbf{G}\right)^{-1} \mathbf{G}^\top \mathbf{r} = 0, \tag{4}$$

где $\boldsymbol{\Delta} = \begin{bmatrix} \Delta_1 & \Delta_2 & \Delta_3 & \Delta_4 \end{bmatrix}^\top$ — вектор средних значений ошибок оценки ВС.

В топоцентрической (локальной) системе координат его компоненты имеют следующий смысл:

$\Delta_1 = \mathrm{E}\left[\widehat{x}_1 - x_1\right]$ — среднее значение ошибки по долготе,

$\Delta_2 = \mathrm{E}\left[\widehat{x}_2 - x_2\right]$ — среднее значение ошибки по широте,

$\Delta_3 = \mathrm{E}\left[\widehat{x}_3 - x_3\right]$ — среднее значение ошибки по высоте,

$\Delta_4 = \mathrm{E}\left[\widehat{x}_4 - x_4\right]$ — среднее значение ошибки оценки смещения шкалы времени НАП относительно системной шкалы ГНСС.

Заметим также, что через диагональные элементы q_{ii} матрицы $\left(\mathbf{G}^\top\mathbf{G}\right)^{-1}$ часто определяют и значения ГФ, например, в следующем виде [1, 3]:

$$\begin{aligned} GDOP &= \left(\mathrm{tr}\left[\left(\mathbf{G}^\top\mathbf{G}\right)^{-1}\right]\right)^{0,5} = \\ &= \left(q_{11}+q_{22}+q_{33}+q_{44}\right)^{0,5}, \\ PDOP &= \left(q_{11}+q_{22}+q_{33}\right)^{0,5}, \\ HDOP &= \left(q_{11}+q_{22}\right)^{0,5}, \end{aligned} \tag{5}$$

где *GDOP* — общий ГФ решения НЗ; *PDOP* — ГФ для положения в трехмерном пространстве; *HDOP* — ГФ для положения в плоскости горизонта.

Анализ бюджета погрешностей измерения псевдодальностей показывает, что условие $\mathbf{r} = 0$ редко выполняется на практике, особенно для непродолжительных по времени сеансов определения координат с помощью НАП.

Отсюда следует, что выполнение (4) для $\mathbf{r} \neq 0$ возможно только путем определения элементов матрицы $\mathbf{G}$. Тогда цель можно сформулировать следующим образом: для решения НЗ необходимо определить такую конфигурацию НКА, которая обеспечит минимальное смещение оцениваемых компонент ВС при наличии некоторой информации о компонентах $\mathbf{r} \neq 0$.

Теория

Отметим, что если решение (2) существует, то

$$\left(\mathbf{G}^\top\mathbf{G}\right)^{-1} \neq 0.$$

Тогда условие (4) для $\mathbf{r} \neq 0$ может формально быть выполнено, если

$$\mathbf{G}^\top\mathbf{r} = \left[\mathbf{a}\ \mathbf{b}\ \mathbf{g}\ \mathbf{1}\right]^\top\mathbf{r} = 0.$$

Очевидно, что для $\mathbf{r}$, отличного от нуля, его проекции на оси 4-мерного пространства определяемых координат не могут быть одновременно нулевыми.

По этой причине далее ограничимся поиском условий, при которых возможна компенсация систематических ошибок измерений псевдодальности только для координат в плане (в плоскости горизонта), т. е. должно выполняться

$$\Delta_1 = \Delta_2 = 0. \tag{6}$$

Запишем (4) в виде нормальной системы

$$\begin{gathered} \mathbf{G}^\top\mathbf{G}\boldsymbol{\Delta} = \mathbf{G}^\top\mathbf{r}, \\ \mathbf{G}\boldsymbol{\Delta} = \left[\mathbf{a}\ \mathbf{b}\ \mathbf{g}\ \mathbf{1}\right]\boldsymbol{\Delta} = \mathbf{r}. \end{gathered} \tag{7}$$

Из условия (6) следует ортогональность вектора $\mathbf{r}$ двум *первым* базисным векторам его разложения, что можно записать через скалярное произведение как

$$(\mathbf{a}, \mathbf{r}) = (\mathbf{b}, \mathbf{r}) = 0. \tag{8}$$

Далее определим, когда условия (8) выполняются для $\mathbf{r}$, все компоненты которого отличны от 0.

Рассмотрим вначале вариант, когда компоненты $\mathbf{r}$ близки по абсолютной величине. Тогда столбцы $\mathbf{1}$ и $\mathbf{r}$ системы (7) линейно зависимы. Поэтому при решении (7), например по правилу Крамера, получим $\Delta_1 = \Delta_2 = \Delta_3 = 0$, т. е. смещения по координатам и высоте не будет. Увеличится только систематическая ошибка Δ_4 оценки смещения шкалы времени НАП относительно шкалы ГНСС.

С учетом природы наиболее весомых ошибок, составляющих бюджет измерения псевдодальностей, рассмотрим еще два варианта соотношения компонент $\mathbf{r}$:

А) компоненты положительны и одинаковы для пар НКА;

Б) компоненты положительны и пропорциональны углам возвышения НКА γ_j.

Тогда условие (7) можно переписать в следующем виде:

— для варианта А)

$$\begin{aligned} r_1(a_1 + a_2) + \ldots + r_{n/2}(a_{n-1} + a_n) = 0, \\ r_1(b_1 + b_2) + \ldots + r_{n/2}(b_{n-1} + b_n) = 0; \end{aligned} \tag{9}$$

— для варианта Б)

$$\sum_{j=1}^{n} r_j(\gamma_j) \cdot a_j = \sum_{j=1}^{n} r_j(\gamma_j) \cdot b_j = 0. \qquad (10)$$

Запишем выражения для частных производных a_j, b_j в топоцентрической (локальной) системе координат через углы визирования НКА в полярной системе координат [3] в следующем виде:

$$\begin{aligned} a_j &= \sin\alpha_j \cdot \cos\gamma_j, \\ b_j &= \cos\alpha_j \cdot \cos\gamma_j, \end{aligned} \qquad (11)$$

где α_j — угол азимута линии визирования НКА.

С учетом такой записи компонент a_j и b_j легко видеть, что для выполнения (9) (вариант А) достаточно формировать пары НКА по признаку центральной симметрии в плоскости горизонта (разность по азимуту на 180° и одинаковые углы возвышения для пары НКА).

Функциональная зависимость $r_j(\gamma_j)$ (вариант Б) характерна для описания составляющих ошибок измерения псевдодальностей за счет рефракции в ионосфере и тропосфере. Например, для пересчета значения зенитной задержки в тропосфере ZTD_j для наклонной трассы Z_j обычно используют так называемые «функции отображения» $m(\gamma_j)$ [8]:

$$Z_j(\gamma_j) \cong m(\gamma_j) ZTD_j.$$

Аналогичным образом учитывается влияние наклонной трассы при расчете задержки в ионосфере в известном алгоритме Клобучара [3]. В первом приближении функция $m(\gamma_j)$ имеет вид

$$m(\gamma_j) = 1/\sin(\gamma_j).$$

Отсюда следует, что все систематические ошибки в расчетах зенитных задержек в ионосфере и тропосфере только возрастут для наклонных трасс распространения сигналов НКА в пропорции, близкой к $\sin^{-1}(\gamma_j)$. Однако эти систематические погрешности можно считать близкими по величине для НКА с равными углами возвышения γ_j. Отсюда следует, что условия (9) и (8) могут быть выполнены для одних и тех же пар НКА, отобранных по признаку центральной симметрии.

Анализ условия (8) с учетом (11) показывает также, что эти условия выполняются не только для «центрально-симметричных» пар НКА. Очевидно, что условию (8) также удовлетворяет любой НКА, для которого $\gamma_j \approx 90°$. Следовательно, без влияния на ошибку координат в рабочее созвездие дополнительно можно включить еще несколько спутников, наблюдаемых в зените относительно НАП, если это обеспечивает орбитальная группировка НКА одной или нескольких ГНСС.

Результаты экспериментов

Для практической проверки эффекта компенсации равных систематических погрешностей в измерениях псевдодальностей в парах НКА системы ГЛОНАСС был проведен сравнительный расчет координат в плане с помощью пакета программ RTKLib v.2.4.2 [9], в котором, в частности, реализован алгоритм определения абсолютных координат и высоты на основе МНК.

В качестве исходной информации использовались данные измерений по дальномерному коду системы ГЛОНАСС только в диапазоне L1. Измерения с периодом 1 с получены в формате RINEX версия 3.03 от НАП PolaRx5 (фирма Septentrio) с помощью антенны, расположенной на территории ФГУП «ВНИИФТРИ» в пункте с известными координатами.

Для дальнейшей обработки использованы данные, записанные в течение 24 ч, на дату 15.03.2018.

Параметры селекции НКА осуществлены с учетом следующих допустимых отклонений положения спутников от необходимых, по условию (9) или (10), углов их визирования: не более 10° по углу места; не более 30° по азимуту.

Для пункта расположения антенны НАП за сутки 15.03.2018 условия отбора пар НКА по углам визирования были выполнены в течение 30 интервалов времени (длительностью более 5 мин) с общей продолжительностью около 500 мин.

При этом наблюдались 2, иногда 3 пары спутников, центрально симметричных относительно НАП, а также, как правило, один спутник, близкий к зениту ($\gamma > 75°$). Общее количество

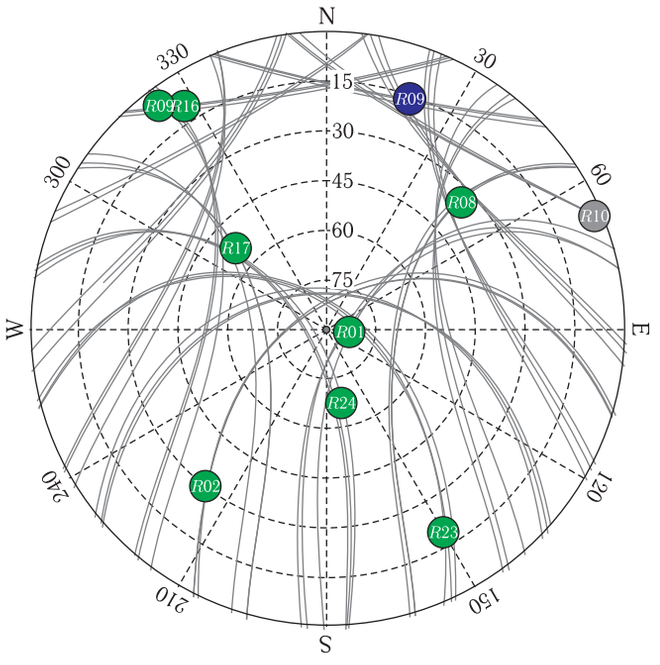

Рис. 1. Положение НКА ГЛОНАСС на время 00:00 (UTC)

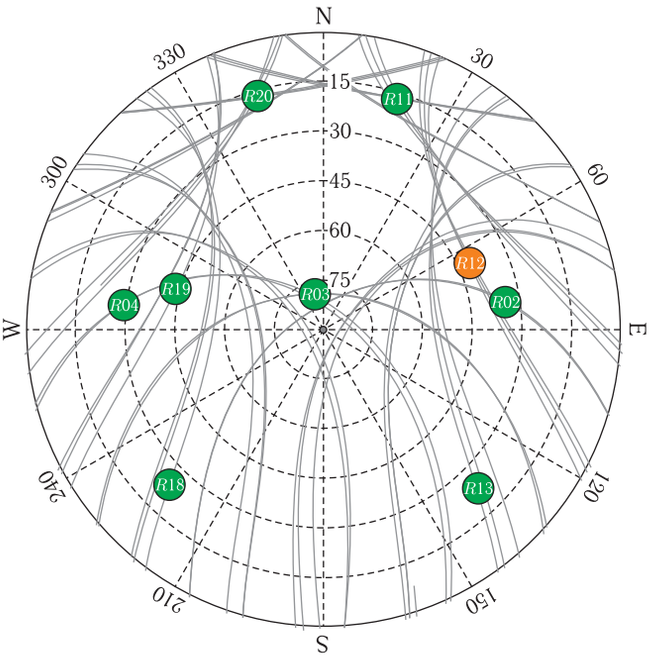

Рис. 2. Положение НКА ГЛОНАСС на время 03:40 (UTC)

наблюдаемых в НАП спутников ГЛОНАСС при этом составило от 8 до 10.

Эффективность выбора только «центрально-симметричных» НКА для определения плановых координат сравнивалась с ошибками, полученными при обработке всех видимых спутников ГЛОНАСС с углами возвышения $\gamma > 5°$. Были отобраны созвездия из 4 НКА (2 пары), а также из 5 НКА (2 пары и один НКА около зенита).

Пример расположения 10 спутников ГЛОНАСС относительно НАП на время 00:00 (UTC) для выбора 2 пар (номера $R02$, $R08$, $R16$, $R23$) и зенитного НКА ($R01$) показан на рис. 1.

Более редкий вариант положения НКА, образующих сразу 3 пары «центрально-симметричных» спутников (номера $R02$, $R04$, $R11$, $R18$, $R13$, $R20$), показан на рис. 2.

Результаты расчетов погрешности определения координат в плане с помощью пакета программ RTKLib по алгоритму МНК представлены в таблице и на рис. 3 и 4.

На рис. 3 представлены результаты определения координат МНК в период времени 00:00–00:05 (UTC). Голубыми точками показаны координаты,

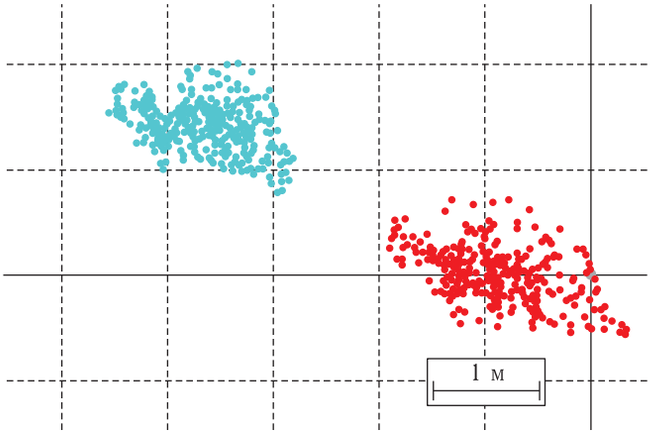

Рис. 3. Координаты в плане по измерениям псевдодальностей от 5 НКА (красные точки) и 9 НКА (голубые точки)

полученные по сигналам 9 НКА с учетом коррекции измерений по модели. Красными точками показаны координаты, полученные по сигналам 5 отобранных НКА (две пары и один спутник в зените) без использования коррекции измерений по моделям. Координаты пункта, принятые за эталонные, показаны как пересечение сплошных линий сетки.

Таблица. Погрешности определения координат

Количество НКА	Коррекция по моделям	ГФ		Ошибка по долготе, м		Ошибка по широте, м		Время (UTC), ч:мин
		PDOP	*HDOP*	Δ_1	σ_1	Δ_2	σ_2	
9	Вкл.	1,5	1,0	−3,65	0,42	1,41	0,23	00:00
9	Выкл.	1,5	1,0	0,16	0,20	−0,41	0,27	00:00
4	Выкл.	3,5	1,2	−1,84	0,64	0,78	0,27	00:00
5	Выкл.	2,0	1,2	−0,90	0,46	0,01	0,25	00:00
10	Вкл.	1,4	0,8	−2,68	0,40	1,24	0,30	00:05
10	Выкл.	1,4	0,8	−2,48	1,62	−0,27	0,32	00:05
4	Выкл.	3,4	1,2	−1,51	0,49	1,41	0,52	00:05
5	Выкл.	2,0	1,2	−1,19	0,66	0,66	0,55	00:05
9	Вкл.	1,8	0,8	2,61	0,23	−1,34	0,45	03:40
9	Выкл.	1,8	0,8	2,64	0,23	−2,42	0,44	03:40
6	Вкл.	4,9	1,0	1,81	0,28	−1,71	0,44	03:40
6	Выкл.	4,9	1,0	1,65	0,29	−2,27	0,47	03:40

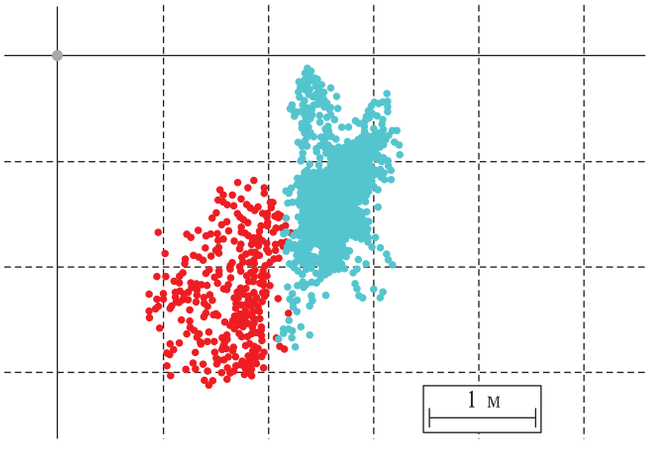

Рис. 4. Координаты в плане по измерениям псевдодальностей от 6 НКА (красные точки) и 9 НКА (голубые точки)

На рис. 4 представлены результаты определения координат в период времени 03:40–03:45 (UTC) по данным измерений сигналов 9 НКА с учетом коррекции псевдодальностей по моделям (показаны голубыми точками) и для 3 пар отобранных НКА без коррекции (показаны красными точками).

В первом столбце таблицы количество НКА 4, 5 или 6 указывает на использование процедуры отбора пар спутников по критерию центральной симметрии плюс один в зените (для 5 отобранных НКА).

Для количества НКА 9 или 10 для определения координат использовались все доступные на данный период времени измерения псевдодальностей.

Символы σ_1 и σ_2 обозначают среднеквадратическое отклонение (СКО) относительно средних значений Δ_1 и Δ_2 ошибки определяемых координат.

Возможности пакета RTKLib позволяют включать или выключать модели для коррекции псевдодальностей за счет влияния тропосферы и ионосферы при обработке измерений, проводимых в одном частотном диапазоне, что также отражено в таблице в столбце «Коррекция по моделям».

Значения ГФ рассчитаны только для рабочего созвездия НКА, чьи измерения псевдодальностей использованы при определении координат.

Анализ полученных ошибок определения высоты в рамках данной работы не проводился.

Результаты расчетов погрешности определения координат в таблице показаны для примера и не исчерпывают всего объема обработанных данных, полученных в течение суток.

Обсуждение результатов

Анализ погрешностей определения координат, представленных в таблице, а также полученных после обработки других результатов измерений в целом подтверждает целесообразность отбора НКА для частичной компенсации смещения определяемых координат от истинного положения антенны НАП.

Однако полностью исключить смещение определяемых координат путем отбора НКА не удается. Одной из вероятных причин этого является достаточно большая разность систематических погрешностей измерений псевдодальностей для пары отобранных НКА системы ГЛОНАСС.

Как видно из таблицы, снижение количества НКА, измерения по которым использовались при определении координат, очевидно, может увеличивать дисперсию ошибки координат. Это особенно заметно при сравнении величин СКО ошибки по долготе для рабочих созвездий из 4 и 9 НС в период 00:00–00:05. При этом среднее значение координат, полученных для отобранных НКА, как правило, ближе к эталонному значению.

С другой стороны, исключение относительно малого количества НКА, из числа видимых, незначительно улучшает точность определяемых координат, как это видно из сравнения ошибок для рабочих созвездий из 6 и 9 НКА в период 03:40–03:45 (см. рис. 4 и таблицу). Нетрудно понять, что в данном случае основная часть НКА в рабочем созвездии не изменилась, а погрешности измерений исключенных и отобранных НКА, вероятно, сравнимы по величине.

Сравнительный анализ величин ГФ для малого количества НКА в рабочем созвездии (около половины наблюдаемых спутников) показывает, что значение *PDOP* не может служить надежным критерием точности определения координат (в плоскости горизонта). Более адекватную оценку погрешности плановых координат дает значение *HDOP*. Однако и этот ГФ, рассчитанный в соответствии с (5), не позволяет учесть влияние систематических погрешностей в измерениях псевдодальностей.

По результатам анализа обработанных данных следует отдельно отметить, что компенсация смещения определяемых координат в плане за счет отбора НКА проявляется заметнее при отсутствии (выключении) коррекции измерений псевдодальностей по моделям, входящим в пакет программ RTKLib.

Заключение

Показана возможность компенсации систематических погрешностей в измерениях псевдодальностей в паре НКА при определении координат в плоскости горизонта по алгоритму МНК. Максимальный эффект такой компенсации может быть получен в следующих условиях:

- совпадение абсолютной величины погрешностей в измерениях псевдодальностей в каждой паре НКА;

- центрально-симметричное положение двух или более пар НКА в проекции сферической системы координат на плоскость горизонта (разность по азимуту на 180° и одинаковые углы возвышения для пары НКА).

Использование НКА, находящихся в зените, также не влияет на смещение определяемых координат в плане и позволяет использовать пары НКА с одинаковыми углами возвышения в разных парах.

Влияние эффекта компенсации систематических погрешностей заметно при обработке реальных измерений псевдодальностей для отобранных НКА ГЛОНАСС. Однако полностью исключить смещение определяемых координат не удается.

Использование значений ГФ в качестве критерия выбора состава рабочего созвездия НКА не учитывает влияние систематических погрешностей в измерениях псевдодальностей и не позволяет адекватно оценить точность плановых координат.

Для определения координат в абсолютном режиме работы НАП актуальна разработка новых алгоритмов, учитывающих смещение и корреляцию ошибок измерений псевдодальности.

Список литературы

1. ГОСТ Р 52928-2010. Система спутниковая навигационная глобальная. Термины и определения.
2. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
3. *Sanz Subirana J., Juan Zornoza J. M., Hernández-Pajares M.* GNSS Data Processing Book, Vol.I: Fundamentals and Algorithms, TM-23/1. Noordwijk: ESA Communications, 2013, 223 p.
4. *Карутин С. Н., Власов И. Б., Дворкин В. В.* Дифференциальная коррекция и мониторинг глобальных навигационных спутниковых систем. М.: МГУ, 2014. 463 с.
5. *Xue S., Yang Y.* Positioning Configurations with the Lowest GDOP and their Classification // Journal of Geodesy. 2015, vol. 89, no. 1. P. 49–71.
6. *Milbert D.* Improving dilution of precision, a companion measure of systematic effects // GPSWorld, 2009, vol. 20, no. 11. P. 38–47.
7. *Blanco-Delgado N., Nunes F.* Satellite selection method for multi-constellation GNSS using convex geometry // IEEE Trans. Veh. Technol, 2010, vol. 59, no. 9. P. 4289–4297.
8. *Пудловский В. Б.* Тропосферная задержка: модели и погрешности оценки // Научно-технические серии. Серия «Радиосвязь и радионавигация». Вып. 3. Радионавигационные технологии / Под ред. А. И. Перова, И. Б. Власова. М.: Радиотехника, 2013. С. 50–54.
9. RTKLib [Electronic resource] / RTKLIB: An Open Source Program Package for GNSS Positioning. http://www.rtklib.com/ (Дата обращения: 22.08.2019).

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 23–32

РАДИОТЕХНИКА И КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ

УДК 621.396 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.23.32

Разработка высокочувствительных приемников для исследования характеристик антенн наземных комплексов космической связи в верхней части СВЧ-диапазона

А. В. Калинин, *д.т.н., andrey@kalinin.nnov.ru*
Нижегородский государственный университет им. Н. И. Лобачевского, Нижний Новгород, Российская Федерация

В. А. Калинин, *к.ф.-м.н., unn@unn.ru*
Нижегородский государственный университет им. Н. И. Лобачевского, Нижний Новгород, Российская Федерация

М. Н. Егоров, *unn@unn.ru*
Нижегородский государственный университет им. Н. И. Лобачевского, Нижний Новгород, Российская Федерация

С. П. Моисеев, *unn@unn.ru*
Нижегородский государственный университет им. Н. И. Лобачевского, Нижний Новгород, Российская Федерация

В. М. Ватутин, *д.т.н., профессор, vatutin_vm@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. В. Поляков, *к.т.н., contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

А. В. Сидоров, *contact@spacecorp.ru*
Министерство обороны Российской Федерации, г. Москва

Д. Б. Соболев, *contact@spacecorp.ru*
Министерство обороны Российской Федерации, г. Москва

Аннотация. Представлены схемы макетов высокочувствительных приемников (модуляционного и корреляционного радиометров) *Ka*-частотного диапазона, разработанных для измерения характеристик больших антенн по сигналам естественных и искусственных внеземных источников радиоизлучения. Макеты содержат выносные СВЧ-блоки, а также блок цифровой обработки на базе ПЛИС, в котором осуществляются оцифровка, фильтрация, перемножение и накопление сигналов промежуточной частоты. Модуляционный радиометр предназначен для измерения таких характеристик антенн, как диаграмма направленности по мощности, коэффициент усиления и шумовая температура. Корреляционный радиометр позволяет исследовать комплексную (амплитуду и фазу) диаграмму направленности антенны на отдельных поляризациях, в том числе и по радиоизлучению неполяризованного естественного радиоисточника, а также исследовать распределение поля в апертуре антенны методами радиоголографии. Разработанное специализированное программное обеспечение позволяет варьировать основные параметры измерений — частоту оцифровки, время накопления, ширину полосы частот фильтров, временные задержки в каналах и др. Приведены результаты лабораторных испытаний макетов радиометров с использованием калиброванных источников гармонических и шумовых сигналов, подтверждающие возможность их применения для исследования характеристик больших антенн радиоастрономическим способом.

Ключевые слова: космическая связь, зеркальная антенна, радиоизмерения, внеземной радиоисточник, модуляционный и корреляционный радиометры, *Ka*-диапазон

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 23–32

Development of Highly Sensitive Receivers for Studying the Characteristics of the Antennas of Ground-Based Space Communication Systems in the Upper Microwave Range

A. V. Kalinin, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., andrey@kalinin.nnov.ru*
Lobachevsky State University of Nizhny Novgorod, Nizhny Novgorod, Russian Federation
V. A. Kalinin, *Cand. Sci. (Phys.-Math), unn@unn.ru*
Lobachevsky State University of Nizhny Novgorod, Nizhny Novgorod, Russian Federation
M. N. Egorov, *unn@unn.ru*
Lobachevsky State University of Nizhny Novgorod, Nizhny Novgorod, Russian Federation
S. P. Moiseev, *unn@unn.ru*
Lobachevsky State University of Nizhny Novgorod, Nizhny Novgorod, Russian Federation
V. M. Vatutin, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., vatutin_vm@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
A. V. Polyakov, *Cand. Sci. (Engineering), contact@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
A. V. Sidorov, *contact@spacecorp.ru*
Ministry of Defense of the Russian Federation, Moscow, Russian Federation
D. B. Sobolev, *contact@spacecorp.ru*
Ministry of Defense of the Russian Federation, Moscow, Russian Federation

Abstract. The layout diagrams of highly sensitive receivers (modulation and correlation radiometers) of the Ka frequency range, designed to measure the characteristics of large antennas by signals from natural and artificial extraterrestrial sources of radio emission, are presented. The layouts contain external microwave blocks, as well as a digital processing unit based on FPGA, which digitizes, filters, multiplies and accumulates intermediate frequency signals. The modulation radiometer is designed to measure such characteristics of antennas as radiation pattern, power gain and noise temperature. The correlation radiometer allows one to study the complex (amplitude and phase) radiation patterns of the antenna at individual polarizations, including the radio emission of a non-polarized natural radio source, as well as to study the field distribution in the antenna aperture by radio holography methods. The developed specialized software makes it possible to vary the main measurement parameters — digitization frequency, accumulation time, filter bandwidth, time delays in channels, etc. The results of laboratory tests of the radiometer models using calibrated sources of harmonic and noise signals are presented, confirming the possibility of their use for studying the characteristics large antennas by radio astronomy.

Keywords: space communications, mirror antenna, radio measurements, extraterrestrial radio source, modulation and correlation radiometers, Ka band

Введение

Актуальность работы обусловлена созданием новых и модернизацией действующих объектов радиосвязи, радиоастрономии, радиоинтерферометрии и радиолокации, в состав которых входят антенные системы различных типов, в том числе большие зеркальные антенны. В частности, активно ведутся работы по модернизации наземных комплексов космической связи и радиоастрономии, на которых используются зеркальные полноповоротные антенны диаметром до нескольких десятков метров. Модернизация подобных антенн, направленная в том числе на освоение более высокочастотных диапазонов, требует тщательного экспериментального исследования их радиотехнических характеристик.

Измерения характеристик больших антенн традиционно выполняются так называемыми радиоастрономическими способами [1–3], использующими радиосигналы естественных внеземных объектов (радиоисточников). Реализация таких измерений в настоящее время значительно осложняется из-за отсутствия сертифицированных высокочувствительных измерительных приемников (радиометров) [4]. Необходимо отметить, что приборы общего назначения (измерители мощности, анализаторы спектра и т. п.) не обладают необходимой чувствительностью. Сохранившиеся с советских времен комплекты измерителей параметров антенн, несмотря на высокую надежность, морально устарели и в ряде случаев также не обеспечивают требуемую чувствительность. Кроме того, последняя серия промышленно выпускавшихся модуляционных радиометров ПК7-17–ПК7-22 перекрывает диапазон частот только до 17,5 ГГц, на более высокие частоты измерители промышленностью не выпускались и не выпускаются.

Таким образом, проблема заключается в необходимости разработки и создания на современной элементной базе высокочувствительной приемной аппаратуры, обеспечивающей возможность измерения основных радиотехнических характеристик больших антенн, таких как коэффициент усиления, шумовая температура, диаграмма направленности и при необходимости некоторых других, например, распределение поля в апертуре.

Как известно (см., например, [5]), в верхней части СВЧ-диапазона Регламентом радиосвязи для фиксированной спутниковой службы выделены участки спектра 17,7–21,2 ГГц для линии космос–Земля и 27,5–31,0 ГГц для линии Земля–космос. Исходя из этого разработка макетов радиометров проводилась нами на указанные участки *Ka*-диапазона.

Поскольку в настоящее время в диапазоне 17–21 ГГц появляются передатчики, установленные на геостационарных искусственных спутниках Земли (ИСЗ), было бы целесообразно, чтобы радиометр данного диапазона, помимо основной задачи измерений по сигналам естественных радиоисточников, обеспечивал возможность измерений по сигналам ИСЗ. Интенсивность сигналов спутников значительно выше, чем естественных радиоисточников, поэтому по ним могут быть выполнены измерения диаграммы направленности антенн до значительно более низких уровней. Также с использованием сигналов ИСЗ предпочтительнее проводить радиоголографические исследования с восстановлением распределения поля в апертуре антенны [6, 7]. С точки зрения построения приемника основное различие работы по сигналам естественных радиоисточников и ИСЗ (помимо разной интенсивности и поляризации сигналов) обусловлено значительными отличиями спектров этих сигналов. Если спектр сигналов естественных радиоисточников непрерывный и, как правило, равномерный в полосе измерений, то спектр сигналов ИСЗ крайне неравномерный. При измерениях характеристик антенн по естественным радиоисточникам для повышения чувствительности целесообразно осуществлять прием сигнала в полосе порядка нескольких десятков или сотен мегагерц. При измерениях по сигналам ИСЗ, по нашему мнению, оптимальная полоса приема должна составлять не более 1–10 МГц.

Исходя из изложенного было принято решение о построении макета модуляционного радиометра диапазона 17–21 ГГц по супергетеродинной схеме с выносной СВЧ-частью, блоком цифровой обработки сигналов промежуточной частоты (ПЧ) на базе ПЛИС и программно управляемыми основными параметрами (полоса частот и время накопления). Из этих же основных блоков с добавлением

второго комплекта СВЧ-узлов предполагается построение корреляционного радиометра диапазона 17–21 ГГц.

Для макета радиометра диапазона 27–31 ГГц на данном этапе работ была выбрана и реализована схема приемника прямого усиления с выносным СВЧ-блоком. Поскольку в этом диапазоне измерения характеристик антенн могут быть выполнены только по сигналам естественных радиоисточников, было решено максимально расширить полосу входных частот радиометра с целью достижения высокой чувствительности.

Структурные схемы макетов радиометров диапазона 17–21 ГГц

На рис. 1 приведена структурная схема макета модуляционного радиометра. Радиометр состоит из следующих элементов: модулятора, блока управления модулятором, малошумящего усилителя (МШУ), преобразователя частоты (конвертор), гетеродина, блока цифровой обработки сигналов промежуточной частоты на базе ПЛИС, компьютера (ПК) для управления режимами работы радиометра, сбора и обработки данных. Кроме того, при измерениях используются крановый волноводный переключатель для коммутации входных сигналов, а также два калиброванных источника (эталона) шумового сигнала — полупроводниковый генератор шума (ГШ) и охлаждаемая жидким азотом согласованная нагрузка (ОСН).

Диапазон рабочих частот радиометра определяется полосой входных узлов (модулятора, вентиля, МШУ и конвертора). Перестройка центральной частоты осуществляется путем изменения частоты гетеродина. Ширина полосы обрабатываемого сигнала определяется программируемыми фильтрами блока цифровой обработки.

Макет радиометра реализует известный принцип работы модуляционного радиометра (см., например, [1, 2, 4]). Установленный на входе модулятор поочередно подключает к входу МШУ измеряемый сигнал и согласованную нагрузку с частотой, задаваемой генератором блока управления модулятора. Модулированный сигнал и немодулированные шумы приемника преобразуются в МШУ и конверторе, после чего поступают на вход блока цифровой обработки, где осуществляются их оцифровка, фильтрация и синхронное детектирование.

Рис. 1. Структурная схема макета модуляционного радиометра диапазона 17–21 ГГц

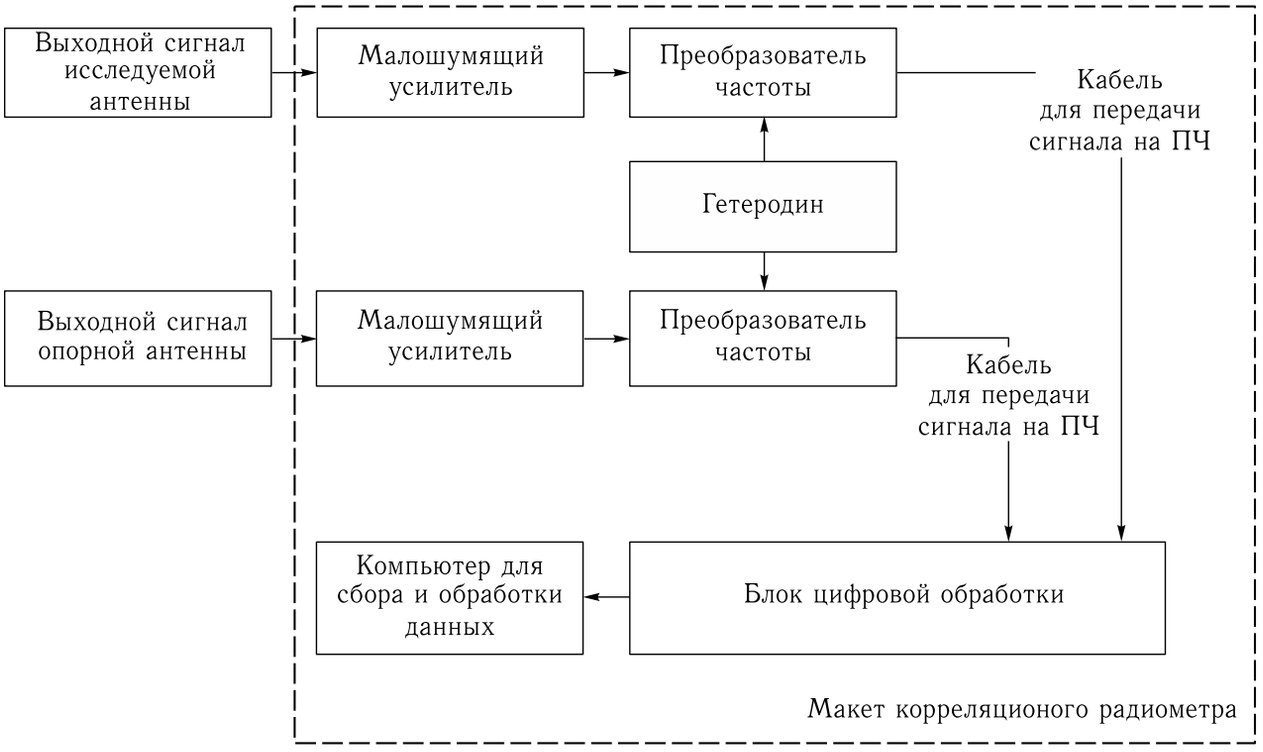

Рис. 2. Структурная схема макета корреляционного радиометра диапазона 17–21 ГГц

В результате показания прибора изменяются пропорционально разности уровней мощности сигнала, подаваемого на его вход, и внутренней согласованной нагрузки. Калибровка показаний прибора в единицах эквивалентной шумовой температуры осуществляется путем подключения на его вход источников с известными значениями шумовой температуры (СН, генератор шума (ГШ), ОСН).

Структурная схема макета корреляционного радиометра диапазона 17–21 ГГц показана на рис. 2. Она соответствует известным из литературы (см., например, [8, 9]) схемам построения высокочувствительных приемников, используемых в интерферометрических системах. В случае антенных измерений подобная схема применяется при реализации так называемого корреляционного способа измерения характеристик антенн [2,10,11], в котором используется вспомогательная (опорная) антенна.

Корреляционный радиометр имеет два входа и два идентичных тракта преобразования входных СВЧ-сигналов (МШУ + конвертор). Используется общий для обоих каналов перестраиваемый гетеродин. Сигналы промежуточной частоты поступают на вход блока цифровой обработки на базе ПЛИС, где осуществляются их оцифровка, фильтрация, перемножение и накопление.

До перемножителя в тракты должна также вводиться временная задержка, компенсирующая разность хода сигналов, поступающих на входы радиометра. Программа, загружаемая в ПЛИС, должна содержать два блока перемножения и накопления, формирующие два квадратурных выхода радиометра, по которым может быть определена амплитуда и фаза корреляционной функции сигналов, поступающих на вход радиометра. При антенных измерениях показания корреляционного радиометра позволяют определять комплексные значения диаграммы направленности исследуемой антенны.

Составные части макетов радиометров

Макет модуляционного радиометра диапазона 17–21 ГГц имеет модульную конструкцию и состоит из отдельных приборов, блоков, элементов

СВЧ-тракта, а также ПК под управлением ОС Windows. ПК, генератор синусоидальных сигналов (гетеродин) и блок цифровой обработки являются настольными блоками. СВЧ-блоки (конвертер, МШУ, вентиль, переключатель, модулятор), ГШ, ОСН являются выносными элементами. При реализации измерений на большой антенне они размещаются в непосредственной близости от выхода облучателя антенны. Отдельные части измерительного комплекса соединяются между собой коаксиальными кабелями.

На рис. 3 представлен пример конфигурации ВЧ-модуля макета радиометра, в которой ко входу модулятора через крановый переключатель и фиксированный коаксиальный аттенюатор подключен полупроводниковый ГШ.

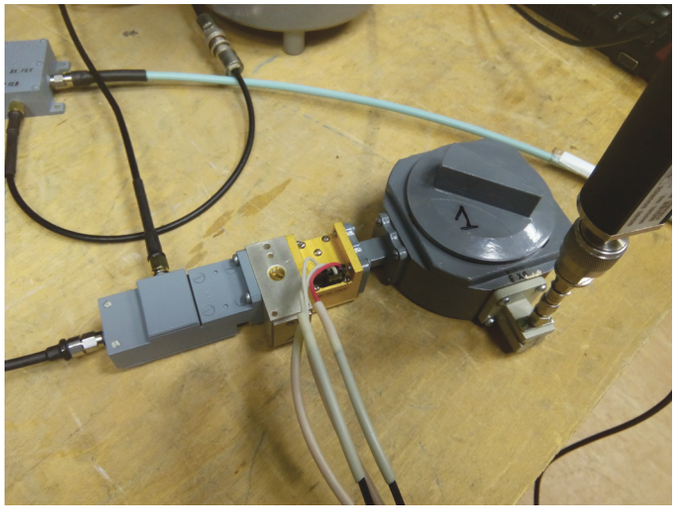

Рис. 3. Высокочастотный модуль макета радиометра в сборе. К одному из входов переключателя подключен ГШ с аттенюатором

На данном этапе работ для обработки сигналов ПЧ используются модуль цифровой обработки FMC119E и субмодуль сбора данных FM412×500M. Оба изделия являются продуктами компании ЗАО «Инструментальные системы», вместе они представляют единый блок, подключаемый по USB-интерфейсу к базовому компьютеру.

Блок FMC119E содержит ПЛИС, с помощью которой осуществляется цифровая обработка сигналов. Разработанное специализированное программное обеспечение (прошивка ПЛИС) реализует работу низкочастотной части в режиме как модуляционного, так и корреляционного радиометров. Выбор типа радиометра, а также управление его параметрами осуществляются с ПК, путем записи управляющих регистров в ПЛИС.

Вывод данных измерений, а также управление программной частью обработки измеряемых сигналов осуществляются при помощи пользовательской программы на ПК, написанной в среде Borland C++ Builder 6 для ОС Windows 7 и использующей библиотеку функций BARDY и драйверы платы АЦП FMC119E + FM412×500M.

Основные результаты лабораторных испытаний макетов модуляционных радиометров

Целью лабораторных испытаний макетов модуляционных радиометров являлась проверка соответствия предъявляемым требованиям их основных параметров, включая флуктуационную чувствительность, динамический диапазон и частотные характеристики.

При испытаниях использовалось оборудование: ГШ NC346A, ОСН из комплекта радиометра ПК7-22, генератор сигналов R&S®SMF100A, перестраиваемый поляризационный аттенюатор Д3-35А, комплект фиксированных коаксиальных аттенюаторов номиналами от 3 дБ до 30 дБ.

На рис. 4 представлен пример записи сигнала на выходе радиометра при поочередном подключении на его вход трех источников — СН при комнатной температуре (ГШ с выключенным напряжением питания), ГШ с включенным напряжением питания и ОСН, заправленной жидким азотом. Уровень сигнала $-6{,}05 \times 10^9$ соответствует СН при комнатной температуре, уровень $1{,}32 \times 10^{11}$ — ГШ, уровень $-2{,}67 \times 10^{11}$ — ОСН. Центральная частота входа макета радиометра — 18 ГГц, полоса частот порядка 100 МГц (без использования цифровой фильтрации).

В данном случае ГШ подключался ко входу через аттенюатор 10 дБ. Расчетная величина изменения шумовой температуры на входе приемника при включении ГШ (ступенька «ГШ вкл.–ГШ выкл.») составляет 112 К. Расчетная величина разности шумовых температур СН и ОСН составляет 210 К

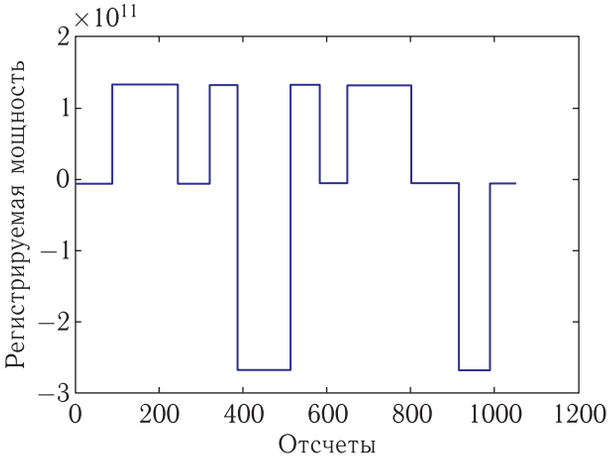

Рис. 4. Запись сигнала на выходе радиометра при подключении на вход трех источников

(температура в помещении 22 °С, шумовая температура ОСН 84 К). Обработка представленных на рис. 4 показаний радиометра подтвердила соответствие соотношений регистрируемых «ступенек» шумовой температуры расчетным с погрешностью около 1 К.

Подобные измерения проводились при разных параметрах работы макета радиометра (центральная частота, полоса частот) и при различных значениях уровня шумового сигнала на входе в интервале от порядка 10 000 К до 84 К. Во всех случаях отличия соотношений между регистрируемыми и расчетными значениями «ступенек» шумовой температуры не превышали 3 К, что подтверждает линейность показаний приемника в указанном диапазоне мощностей, в том числе в области «отрицательных» значений — при подключении на вход сигнала с шумовой температурой ниже, чем температура СН. Именно такой режим работы приемника реализуется при измерениях характеристик антенн по естественным внеземным радиоисточникам — шумовая температура антенны, принимающей фоновое радиоизлучение, близка к шумовой температуре ОСН.

Проверка линейности по входу макета радиометра проводилась также при подключении на его вход сигнала ГШ через перестраиваемый волноводный аттенюатор Д3-35А. При дискретной перестройке аттенюатора с шагом 1–3 дБ последовательно измерялась величина ступеньки показаний радиометра «ГШ включен»/«ГШ выключен». Изменение величины ступеньки при уменьшении ослабления аттенюатора сравнивалось с расчетным.

На рис. 5 показан пример записи показаний макета радиометра при подаче на его вход сигнала ГШ через дискретно перестраиваемый аттенюатор при настройке центральной частоты входа на 18 ГГц. Для наглядности на рисунке представлен лишь начальный участок измеренной зависимости, ступеньки при более мощных сигналах не показаны. Как видно на рисунке, начальная величина ступенек близка к чувствительности приемника.

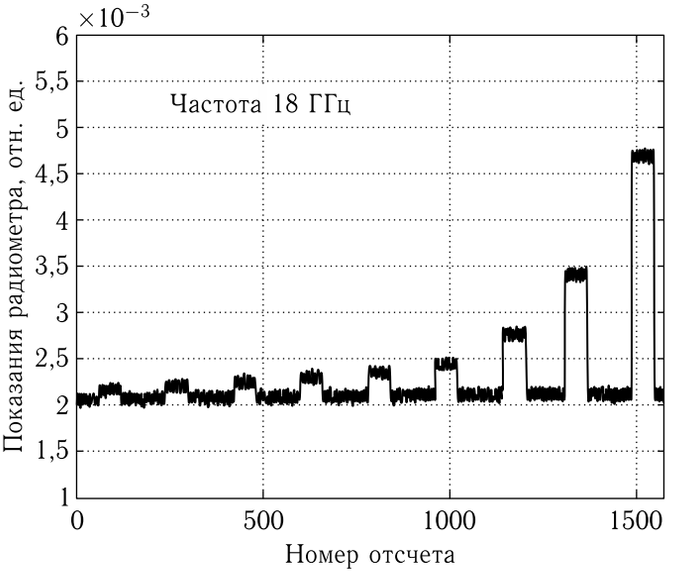

Рис. 5. Запись показаний радиометра при подаче на его вход «ступенек» от ГШ

На рис. 6 показан результат обработки данных, представленных на рис. 5: зависимость показаний макета радиометра от величины измеряемого приращения мощности шума. Для количественной оценки нелинейности вычислялась разность изменений показаний радиометра и расчетных изменений уровня мощности в соответствии с величиной введенного ослабления аттенюатора. Результат представлен на рис. 7, который демонстрирует, что линейность по входу макета радиометра сохраняется в динамическом диапазоне не менее 40 дБ с погрешностью не более 0,1–0,2 дБ.

Аналогичные характеристики были исследованы для других частот рабочего диапазона.

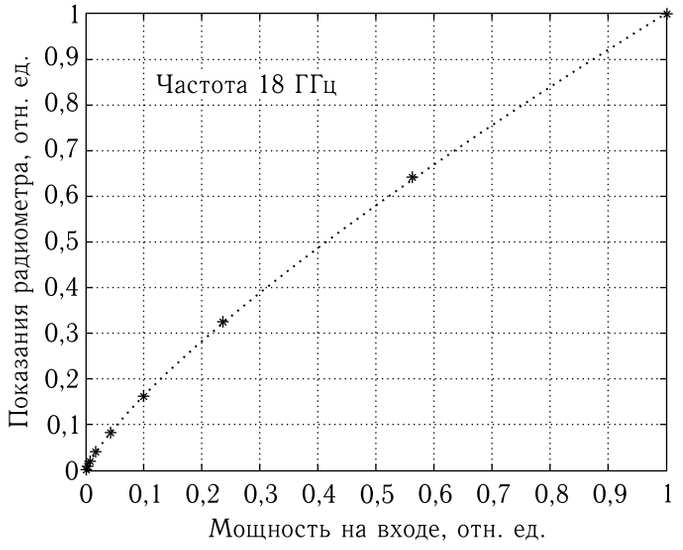

Рис. 6. Зависимость показаний радиометра от величины измеряемого приращения мощности

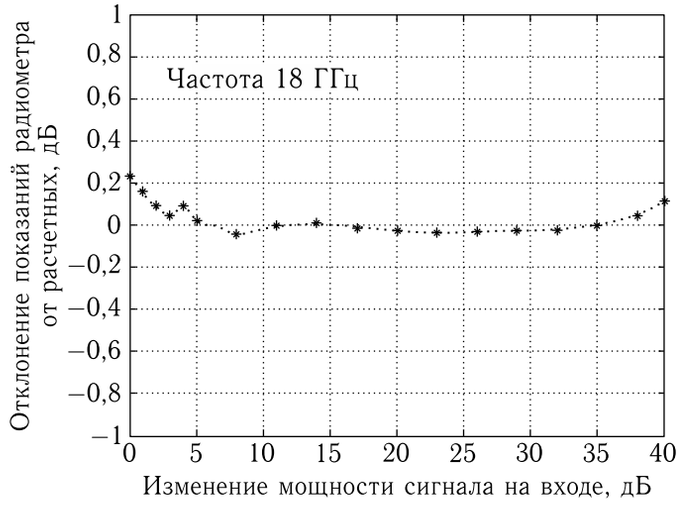

Рис. 7. Разность изменений показаний радиометра и расчетных изменений уровня мощности

Результаты показали, что линейность по входу с погрешностью не более 0,2 дБ обеспечивается в динамическом диапазоне не менее 40 дБ практически во всей рабочей полосе частот макета радиометра. На частотах вблизи верхней границы диапазона линейность по входу с погрешностью 0,2 дБ сохраняется в динамическом диапазоне порядка 35 дБ.

Флуктуационная чувствительность макета радиометра исследовалась при подключении на его вход сигнала ГШ через аттенюаторы различных номиналов. На рис. 8 показан пример записи ступеньки по ГШ — показаний макета радиометра при подключении на его вход последовательно СН (ГШ с выключенным питанием), ГШ и еще раз СН. Запись получена при настройке центральной частоты входа макета радиометра на 18 ГГц, полоса частот порядка 100 МГц (без использования цифровой фильтрации), время накопления 2 с.

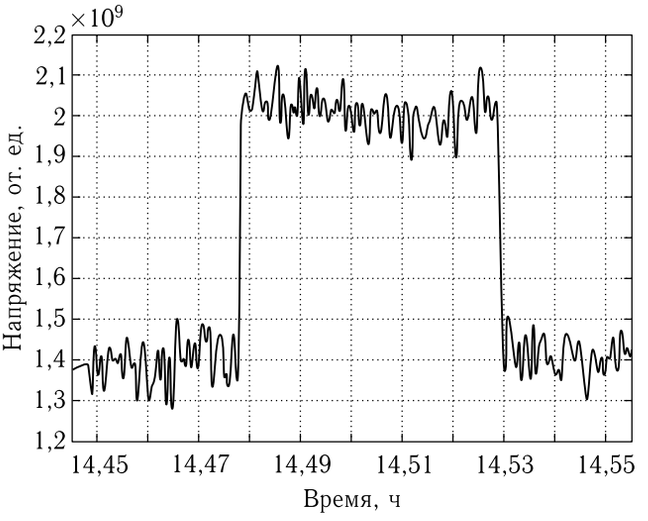

Рис. 8. Запись сигнала на выходе радиометра при подаче на вход «ступеньки» порядка 1 К

ГШ подключен на вход через аттенюатор 30 дБ. При этом величина «ступеньки» составляет примерно 1,1 К. Соответственно флуктуационная чувствительность макета радиометра при указанных параметрах оценивается величиной 0,09 К.

Аналогичные измерения были проведены на нескольких частотах в рабочей полосе макета радиометра. Результаты оценки флуктуационной чувствительности на отдельных частотах приведены в таблице.

Падение чувствительности на частотах выше 20 ГГц обусловлено тем, что используемый в настоящее время в макете радиометра МШУ имеет

Таблица. Оценка флуктуационной чувствительности на отдельных частотах

Частота, ГГц	18	19	20	20,5	21
Флуктуационная чувствительность, К	0,09	0,1	0,15	0,40	0,57

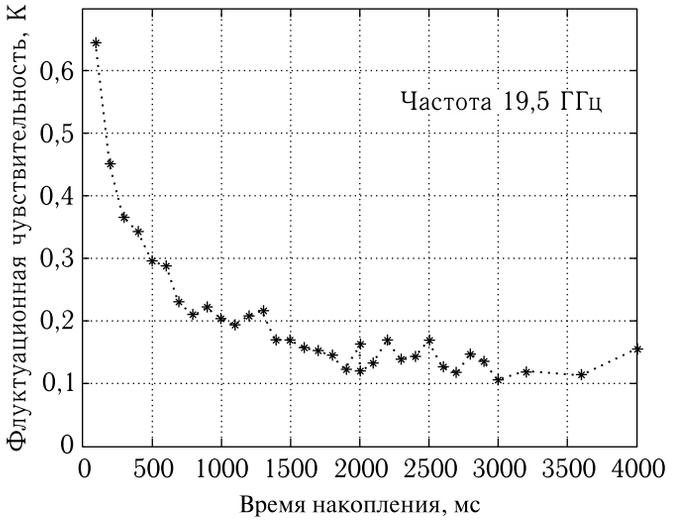

Рис. 9. Зависимость флуктуационной чувствительности от времени накопления

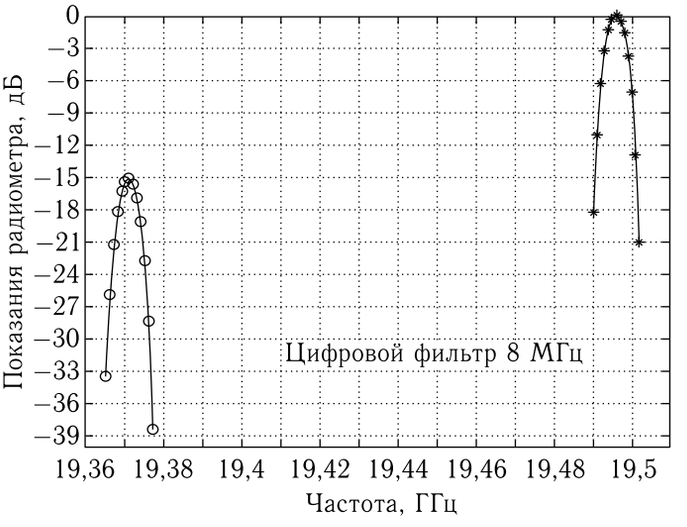

Рис. 10. Частотная характеристика макета радиометра при использовании цифрового фильтра

оптимальные параметры (коэффициент шума и КУ) в нижней половине рабочего диапазона частот радиометра. Для повышения чувствительности в верхней части частотного диапазона целесообразно использовать другой МШУ, с меньшим коэффициентом шума на частотах 20–21 ГГц.

Исследовалась также зависимость флуктуационной чувствительности от времени накопления. На рис. 9 показан результат, полученный при настройке центральной частоты входа на 19,5 ГГц и полосе порядка 100 МГц (без фильтрации). Использовался ГШ, подключенный ко входу макета радиометра через аттенюатор номиналом 20 дБ. Представленный результат демонстрирует, что оптимальное время накопления составляет примерно 2 с.

Экспериментальная проверка частотных характеристик макета радиометра осуществлялась при подаче на вход сигнала от генератора R&S®SMF100A. Реализованная прошивка ПЛИС обеспечивает возможность выбора одного из цифровых фильтров, условно названных: «8 МГц», «12 МГц», «50 МГц» и «100 МГц». Предусмотрен также режим работы без цифровой фильтрации.

На рис. 10 представлен результат измерения частотной характеристики макета радиометра при настройке центральной частоты входного сигнала на 19 496,5 МГц (частота гетеродина 19 434 МГц) и использовании цифрового фильтра «8 МГц». Как видно на рисунке, ширина полосы по уровню −3 дБ составляет в данном режиме около 5 МГц. Подавление зеркального канала — не менее 15 дБ. Данный фильтр целесообразно использовать при измерениях по сигналам ИСЗ.

На рис. 11 представлена измеренная частотная характеристика макета радиометра при его работе без цифровой фильтрации. Как видно на рисунке,

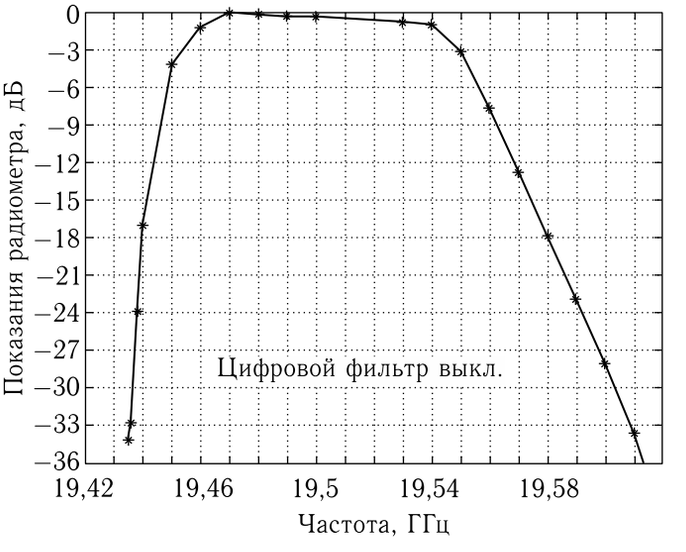

Рис. 11. Частотная характеристика макета радиометра при его работе без цифровой фильтрации

ширина полосы по уровню −3 дБ составляет в этом режиме около 95 МГц. Такой режим работы предполагается использовать при измерениях по сигналам естественных радиоисточников.

По аналогичной методике проводились лабораторные испытания макета модуляционного радиометра диапазона 27–31 ГГц. Его флуктуационная чувствительность составила около 0,05 К при полосе порядка 1 ГГц с центральной частотой 29 ГГц.

Заключение

Проведенные лабораторные испытания показали соответствие требуемым основных параметров разработанных макетов модуляционных радиометров *Ка*-частотного диапазона и подтвердили возможность их использования для исследования характеристик больших зеркальных антенн радиоастрономическим способом.

Работы выполнены при финансовой поддержке Минобрнауки РФ, проект № 3.2722.2017/4.6.

Список литературы

1. *Кузьмин А. Д.*, *Саломонович А. Е.* Радиоастрономические методы измерений параметров антенн. М.: Сов. радио, 1964. 184 с.

2. *Цейтлин Н. М.* Антенная техника и радиоастрономия. М: Сов. радио, 1976. 350 с.

3. *Baars J. W. M.* The measurement of large antennas with cosmic radio sources. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1973, vol. AP–21. N. 4, pp. 461–474.

4. *Калинин А. В.*, *Калинин В. А.*, *Егоров М. Н.*, *Акулов А. Ю.*, *Ширшов М. В.*, *Рогов А. Е.* Проблемы аппаратурного обеспечения измерений характеристик больших антенн по сигналам внеземных радиоисточников // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, т. 3, вып. 4. С. 41–47.

5. *Буйдинов Е.*, *Локшин Б.* Пути освоения *Ка*-диапазона космическими аппаратами ГП КС // Технологии и средства связи, 2014, № 2. С. 64–67.

6. *Калинин А. В.* Радиоголографический метод измерения характеристик антенн радиотелескопов // Антенны, 1998, № 2(41). С. 51–67.

7. *Калинин А. В.*, *Попереченко Б. А.*, *Беагон В. С.*, *Калинина Е. Е.*, *Мальцев В. П.*, *Сапожников Б. Д.* Результаты голографических измерений характеристик 64-метровой антенны ТНА–1500 в Калязине // Электромагнитные волны и электронные системы, 2004, № 11. С. 30–34.

8. *Мальцев В. П.*, *Щеглов К. С.* Корреляционные радиометры в технике антенных измерений // Антенны, 1997, вып. 2(39). С. 57–62.

9. *Калинин В. А.*, *Беагон В. С.*, *Калинин А. В.* Корреляционный радиометр для антенных и интерферометрических измерений // Вестник ННГУ, 2011, № 5(3). С. 88–94.

10. *Калинин А. В.*, *Мальцев В. П.*, *Щеглов К. С.* Исследование характеристик крупногабаритной зеркальной антенны корреляционным радиоастрономическим методом // Радиотехника и электроника, 2007, № 5. С. 545–562.

11. *Калинин А. В.*, *Дугин Н. А.*, *Моисеев С. П.*, *Поляков А. В.*, *Ватутин В. М.*, *Ивашина А. В.* Методы и методики экспериментального исследования радиотехнических характеристик антенн наземных комплексов управления // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, т. 3, вып. 3. С. 52–64.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 33–41

РАДИОТЕХНИКА И КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ

УДК 681.513.8 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.33.41

Проблемы синтеза адаптивных фильтров методами генетических алгоритмов

В. М. Ватутин, *д.т.н., профессор, vatutin_vm@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
С. А. Донцов, *sad_rks@mail.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
А. В. Воля, *к.т.н., contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
В. О. Гусев, *sl.goosev@gmail.com*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
И. А. Негляд, *contact@spacecorp.ru*
Министерство обороны Российской Федерации, г. Москва

Аннотация. При решении задачи излучения устойчивых сигналов, имеющих постоянный спектральный состав, требуется синтезировать уравнение соответствующей модели сигнала. Для синтеза предлагается использовать одну из разновидностей генетических алгоритмов — метод группового учета аргументов (МГУА). Фактически синтезированное этим методом уравнение является оптимальным фильтром — частным представлением разложения в ряд Лотки–Вольтерры. Получение результата разложения — результат работы генетического алгоритма. Проблемами при синтезе оптимального фильтра являются правило разделения данных, правило генерации моделей-претендентов, метод получения коэффициентов модели и форма квадратичного критерия отбора модели.

В статье приводятся алгоритмы для решения перечисленных проблем, реализованные на языке C++ и работающие под управлением ОС МСВС. Особый интерес представляет модифицированный алгоритм Зейделя для определения коэффициентов оптимальной модели, способный работать с плохо определенными матрицами, имеющими значение определителя близким или равным нулю.

Ключевые слова: синтез оптимального фильтра, метод группового учета аргументов, системы линейных уравнений, генетический алгоритм

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 33–41

Problems of Synthesis of Adaptive Filters by Genetic Algorithms Methods

V. M. Vatutin, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., vatutin_vm@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
S. A. Dontsov, *sad_rks@mail.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
A. V. Volya, *contact@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
V. O. Gusev, *sl.goosev@gmail.com*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
I. A. Neglyad, *contact@spacecorp.ru*
Ministry of Defense of the Russian Federation, Moscow

Abstract. When solving the problem of emission of stable signals with a constant spectral composition, it is necessary to synthesize the equation of the corresponding signal model. For synthesis, it is proposed to use one of the varieties of genetic algorithms — the method of group accounting of arguments (MGAA). In fact, the equation synthesized by this method is an optimal filter — a particular representation of the Lotka–Volterra series expansion. Obtaining the result of decomposition is the result of the work of the genetic algorithm. Problems in the synthesis of the optimal filter are the data separation rule, the rule for generating candidate models, the method of obtaining model coefficients and the form of the quadratic model selection criterion.

The article provides algorithms for solving these problems, implemented in C++ and running under the MSWS operating system. Of particular interest is the modified Seidel algorithm for determining the coefficients of the optimal model, capable of working with poorly defined matrices having a determinant value close to or equal to zero.

Keywords: synthesis of an optimal filter, method of group accounting of arguments, systems of linear equations, genetic algorithm

Метод группового учета аргументов

Метод группового учета аргументов (GMDH — Group Method of Data Handling) — это семейство индуктивных алгоритмов для математического моделирования мультипараметрических данных. Метод основан на рекурсивном селективном отборе моделей, на основе которых могут строиться более сложные модели.

Автор метода — академик АН СССР, академик Национальной академии наук Украины (НАНУ), директор Института кибернетики им. В. М. Глушкова Алексей Григорьевич Ивахненко (30.03.1913–16.10.2007).

Метод группового учета аргументов применяется в самых различных областях науки и техники для анализа данных и отыскания закономерностей для прогнозирования и моделирования систем, решения задач оптимизации и распознавания образов [1]. Индуктивные алгоритмы МГУА дают уникальную возможность автоматически синтезировать взаимозависимости, выбрать оптимальную структуру модели или сети и увеличить точность существующих алгоритмов моделирования и аппроксимаций.

Этот подход самоорганизации моделей принципиально отличается от обычно используемых дедуктивных методов. Он основан на индуктивных принципах [2] — нахождение лучшего решения перебором огромного числа уравнений — претендентов с выбором лучшего из них по специальному критерию.

Метод группового учета аргументов состоит из нескольких алгоритмов для решения разных задач. В него входят как параметрические алгоритмы, так и алгоритмы кластеризации, комплексирования аналогов и вероятностные алгоритмы. Этот подход к самоорганизации уравнений основан на переборе постепенно усложняющихся моделей и выборе наилучшего решения согласно минимуму внешнего критерия, в общем случае квадратичного.

В качестве базисных моделей могут использоваться не только алгебраические полиномы, но и разностные, дробно-рациональные, нелинейные и вероятностные функции.

На рис. 1 приведен обобщенный алгоритм синтеза оптимального фильтра по критерию совпадения спектров.

Начало его работы происходит в блоке *1*. В блоке *2* происходит получение вычислителем измеренных экспериментальных данных. В блоке *3* — нормализация данных (приведение их в диапазон от 0 до 1). Затем, если в блоке *4* принято решение о сохранении данных, происходит переход к блоку *5*, в котором производится запись в базу данных. После чего управление передается блоку *8*. Блок *8* производит синтез обучающей и тестовой (проверочной) выборки. В это время в блоке *6* производится вычисление спектральных компонент наблюдаемого сигнала, а затем в блоке *7* происходит формирование контрольного спектра, используемого при вычислении значения внешнего критерия. Затем в блоке *9* происходит генерация модели (вычисляются ее коэффициенты с использованием данных из обучающей выборки). После этого в блоке *10* происходит вычисление внешнего спектрального критерия. В блоке *11* выполняется запоминание коэффициентов модели и значения вычисленного внешнего критерия. В блоке *12* происходит контроль окончания процесса генерации моделей — претендентов на оптимальную модель фильтра. Если процесс генерации моделей завершен, то происходит переход к блоку *13*. В нем происходит поиск модели с минимальным значением внешнего квадратичного критерия. По завершению поиска в блоке *14* синтезируется оптимальное уравнение фильтра. После этого происходит останов процесса моделирования. Но при необходимости процесс может быть зациклен и тогда используется переход к началу вычислений (блок *2*) от блока *15*, иначе в блоке *16* выполняется останов.

Анализ входных данных

Отсчеты моделируемого сигнала поступают с выхода приемного устройства. В итоге на вход программы поступает вектор значений, взятых с определенной частотой дискретизации [3]. Количество измерений может варьироваться в очень широких пределах.

Для того чтобы все данные находились в одном диапазоне изменения значений, необходимо произвести нормализацию. Это поможет легко сопоставлять полученные значения и получать хорошую обусловленность матриц, предназначенных

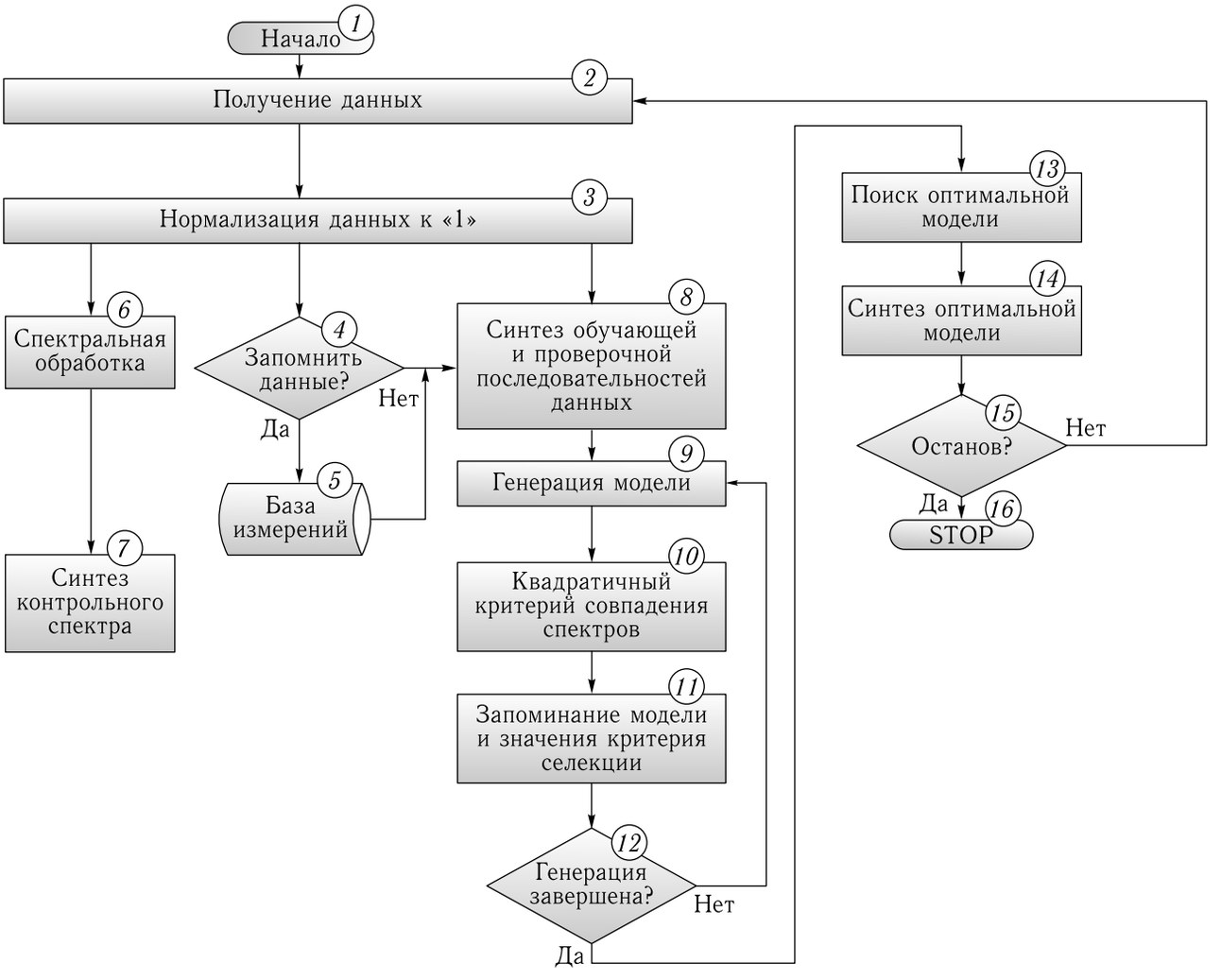

Рис. 1. Схема алгоритма синтеза модели

для получения коэффициентов моделирующего уравнения.

Из ряда входных отсчетов получаем систему уравнений. Для этого выберем уравнение линии регрессии [4] в виде линейной разностной схемы, представимой в следующем виде:

$$y_N = a_0 + a_1x_1 + a_1x_2 + a_1x_3 + \ldots + a_Nx_N = \\ = a_0 + \sum_{i=1}^{N} a_ix_i.$$

Здесь N — число членов линейного разностного уравнения (интервал корреляции со значением выходного сигнала модели y_N,) а x — измеренное значение сигнала, отстоящее по времени на i шагов назад от текущего (N-го) значения уровня сигнала.

Для каждой точки q [5] экспериментальных данных можно подсчитать величину квадрата отклонения (ошибки):

$$\delta^2 = (q - q_0^2).$$

Суммируя уравнения такого вида для всех N экспериментальных точек, получим выражение для средней квадратической ошибки

$$\Delta^2 = \sum_{i=1}^{N} \delta_i^2.$$

Для вычисления минимума среднеквадратической ошибки находим выражение для частных про-

изводных (по числу определяемых коэффициентов уравнения регрессии) и приравниваем их к нулю

$$\frac{\partial\Delta^2}{\partial a_0}=0,\ \frac{\partial\Delta^2}{\partial a_1}=0,\ \frac{\partial\Delta^2}{\partial a_2}=0,\ \dots\ .$$

Отсюда получим систему так называемых условных уравнений Гаусса.

Разделение данных на обучающую и проверочную выборки

Основной критерий требует разбиения выборки минимум на две равные части — обучающую (*training sample*) и проверочную (*validation sample*) [6]. Обычно таблица исходных данных делится на три части: проверочную, обучающую и экзаменационную (*test sample*), что повышает точность моделирования, но увеличивает время вычислений. Поэтому в данном случае ограничимся только двумя выборками обучающей и проверочной. Обучающая выборка используется для получения оценок параметров модели (например, коэффициентов регрессии), а проверочная — для оценки качества модели как претендента на оптимальное решение.

Обучающая выборка — выборка, по которой производится настройка (определение значений параметров) модели искомой зависимости. Можно также говорить о синтезе структуры оптимального фильтра. В данном случае — линейно-разностного.

Если модель зависимости построена по обучающей выборке, то оценка качества этой модели, сделанная по той же выборке, оказывается, как правило, неустойчивой, то есть становящейся неточной при малых изменениях данных [7]. Это нежелательное явление называют переобучением. На практике оно встречается очень часто. Хорошую эмпирическую оценку качества построенной модели дает ее проверка на независимых данных, которые не использовались для обучения.

Тестовая (или проверочная) выборка — это выборка, по которой оценивается качество построенной модели. Качество получаемой модели оценивается по величине специального квадратичного критерия, вычисленного для этой выборки.

Оценку качества, сделанную по тестовой выборке, можно применить для выбора наилучшей по качеству модели. Однако тогда полученная оценка снова окажется смещенной. Для получения несмещенной оценки выбранной модели часто приходится выделять третью выборку и т. д. Этот эффект связан с известной теоремой Гёделя о неполноте.

Будем называть несмещенной называется оценку [8], математическое ожидание которой рано оцениваемому параметру.

Таким образом, тестовая (проверочная) выборка — это выборка, по которой осуществляется выбор наилучшей модели из множества моделей, построенных по обучающей выборке.

Метод Зейделя для решения систем линейных алгебраических уравнений

Для генерации уравнений-претендентов необходимо решать системы линейных уравнений. Для этого можно воспользоваться методом Зейделя. Преимущество метода заключается в способности обрабатывать разреженные матрицы — матрицы с преимущественно нулевыми элементами. Такие матрицы носят название плохо определенных, то есть для них трудно вычислить детерминант, а следовательно, и найти точное решение системы линейных уравнений.

Метод Зейделя является классическим [9] итерационным методом решения системы линейных уравнений.

В виде исходных данных задачи имеем систему линейных уравнений вида:

$$\begin{cases} a_{11}x_1+\ldots+a_{1n}x_n=b_1\\ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\\ a_{n1}x_1+\ldots+a_{nn}x_n=b_n. \end{cases}$$

Чтобы пояснить суть метода, перепишем задачу в виде:

$$\begin{cases} a_{11}x_1=-a_{12}x_2-a_{13}x_3-\ldots-a_{1n}x_n+b_1\\ a_{21}x_1+a_{22}x_2=-a_{23}x_3-\ldots-a_{2n}x_n+b_2\\ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\\ a_{(n-1)1}x_1+a_{(n-1)2}x_2+\ldots+a_{(n-1)(n-1)}x_{(n-1)}=\\ \qquad\qquad\qquad\qquad\qquad\qquad=-a_{(n-1)n}x_n+b_{n-1}\\ a_{n1}x_1+a_{n2}x_2+\ldots+a_{n(n-1)}x_{n-1}+a_{nn}x_n=b_n. \end{cases}$$

Здесь в j-м уравнении мы перенесли в правую часть все члены, содержащие x_i, для $i > j$. Эта запись может быть представлена:

$$(L + D)\mathbf{x} = -U\mathbf{x} + \mathbf{b},$$

где в принятых обозначениях D означает матрицу, у которой на главной диагонали стоят соответствующие элементы матрицы A, а все остальные нули; тогда как матрицы U и L содержат верхнюю и нижнюю треугольные части A, на главной диагонали которых нули.

Итерационный процесс в методе Зейделя состоится по формуле

$$(L + D)\mathbf{x}^{(k+1)} = -U\mathbf{x}^{(k)} + \mathbf{b}, \quad k = 0, 1, 2, \dots .$$

После выбора соответствующего начального приближения $\mathbf{x}^{(0)}$.

Метод Зейделя можно рассматривать как модификацию метода Якоби. Основная идея модификации состоит в том, что новые значения $\mathbf{x}^{(i)}$ используются здесь сразу же по мере получения, в то время как в методе Якоби они не используются до следующей итерации:

$$\begin{cases} x_1^{(k+1)} = c_{12}x_2^{(k)} + c_{13}x_3^{(k)} + \ldots + c_{1n}x_n^{(k)} + d_1 \\ x_2^{(k+1)} = c_{21}x_1^{(k+1)} + c_{23}x_3^{(k)} + \ldots + c_{2n}x_n^{(k)} + d_2 \\ \ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots\ldots \\ x_n^{(k+1)} = c_{n1}x_2^{(k+1)} + c_{n2}x_2^{(k+1)} + \ldots + \\ \qquad\qquad + c_{n(n-1)}x_{n-1}^{(k+1)} + d_n, \end{cases}$$

где $c_{ij} = \begin{cases} -\dfrac{a_{ij}}{a_{ii}}, & j \neq i, \\ 0, & j = i, \end{cases}$ $d_i = \dfrac{b_i}{a_{ii}}$, $i = 1, ..., n.$

Таким образом, i-я компонента $(k + 1)$-го приближения вычисляется по формуле

$$x_i^{(k+1)} = \sum_{j=1}^{i-1} c_{ij}x_j^{(k+1)} + \sum_{j=i}^{n} c_{ij}x_j^{(k)} + d_i, \quad i = 1, \dots, n.$$

Условия окончания итерационного процесса Зейделя при достижении точности ε в упрощенной форме имеет вид:

$$\left\| x^{(k+1)} - x^{(k)} \right\| \leqslant \varepsilon.$$

Более точное условие окончания итерационного процесса имеет вид:

$$\left\| Ax^{(k+1)} - b \right\| \leqslant \varepsilon$$

и требует больше вычислений. Благодаря критерию окончания итерационного процесса алгоритм решения систем линейных уравнений хорошо подходит для разреженных матриц, так как при их решении систем с такими матрицами часто происходит «деление на ноль», что приводит к остановке вычислительного процесса.

Генерация моделей-претендентов

Целью МГУА является получение модели в результате перебора моделей из индуктивно-порождаемого множества. Параметры каждой модели настраиваются так, чтобы доставить минимум выбранному внешнему критерию. Различают два основных вида алгоритмов — комбинаторный и многорядный.

Все алгоритмы МГУА воспроизводят схему массовой селекции: последовательно порождаются модели возрастающей сложности. В комбинаторном виде происходит генерация моделей путем полного перебора моделей из некоторого, достаточно большого множества. Каждая модель настраивается: методом наименьших квадратов находятся значения параметров. Из моделей претендентов выбираются лучшие в соответствии с выбранным критерием.

Многорядные алгоритмы могут вычислять остатки регрессионных моделей после каждого ряда селекции или не вычислять; при этом используются исходные данные.

В случае многорядных алгоритмов каждая полиномиальная модель однозначно определяется [10] набором индексов s входящих в него мономов (одночленов):

$$y = a_0 + w(s)a(s).$$

Элементы вектора w — коэффициенты при мономе полинома; элементы вектора a — результат произведения свободных переменных соответствующих мономов. Индексы $s \in \{1, \dots, F_0\}$ есть

индексы мономов, входящих в модель. Другими словами, производная модель

$$y = a_0 + w(s)a(s)$$

порождается набором индексов $s \in \{1, \ldots, F_0\}$, включающих соответствующие элементы векторов

$$w = \left\langle w_1, \ldots, w_{F_0} \right\rangle \text{ и } a = \left\langle a_1, \ldots, a_{F_0} \right\rangle.$$

При ограничении полинома числом R число мономов полинома равно

$$F_0 = \sum_{r=1}^{R} \overline{C}_r^P = \sum_{r=1}^{R} \frac{(r+p-1)!}{P!(r-1)!}.$$

А число моделей первого ряда соответственно равно 2^{F0}. Здесь $\overline{C}_r^P$ — число сочетаний с повторениями из P по r, P — число свободных переменных — элементов вектора x.

Модели претенденты порождаются индуктивно. При этом вводится ограничение на длину полинома базовой модели. Например, степень полинома базовой модели не должно превышать заданное число R. Тогда базовая модель представима в виде линейной комбинации заданного числа F_0 произведений свободных переменных:

$$y = f(x_1, x_2, \ldots, x_1^2, x_1x_2, x_2^2, \ldots, x_m^R).$$

Здесь f — линейная комбинация. Аргументы этой функции переобозначаются следующим образом:

$$x_1 \to a_1,\ x_2 \to a_2,\ \ldots,\ x_1^2 \to a_\alpha,$$
$$x_1x_2 \to a_\beta,\ x_2^2 \to a_\gamma,\ \ldots,\ x_m^q \to a_{F_0}.$$

То есть

$$y = f(a_1, 1_2, \ldots, a_{F_0}).$$

Для линейно входящих коэффициентов задается одноиндексная нумерация

$$w = \left\langle w_1, \ldots, w_{F_0} \right\rangle.$$

Тогда модель может быть представлена в виде линейной комбинации:

$$y = w_0 + \sum_{i=1}^{F_0} w_i a_i.$$

Каждая порождаемая модель задается линейной комбинацией элементов $\{(w_i, a_i)\}$, в которой множество индексов $\{i\} = s$ является подмножеством $\{1, \ldots, F_0\}$.

Определение и выбор критерия

Вычисление показателя качества (оптимальности) уравнения на проверочной выборке осуществляется с помощью внешнего критерия.

Критерий выбора модели может быть назван внешним, если он получен в соответствии с теоремой Гёделя о неполноте [11], с помощью дополнительной информации, не содержащейся в данных, которые использовались при вычислении параметров моделей. Очевидно, что такая информация содержится в тестовой (проверочной) выборке.

Алгоритм МГУА использует и внутренний и внешний критерии. Внутренний критерий используется для настройки параметров модели (метод наименьших квадратов), внешний — для выбора модели оптимальной структуры. Таких внешних критериев может быть сконструировано несколько, при этом возможен выбор модели одновременно по нескольким внешним критериям (аддитивный комбинированный внешний критерий).

В данной работе приводится всего один внешний критерий. Его значения вычисляются как численное соответствие спектра сигнала, полученного из обучающей выборки (рис. 2), и спектра, полученного из тестовой выборки (рис. 3).

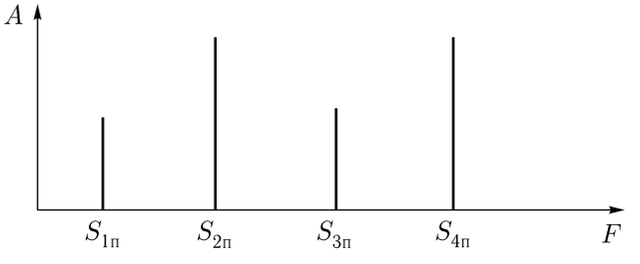

Рис. 2. Спектр сигнала на обучающей выборке

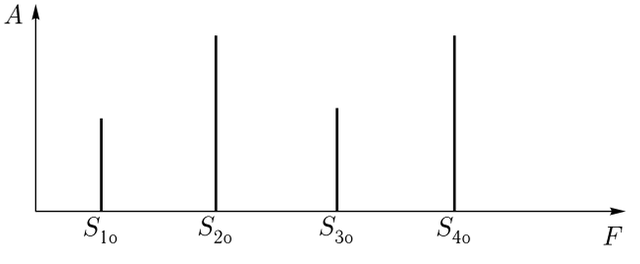

Рис. 3. Спектр сигнала на проверочной выборке

Модель — претендент будет определена тем правильнее, чем меньше будет вычисленное значение внешнего критерия:

$$\mathrm{Cr} = \min\left(\frac{1}{N}\sqrt{\sum_{k=1}^{N}(S_{k\text{п}} - S_{k\text{о}})^2}\right).$$

Правильней всего выбирать не один внешний критерий, а несколько. Возьмем в качестве дополнительного критерия критерий регулярности.

Критерий регулярности $\Delta^2(C)$ включает среднеквадратичную ошибку на тестовой подвыборке C, полученную при параметрах модели, настроенных на обучающей подвыборке l:

$$\Delta^2(\widetilde{N}) = \left|y_C - A_C\widehat{w}_l\right|^2 = (y_C - A_C\widehat{w}_l)^\top(y_C - A_C\widehat{w}_l),$$

где A — система линейных уравнений, полученная из обучающей выборки:

$$\widehat{y}_C(l) = A_C\widehat{w}_l.$$

Для того чтобы учитывать результаты вычислений нескольких критериев, необходимо использовать комбинированный критерий.

Комбинированный критерий:

$$k^2 = \sum_{i=1}^{K} a_i k_i^2$$

при условии нормировки

$$k^2 = \sum_{i=1}^{K} a_i \frac{k_i^2}{k_{i\max}^2} \sum_{i=1}^{K} a_i = 1.$$

Здесь k_i — принятые на рассмотрение критерии, а a_i — веса этих критериев, назначенные в начале вычислительного эксперимента.

В оценке оптимальности модели фильтра используются также нормализованные значения критериев. При этом предыдущая формула имеет вид

$$k^2 = \sum_{i=1}^{K} a_i \frac{k_i^2}{k_{i\max}^2}.$$

После того как все зависимости y_i, $i = \overline{1,p}$ идентифицированы, по внешнему критерию из них отбирают лучшую, которую можно использовать в качестве оптимального фильтра, выделяющего скрытую под шумами закономерность.

Заключение

Описанный в статье алгоритм может работать в режиме реального времени для синтеза оптимального фильтра.

Важным применением такого рода программы и результатов ее работы служит ее использование в приемных радиотрактах в том случае, когда структура сигнала неизвестна, а сам сигнал подвергнут воздействию помех. Такая ситуация часто возникает в том случае, когда принимаются сигналы, предназначенные для оптимальных условий приема. Что особенно важно, так это то, что вскрытие структуры оптимального фильтра возможно даже при очень высоком уровне помех.

Применение итерационного метода Зейделя, несмотря на то, что он не является строго детерминированным, позволяет получать оценки параметров оптимальных фильтров быстро и точно, причем даже в условиях плохо обусловленных матриц условных уравнений Гаусса. Модификация итерационного алгоритма позволила избежать возникновения переполнения разрядной сетки моделирующего компьютера, что приводит к аварийным остановам его работы.

Для ускорения работы по синтезу оптимального фильтра генерация моделей может происходить параллельно. Это вполне допустимо, так как получение оценок по внешнему критерию может осуществляться для каждой из структур независимо.

Применение критерия сравнения спектров, позволяет использовать стандартные системы аппаратной поддержки вычислений, в том числе устройства [12] выполнения БПФ.

Преимущество внешнего спектрального критерия перед классическими каноническими квадратичными критериями, требующими большие объемы алгебраических вычислений, позволяет использовать этот метод в высокочастотных областях передачи радиосигналов.

Список литературы

1. Современные технологии радиомониторинга в спутниковых системах связи и ретрансляции: Монография / Ред. А. В. Кузовников. М.: Радиотехника, 2015. 216 с.

2. *Ивахненко А. Г.* Индуктивный метод самоорганизации моделей сложных систем. Киев: Наук. думка, 1981. 296 с.

3. *Рабинер Л.*, *Гоулд Б.* Теория и применение цифровой обработки сигналов / Пер. с англ. А. Л. Зайцева, Э. Г. Назаренко, Н. Н. Тетекина / Под ред Ю. Н. Александрова. М.: Мир, 1978. 848 с.

4. *Коршунов Ю. М.* Математические основы кибернетики: Учеб. пособ. для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Энергия, 1980. 424 с.

5. *Фадеев Д. К.*, *Фадеева В. Н.* Вычислительные методы линейной алгебры. М.: Физматгиз, 1960. 855 с.

6. *Ивахненко А. Г.*, *Юрачковский Ю. П.* Моделирование сложных систем по экспериментальным данным. М., Радио и связь, 1987. 120 с. (Кибернетика).

7. *Ивахненко А. Г.* Долгосрочное прогнозирование и управление сложными системами. Киев: Техніка, 1975. 310 с.

8. *Ивахненко А. Г.*, *Степашко В. С.* Помехоустойчивость моделирования. Киев: Наук. думка, 1985. 216 с.

9. *Дьяконов В. П.* Справочник по алгоритмам и программам на языке бейсик для персональных ЭВМ. М.: Наука; Гл. ред. физ.-мат. лит., 1989. 240 с.

10. *Тейлор Дж.* Введение в теорию ошибок. Пер. с англ. М.: Мир, 1985. 272 с.

11. *Нагель Э.*, *Ньюмен Дж. Р.* Теорема Гёделя. М.: Красанд, 2010. 121 с.

12. *Бугров В. Н.*, *Ивлев Д. Н.*, *Шкелёв Е. И.* Цифровая обработка сигналов с применением цифровых сигнальных процессоров. Нижний Новгород: Нижегородский госуниверситет, 2012. 84 с.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 42–56

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

УДК 67.02:67.05:004.9:004 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.42.56

Концептуальное проектирование космических систем на основе Lean-принципов

В. Ю. Клюшников, *д.т.н., с.н.с., klyushnikovvy@tsniimash.ru*
ФГУП «ЦНИИ машиностроения», Москва, Российская Федерация
А. А. Романов, *д.т.н., профессор, romanov@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Сформулированы основные положения методологии концептуального проектирования космических систем и их составных частей на основе Lean-принципов, в соответствии с которыми необходимая целевая эффективность системы должна обеспечиваться при минимальных ресурсных затратах и приемлемом уровне риска неудачной реализации проекта ее создания.

В понятие концептуального проектирования вкладываются два смысла: концептуальное проектирование как заключительная стадия формирования инновационного научно-технического задела и концептуальное проектирование как начальная стадия создания космической системы, на которой принимаются решения, определяющие ее последующий облик.

Показано, что концепция космической Lean-системы тождественна идее идеальной технической системы в теории решения изобретательских задач. В этой связи введены понятия степени идеальности и критерия идеальности системы, позволяющие оценивать результаты Lean-проектирования.

Обобщены и классифицированы возможные концептуальные решения, принимаемые в процессе Lean-проектирования космических аппаратов, ракет-носителей, средств наземного комплекса управления и космической системы в целом. Рассмотрены основные направления программной реализации методов автоматизированной поддержки концептуального Lean-проектирования.

Основные положения методологии концептуального Lean-проектирования космических систем могут быть использованы при разработке отраслевых нормативно-методических документов, а также при создании и развитии новой научно-производственной системы ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: космическая система, космический аппарат, ракета-носитель, степень идеальности, концептуальное проектирование, Lean-проектирование

Conceptual Design of Space Systems Based on Lean Principles

V. Yu. Klyushnikov, *Dr. Sci. (Engineering), Senior Researcher, klyushnikovvy@tsniimash.ru*
Central Research Institute for Machine Building (FGUP TSNIIMASH), Korolev, Moscow region, Russian Federation
A. A. Romanov, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., romanov@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The article discusses the main thesis of the methodology of conceptual design of space systems and their components based on Lean principles. Lean principles require providing the necessary target system efficiency with minimum resource costs and an acceptable level of risk.

The conceptual design idea has two aspects: conceptual design as the final stage in the formation of innovative scientific and technical reserve and conceptual design as the initial stage in the creation of a space system at which decisions are made that determine its architecture.

It is shown that the concept of a space Lean system is identical to the idea of an ideal technical system in the theory of solving inventive problems. In this regard, the concepts of the degree of ideality and the ideality criterion of the system are introduced, which allow us to evaluate the results of Lean-design.

Possible conceptual decisions made during the Lean-design of satellites, launch vehicles, ground control complex equipment and the space system as a whole are generalized and classified. The main directions of software implementation of the methods of automated support of conceptual Lean-design are considered.

The main provisions of the methodology of conceptual Lean-design of space systems can be used in the development of industry normative and methodological documents, as well as in the creation and development of a new scientific and production system for the space industry.

Keywords: space system, satellite, launch vehicle, degree of ideality, conceptual design, Lean design

Введение

Широкое распространение результатов космической деятельности и проведение фундаментальных космических исследований при помощи космических аппаратов (КА) сдерживают чрезвычайно высокая себестоимость космической техники и длительный производственный цикл ее создания.

Под Lean production [1] понимают концепцию управления производственным предприятием, основанную на устранении всех видов потерь по самым разным причинам: из-за перепроизводства, из-за ожидания, при ненужной транспортировке, из-за лишних этапов обработки, лишних запасов, ненужных перемещений, выпуска дефектной продукции и т. д. Привлекательность Lean состоит в том, что система на 80 % состоит из организационных мер и только 20 % составляют инвестиции в технологию.

Мысль о реализации принципов Lean production не только на уровне производственных процессов, но и на уровне проектирования (облика) изделий космической техники впервые была высказана в 2014 году профессором Менгу Чо (Технологический институт Кюсю, Япония) и профессором Филиппо Грациани (G.A.U.S.S. Sri, Италия), которые выдвинули концепцию Lean-спутника (Lean Satellite Concept) [2]. К признакам спутника, созданного по технологии Lean Satellite, были отнесены низкая общая стоимость, короткое время поставки, простота, высокая надежность, низкие риски, малая продолжительность миссии, возможность оперативного запуска, небольшие издержки и т. п. Идея Lean-спутника получает все большее распространение в мире. В январе 2018 года в Японии в г. Китакюсю прошел очередной, начиная с 2011 года, специализированный международный семинар по Lean спутникам (https://lean-sat.org/iwls2-2018.html).

Использование принципов LeanSatellite позволяет [3]:

— снизить время, затрачиваемое на создание перспективных космических систем (КС) и комплексов, от сегодняшних 2–10 лет до **6–9 месяцев**;

— сократить время, необходимое для адаптации КА к ракете-носителю (РН) и вывода на заданную орбиту, запуска и развертывания КС, от сегодняшних 3–12 месяцев до **нескольких часов с момента получения запроса на развертывание**;

— доставлять информационный продукт конечному потребителю в реальном масштабе времени (непрерывно/секунды);

— снизить стоимость космических информационных услуг.

Поскольку стоимость той или иной космической информационной услуги складывается не только из стоимости спутника, но и из стоимости запуска, управления и услуг операторов, то к реализации принципов Lean необходим системный комплексный подход. Lean-принципы было бы целесообразно обобщить и на другие изделия космической техники, включая и средства выведения (СВ), и объекты наземной космической инфраструктуры (НКИ), прежде всего — наземный комплекс управления (НКУ).

Цель предлагаемой статьи — выявление сущности и разработка принципов концептуального Lean-проектирования космических систем.

1. Общая постановка задачи проектирования космической Lean-системы

Задача проектирования космической Lean-системы может быть формализована на основе понятия идеальной технической системы, введенного Г. С. Альтшуллером в 1956 году в созданной им теории решения изобретательских задач (ТРИЗ) [4, 5] в связи с общими закономерностями развития технических систем. Основной такой закономерностью является повышение степени идеальности системы в процессе ее эволюции, представляющей собой соотношение между качеством выполнения целевой функции и требующимися для этого ресурсами.

Сущность концептуального Lean-проектирования космической системы заключается в обосновании и взаимном согласовании основных решений, определяющих последующий облик системы, которые бы позволили **обеспечить показатели целевой эффективности не ниже заданных при минимальных ресурсных затратах и приемлемом уровне риска**.

В таком случае под степенью идеальности изделия КС следует понимать отношение обобщенного показателя целевой эффективности применения системы по назначению к значению некоторой обобщенной функции затрат на ее создание и функционирование. И конечная цель концептуального Lean-проектирования будет заключаться в **оптимизации (максимизации) идеальности (степени идеальности) космической системы при приемлемом уровне риска**.

Обобщенный показатель целевой эффективности представляет собой функцию от некоторых частных показателей, характеризующих целевые (потребительские) свойства космической системы: энергомассовое или конструктивное совершенство ракеты-носителя, скорость передачи данных в космической системе связи, точность позиционирования в космической системе навигации, линейное и спектральное разрешения космической системы дистанционного зондирования Земли и т. д.

Обобщенная функция затрат определяется стоимостью создания и эксплуатации системы, затратами времени на ее создание, производство и логистику, массогабаритными характеристиками, энергопотреблением и т. п.

Очевидно, повышение степени идеальности изделия космической техники может происходить как в рамках существующего конструктивного облика, так и в результате радикального изменения конструкции и самого принципа действия изделия.

2. Общие типовые концептуальные решения в процессе Lean-проектирования составных частей космической системы

В [6] нами была предложена парадигма создания инновационного научно-технического задела (НТЗ) в ракетно-космической отрасли, в соответствии с которой в понятие концептуального проектирования вкладываются два смысла:

— концептуальное проектирование как заключительная стадия формирования инновационного НТЗ в соответствии с предварительно выявленными направлениями его создания;

— концептуальное проектирование как начальная стадия создания космической системы, на которой принимаются решения, определяющие ее последующий облик, как правило, в условиях неполноты и неопределенности исходных данных.

2.1. Общие принципы концептуального Lean-проектирования космической системы

К концептуальным решениям верхнего уровня в процессе Lean-проектирования следует отнести Lean-спутник и Lean-носитель, а также Lean — наземный комплекс управления.

Lean-спутник

Lean-спутник — это спутник, при разработке которого используют нетрадиционные подходы, допускающие приемлемый уровень риска, с целью снижения стоимости спутника и минимизации сроков его поставки заказчику и запуска [7].

В табл. 1 представлены результаты экспертной оценки относительной значимости характеристик и отличительных особенностей Lean-спутника.

Эффективность целевого применения малоразмерных КА, созданных по технологиям Lean,

Таблица 1. Относительная значимость характеристик и отличительных особенностей Lean-спутника [7]

№	Характеристика/особенность	Вес, %
1	Общая стоимость	20
2	Срок поставки	20
3	Простота	11
4	Допустимость риска	12
5	Меры по снижению риска	5
6	Требования к надежности	10
7	Продолжительность миссии	4
8	Сложность запуска	10
9	Минимизация образования космического мусора	8

может быть радикально повышена на основе объединения КА в орбитальные группировки (кластеры), где спутники решают совместно некоторую общую задачу и воспринимаются потребителями космических услуг как единое целое. Тем самым уменьшается и риск отказа космической системы, поскольку выход из строя одного или даже нескольких КА группировки (кластера) лишь незначительно снизит эффективность ее целевого функционирования. Однако при этом возрастают затраты ресурсов на создание и развертывание кластера.

Lean-носитель

Концепция Lean-носителя соответствует идее так называемого «большого тупого (глупого) носителя» (Big Dumb Booster — BDB) [8]. Основными признаками Big Dumb Booster (BDB) являются максимально простая конструкция, низкая стоимость запуска КА и повышенный риск отказа носителя в полете, признаваемый допустимым.

Уменьшение стоимости запуска достигается за счет упрощения технологий: использование дешевых конструкционных материалов, низко напряженных ракетных двигателей, вытеснительной системы подачи ракетного топлива, а также простых традиционных технологий сборки.

В [9] сформулированы основные признаки Lean-носителя:

— низкая общая стоимость (стоимость пуска) РН в сочетании с низкой стоимостью выведения единицы массы (1 кг) полезного груза на орбиту;
— короткий производственный цикл в сочетании с высокой оперативностью пуска;
— максимально высокое совершенство конструкции.

К дополнительным признакам Lean-носителя могут быть отнесены использование экологически чистого ракетного топлива и высокая надежность.

Следует, однако, заметить, что концепция BDB противоречит концепции Lean-спутника и тенденциям создания кластерных группировок из малых КА: BDB-носитель не поддается масштабированию и **может оказаться переразмеренным для развертывания и особенно для восполнения и наращивания кластеров малых КА, созданных по технологиям Lean**.

Поэтому в последнее десятилетие стремятся создать легкие и сверхлегкие носители с приемлемыми удельными экономическими показателями. В настоящее время в мире насчитывается несколько десятков проектов микроракет, рассчитанных на выведение на низкую околоземную орбиту грузов до 100 кг. Летные испытания многих из них намечены на 2019–2020 годы.

В числе перспективных технологий, используемых в перспективных проектах РН сверхлегкого класса, необходимо назвать [10]:

— модульную конструкцию на основе унифицированных модулей, в том числе многоразовых, для масштабирования возможностей выведения на орбиту полезных нагрузок различной массы;
— воздушный (авиационный или аэростатический) старт;
— топливные баки, переходные отсеки, головные обтекатели из композитных материалов; широкое использование «интеллектуальных» материалов в силовых элементах конструкции и в конструкции двигательной установки;
— двигательные установки первых ступеней не менее чем из трех–четырех ЖРД (как традиционных схем, так и клиновоздушных) на нетоксичных компонентах ракетного топлива с широким диапазоном регулирования тяги с вытеснительной или электротурбонасосной системой подачи топлива в камеры сгорания;
— широкое применение аддитивных технологий для изготовления сложных элементов конструкции, включая ракетные двигатели, и др.

Lean-НКУ

Сама концепция космической Lean-системы подразумевает в числе прочего и повышение степени идеальности структуры наземного комплекса управления КА.

Узкое место контура управления полетом — связь между наземным и бортовым комплексами управления (НКУ и БКУ), которую в традиционном исполнении обеспечивает сеть наземных приемо-передающих станций. Главное требование к системе, обеспечивающей связь между наземным и бортовым комплексами управления, — обеспечение

глобальности и непрерывности передачи командно-программной, целевой, служебной и телеметрической информации. Классический способ управления полетом спутников заключается в использовании сети командно-измерительных пунктов (КИП) наземного и морского базирования, развернутых на большой территории для обеспечения максимально возможной длительности сеансов связи с КА. Естественно, такой способ, во-первых, очень дорог, а во-вторых — практически неприменим для управления многоспутниковыми группировками.

Кроме того, значительный недостаток существующих сетей приемо-передающих станций — ограниченные зоны радиовидимости КИП, что не позволяет обеспечить проведение сеансов связи с КА в любое требуемое время. При этом чем ниже орбита КА, тем короче продолжительность сеансов связи с одним КИП. Препятствиями для развертывания сети КИП с глобальным радиопокрытием являются неприемлемо высокие финансовые затраты.

АО «Российские космические системы» в целях упрощения и удешевления процесса управления полетом МКА было предложено использовать низкоорбитальные системы спутниковой связи (ССС). В этом случае в принципе можно обойтись одним КИП [11].

2.2. Концептуальное Lean-проектирование как процесс получения принципиально новых технических решений

Проблема концептуального проектирования на заключительной стадии формирования инновационного НТЗ, как правило, состоит в получении принципиально новых технических решений в соответствии с некоторыми предварительно выявленными требованиями и направлениями. К основному требованию к техническим решениям в контексте концептуального Lean-проектирования следует отнести повышение степени идеальности составных частей космической системы с акцентом на минимизацию потребных ресурсов. Выявление направлений формирования инновационного НТЗ подробно рассмотрено в [6].

Указанные требования и направления по сути представляют собой исходные данные (требования) к новому техническому решению, итерационно уточняемые по мере более точного формулирования потребностей потенциальных заказчиков и появления новых технологических возможностей.

Все известные технологии концептуального проектирования новых технических решений основаны на использовании систематизированных знаний о физических эффектах и явлениях. К наиболее известным таким технологиям относятся теория решения изобретательских задач и энергоинформационный метод синтеза новых технических решений.

Теория решения изобретательских задач [12] и энергоинформационный метод синтеза новых технических решений (энергоинформационная модель цепей — ЭИМЦ) [13] ориентированы на поддержку концептуального проектирования любых технических устройств, независимо от области их применения. Неотъемлемым элементом таких систем является наличие баз знаний, включающих модели поведения систем на основе уравнений математической физики. Физические эффекты в базах знаний этих систем имеют вербальное описание как причинно-следственные связи, могут сопровождаться аналитической формулой связи входа с выходом. Результатом работы этих систем является синтез нескольких альтернативных физических принципов действия технического устройства в виде цепочек последовательных преобразований от входа к выходу.

Энергоинформационный метод синтеза новых технических решений опирается на энергоинформационную модель цепей (ЭИМЦ), аппарат параметрических структурных схем, базу данных паспортов физико-технических эффектов (ФТЭ) и базу морфологических матриц конструктивных реализаций ФТЭ. ЭИМЦ позволяет описывать процессы и явления разной физической природы (ФП), протекающие в технических системах, с помощью единого математического аппарата [13].

Метод ориентирован преимущественно на концептуальное проектирование систем управления. Концептуальное проектирование нового технического устройства в рамках энергоинформационного метода [13] сводится к выполнению трех этапов, достаточно трудоемких по объему обработки данных (рис. 1).

Система, реализующая ЭИМЦ, автоматически генерирует варианты физического принципа дей-

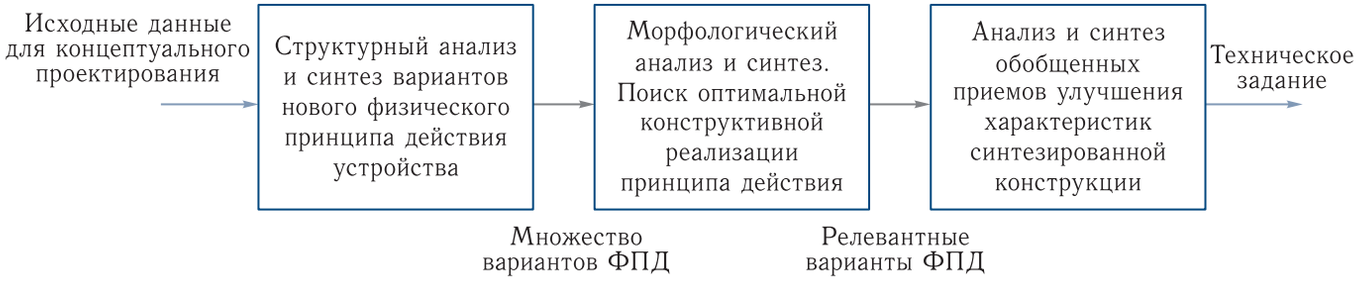

Рис. 1. Этапы концептуального проектирования технического устройства в рамках энергоинформационного метода синтеза новых технических решений

ствия (ФПД) системы, удовлетворяющей предъявляемым требованиям.

Результатом структурного синтеза является последовательное, параллельное или смешанное соединение ФТЭ и параметров цепей разной физической природы. Структурных схем соединения ФТЭ по результатам синтеза может быть множество. Из этого множества выбирают схему, оптимальную по критерию идеальности проектно-конструкторского решения.

К сожалению, имеются трудности при разработке математических моделей, описывающих синтезированные варианты физического принципа действия и оценки их эксплуатационных характеристик, что не позволяет проводить количественное сравнение этих вариантов. Описание физических эффектов не сопровождается конструктивной проработкой технических реализаций.

2.3. Концептуальное Lean-проектирование как начальная стадия создания космической системы

Под концептуальным проектированием технических систем понимают начальную стадию проектирования, на которой определяют принцип действия системы, ее обобщенную функциональную структуру, а также при необходимости исследуют возможности реализации полученного концептуального решения.

Концептуальные решения в процессе проектирования космической системы образуют иерархическую структуру.

Как показывает анализ [14], разделить принципы повышения целевой эффективности применения космической системы по назначению и принципы минимизации затрат на ее создание и функционирование, как правило, не представляется возможным. Реализация указанных принципов или одновременно решает эти две задачи, или же, наоборот, повышая (снижая) целевую эффективность, повышает (уменьшает) затраты.

К Lean-принципам концептуального проектирования космических систем на нижних уровнях структурной иерархии следует отнести:

— использование неспециализированной элементной базы общепромышленного назначения;

— широкое применение принципов отказоустойчивости на основе различных видов избыточности (прежде всего функциональной, информационной и временной), включая самоустранение повреждений.

Использование неспециализированной элементной базы

Начиная с 1994 года в военной и космической технике все шире используются так называемые COTS-технологии (Commercial Off-The-Shelf — «готовые к использованию»), т. е. коммерческие технологии, готовые к использованию в самых различных предложениях. COTS-технологии в критических приложениях (атомной, военной и космической технике) начали использоваться после того, как министр обороны США Вильям Перри в своем меморандуме, известном как Perry Memo («Меморандум Перри»), выступил с COTS-инициативой. Основная идея инициативы Перри заключалась в открытии рынка интеграции военных систем для использования в них стандартных компонентов с так называемого «массового» рынка.

В понятие COTS-компонентов включают микросхемы и другие аппаратные компоненты, технологии, а также программное обеспечение.

Концепция COTS основана на следующих концептуальных положениях [15]:

— управление рисками: риск не может быть нулевым даже в случае принятия самых строгих мер;
— контроль производственного процесса повышает надежность компонентов;
— высокая серийность гарантирует достаточную надежность.

Разработчики методологии COTS сопроводили свою инициативу «подзаконными» определениями, за счет которых они включили в понятие COTS-продуктов не только то, что «может быть куплено, арендовано или лицензировано на массовом рынке», но и то, что может быть получено при модернизации COTS-продуктов, подпадающих под приведенное определение [16]. Так, например, полупроводниковые COTS-компоненты могут тестироваться на соответствие требованиям стандарта MIL-STD-883 в целях проведения отбраковочных испытаний и в соответствии с результатами тестирования делиться на три класса:

• класс A — компоненты повышенной надежности, предназначенные для работы в жестких режимах внешних воздействий;

• класс B — компоненты для работы в менее жестких условиях, когда главным требованием является стабильность параметров в течение длительного времени;

• класс C — компоненты для применений, когда на первое место ставится минимальная стоимость.

Резервирование электронных компонент класса Industrial позволяет для бортовых компьютеров аэрокосмических систем получать решения, удовлетворяющие заказчика с точки зрения надежности, радиационной стойкости и являющиеся более экономичными, чем решения на основе компонент класса Military или Space [17].

Электронные компоненты Industrial на порядок и более дешевле, чем компоненты Military (Space), а их мажоритарное выполнение позволяет обеспечить тот же уровень безопасности и надежности, что дает возможность снизить стоимость бортового компьютера в 1,5–2 раза даже с учетом уменьшения ресурса из-за более низкой радиационной стойкости. Критичность по показателю радиационной стойкости может быть уменьшена при сеансовом режиме работы бортовой аппаратуры.

В целом COTS-подход быстро развивается, распространяясь в системе координат «номенклатура коммерческих продуктов — номенклатура критических приложений», что отражает тенденцию перехода в критических приложениях от оптимизации по критерию «целевая (функциональная) эффективность — надежность (безопасность)» к оптимизации по критерию «целевая (функциональная) эффективность — надежность (безопасность) — стоимость». Любой перенос коммерческих продуктов должен сопровождаться нормированием и оценкой качества/надежности получаемых решений.

Устойчивость к отказам как дополнение к использованию COTS-технологий

Снизить риск отказов при создании Lean-системы можно на основе обеспечения устойчивости технических систем к отказам.

Отказоустойчивые аппаратные и программные средства должны быть способны продолжать выполнение запланированных операций (возможно, с понижением целевой эффективности) при отказе их компонентов [18]. Отказоустойчивость может быть достигнута на основе сочетания высокой (возможно, даже избыточной) целевой эффективности и различных видов резервирования (табл. 2).

Из всех перечисленных в табл. 2 видов резервирования наибольший интерес в рамках концепции Lean-проектирования представляет функциональное резервирование, поскольку позволяет минимизировать дополнительные затраты массы, энергетики и других ресурсов на реализацию такого рода избыточности.

3. Программная реализация методов автоматизированной поддержки концептуального проектирования

Программная реализация методов автоматизированной поддержки концептуального Lean-проектирования для случаев получения новых техниче-

Таблица 2. Виды резервирование в космической технике

Вид резервирования	Определение	Примеры использования в космической технике
Структурное	Применение резервных элементов структуры изделия	— Резервирование на основе мажоритарной логики; — резервирование на основе дублирования подсистем с детектором ошибок; — резервирование на основе постепенной деградации вычислительной системы
Функциональное	Использование способности элементов, агрегатов и систем изделия выполнять дополнительные функции, а также возможность выполнять заданную функцию дополнительными средствами	Интегрированная инерциально-астроспутниковая (ГЛОНАСС + GPS) система навигации и ориентации для космических средств выведения [19]. Функционально избыточная система управления движением космического аппарата [20]
Временное	Использование резервного времени для выполнения заданной функции. При этом допускается перерыв функционирования системы или устройства из-за отказа элемента	Использование резервов времени на: — повторение операции бортовой системы (при сбое); — замену операции одной системы набором операций других бортовых систем
Информационное	Использование в качестве резерва избыточной резервной информации	Помехоустойчивое кодирование передаваемой информации

ских решений и начальной стадии создания космической системы различна. В первом случае речь идет о программных средствах автоматизации инновационных процессов (CAI-системах[1]). Во втором — о пакетах прикладных программ модельно-ориентированного проектирования изделий космической техники, успешно работающих в центрах параллельного инжиниринга зарубежных космических агентств.

Автоматизация получения новых технических решений при концептуальном Lean-проектировании

К настоящему времени в целях автоматизации процессов концептуального проектирования разработано множество программных продуктов (CAI-систем), которые можно условно разделить на две группы [21]:

— автоматизированные системы, созданные на основе теории решения изобретательских задач (ТРИЗ);

— автоматизированные системы поддержки инженерного творчества (АСПИТ) и поискового конструирования.

Наиболее известные пакеты программ представлены в табл. 3.

CAI-системы позволяют систематизировать и в десятки раз расширить объем знаний, активно используемых специалистами.

К проблемным вопросам таких систем относят неавтоматизированное пополнение баз знаний и отсутствие интеграции процессов функционального (морфологического) синтеза и синтеза на основе физического принципа действия технической системы.

Автоматизация концептуального Lean-проектирования

Основными инструментами концептуального Lean-проектирования являются параллельный инжиниринг и модельно-ориентированное проектирование (МОП).

Цифровая модель космической системы в МОП является единой для разработчиков — специалистов в различных областях знаний (инженеров-разработчиков систем управления, физиков,

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

Таблица 3. Средства автоматизированной поддержки концептуального проектирования [22]

Название, разработчик	Назначение	Достоинства	Недостатки
«Интеллект», М. Ф. Зарипов	Описание процессов и явлений, протекающих в технических системах (ТС) различной физической природы. Синтез технических решений. Просмотр и обновление информации в базе данных. Генерация вариантов физического принципа действия (ФПД) системы. Выбор конструктивных реализаций всех элементов ФПД. Реализация энергоинформационной модели цепей (ЭИМЦ) и метода структурных параметрических схем	Высокая степень формализации и унификации информации. Использование высокоэффективных алгоритмов для моделирования работы ТС. Многоаспектное задание на синтез. Использование графической информации для повышения наглядности	Исключение из рассмотрения объекта воздействия. Наличие ограничения на линейную зависимость между величинами в ЭИМЦ. Громоздкий аппарат причинно-следственных связей. Сложность формирования задания на синтез и сложность интерпретации результатов
«Эдисон», «Новатор», В. Н. Глазунов	Создание концептуально новых устройств и технологий. Задание на синтез новых решений с учетом целевой функции и необходимого уровня сложности проектируемой системы. Синтез нескольких альтернативных принципов действия. Описание синтезированных принципов представляется в виде модели, содержащей количественные характеристики принципа действия, текстовое и графическое описание. База знаний «Эдисона» содержит текстовые, графические и математические описания, свыше 600 различных физических и химических эффектов	Рассмотрение неоднородных условий реализации физических эффектов (ФЭ). Учет объекта воздействия при описании ФЭ. Процедура проверки реализуемости структур ФПД. Увеличение количества реализуемых структур ФПД за счет использования логических правил	Неоднородность массива ФЭ и структур ФПД из-за введения логических правил как эффектов. Возможны некорректные варианты стыковки по объекту. Неоднозначности при описании эффектов. Нарушение унификации при описании ФЭ. Модель описания ФЭ позволяет строить только линейные структуры ФПД. Искусственные конструкции языка описания эффектов резко снижают наглядность представления информации
TriSolver, TriSolver Consulting (Германия)	Концептуальная разработка новой техники. Обучение ТРИЗ. Комплексный поиск новых решений по идентификации отказов и устранению неисправностей новых и существующих систем. Базируется на 40 изобретательских принципах ТРИЗ, включает 12 инновационных принципов, поддерживает матрицу противоречий, содержит 76 типовых решений ТРИЗ	Большая база физических, химических, биологических эффектов и примеры их реализации. Возможность функционального и причинно-следственного анализа ТС. Прогноз развития ТС. Отображение информации в наглядной графической форме. Выявление формальных противоречий. Семантическая обработка текстов на естественном языке	Синтез большого числа однотипных и нереализуемых решений. Пополнение информационного фонда ТРИЗ только за счет анализа авторских свидетельств и патентов без использования результатов исследований, не вошедших в них. Сложность интерпретации некоторых конструктивных схем

Таблица 3. *Окончание*

Название, разработчик	Назначение	Достоинства	Недостатки
«САПФИТ» (Система автоматизированного поиска физического принципа действия изделий и технологий), кафедра САПР и ПК ВолгГТУ	Синтез всех возможных ФПД на основе технического задания. Анализ ФПД на предмет совместимости ФЭ в цепочках. Разработка принципиальной схемы будущей системы на основе полученного принципа действия ТС. Основан на использовании структурированной физической информации в форме физических эффектов для синтеза ФПД проектируемой системы	Многоаспектное задание на поиск. Сокращено множество физически нереализуемых решений. Объект учитывается в структуре ФЭ. База знаний содержит подробное описание ФЭ	Недостаточно реализован синтез сетевых структур ФПД. Недостаточно полное задание на синтез. Ряд проблем с использованием количественных описаний при синтезе. Недостаточно проработанный механизм проверки реализуемости синтезированных решений
Goldfire Innovator, IHS (Великобритания)	Функциональный анализ технических систем и технологических процессов. Причинно-следственный анализ и анализ возможных дефектов. Компьютерная поддержка исследовательской деятельности на основе базы знаний, обновляемой при обработке 17 млн патентов ведущих патентных офисов (США, Европы, Японии и др.), 9 тыс. научных эффектов и доступа к более чем 3 тыс. научно-технических баз знаний в Интернете. Межъязыковая обработка запросов	Повышение качества получаемых решений. Оперативный анализ трендов развития технологий. Сокращение сроков получения новых технических решений и разработки изделий. Повышение надежности и снижение стоимости изделий и технологических процессов. Эффективное использование собственных знаний и «know-how» компаний	Перекос в область анализа при практически полном отсутствии синтеза

математиков, проектировщиков электрических, механических, гидравлических систем и др.), что обеспечивает прозрачность разработки и, как следствие, соблюдение одних и тех же требований всей кооперацией разработчиков.

Модельно-ориентированное проектирование космических систем в настоящее время успешно используется в так называемых центрах параллельного инжиниринга (CDF-центрах[1] [23]) в космических агентствах NASA, EKA, JAXA, а также в исследовательских центрах при университетах.

CDF — это интегрированная проектная среда, используемая для ускоренной реализации всех космических программ и проектов космических миссий на этапах разработки — от предварительных системных концептуальных исследований до начала рабочего проектирования (рис. 2). При этом широко используются методы мозгового штурма и знания экспертов.

Обобщенная модель процесса концептуального параллельного Lean-проектирования подчеркивает тот факт, что характеристики составных частей космической системы должны быть взаимно увязаны, поскольку изменение конструкции или характеристик любого элемента оказывает влияние на другие компоненты космической системы и на систему в целом. Комплексная оценка последствий принимаемых проектно-конструкторских решений и их взаимная увязка на этапе концептуального

[1]CDF — Concurrent Design Facility — параллельное проектирование стратегических инженерных решений.

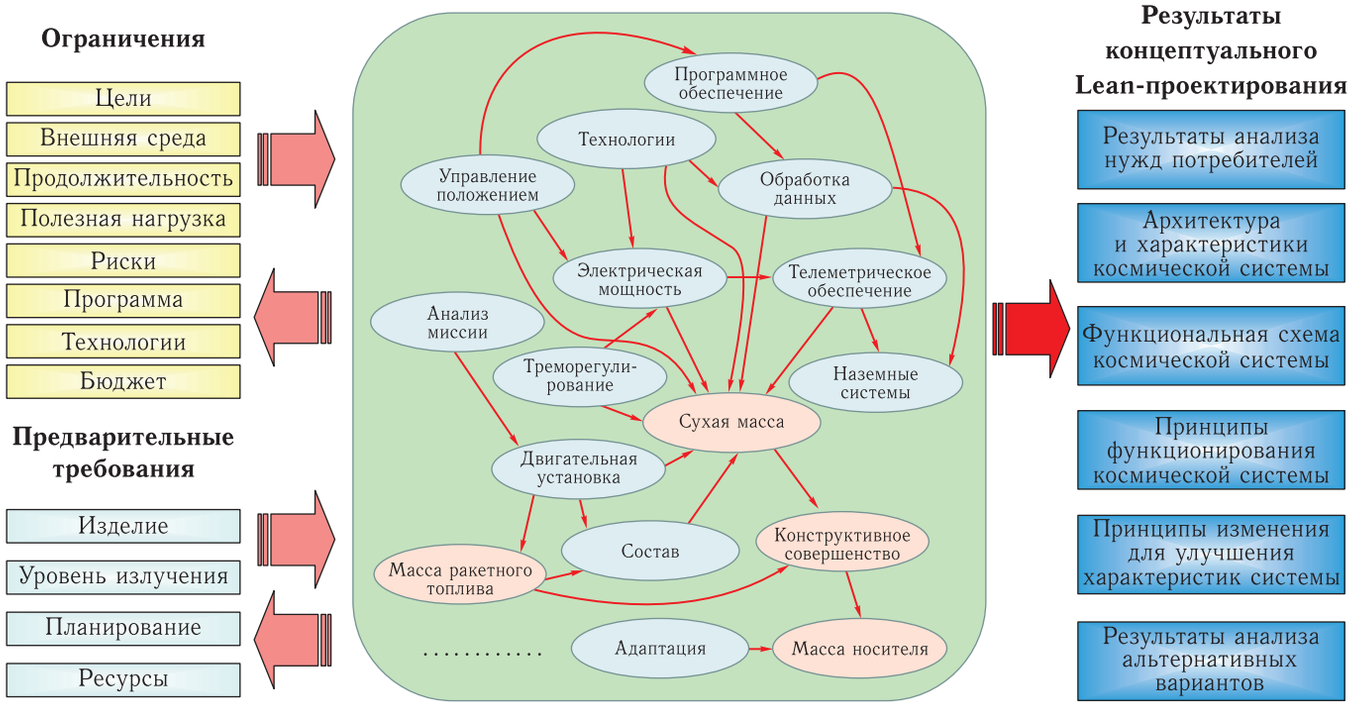

Рис. 2. Обобщенная модель процесса концептуального параллельного Lean-проектирования космической системы

Lean-проектирования космической системы позволяет **оптимизировать конструкцию и целевую эффективность космической системы с тем, чтобы уменьшить необходимые ресурсные и временные затраты при приемлемом риске**.

Среди наиболее известных и широко применяемых в практике параллельного инжиниринга космических систем следует выделить три основных программных продукта, которые могут быть использованы для концептуального Lean-проектирования: STK (System Tool Kit, изначально — Satellite Tool Kit), GMAT (General Mission Analysis Tool) и FreeFlyer. Кроме того, для моделирования КС достаточно часто используются и ПКИМ общего целевого назначения, такие, например, как Simulink и Anylogic [24].

В табл. 4 дана краткая характеристика упомянутых выше основных программных продуктов.

В настоящее время STK является наиболее функциональным и продвинутым программным продуктом в части реализации современных технологий компьютерного моделирования и модельно-ориентированного проектирования космических систем.

Однако в существующем виде программные средства параллельного инжиниринга не могут быть использованы в целях концептуального Lean-проектирования в отечественной ракетно-космической отрасли по следующим причинам:

— ограничительные санкции, не позволяющие официально приобретать продукты уровня STK и получать соответствующую программную и методическую поддержку в процессе их эксплуатации;

— отсутствие блока оптимизации характеристик создаваемого концептуального проекта по критерию идеальности (при ограничениях на допустимый риск), составляющего сущность Lean-проектирования.

С целью снижения зависимости от зарубежных разработок и адаптации программного продукта к задачам Lean-проектирования было бы целесообразно создать ряд систем автоматизированной поддержки концептуального Lean-проектирования на базе единой среды управления инженерным программным обеспечением и интегрированной инженерной программной платформы

Таблица 4. Основные программные продукты, применяемые в практике параллельного инжиниринга космических систем

Программный комплекс, разработчик	Функциональные возможности	Интерфейс
STK (System Tool Kit), Analytical Graphics Inc. (США)	Выбор и анализ основных характеристик КС, оценка потребных ресурсов и стоимости. Проектирование и анализ миссий к Луне и в дальний космос. Моделирование бортовых навигационных измерений, в том числе с применением GPS. Баллистическое проектирование и моделирование активных орбитальных маневров КА с учетом действующих возмущений. Моделирование и планирование функционирования целевой аппаратуры с учетом возмущений и помех. Анализ безопасности орбитального полета. Выбор и анализ окон запуска. Моделирование топологии размещения и диаграмм направленности бортовых антенн	Стандартный графический с настраиваемыми панелями инструментов, закрепляемыми окнами и 3D-видовыми экранами
GMAT (General Mission Analysis Tool), группа космических корпораций при участии NASA	Анализ, оптимизация и моделирование траекторий движения КА. Программа находится в открытом доступе (http: gmatcentral.orgdisplayGWGMAT) и с открытыми исходными кодами	Стандартный графический интерфейс с настраиваемыми панелями инструментов, закрепляемыми окнами и 3D-видовыми экранами
FreeFlyer, AI Solution (США)	Моделирование функционирования служебной и целевой аппаратуры КА различного назначения. Решение задач динамики полета КА, включая моделирование различных маневров КА. Планирование и анализ целевого функционирования КА различного назначения. Решение задач, связанных с предотвращением орбитальных столкновений. Оптимизация и анализ космических миссий	2D- и 3D-визуализация моделируемых процессов. Возможность реализации соединения с внешними серверами и базами данных. API-интерфейс для доступа к ПК FreeFlyer в других пользовательских приложениях, написанных на языках C, C++, Java, Matlab и Python

(проект «Гербарий», АО «Приборостроительная корпорация» государственной корпорации «Ростех») [25].

Заключение

Обобщенный алгоритм решения задач концептуального Lean-проектирования космической системы, отражающий оба аспекта концептуального проектирования [6] как процесса синтеза новых технических решений (создания инновационного НТЗ) и как начальной стадии общего процесса проектирования, может быть представлен в виде схемы на рис. 3.

В левой части схемы алгоритма показана обобщенная последовательность создания инновационного научно-технического задела — получение принципиально новых технических решений.

Полученные таким образом элементы инновационного НТЗ можно интерпретировать как своего рода «кирпичики» для концептуального Lean-проектирования на начальной стадии создания космической системы (правая часть рис. 3).

Концептуальное Lean-проектирование космической системы представляет собой циклический

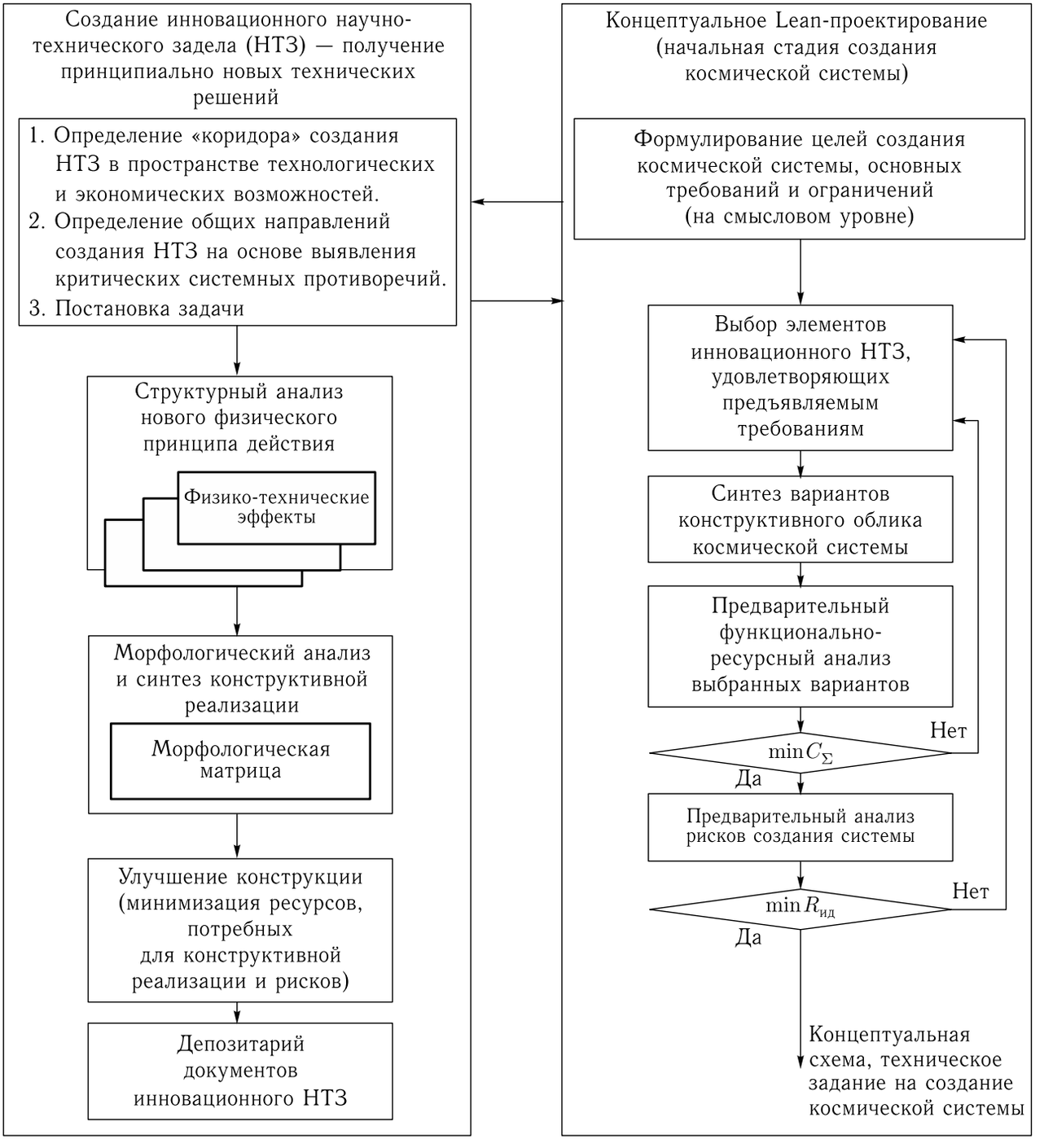

Рис. 3. Обобщенный алгоритм концептуального Lean-проектирования

процесс, состоящий из нескольких итераций, в котором на основе анализа нужд потребителей, наработанного НТЗ, технологических возможностей, требуемых ресурсных затрат и результатов анализа рисков определяются принцип действия, архитектура, состав, функциональная схема, особенности конструкции, используемые материалы, оптимальное соотношение параметров составных частей системы и другие существенные признаки для ряда альтернативных вариантов космической системы.

В результате таких итераций выявляют принципы, указывающие, что и как необходимо изменить (материалы, конструкцию, режимы работы и взаимодействие космической системы или ее составных частей с окружающей средой и т. п.), чтобы достичь максимальной идеальности космической системы.

Основные положения разработанной методологии концептуального Lean-проектирования космических систем целесообразно отразить в нормативно-методических документах отрасли. Предложенная методология может быть положена в основу новой научно-производственной системы ракетно-космической отрасли. Реализация разработанных предложений позволит существенно повысить конкурентоспособность отечественной ракетно-космической техники.

Список литературы

1. *Левинсон У.*, *Рерик Р.* Бережливое производство. Синергетический подход к сокращению потерь. М.: Изд-во «Центр Оргпром», 2007. 270 с.
2. *Graziani F.*, *Cho M.* Lean Satellite Concept // Proceedings of the AIAA/USU Conference on Small Satellites, Mission Lessons, SSC16-P2-09. https://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3509&context=smallsat (Дата обращения: 25.02.2017).
3. *Романов А. А.* Перспективы применения группировок наноспутников при мониторинге чрезвычайных ситуаций // Космонавтика и ракетостроение, 2018, № 5(104). С. 112–118.
4. *Сибиряков В. Г.*, *Лекомцева Е. Б.* ЛИН по-русски — это ТРИЗ. http://www.metodolog.ru/01123/01123.html (Дата обращения: 13.01.2017).
5. *Альтшуллер Г. С.*, *Злотин Б. Л.*, *Филатов В. И.*, *Зусман А. В.* Поиск новых идей: от озарения к технологии. Кишинев: Картя Молдовеняскэ, 1989. 381 с.
6. *Клюшников В. Ю.*, *Романов А. А.*, *Тюлин А. Е.* Методология создания инновационного научно-технического задела в ракетно-космической отрасли // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2018, т. 5, вып. 2. С. 53–64.
7. *Mengu Cho and Hirokazu Masui*. Best practices for successful lean satellite projects // 7th Nano-satellite Symposium, Kitakyushu, Japan, 2018. http://unisec-global.org/pdf/uniglo4/day1/05_cho.pdf (Дата обращения: 16.02.2019).
8. *Schnitt A.* Minimum Cost Design for Space Operations. Foyle Publishing, 1998. 98 p.
9. *Клюшников В. Ю.* Lean-носитель — основа системы транспортного обеспечения начального этапа индустриализации космоса // Воздушно-космическая сфера, 2018, № 3(96). С. 38–51.
10. The Annual Compendium of Commercial Space Transportation: 2017. Federal Aviation Administration. January 2017. 239 p.
11. *Лиманская Т. В.*, *Сергеев А. С.* Однопунктное управление группировкой малоразмерных космических аппаратов // Успехи современной радиоэлектроники, 2013, № 1. С. 78–82.
12. *Орлов М. А.* Основы классической ТРИЗ. Практическое руководство для изобретательного мышления. М.: СОЛОН-ПРЕСС. 2006. 432 с.
13. *Зарипов М. Ф.*, *Зайнуллин Н. Р.*, *Петрова И. Ю.* Энергоинформационный метод научно-технического творчества. М.: ВНИИПИ, 1988. 124 с.
14. *Клюшников В. Ю.*, *Кузнецов И. И.*, *Медведев А. А.*, *Осадченко А. С.* Концепция космической Lean-системы // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина, 2018, № 3. С. 65–75.
15. *Friedlander D.* COTS EEE parts in space applications: evolution overview. https://www.linkedin.com/in/ dan-friedlander-63620092?trk=nav_responsive_tab_profile (Дата обращения: 11.12.2018).
16. *Кольский Н.* Инициатива COTS: «коробочный»? «с полки»? // Современная электроника, 2011, № 7. С. 16–21.
17. Использование COTS-технологий в космосе. https://habr.com/post/403217/ (Дата обращения: 15.02.2019).
18. *Dubrova E.* Fault-Tolerant Design. Springer, 2013. 147 p.
19. *Белов Ю. В.*, *Шиханов С. В.* Интегрированная система управления космического аппарата дистанционного зондирования земли на основе многофункционального использования бортовой аппаратуры // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, 2012, № 4(35). С. 38–43.
20. *Мельников В. Н.* Управление ориентацией космического аппарата (обзор). М., 2011. 49 с.

21. *Зарипова В. М.*, *Петрова И. Ю.*, *Цырульников Е. С.* Классификация автоматизированных систем поддержки инновационных процессов на предприятии (COMPUTER AIDED INNOVATION — CAI) // Прикаспийский журнал: управление и высокие технологии, 2012, № 2. С. 26–35.

22. *Кобликов И. А.*, *Фоменков С. А.*, *Коробкин Д. М.* Автоматизированные системы поддержки этапа концептуального проектирования // Наука сегодня: проблемы и перспективы развития: сборник научных трудов по материалам международной научно-практической конференции, г. Вологда, 25 ноября 2015 г.: в 3 ч. Ч. 1. Вологда: ООО «Маркер», 2015. С. 30–33.

23. Space engineering. Engineering design model data exchange (CDF). ECSS Secretariat. ESA-ESTEC Requirements & Standards Division, Noordwijk, The Netherlands. 31 p.

24. *Балухто А. Н.*, *Твердохлебова Е. М.* Аналитический обзор текущего состояния и перспектив развития в области технологий и программных средств имитационного моделирования космических систем // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 2(107). С. 118–133.

25. Проект «Гербарий». http://www.tflex.ru/about/publications/detail/index.php?ID=3846 (Дата обращения: 05.06.2019).

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 57–65

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

УДК 629.78 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.57.65

Проблемные вопросы создания многоспутниковых орбитальных группировок на базе малоразмерных космических аппаратов

В. В. Бетанов, *д.т.н., проф., betanov_vv@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
С. А. Волков, *к.т.н., contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Н. С. Данилин, *д.т.н., проф., contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
А. Ю. Потюпкин, *д.т.н., проф., contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Военная академия РВСН имени Петра Великого, МО, г. Балашиха, Российская Федерация
А. С. Селиванов, *д.т.н., проф.*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация
Ю. А. Тимофеев, *к.т.н., contact@spacecorp.ru*
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассматриваются проблемные вопросы создания многоспутниковых орбитальных группировок на базе малоразмерных космических аппаратов. Показано, что создание таких группировок является новой тенденцией в мировой космонавтике, что требует применения системных методов проектирования и управления ими. В соответствии со структурой типовой космической системы проведена классификация проблемных вопросов и предложены пути их решения. Особое внимание уделено вопросам управления многоспутниковой группировкой как сложной системой на основе принципов гомеостаза. Рассмотрены факторы, приводящие к деградации системы, и предложены варианты их парирования. Сделан вывод о целесообразности создания отечественной индустрии малогабаритного спутникостроения.

Ключевые слова: гомеостатические методы управления, космическая система, многоспутниковая орбитальная группировка, малоразмерные космические аппараты

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 57–65

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

Problem Issues of Creating Multisatellite Orbital Constellations Based on Small Spacecraft

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

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

N. S. Danilin, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., contact@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

A. Yu. Potyupkin, *Dr. Sci. (Engineering), Prof., contact@spacecorp.ru*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation
The Military Academy of Strategic Rocket Troops after Peter the Great, Balashikha, Moscow region, Russian Federation

A. S. Selivanov, *Dr. Sci. (Engineering), Prof.*
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

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

Abstract. The paper studies problem issues of creating multisatellite orbital constellations based on smallspacecraft. It is shown that creation of such constellations is a new trend in the world space industry that requires application of system design and control methods. In accordance with the basic space system structure, the classification of problem issues is realized and possible solutions are offered. Special attention is paid to the issues of multisatellite constellation control as a complex system based on homeostasis principles. Factors leading to system degradation are considered and ways of its counteraction are proposed. A conclusion of the feasibility of national small satellite building industry organization is made.

Keywords: homeostatic control methods, space system, multisatellite orbital constellation, small spacecraft

Общие замечания

В последнее время в отечественной и зарубежной космонавтике значительное внимание уделяется актуальным проектам, связанным с созданием и применением малоразмерных космических аппаратов (МКА). Государственной корпорацией «Роскосмос» утверждена «Концепция создания и применения малоразмерных космических аппаратов» и активно обсуждаются пути ее реализации [1], ведутся разработки на предприятиях отрасли, в вузах и научных организациях. В космической технике потребность в реализации новых технологий и возможностей привела к появлению нового класса космических систем (КС) — систем на базе малоразмерных КА (МКА), размещенных на низких и средних LEO/MEO орбитах. К ним относятся системы космические мобильной связи и радионавигации, а также космические системы мониторинга Земли, атмосферы и околоземного космического пространства. Кроме того, с помощью МКА отрабатываются новые элементы космической техники и реализуются программы по космическому образованию. Примерами таких систем являются система космического мониторинга компании Planet и ряд других систем, функционирующих в настоящее время. Интересно, что технология производства МКА в ряде случаев достигла такого совершенства, что появился термин «Lean-спутники», что предполагает массовое производство МКА, обеспечивающее требуемое качество при минимальных массогабаритных параметрах с условием малых временных и ресурсных затрат.

Согласно сложившейся классификации, к тяжелым, средним и легким КА относятся спутники массой более 500 кг. Малоразмерные КА условно делятся на мини-спутники (масса 100–500 кг) и микроспутники (менее 100 кг). Микроспутники, в свою очередь, подразделяются на КА массой 20–100 кг и 1–20 кг (наноспутники); 0,1–1 кг (пикоспутники); менее 0,1 кг (фемтоспутники). Пикоспутники и фемтоспутники относятся к сверхмалым КА новых поколений. Анализ современных тенденций создания МКА показывает, что технологии создания и применения КА класса мини-спутник в целом не имеют принципиальных отличий от создания КА весом более 500 кг. Поэтому интерес представляют так называемые микроспутники, в том числе созданные по технологии формфактора Cube Sat, позволяющей реализовать модульный принцип создания КА из типовых модулей — юнитов. Такие спутники, с одной стороны, обладают определенными физическими ограничениями, касающимися целевой функции отдельного КА, но, с другой стороны, позволяют создавать многоспутниковые орбитальные группировки (ОГ) — вплоть до нескольких сотен и тысяч МКА, которые реализуют полную целевую функцию всей КС. Можно утверждать, что в мировой космонавтике явно проявляется новая тенденция — развитие системного эффекта путем перехода от отдельных КА к многоспутниковым (более 100 КА) ОГ.

Как отмечается в статье [2], эти шаги являются проявлением так называемого шестого по счету технологического уклада, ядро которого составят нано-, био-, инфо- и когнитивные технологии, обеспечивающие от 30 до 70 % прироста в различных отраслях экономики. При этом базовыми отраслями для внедрений шестого технологического уклада прогнозируются телекоммуникации, образование, химико-металлургический комплекс, ракетно-космический комплекс, а также растениеводство и здравоохранение. В настоящее время в рамках реализации пятого и шестого технологических укладов появляется новая технологическая инфраструктура — «Интернет вещей» (англ. Internet of Things, IoT) — концепция вычислительной сети физических предметов («вещей»), оснащенных встроенными технологиями для взаимодействия друг с другом или с внешней средой, рассматривающая организацию таких сетей как явление, способное перестроить экономические и общественные процессы, исключающее из части действий и операций необходимость участия человека. Рынок «Интернета вещей» в настоящее время переживает период бурного роста. Известны прогнозы, что к 2021 году из приблизительно 28 млрд подключенных по всему миру устройств около 16 млрд будут связаны с IoT. Российский рынок «Интернета вещей» также активно развивается: общий размер российского рынка IoT составил в 2016 году 17,9 млн устройств и вырос по сравнения с 2015 годом на 42 %. К 2021 году общее число IoT-устройств вырастет до 79,5 млн,

а к 2026 году — до 164,7 млн. Общий потенциал российского рынка оценивается на уровне 0,5 млрд устройств.

Реализация IoT на практике предполагает наличие развитой телекоммуникационной системы, обеспечивающей взаимодействие устройств (машин) при помощи технологий связи как функции M2M/IoT (M2M от англ. machine-to-machine или mobile-to-machine). Составной частью такой системы будут космические информационные и телекоммуникационные системы. При этом, как отмечается в работах [3, 4], все большее внимание уделяется разработке проектов новых многоспутниковых систем, реализуемых на основе нано- и микроспутников с целевой функцией M2M/IoT.

В настоящее время известен ряд проектов создания многоспутниковых систем LEO/MEO для решения задач телекоммуникации. Судя по проектным тактико-техническим характеристикам и заявлениям инвесторов, себестоимость передачи единицы информации в системах LEO/MEO в разы ниже, чем при использовании геостационарных спутников. Кроме того, подобные системы по своей природе являются глобальными. Примерами, которые наиболее известны, являются проекты OneWeb (сеть L5) и SpaceX (сеть Strem). На сегодняшний день известно более 10 проектов LEO/MEO телекоммуникационных систем, в том числе и проекты стран БРИКС «Звезда счастья» (Китай) и Astome (Индия) [4].

На фоне очевидных успехов международного космического сообщества успехи отечественной космонавтики в области создания МКА и систем на их основе выглядят более чем скромными. Отдельные успехи (ТНС-0-1; ТНС-0-2 и т. д.) лишь подтверждают этот тезис [5].

Вместе с тем в РФ в настоящее время анонсирована задача создания многоспутниковой многофункциональной космической системы на основе МКА, содержащей более 640 спутников, под рабочим названием «Сфера». Реализация такого амбициозного для нашей страны проекта, по-видимому, сродни качественному прорыву, подобному разработке орбитальных станций или первых многоспутниковых систем типа ГЛОНАСС. В связи с этим представляется целесообразным заранее выявить возможные проблемные вопросы и предложить пути их решения.

Создание космических систем есть результат реализации технологий системного проектирования. Вместе с тем их практическая реализация определяется спецификой создаваемой системы, всесторонним учетом всех обстоятельств, что предполагает системный подход к созданию КС на базе МКА. В условиях ограниченности ресурсов, неразвитости возможностей реализации инновационных проектов в космической отрасли выход очевиден — это «всесторонний учет всех обстоятельств», рассмотрение объекта проектирования в качестве системы. Несмотря на тривиальность (кажущуюся) данного утверждения, практика создания космических систем на базе МКА достаточно далека от теории системного подхода. Если в области создания КС на базе больших КА уже выработаны определенные методики, позволяющие реализовывать сложные проекты, то в области МКА процветает подход, который можно охарактеризовать как «любительский». Отсутствие системного подхода сводит на нет усилия по реализации программы развития МКА, частные успехи являются скорее исключением из сложившегося правила.

Основной особенностью систем на основе МКА, по-видимому, будет многочисленность ОГ, налагающая требования на все остальные элементы КС. Изменение свойств одного из элементов КС с необходимостью вызовет и изменения основных элементов. Учитывая то, что в соответствии с [6] космическая система — это совокупность одного или нескольких космических и специальных комплексов, предназначенная для решения различных задач в космосе и из космоса, включающих, помимо орбитальной группировки, и наземный специальный комплекс (НСК), ракетно-космический комплекс (РКК), наземный комплекс управления (НКУ), реализация системного эффекта эмерджентности, а проще говоря, успешная реализация проекта создания космической системы определенного назначения, возможна только при согласованном проектировании как отдельных элементов структуры КС, так и решении задач их взаимодействия. При этом сам процесс проектирования предполагает решение в первую очередь общесистемных задач.

Проблемные вопросы

Анализ реального состояния дел показывает, что в настоящее время в отечественной практике создания МКА остаются нерешенными следующие вопросы общесистемного плана.

1. *Не определено целевое предназначение КС на базе МКА*:

- не определены заказчик и главный конструктор системы, источники финансирования, головное (головные) предприятие-изготовитель (предприятия-изготовители), ответственность сторон и т. д., то есть все, что должно быть предусмотрено действующими нормативно-техническими документами в области создания космической техники;
- не определены требования к системе, не заданы общесистемные показатели;
- потребители космической информации — потенциальные заказчики МКА пока не видят значительных преимуществ от замены больших КА на малые.

В связи с этим для обеспечения эффективного применения возможностей МКА на базе малоразмерного спутникового приборостроения целесообразно провести анализ спектра возможных задач, которые могут быть решены МКА в составе ОГ; выбрать приоритетные; определить требования и общесистемные показатели, например в системе ГЛОНАСС задают требования по доступности и целостности системы; оценить возможность создания целевой аппаратуры с учетом ограничений, накладываемых МКА, в первую очередь отечественными производителями и затем определиться с пилотными проектами создания КС на базе МКА. Важно понимать, что многоспутниковые КС на базе МКА предполагают обязательную серийность производства.

Следует учитывать, что потребители могут получить выигрыш в качестве космической информации за счет реализации системных эффектов непрерывности и многопозиционности наблюдения, эффекта комплексирования информации, получаемой от разнородных бортовых комплексов специальной аппаратуры МКА и ряда других [7]. При этом реализация системных эффектов предполагает формирование целевых групп в составе ОГ, ориентированных на определенный эффект или их совокупность. Кроме того, появляется возможность оперативного создания как отдельных МКА, так и КС в целом «под задачу».

2. *Не ясна структура наземного специального комплекса* (*НСК*) *для ОГ на базе МКА*:

- не определен состав потребителей при использовании МКА;
- не ясно, какая целевая нагрузка может быть установлена на МКА и в чьих интересах он должны работать;
- не ясны способы и средства передачи и приема целевой информации, варианты ее доставки потребителям;
- не ясен состав предоставляемых сервисов;
- не решены вопросы валидации предоставляемой информации.

Данный вопрос должен решаться в тесной увязке с предыдущим. При этом целесообразно определить средства НСК и возможность их комплексирования со средствами наземного комплекса управления (НКУ).

3. *Не определен состав ракетно-космического комплекса* (*РКК*).

Для МКА отсутствует гарантированный доступ в космическое пространство. Понятие доступа в космическое пространство подразумевает не просто возможность выхода за пределы земной атмосферы, а возможность вывода груза определенной массы на конкретную орбиту (траекторию) в требуемой области космического пространства. Гарантированным такой доступ становится в случае приобретения системой средств выведения способности выполнять свои задачи в любых условиях обстановки.

В настоящее время вывод МКА осуществляется попутным запуском, кластерным запуском, ручным (с пилотируемых орбитальных станций) запуском. В связи с этим целесообразно определиться со структурой системы выведения, например, в ее состав могут входить:

- стандартные (легкого и среднего классов) РКН, с помощью которых может быть реализован попутный и кластерный запуск МКА;
- орбитальные станции и пилотируемые КА, с помощью которых может быть реализован попутный и ручной запуск;

- конверсионные МБР, с помощью которых может быть реализован попутный и кластерный запуск МКА (в 2013 году с помощью конверсионной МБР «Днепр» был осуществлен кластерный запуск 33 МКА) путем разработки соответствующих адаптеров.

При этом использование возможностей конверсионных МБР предполагает правильный учет массогабаритных ограничений, что позволит снизить затраты на создание адаптеров.

4. *Фактически отсутствует НКУ для управления системой МКА.*

Надежность управления МКА предполагает наличие АСУ КА (НКУ + БКУ + каналы передачи данных), обеспечивающей глобальность, непрерывность и оперативность управления. В настоящее время управление МКА в каждом конкретном случае осуществляется по-разному — через НАКУ МО, ведомственные НКУ (для КА более 100 кг, например Аист-2-Д), отдельные НКУ предприятий и вузов, через системы спутниковой связи (например, «Глобалстар» для ТНС-0). Особенностью ряда НКУ является использование УКВ-каналов связи на базе радиостанций, не требующих специального разрешения для выхода в эфир (любительский радиодиапазон). В связи с эти целесообразно определиться со структурой АСУ КА. Представляется, что в ее состав могут входить:

- сеть ЦУП для МКА различных типов, развернутых как на базе НАКУ МО и других ведомств, так и на базе отдельных предприятий и вузов;
- стандартные РТС НАКУ МО и других ведомств, при условии установки соответствующей БА на МКА (как правило, для МКА более 100 кг с важной полезной нагрузкой);
- сеть станций УКВ-диапазона, не требующих специального разрешения для работы, развернутых на базе отдельных предприятий и вузов;
- модемы систем спутниковой связи, например «Глобалстар», или других систем (в перспективе отечественных), установленных как на ЦУП МКА, так и на борту самих МКА;
- вновь разрабатываемые мобильные малогабаритные средства НКУ для управления МКА.

5. *Отсутствуют технологии управления многоспутниковыми (более 100) группировками МКА и кластерами МКА.*

Представляется, что в основе новых технологий должен лежать переход от управления отдельными КА к управлению целевым эффектом всей КС в условиях ограниченности ресурсов управления. Управление многочисленной группировкой требует новых подходов, основанных на гомеостазе системы, позволяющем сохранить баланс между различными процессами, происходящими в системе, и обеспечить ее жизнедеятельность. В самом общем понимании гомеостатичность системы означает, что она не только выполняет предписанное ей задание, но и одновременно заботится о сохранении самой себя (по крайней мере, до момента выполнения этого задания).

Основное свойство гомеостатического процесса для систем различной природы выражается в противоречии целей подсистем. Гармонизация интересов между противоречиями целей подсистем достигается с помощью балансного гомеостата. С этой целью выделяют взаимодействующие в системе антагонисты. С одной стороны — это процессы нарастания упорядоченности системы или так называемой негэнтропии. С другой стороны — процессы разрушения системы или нарастания энтропии. Функционирование такой системы предполагает определенный баланс между процессами деградации системы, так называемыми энтропийными процессами, и процессами упорядочивания ее функционирования — негэнтропийными процессами. При этом известно, что любая изолированная система стремится к нарастанию энтропии, а увеличение негэнтропии возможно только путем обмена веществом, энергией и информацией с внешней средой. Следовательно, необходимо иметь арсенал средств воздействия на систему извне, то есть процессов управления.

К числу процессов разрушения, деградации системы отнесем влияние факторов космического пространства, приводящее к нарушению баллистической структуры системы; физическое и моральное старение элементов системы, приводящее к отказам и сбоям в работе системы; влияние ресурсных ограничений, приводящее к ограничению возможностей руководителя по управлению системой, а также влияние человеческого фактора (см. таблицу).

Таблица. Процессы энтропии и негэнтропии в системе

Процессы негэнтропии (упорядоченности)	Процессы энтропии (разрушения)
Реализация целевого предназначения системы Поддержание работоспособности системы Реализация ТЦУ системой с решением задач командно-программного, информационно-телеметрического, навигационно-баллистического и частотно-временного обеспечения	Влияние факторов космического пространства Нарушение баллистической структуры системы Повышенная вероятность столкновения КА с другими КА и космическим мусором Отказы и сбои в работе системы, вызванные физическим и моральным старением ее элементов Влияние ресурсных ограничений Влияние человеческого фактора

К числу процессов нарастания упорядоченности системы отнесем процессы реализации целевого предназначения КС, связанные с удовлетворением потребностей потребителей в связи, мониторинге, навигации и т.д.; процессы поддержания работоспособности КС и реализации технологического цикла управления (ТЦУ) системой с решением задач командно-программного (КПО), информационно-телеметрического (ИТО), навигационно-баллистического (НБО) и частотно-временного обеспечения (ЧВО), которые получат новое содержание. Помимо традиционных задач, ориентированных на управление отдельным КА, появятся задачи системного уровня, ориентированные на управление целевым эффектом всей орбитальной группировки.

Например, для КПО появятся следующие задачи: выдача исходных данных для формирования рабочей структуры; управление конфигурацией системы; маршрутизация передачи служебной и специальной информации; формирование и поддержание альманаха системы.

В рамках ИТО возникнут задачи контроля состояния каналов связи, групповой оценки состояния системы в целом, оценки качества выполнения целевой задачи.

Для НБО важным будет расчет и поддержание баз в пространстве между МКА в установленных пределах при групповом выполнении целевых задач, прогнозирование баллистического существования целевых групп.

Согласованное функционирование многоспутниковой ОГ потребует и качественного решения задачи ЧВО — синхронизации и поддержания групповой шкалы времени системы.

Требование гомеостаза системы предполагает наличие своеобразных «уступок» антагонистам: с одной стороны, допускается определенное снижение показателей упорядоченности, например отказ от жесткой баллистической структуры, понижение требований к точности занятия орбитальной позиции КА, допускается стохастический вывод КА на орбиту, предполагаются также отказ от резервирования части подсистем, перенос функций управления на борт КА, использование элементной базы с менее строгими требованиями по надежности — коммерческой электроники (например, Industrial вместо Space); использование «наземных» решений для отработки и проведения испытаний из опыта автомобильной и электронной промышленности и т. д.; с другой стороны, разрабатываются способы компенсации влияния факторов разрушения, например способы управления системой с нарушенной баллистической структурой, своевременное восполнение системы в случае отказа элементов, проведение мероприятий по восстановлению работоспособности системы и ее элементов, техническое обслуживание, целенаправленное использование наличных ресурсов и т. д.

Важным направлением является создание избыточности ресурсов на орбите для обеспечения решения целевой задачи, например по количеству КА.

Следует отметить, что приведенные выше соображения частично уже реализуются на практике. Например, известная система космического мониторинга Flok-3M (Стая) позволяет за счет высокой периодичности наблюдения осуществлять частые проходы над одним и тем же местом на Земле

для мониторинга изменений поверхности в РМВ с разрешением 5 м. При этом система построена как избыточная. Так, в настоящее время на орбите находятся более 150 КА Dove (Голубь), всего же с 2013 года запускалось более 300 КА, из-за аварий ракет-носителей выведено на орбиту более 270 КА, из которых 40 % уже сошло с орбиты. Наземная инфраструктура системы представляет собой 12 площадок со станциями на разных континентах; управление осуществляется в УКВ- и S-диапазонах, прием изображения — в X-диапазоне в объеме до 6 Тбайт ежесуточно.

Конструктивно аппарат представляет собой CubeSat с формфактором 3U массой 5 кг, со сроком активного существования 3 года; реализуется идея планшетного построения, резервирования не предполагается — есть избыточность по построению, испытания КА проводятся в космосе, и широко используются «наземные» решения для отработки из опыта автомобильной и электронной промышленностей, а также по критерию цена/качество выбор сделан в пользу коммерческой электроники.

Перспективные разработки — например система OneWeb, имеющая целью массовое распространение космических интернет-технологий для 1 млрд абонентов, предполагает развертывание орбитальной группировки до 2000 КА на разных высотах: 720 — на низких орбитах (1200 км), 1280 — на средней орбите, — поставят вопрос управления КС еще более остро. При этом обе системы предполагают реализацию кластерного вывода МКА на орбиту, например, в 2017 году осуществлен кластерный запуск 88 МКА типа Dove.

6. *Не проработаны вопросы создания МКА*.

Массовое серийное производство требует отработанных технологий, например формфактора CubeSat, а также определения требований к созданию и производству МКА. В связи с эти целесообразно:

- разработать отечественную технологию модульного конструирования МКА различных типов (по аналогии с формфактором CubeSat), например на базе апробированного формата ТНС-0 [5];
- установить комплексную систему требований (РКД) по созданию МКА двухосновных типов: профессиональных, в соответствии с существующими документами и ГОСТ (например, РК-11), разрабатываемых, как правило, предприятиями РКП и оснащенными целевой аппаратурой в интересах заказчика, и любительских МКА, разрабатываемых, как правило, отдельными вузами, исследовательскими коллективами, предприятиями РКП, ориентированных прежде всего на образовательные и исследовательские задачи;
- разработать систему наземных испытаний для МКА, имитирующих условия космического полета.

По-видимому, следует обратить внимание на реализацию новых перспективных технологий создания ЭКБ — переход от «системы на кристалле» к технологиям «системы в корпусе» [8]. Такие технологии позволяют обеспечить миниатюризацию изделия, при одновременном увеличении функциональности и снижении энергопотребления, а также сократить цикл «разработка–выпуск» до нескольких недель

7. *Не решены организационные вопросы создания творческих коллективов по разработке МКА*.

Производство отдельных МКА для крупных предприятий отечественной РКП по большей части невыгодно и ввиду отсутствия заказчика пока не представляет большого интереса. Отдельные исследовательские успехи есть результат настойчивости дальновидных руководителей (например, АО «Российские космические системы», АО «ИСС им. академика М.Ф. Решетнева» и т. д.).

Целесообразно учесть мировой опыт, свидетельствующий об эффективности так называемых стартапов при решении инновационных задач. В этом случае возможно создание исследовательских подразделений при крупных предприятиях с перспективой их последующего расширения и возможностью использования производственной базы предприятия, а также опыта специалистов. Следует отметить, что в настоящее время с структуре АО «Российские космические системы» создан Центр параллельного проектирования, работающий над проектом спутниковой системы глобальной связи. Важно, чтобы указанное подразделение

обладало бы техническими возможности реализации технологий параллельного проектирования в виде специализированных программных комплексов типа STK (System Tool Kit), аналоги которых разрабатываются в настоящее время в «Сколково» и АО «ЦНИИмаш».

8. *Отсутствуют технологии разработки космических систем на основе малоразмерных космических аппаратов*

Развитие технологий создания МКА и имеющийся опыт создания и целевого применения многоспутниковых ОГ различного назначения позволяет перейти к практической реализации технологий системного проектирования КС на базе МКА.

Такие технологии должны обеспечивать сквозное проектирование к КС с учетом: заказчика КС; целевого предназначения системы; главного конструктора КС; параметров ОГ МКА, обеспечивающей необходимые целевые показатели функционирования системы; предполагаемых средств выведения и РКК в целом, обеспечивающего гарантированный доступ в космическое пространство; средств НСК, обладающего необходимой производительностью и пропускной способностью для реализации целевого предназначения системы; средств НКУ, обеспечивающего необходимый уровень глобальности, непрерывности и оперативности управления как ОГ в целом, так и отдельными МКА; способов утилизации МКА после окончания активного функционирования; возможностей промышленности по созданию МКА заданного типа и серийности их производства.

Проведенный анализ нормативных документов в области создания космических систем показал, что в настоящее время отсутствуют ГОСТ и другие нормативные документы, жестко регламентирующие указанные вопросы, что, с одной стороны, предоставляет разработчикам определенную свободу, но, с другой — предъявляет повышенные требования к уровню навыков системного мышления.

Выводы

Рассмотренные в настоящей статье проблемные вопросы системного проектирования многоспутниковых ОГ на базе МКА позволяют сделать следующие выводы.

Разработка и реализация проектов многоспутниковых орбитальных группировок на базе МКА требует как широкой кооперации участников, так и методологического обеспечения, основанного на системном подходе и технологиях параллельного проектирования.

Целесообразно сместить акцент от разработки отдельных элементов системы, в частности, облика отдельного МКА, к разработке облика перспективных КС на их основе, от управления отдельными МКА к управлению целевым эффектом системы.

В основе всех принимаемых решений должно лежать убеждение в необходимости главного — создания отечественной индустрии малоразмерного спутникостроения.

Список литературы

1. Концепция создания и применения малоразмерных космических аппаратов. https://www.roscosmos.ru/23836/ (Дата обращения 03.07.2019).
2. *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.
3. *Урличич Ю.М.* Высокоинформативные системы связи и вещания HTS и LEO/MEO-HTS: бумажные проекты или прорывное направление космической индустрии // Технологии и средства связи, 2016, № 6–2. С. 44–48.
4. *Эйдус А.Г.* Анализ действующих негеостационарных спутниковых систем на рынке M2M/IoT и оценка коммерческой перспективности планируемых многоспутниковых систем // Технологии и средства связи, 2017, № 6–2. С. 20–27.
5. *Селиванов А.С.* Разработка и летные испытания первого российского технологического наноспутника ТНС-0 № 1 // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, вып. 2. С. 74–90.
6. ГОСТ 53802-2010. Системы и комплексы космические. Термины и определения
7. *Потюпкин А.Ю.*, *Данилин Н.С.*, *Селиванов А.С.* Кластеры малоразмерных космических аппаратов как новый тип космических объектов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2017, т. 4, вып. 4. С. 45–56.
8. *Данилин Н.С.* Системная микроминиатюризация и малые спутники. М.: ИД «Спектр», 2013. 55 с.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 66–75

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

УДК 629.7 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.66.75

Математическая модель иерархического контроля надежности бортовых систем космических аппаратов с изменяющейся структурой при их наземной отработке

В. А. Мироничев, *v.mironichev@mail.ru*
Госкорпорация по космической деятельности «Роскосмос», Москва Российская Федерация
М. И. Макаров, *д.т.н., профессор, info@niiks.com*
«НИИ КС им. А. А. Максимова» — филиал АО «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева», г. Королев, Московская область, Российская Федерация
В. Б. Рудаков, *д.т.н., профессор, info@niiks.com*
«НИИ КС им. А. А. Максимова» — филиал АО «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева», г. Королев, Московская область, Российская Федерация

Аннотация. Предлагается статистический подход к планированию и проведению контроля надежности сложных систем космических аппаратов (КА) с изменяющейся в процессе их использования структурой. Такие системы относятся к классу информационно-управляющих систем и характеризуются глубоким резервированием, самодиагностикой работоспособности и различного рода автоматическими логическими перестройками, которые обеспечивают выполнение возложенных задач. Подход основан на структурно-иерархическом принципе, согласно которому для подтверждения заданных показателей надежности таких систем необходимо найти такую взаимосвязанную совокупность статистических планов контроля элементов, подсистем и системы в целом, которая бы обеспечивала минимальные экономические потери из-за рисков принятия ошибочных решений, и затраты на контроль.

Предложена математическая модель априорного планирования оптимального структурно-иерархического контроля надежности, использование которой позволяет при наличии необходимых исходных данных получить оптимальные планы контроля каждого уровня иерархии.

Ключевые слова: контроль, надежность, оптимизация, планирование, потери, риски 1 и 2 рода, структурная иерархия, структурно-функциональная схема надежности, требования, целевая функция, экономические затраты

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 66–75

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

Mathematical Model of Hierarchical Control of Reliability of the Spacecraft Onboard Systems with Changing Structure in Their Ground Testing

V. A. Mironichev, *v.mironichev@mail.ru*
State Space Corporation «Roscosmos», Moscow, Russian Federation
M. I. Makarov, *Dr. Sci. (Engineering), Professor, info@niiks.com*
A. Maksimov Space Systems Research Institute — Branch of FSUE Khrunichev State Research and Production Space Center, Korolev, Moscow region, Russian Federation
V. B. Rudakov, *Dr. Sci. (Engineering), Professor, info@niiks.com*
A. Maksimov Space Systems Research Institute — Branch of FSUE Khrunichev State Research and Production Space Center, Korolev, Moscow region, Russian Federation

Abstract. The paper offers a statistical approach to planning and monitoring the reliability of complex spacecraft (SC) systems with a changing structure in the process of their use. Such systems belong to the class of information and control systems and are characterized by deep redundancy, self-diagnosis of performance, and various kinds of automatic logical adjustments that ensure the fulfillment of assigned tasks. The approach is based on the structural-hierarchical principle, according to which, in order to confirm the specified reliability indicators of such systems, it is necessary to find such an interconnected set of statistical control plans for elements, subsystems, and the system as a whole, which would provide minimal economic losses due to the risks of making erroneous decisions, and the cost of control.

A mathematical model of a priori planning of optimal structural and hierarchical reliability control, the use of which allows, in the presence of the necessary initial data, to obtain optimal control plans for each level of the hierarchy, is proposed.

Keywords: control, reliability, optimization, planning, losses, risks of the first and second kind, structural hierarchy, structural and functional scheme of reliability, requirements, objective function, economic costs

Состояние и перспективы развития автоматических космических аппаратов (КА) показывают, что методическое обеспечение всех этапов их создания и эксплуатации нуждается в постоянном совершенствовании. Особенно это относится к такому важному этапу, как наземная экспериментальная отработка, который традиционно требует вложения больших экономических затрат для проведения широкого многообразия различных видов испытаний систем КА. При этом отказ от проведения каких-либо видов испытаний с целью экономии денежных средств вызывает опасения, связанные с возможным нарушением работоспособности систем КА при выполнении возложенных задач. В то же время проведение всего комплекса испытаний для подтверждения заданных в технических заданиях (ТЗ) характеристик, которые предусмотрены существующей документацией, очень дорого. Именно поэтому в настоящее время актуальным является совершенствование методов планирования и проведения контроля этих характеристик. Тем более что существующие традиционные методы не позволяют этого сделать: они не учитывают иерархию систем КА, экономические составляющие испытаний, последствия принятия ошибочных решений по их результатам ориентированы на значительные объемы статистических данных, получение которых требует дополнительных экономических затрат.

В работах [1, 2] предложены методы планирования и проведения статистического контроля надежности, основанные на использовании структурно-иерархического принципа, которые являются более перспективными. Основное содержание этого принципа заключается в следующем. Поскольку сложная система КА имеет определенную структуру построения из подсистем и элементов (блоков) и их контроль при отработке предшествует контролю системы в целом то, очевидно, что результаты контроля низших структурно-иерархических уровней несут не только информацию об их состоянии, но и определенную долю информации о состоянии надежности системы в целом. И эту информацию необходимо учитывать при планировании и проведении ее контроля. Последнее означает, что планы контроля готовых систем КА, их подсистем и элементов (блоков) должны быть связаны между собой. В самом деле, если ослабить контроль, например, на уровне подсистем, то для обеспечения заданных показателей надежности следует ужесточить контроль на уровне системы в целом, и наоборот. Таким образом, совокупность статистических планов контроля надежности системы в целом, входящих в ее состав подсистем и элементов должна представлять собой совокупность взаимосвязанных планов контроля.

Методы, которые предложены в [1, 2], позволяют найти такую взаимосвязанную совокупность планов контроля, которая обеспечивает минимальные экономические затраты на контроль и потери, связанные с рисками принятия ошибочных решений. Возникающие риски обусловлены стохастическим характером проявления отказов, ограниченным временем проведения контроля изделий (количеством циклов проведения контроля), а также погрешностями систем контроля. Предложенные методы основаны на последовательной минимизации теоретически обоснованной целевой функции потерь, которая записывается для всех иерархических уровней и которая вытекает из самой статистической структуры контроля. Она имеет следующий вид:

$$C_{\Sigma} = C_{1\alpha}\alpha + C_{1\beta}\beta + C_{1K}n, \qquad (1)$$

где $C_{1\alpha}\alpha$ — математическое ожидание потерь за счет браковки годного изделия, т. е. удовлетворяющего заданным требованиям по надежности (α — риск 1 рода);

$C_{1\beta}\beta$ — математическое ожидание потерь за счет при емки дефектного изделия, т. е. не удовлетворяющего заданным требованиям по надежности (β — риск 2 рода);

$C_{1\alpha}$, $C_{1\beta}$, C_{1K} — средние потери и затраты на контроль одного изделия в течение заданного времени наработки;

n — объем контроля (количество изделий, подвергаемых контролю, либо количество циклов контроля, связанное с постоянной длительностью контроля и т. д.), подлежащий определению.

Для биномиального плана контроля *априорные* риски 1 и 2 рода α и β, входящие в (1), представляют собой безусловные вероятности забраковать годное (удовлетворяющее требованиям

по надежности) или принять дефектное изделие (не удовлетворяющее требованиям) соответственно:

$$\alpha = \int_{P_{\text{ТР}}}^{1} (1 - P^n) f(P)\, dP = \\ = \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} \int_{P_{\text{ТР}}}^{1} (1 - P^n) P^{b-1} (1-P)^{a-1}\, dP, \quad (2)$$

$$\beta = \int_{0}^{P_{\text{ТР}}} P^n f(P)\, dP = \\ = \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} \int_{0}^{P_{\text{ТР}}} P^{n+b-1} (1-P)^{a-1}\, dP, \quad (3)$$

где $\Gamma(\,)$ — полная гамма-функция Эйлера [1]; $P_{\text{ТР}}$ — заданное значение вероятности безотказной работы изделия.

Здесь показатель надежности P изделия трактуется как случайная величина (в байесовском смысле), имеющая плотность бета-распределения,

$$f(P) = \frac{1}{B(b,a)} P^{b-1} (1-P)^{a-1} = \\ = \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} P^{b-1} (1-P)^{a-1}. \quad (4)$$

Параметры a и b априорного бета-распределения, сопряженного с функцией правдоподобия биномиального плана контроля, определяются по формулам:

$$a = n(1 - \widehat{P}) + 1, \quad (5)$$

$$b = (n\widehat{P} + 1), \quad (6)$$

где $\widehat{P}$ — реализовавшаяся оценка максимального правдоподобия показателя надежности изделия, которая вычисляется известными методами по накопленной предварительной статистической информации о надежности изделий каждого уровня с учетом ее неоднородности по известным моделям [1, 2].

В [1, 2] показано, что риски 1 и 2 рода в зависимости от величины объема контроля n изменяются в противоположных направлениях, поэтому целевая функция (1) должна иметь минимум, которому соответствует оптимальный план контроля (n^*, α^*, β^*, $c = 0$). Здесь c — приемочное число плана контроля, которое равно нулю, поскольку к изделиям КА предъявляются высокие требования по надежности.

Установлено, что целевая функция вида (1) в зависимости от величин входящих в нее составляющих может быть убывающей по переменной n, возрастающей и иметь минимум [1, 2]. Если функция является возрастающей, то контроль надежности проводить нецелесообразно, поскольку это приведет к увеличению экономических затрат и потерь, связанных с рисками принятия ошибочных решений. Если функция является убывающей, то необходим стопроцентный контроль всех изделий партии (если рассматривается партия изделий) или максимальное количество циклов контроля, соответствующее наименьшему значению целевой функции. И наконец, если функция имеет минимум, то контроль следует проводить по оптимальному плану (n^*, α^*, β^*, $c = 0$). То есть сама целевая функция является своеобразным индикатором необходимости проведения контроля надежности.

Эти результаты тесно связано с понятием *квалификации* оборудования КТ [2, 3], введенной в отраслевой стандарт [4] и успешно используемой на передовых предприятиях космической отрасли при проведении работ по созданию и отработке систем КА. Основное содержание квалификации состоит в том, что если по какому-либо оборудованию в прошлом уже были проведены испытания, в результате которых подтверждены требуемые значения показателей и технических параметров (априорная информация), то заказчик этого оборудования совместно с поставщиком могут отказаться от проведения некоторых видов испытаний, оформляя это соответствующими документами. То есть квалификация — это процесс оценки и документированного подтверждения соответствия характеристик оборудования КА установленным требованиям, выполняемый последовательно на этапах его создания. Квалификация в ряде случаев позволяет избежать излишних экономических затрат на проведение различных видов испытаний при отработке дорогостоящих изделий. В то же время практическое использование принципов квалификации основано на накопленном опыте, предполагает эвристический, интуитивный подход, не содержит

количественных методов, что может привести к существенным ошибкам при ее проведении. В этом смысле использование целевой функции вида (1) является более перспективным.

В [1, 2] выявлено важное свойство рисков 1 и 2 рода, которое заключается в следующем. На любом структурно-иерархическом уровне, если контроль изделия уже проведен и изделие принято либо изделие принято для дальнейшего использования без контроля, с рисками 1 и 2 рода происходит следующее:

1*. *Риск 1 рода α становится равным нулю.*

Это связано с тем, что поскольку изделие принято, условная вероятность забраковать изделие равна нулю.

2*. *Риск 2 рода β* при этом *совпадает с вероятностью того, что изделие является дефектным*, т. е. не удовлетворяет заданным требованиям.

В [1, 2] разработан метод решения задачи оптимизации структурно-иерархического контроля систем КА, использование которого позволяет определить взаимосвязанную совокупность оптимальных планов контроля сначала для самого нижнего уровня, затем с учетом результатов контроля по этим планам для более высокого уровня и так до системы в целом. При этом на основе аппарата алгебры событий разработаны математические зависимости для определения *апостериорных* рисков 1 и 2 рода, которые позволяют учесть результаты контроля изделий нижних уровней при оптимизации планов контроля более высоких уровней. Такие зависимости [1, 2, 5] разработаны для случаев:

А. Когда система КА с точки зрения структурной схемы надежности (ССН) состоит из k последовательно соединенных независимых подсистем:

$$\alpha = \left[\prod_{r=1}^{k}(1-\beta_r)\right] \times \times \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} \int\limits_{P_{\text{ТР}}}^{1} (1-P^n)P^{b-1}(1-P)^{a-1}\,dP, \quad (7)$$

$$\beta = \left[1-\prod_{r=1}^{k}(1-\beta_r)\right] \times \times \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(b)\Gamma(b)} \int\limits_{0}^{P_{\text{ТР}}} P^{n+b-1}(1-P)^{a-1}\,dP. \quad (8)$$

Б. Когда система КА состоит из S резервированных элементов или блоков (ССН с горячим резервом):

$$\alpha = \left[1-\prod_{j=1}^{S}\beta_j\right] \times \times \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} \int\limits_{P_{\text{ТР}}}^{1} (1-P^n)P^{b-1}(1-P)^{a-1}\,dP, \quad (9)$$

$$\beta = \left[\prod_{j=1}^{S}\beta_j\right] \frac{\Gamma(a+b)}{\Gamma(a)\Gamma(b)} \int\limits_{0}^{P_{\text{ТР}}} P^{n+b-1}(1-P)^{a-1}\,dP, \quad (10)$$

где β_r и β_j — риски 2 рода, с которыми приняты подсистемы и элементы, соответственно; n — объем контроля изделия более высокого иерархического уровня, подлежащий определению.

В целом использование разработанных методов в практике планирования и проведения контроля сложных систем КА позволяет обеспечить контроль выполнения заданных требований к надежности при минимальных экономических затратах на контроль и потерях, связанных с рисками принятия ошибочных решений.

Однако, кроме систем с рассмотренным структурным построением, в практике существуют и более сложные системы КА. К ним относятся прежде всего системы с изменяющейся в процессе их использования структурой, с глубоким резервированием, самодиагностикой работоспособности и различного рода автоматическими логическими перестройками, которые обеспечивают выполнение задач, возложенных на эти системы. В основном такие системы относятся к классу информационно-управляющих систем, примерами которых являются:

- системы управления ракет космического назначения (когда успешная подготовка к пуску при наличии неисправности одного канала обеспечивается автоматической перестройкой на два других исправных канала, а успешный полет может проходить при одном исправном канале);
- системы управления космическими аппаратами, представляющие собой совокупность интегрированных ресурсов, объединенных унифицированными каналами обмена информацией,

и средств адаптации элементов бортовых систем к протоколам информационно-управляющих систем. При этом автоматическая перестройка на исправный контур управления осуществляется, например, для обеспечения длительных сроков активного существования КА в космическом пространстве; и ряд других систем.

Рассмотрим одну из таких систем [6, 7] и покажем возможности использования методов оптимального планирования и проведения структурно-иерархического контроля ее надежности.

В логике аппаратуры данной системы в качестве диагностируемого параметра (или диагностического теста) используется интенсивность отказов λ. Для оценки состояния системы выполняется контроль этого параметра λ_S, то есть измерение, оценка и проверка соответствия полученного значения параметра заданным требованиям $\lambda_{\text{ТР}}$. Если $\lambda_S < \lambda_{\text{ТР}}$, то параметр находится «в допуске», если $\lambda > \lambda_{\text{ТР}}$, то параметр «не в допуске», где λ_S — фактическое значение интенсивности отказов аппаратуры; $\lambda_{\text{ТР}}$ — допустимое (заданное) значение интенсивности отказов.

То есть контроль данного параметра, заложенный конструктором при создании системы, является биномиальным, организованным по принципу: «да», «нет»; «годен», «не годен».

Определение оценки интенсивности отказов λ_S, являющейся одним из показателей надежности системы, происходит по соответствующей программе в автоматическом режиме. При этом в логике программы системы контроля заложен алгоритм анализа структурно — функциональной схемы надежности (СФСН) и расчета оценки λ_S. Основные идеи этого алгоритма заключаются в следующем.

В программной реализации СФСН имеет вид двухполюсного графа (сети): один из полюсов — входной, а второй — выходной. Для расчета оценки λ_S требуется провести анализ схемы и определить связность графа (сети). Физически это можно интерпретировать как определение возможности прохождения некоторого сигнала от входа системы, характеризующейся сетевой структурой, к выходу.

Вся система представляется состоящей из независимых подсистем. Подсистемы, в свою очередь, состоят из независимых блоков. Каждый из блоков представляется в схеме простейшим, то есть он может находиться лишь в двух состояниях: работоспособности и отказа.

Критерий отказа блока:

$$\begin{aligned} &\lambda_i = 1 \ — \text{ работоспособен, если } \lambda_i < \lambda_{\text{ТР}_i}, \\ &\overline{\lambda}_i = 0 \ — \text{ неработоспособен, если } \lambda_i > \lambda_{\text{ТР}_i}, \end{aligned} \tag{11}$$

где λ_i — фактическое значение интенсивности отказов i-го блока; $\lambda_{\text{ТР}_i}$ — допустимое (заданное) значение интенсивности отказов i-го блока.

Критерий отказа всей системы определяется через интенсивность отказов λ_i блоков:

$$\begin{aligned} &\lambda_S = 1 \ — \text{ работоспособна, если } \lambda_S < \lambda_{S_{\text{пр}}}, \\ &\overline{\lambda}_S = 0 \ — \text{ неработоспособна, если } \lambda_S > \lambda_{S_{\text{пр}}}, \end{aligned} \tag{12}$$

где λ_S — фактическое значение интенсивности отказов всей системы; $\lambda_{S_{\text{пр}}}$ — допустимое (заданное) значение интенсивности отказов системы.

Таким образом, техническое состояние аппаратуры, состоящей из множества m блоков $\{\Lambda\} = \{\lambda_1, \lambda_2, \ldots, \lambda_m\}$ будет характеризоваться 2^m различными состояниями. Аппаратура системы имеет структурную избыточность, что позволяет все множество состояний разбить на два подмножества, соответствующих состояниям работоспособности и отказа системы в целом. Это эквивалентно тому, что на множестве $\{\Lambda\}$ задается определенная булева функция $S(\Lambda)$, которая в математической теории надежности называется структурной функцией [8–10]:

$$S(\Lambda) = \begin{cases} 1, & \text{если } \lambda \leqslant \lambda_{\text{ТР}}, \\ 0, & \text{если } \lambda > \lambda_{\text{ТР}}. \end{cases} \tag{13}$$

Структурная функция $S(\Lambda)$ представлена различными булевыми наборами $(a_1, a_2, \ldots, a_i, \ldots, a_m)$ из 0 и 1 и их значениями, состоящими тоже из 0 и 1:

$$S \underset{1 \leqslant i \leqslant m}{\{a_i\}} = \begin{cases} 1, \\ 0; \end{cases} \rightarrow \underset{1 \leqslant i \leqslant m}{a_i} = \begin{cases} 1, \text{ если } \lambda_i \leqslant \lambda_{\text{ТР}_i}, \\ 0, \text{ если } \lambda_i > \lambda_{\text{ТР}_i}. \end{cases} \tag{14}$$

Структурная функция $S(\Lambda)$ имеет линейную форму следующего вида [8–10]:

$$S\{a_i\} = \sum_{k:\, S\left\{a_i,\, 1<i<m\right\}=1} a_k \prod_{i:\, a_i=1} a_i. \tag{15}$$

При сложении учитываются только те реализации $S\{a_i\}$ с индексом «k», которые обеспечивают работоспособность аппаратуры. Компоненты $\{a_i\}$ с индексом «k», имеющие значение «1», соответствуют путям работоспособности.

Процедура расчета фактического значения интенсивности отказов аппаратуры системы с помощью булевой структурной функцией реализована следующим образом.

При известной булевой структурной функции $S\{a_i\}$ и в предположении стохастической независимости блоков a_i, $i = \overline{1,m}$ вероятность безотказной работы системы имеет следующий вид:

$$P_s = S(P_1, P_2, \ldots, P_i, \ldots, P_m), \qquad (16)$$

где P_s — вероятность нормального функционирования системы; P_i — вероятность нормального функционирования (работоспособности) блока; m — количество блоков в системе.

Для любого закона распределения вероятность безотказной работы представляется следующим общим выражением:

$$P(t) = \exp\left(-\int_0^t \lambda(\tau)\,d\tau\right). \qquad (17)$$

На практике в расчетах надежности системы применяется экспоненциальное распределение интенсивности отказов ее блоков, т. е.

$$P_i(t) = \exp(-\lambda_i t). \qquad (18)$$

При этом величина λ_i трактуется как непрерывная случайная величина (в байесовском смысле) для каждого фиксированного результата контроля при фиксированном значении времени автоматизированного контроля [1, 2, 11]. Такая трактовка обусловлена статистической неопределенностью (неоднозначностью) информации о результатах контроля, которая является следствием неполноты контроля и ограниченной точности системы контроля. Однако правила принятия решения не учитывают вероятностную природу контроля и его результатов. Статистический план контроля (n, α, β, $c = 0$), о котором говорилось выше, учитывает вероятностную природу контроля, поскольку содержит риски 1 и 2 рода, связанные с принятием ошибочных решений. В свою очередь эти риски являются характеристиками достоверности контроля D, которая представляет собой вероятность принятия правильных решений по результатам контроля, т. е.:

$$D = 1 - (\alpha + \beta).$$

Поскольку булева структурная функция $S\{a_i\}$ (15) имеет линейную форму, а все интенсивности отказов блоков распределены экспоненциально, то при расчете показателей надежности системы используются следующие точные выражения для оценки интенсивности отказов и вероятности безотказной работы:

$$\widehat{\lambda}_s = \left\{\sum_k a_k \left[\sum_{i(k)}^{m} \widehat{\lambda}_i \exp\left(-\sum_{i(k)}^{m} \widehat{\lambda}_i\right)\right]\right\} \times \left[\sum_k a_k \exp\left(-\sum_{i(k)}^{m} \widehat{\lambda}_i\right)\right], \qquad (19)$$

$$\widehat{P}_s(t) = \sum_k a_k \exp\left(-\sum_i^m \widehat{\lambda}_i(t)\right). \qquad (20)$$

Подсистемы построены по схеме мажоритарной логики [7]. Это означает, что каждый x_{ij}-й ($j = \overline{1,k}$, $k < m$) блок i-й подсистемы ($i = \overline{1,n}$) имеет $k_i - 1$ «горячих» резервных блоков и мажоритарный элемент M_i (рис. 1). Мажоритарный

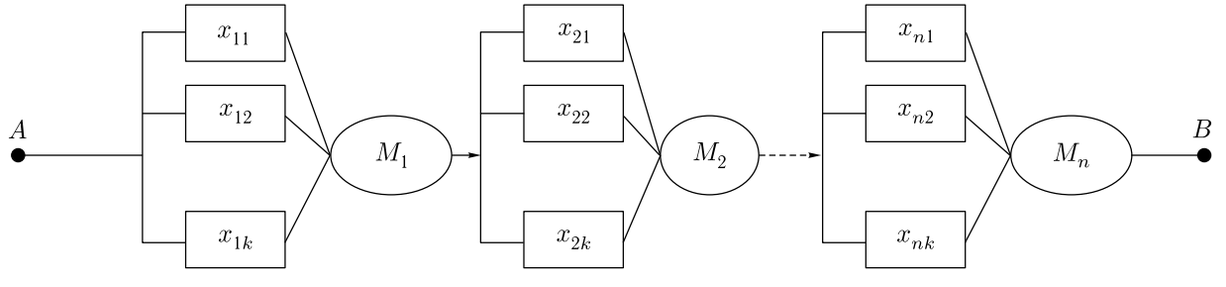

Рис. 1. Резервированная подсистема КА с мажоритарными элементами

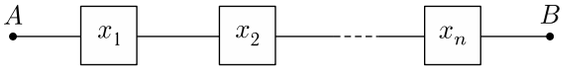

Рис. 2. Нерезервированная система КА с последовательным структурным построением

элемент определяет состояние всего множества x_{ij}-х блоков x_{i1}, x_{i2}, …, x_{ij}, …, x_{ik}, входящих в i-ю подсистему. Если на выходе мажоритарного органа M_i ($i = 1, \ldots, n$) появляется двоичное число «1» или «0», то это соответствует двоичному состоянию «1» или «0» блока x_{ij} в нерезервированной i-й подсистеме (рис. 2).

Каждая i-я подсистема резервированной системы, представленная на рис. 1, находится в состоянии 1 (работоспособность), если мажоритарный орган M_i определит, что по крайней мере $1/2(k_i + 1)$ блоков x_{ij} находятся в состоянии «1», где k_i — количество блоков в i-й подсистеме. Это необходимое условие работоспособности подсистемы, так как из всех k_i блоков могут отказать до $[k_i - 1/2(k_i + l)] = 1/2(k_i - l)$ блоков, не вызвав при этом отказа всей подсистемы. Поэтому выражения для вычисления оценки вероятности $\widehat{P}_{s_i}(t)$ ее безотказной работы и интенсивности отказов $\widehat{\lambda}_{s_i}$ i-й подсистемы (с учетом традиционного условия работоспособности глубоко резервированных высоконадежных систем $r = 1/2(k_i + 1)$ и экспоненциального распределения наработок блоков на отказ) имеют следующий вид:

$$\widehat{P}_{s_i} = \left[\sum_{j=r}^{k_i} C_{k_i}^{j} \left(e^{-\widehat{\lambda}_i t}\right)^{j} \left(1 - e^{-\widehat{\lambda}_i t}\right)^{k_i - j}\right] e^{-\widehat{\lambda}_{M_i} t}. \quad (21)$$

$$\widehat{\lambda}_{s_i} = \widehat{\lambda}_i \frac{1}{\sum\limits_{j=r}^{k_i} C_{k_i}^{j} j e^{-j\widehat{\lambda}_i t}\left(1 - e^{-j\widehat{\lambda}_i t}\right)^{k_i - j}} \times$$
$$\times \left(\sum_{j=r}^{k_i} C_{k_i}^{j} \sum_{j=r}^{k_i} j e^{-j\widehat{\lambda}_i t}\left(1 - e^{-j\widehat{\lambda}_i t}\right)^{k_i - j} - \right.$$
$$\left. - \sum_{j=r}^{k_i} C_{k_i}^{j} \sum_{j=r}^{k_i} (k_i - j) e^{-(j+1)\widehat{\lambda}_i t}\left(1 - e^{-\widehat{\lambda}_i t}\right)^{k_i - j - 1}\right) +$$
$$+ \widehat{\lambda}_{M_i}. \quad (22)$$

Выражения (22) и (21) положены в основу вычислительной процедуры для получения оценок интенсивности отказов и вероятности безотказной работы системы с учетом настройки мажоритарных органов ее подсистем и экспоненциального распределения интенсивностей отказов ее блоков.

Поскольку система в целом состоит из n подсистем и k блоков, формулы для оценки интенсивности ее отказов и вероятности безотказной работы системы будут иметь следующий вид [6]:

$$\widehat{\lambda}_s = \sum_{i=1}^{n} \widehat{\lambda}_i \frac{1}{\sum\limits_{j=r}^{k_i} C_{k_i}^{j} j e^{-j\widehat{\lambda}_i t}\left(1 - e^{-j\widehat{\lambda}_i t}\right)^{k_i - j}} \times$$
$$\times \left(\sum_{j=r}^{k_i} C_{k_i}^{j} \sum_{j=k}^{k_i} j e^{-j\widehat{\lambda}_i t}\left(1 - e^{-j\widehat{\lambda}_i t}\right)^{k_i - j} - \right.$$
$$\left. - \sum_{j=r}^{k_i} C_{k_i}^{j} \sum_{j=r}^{k_i} (k_i - j) e^{-(j+1)\widehat{\lambda}_i t}\left(1 - e^{-\widehat{\lambda}_i t}\right)^{k_i - j - 1}\right) +$$
$$+ \sum_{i=1}^{n} \widehat{\lambda}_{M_i}, \quad (23)$$

$$\widehat{P}_s(t) = \exp(-\widehat{\lambda}_s t). \quad (24)$$

Таким образом, в результате рассмотрения особенностей построения систем КА с изменяющейся структурой, организации контроля их состояния, автоматизированного расчета показателей их надежности можно сделать следующие выводы.

1. Контроль заданных требований к показателям надежности, заложенный при создании таких систем, является биномиальным, организованным по принципу: «да», «нет»; «годен», «не годен».

2. Логика программы системы контроля и рассмотренный алгоритм, реализованные в этой программе, позволяют в автоматическом режиме:

— определить значения показателей надежности системы, используя выражения для оценки вероятностей безотказной работы блоков системы (18), ее подсистем (21) и системы в целом (24);

— осуществить проверку соответствия этих значений количественным требованиям по надежности, заданным в технической документации.

Возвращаясь к рассматриваемой задаче оптимизации структурно-иерархического контроля систем, имеющих такое структурное построение, выражения (18), (21) и (24) можно использовать

для определения параметров a и b бета-распределения (4) по формулам (5) и (6) в случае однородной статистической информации либо по известным моделям [1, 2] в случае неоднородной статистической информации.

Далее, на основе (2) и (3) можно вычислить *априорные* риски 1 и 2 рода как функции неизвестных объемов контроля. Тогда с использованием целевой функции потерь вида (1) решение задачи оптимизации планирования и проведения структурно-иерархического контроля систем КА с изменяющейся структурой состоит в последовательной минимизации совокупности таких целевых функций, записанных для каждого уровня: для уровня x_{ij}-го ($j = \overline{1,k}$, $k < m$) блока i-й подсистемы ($i = \overline{1,n}$); для уровня i-й подсистемы; и для уровня системы в целом.

Итак, рассмотрим трехуровневую иерархическую структуру, где первый уровень соответствует уровню блоков, второй уровень — уровню резервированных подсистем, а высший уровень соответствует системе в целом (рис. 1 и 2). Такое рассмотрение следует из структурно-функциональной схемы надежности (СФСН) системы, которая, как известно, является частным случаем ее иерархической структуры [1, 2].

Предположим, что $P_{\text{ТР}_S}$ — заданное значение показателя надежности системы в целом, $P_{\text{ТР}_i}$, $i = \overline{1,n}$ — заданное значение показателя надежности i-й резервированной подсистемы и $P_{\text{ТР}_{xij}}$ — заданное значение показателя надежности каждого x_{ij}-го блока ($j = \overline{1,k}$, $k < m$), входящего в i-ю резервированную подсистему. Поскольку эти показатели представляют собой вероятности безотказной работы, которые задаются в соответствующей документации на создание рассматриваемых изделий, эти вероятности соответствуют вполне определенному, то есть заданному времени безотказной работы: $t_{\text{зад}_S}$ — системы в целом, $t_{\text{зад}_i}$ — i-й резервированной подсистемы и $t_{\text{зад}_{xij}}$ x_{ij}-го блока. При этом время проведения испытаний этих изделий в общем случае может превышать заданное время их безотказной работы. С учетом этого в дальнейшем под объемом контроля соответственно системы в целом, i-й резервированной подсистемы и каждого x_{ij}-го блока будем понимать количество циклов контроля в течение времени испытаний.

Пусть далее n_S — объем контроля системы целом, n_{S_i} — объем контроля i-й резервированной подсистемы, а $n_{x_{ij}}$ — объем контроля x_{ij}-го блока. Предположим, что по блокам и подсистемам есть накопленная априорная статистическая информация об их надежности. Поскольку отказы блоков и подсистем независимы, для определения оптимальных планов контроля их надежности можно использовать целевую функцию потерь вида (1), которая рассматривалась выше. В результате будем иметь совокупность целевых функций потерь:

• для x_{ij}-го блока ($j = \overline{1,k}$, $k < m$), входящего в i-ю резервированную подсистему

$$C_{x_{ij}} = C_{1_{x_{ij}}}\alpha_{x_{ij}} + C_{2_{x_{ij}}}\beta_{x_{ij}} + C_{1K_{x_{ij}}}n_{x_{ij}};$$

• для i-й резервированной подсистемы ($i = \overline{1,n}$)

$$C_{s_i} = C_{1_{s_i}}\alpha_{s_i} + C_{2_{s_i}}\beta_{s_i} + C_{1K_{s_i}}n_{s_i};$$

• для системы в целом

$$C_s = C_{1s}\alpha_s + C_{2s}\beta_s + C_{1Ks}n_s,$$

где по-прежнему с соответствующими индексами:

$C_1\alpha$ — математическое ожидание потерь за счет браковки годного изделия, т. е. удовлетворяющего заданным требованиям по надежности;

α — безусловная вероятность забраковать годное изделие, т. е. риск 1 рода;

$C_2\beta$ — математическое ожидание потерь за счет приемки дефектного изделия, т. е. не удовлетворяющего заданным требованиям по надежности;

β — безусловная вероятность принять дефектное изделие, т. е. риск 2 рода;

n — объем контроля изделия, подлежащий определению (количество циклов контроля изделия за время его испытаний).

C_{1K} — средние затраты на контроль (математическое ожидание) одного изделия в течение одного цикла контроля.

Тогда в общем виде математическую модель *априорного планирования* оптимального структурно-иерархического контроля надежности систем КА с изменяющейся структурой в формализованном виде можно записать следующим образом:

— найти вектор

$$\mathbf{Y} = \left\{\min C_{x_{ij}},\ \min C_{s_i},\ \min C_s\right\},$$
$$(n_{x_{ij}},\ \alpha_{x_{ij}},\ \beta_{x_{ij}})\ (n_{S_i},\ \alpha_{S_i},\ \beta_{S_i})\ (n_S,\ \alpha_S,\ \beta_S), \tag{25}$$

где

$$C_{x_{ij}} = C_{1_{x_{ij}}}\alpha_{x_{ij}} + C_{2_{x_{ij}}}\beta_{x_{ij}} + C_{1K_{x_{ij}}}n_{x_{ij}}, \quad (26)$$

$$C_{s_i} = C_{1_{s_i}}\alpha_{s_i} + C_{2_{s_i}}\beta_{s_i} + C_{1K_{s_i}}n_{s_i}, \quad (27)$$

$$C_s = C_{1s}\alpha_s + C_{2s}\beta_s + C_{1Ks}n_s; \quad (28)$$

— риски 1 и 2 рода определяются на основе (2) и (3):

$$\alpha_{x_{ij}} = \int\limits_{P_{\text{ТР}x_{ij}}}^{1} \left[1 - P_{x_{ij}}^{n_{x_{ij}}})\right] \cdot f(P_{x_{ij}})\, dP_{x_{ij}}, \quad (29)$$

$$\beta_{x_{ij}} = \int\limits_{0}^{P_{\text{ТР}x_{ij}}} P_{x_{ij}}^{n_{x_{ij}}} \cdot f(P_{x_{ij}})\, dP_{x_{ij}}, \quad (30)$$

$$\alpha_{S_i} = \int\limits_{P_{\text{ТР}S_i}}^{1} \left[1 - P_{S_i}^{n_{S_i}})\right] \cdot f(P_{S_i})\, dP_{S_i}, \quad (31)$$

$$\beta_{S_i} = \int\limits_{0}^{P_{\text{ТР}S_i}} P_{S_i}^{n_{S_i}} \cdot f(P_{S_i})\, dP_{S_i}, \quad (32)$$

$$\alpha_S = \int\limits_{P_{\text{ТР}S}}^{1} \left[1 - P_S^{n_S})\right] \cdot f(P_S)\, dP_S, \quad (33)$$

$$\beta_S = \int\limits_{0}^{P_{\text{ТР}S}} P_S^{n_S} \cdot f(P_S) dP_S, \quad (34)$$

$f(P_{x_{ij}})$, $f(P_{s_i})$ и $f(P_s)$ — плотности бета-распределения показателей надежности, соответственно: x_{ij}-го блока ($j = \overline{1,k}$, $k < m$), входящего в i-ю резервированную подсистему; i-й резервированной подсистемы и системы в целом (определяются на основе формулы (4));

— в области, определяемой следующими неравенствами:

$$n_{x_{ij}} \geqslant 0,\ n_{S_i} \geqslant 0,\ n_S \geqslant 0,\ \alpha_{x_{ij}} \geqslant 0,\ \beta_{x_{ij}} > 0,$$
$$\alpha_{S_i} \geqslant 0,\ \beta_{S_i} > 0,\ \alpha_S \geqslant 0,\ \beta_S > 0, \quad (35)$$
$$i = \overline{1,n},\ j = \overline{1,k},\ k < m.$$

Таким образом, при наличии необходимых исходных данных, используя процедуру поиска минимума целевых функций, предложенную в [1, 2], и математическую модель (25)–(35), можно решить задачу *априорного* планирования оптимального контроля надежности систем КА с изменяющейся структурой и получить оптимальные планы контроля каждого уровня иерархии.

Список литературы

1. *Волков Л. И., Рудаков В. Б.* Статистический контроль иерархических систем. М.: Изд-во СИП РИА, 2002. 360 с.
2. *Меньшиков В. А., Рудаков В. Б., Сычев В. Н.* Контроль качества космических аппаратов при отработке и производстве. М.: Машиностроение, 2009. 400 с.
3. *Макаров М. И., Рудаков В. Б.* Задачи совершенствования методов планирования и проведения наземной отработки автоматических космических аппаратов // Двойные технологии, 2015, № 3. С. 9–17.
4. ОСТ 92-5100-2001. Аппаратура космических комплексов. Общие технические условия.
5. *Рудаков В. Б. и др.* Структурно-иерархический контроль надежности космических аппаратов при отработке и производстве // М.: Машиностроение-Полет, 2010, № 1.
6. *Линник В. В., Комаров И. Д.* Математическая модель процесса принятия решения о работоспособности аппаратуры на основе адаптивного решающего правила // Сборник научных трудов 4 ГЦМП МО РФ, 2006, т. 5. С. 88–103.
7. *Линник В. В., Комаров И. Д.* Обеспечение над ежности технической системы со сложной структурой // Сборник научных трудов 4 ГЦМП МО РФ, 2006, т. 5. С. 17–24.
8. *Райншке К.* Модели над ежности и чувствительности систем. М.: Мир, 1979. 456 с.
9. *Богомолов А. М., Салий В. Н.* Алгебраические основы теории дискретных систем. М.: Наука, 1997. 368 с.
10. *Иванов Б. Н.* Дискретная математика. Алгоритмы и программы. М.: Наука, 1999. 288 с.
11. *Рудаков В. Б., Макаров М. И., Макаров В. М.* Риски принятия ошибочных решений в задаче рационального планирования контроля надежности электронных изделий ракетно-космической техники // Двойные технологии, 2017, № 4. С. 21–30.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 76–85

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

УДК 520.6.07+629.7.05 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.76.85

Построение солнечной ориентации космического аппарата «Луна-Глоб» по данным фотоэлектрического датчика

Б. И. Жуков, *juk@kiam1.rssi.ru*
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Российская Федерация
В. С. Ярошевский, *к.ф.-м.н., yarosh@keldysh.ru*
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Российская Федерация

Аннотация. Рассматриваются вопросы разработки математической модели солнечного датчика, построенного на базе фотоэлектрических элементов, для его использования при управлении угловым движением космического аппарата «Луна-Глоб» в ходе построения и поддержания режима постоянной солнечной ориентации.

Разработана математическая модель, позволяющая формировать выходные сигналы датчика в виде аналоговых токов (или напряжений) в зависимости от положения Солнца относительно датчика, а также алгоритмы, позволяющие по величине выходных токов фотоэлектрических элементов восстанавливать положение Солнца в приборной системе координат.

Проведен статистический анализ для оценки работоспособности алгоритмов управления КА при построении и поддержании режима ПСО совместно с математической моделью датчика и алгоритмами восстановления положения Солнца при различной начальной ориентации КА относительно Солнца.

Ключевые слова: математическая модель солнечного датчика, фотоэлектрический солнечный датчик, наведение на Солнце

Creating the Solar Orientation of the Luna-Glob Spacecraft by the Photoelectric Sensor

B. I. Zhukov, *juk@kiam1.rssi.ru*
Keldysh Institute of Applied Mathematics, Moscow, Russian Federation
V. S. Yaroshevsky, *Cand. Sci. (Phys.-Math.), yarosh@keldysh.ru*
Keldysh Institute of Applied Mathematics, Moscow, Russian Federation

Abstract. The paper deals with the development of a mathematical model of the solar sensor with photoelectric elements for the spacecraft Luna-Glob attitude motion to create and maintain a constant solar orientation (CSO).

A mathematical model that allows forming the output of the sensor in the form of analog currents (or voltages) depending on the Sun position relative to the sensor is developed, as well as algorithms that restore the Sun position by magnitude of output currents of photoelectric cells in the instrument coordinate system.

A statistical analysis was carried out to estimate the performance of spacecraft control algorithms at creating and maintenance of the CSO mode together with a mathematical model of the sensor and algorithms for restoring the position of the Sun for different initial spacecraft orientation relative to the Sun.

Keywords: mathematical model of solar sensor, photoelectric solar sensor, targeting to the Sun

Постановка задачи

Рассматриваются вопросы разработки математической модели пассивного солнечного датчика, построенного на базе фотоэлектрических элементов и предназначенного для определения положения Солнца при управлении угловым движением космического аппарата (КА) в ходе построения и поддержания режима постоянной солнечной ориентации (ПСО). Целью режима является приведение КА в такое положение относительно Солнца, которое обеспечивает наилучшую освещенность панелей солнечных батарей для максимальной генерации электроэнергии на борту КА.

При разработке математической модели рассматривается процесс формирования выходных сигналов датчика в зависимости от положения Солнца относительно датчика, а также алгоритм восстановления положения Солнца по выходным сигналам датчика.

Исследуется возможность использования датчика для достижения поставленных задач при наличии ошибок восстановления положения Солнца.

Математическая модель солнечного датчика

Принципы построения и различные типы современных солнечных датчиков описаны в [1–3]. Прототип рассматриваемого солнечного датчика представляет собой правильную усеченную четырехугольную пирамиду, на боковых гранях которой расположены четыре прямоугольные пластины фотоэлектрических детекторов. Общие принципы работы фотоэлектрических детекторов изложены в [4, 5]. Боковые грани пирамиды наклонены к плоскости основания под углом β. Выходная информация прибора поставляется в виде четырех аналоговых сигналов граней — токов (или напряжений на встроенных сопротивлениях) каждой из четырех пластин. Величина тока (напряжения) каждого детектора прямо пропорциональна интенсивности полного светового потока, попадающего на этот детектор. Максимальное значение тока равно $I_{\max}$.

Ось $X_{\text{ПСК}}$ приборной системы координат (ПСК) перпендикулярна посадочной плоскости

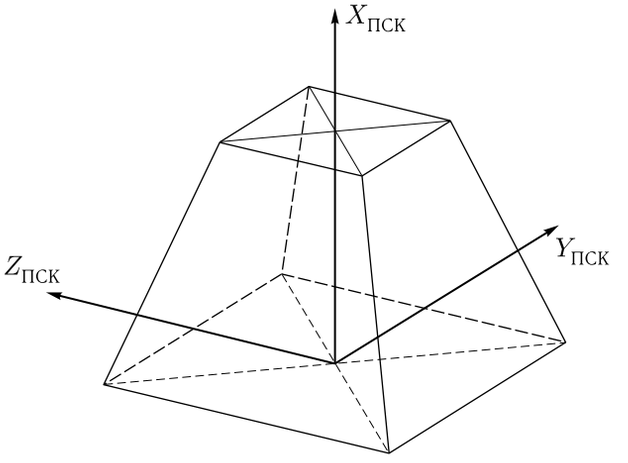

Рис. 1. Приборная система координат солнечного датчика

датчика (нижнему основанию усеченной пирамиды), совпадает с осью симметрии усеченной пирамиды и направлена в сторону пространства объектов (к вершине усеченной пирамиды), как показано на рис. 1. По завершении построения заданной солнечной ориентации ось $X_{\text{ПСК}}$ должна быть направлена на Солнце. Ось $Y_{\text{ПСК}}$ параллельна посадочной плоскости датчика, расположена в плоскости нижнего основания пирамиды и перпендикулярна одному из ребер основания пирамиды. Привязка оси $Y_{\text{ПСК}}$ к конкретному ребру основания пирамиды при построении математической модели значения не имеет. В частности, для конкретной технической реализации датчика ориентация оси $Y_{\text{ПСК}}$ может быть задана, например, относительно места расположения разъемов выходных сигналов. Ось $Z_{\text{ПСК}}$ дополняет систему координат до правой прямоугольной.

Схема поля зрения солнечного датчика для одной грани с учетом защитной бленды показана на рис. 2.

Пусть КА произвольно ориентирован относительно Солнца и $(X_{\text{С ПСК}}, Y_{\text{С ПСК}}, Z_{\text{С ПСК}})$ — единичный вектор по линии визирования Солнца в ПСК. Определим угол визирования Солнца $\alpha_{\text{С}}$ (иногда называемый *полярным расстоянием*) как угол между положительным направлением оси $X_{\text{ПСК}}$ и этим единичным вектором. Максимальная величина угла визирования $\alpha_{\text{М}}$, при котором детектор полностью освещен Солнцем (не затенен защитной

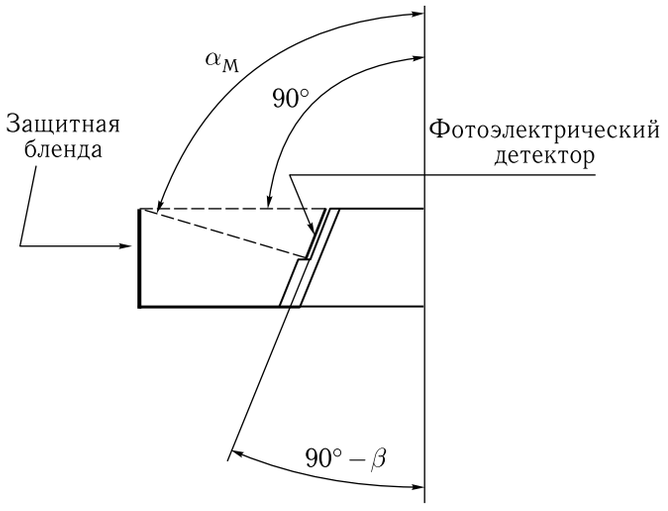

Рис. 2. Схема поля зрения одной грани солнечного датчика

блендой), определяется высотой бленды (которая в данном случае равна высоте датчика), а также расстоянием от края бленды до верхнего края детектора).

Рассмотрим процесс формирования выходных сигналов солнечного датчика в зависимости от положения Солнца относительно осей ПСК. Для этого введем нумерацию граней относительно осей ПСК и отвечающую ей нумерацию порождаемых токов в соответствии с рис. 3. На рис. 3 ось $X_{\text{ПСК}}$ направлена от поверхности рисунка к нам.

При построении модели будем рассматривать четыре тока: i_1, i_2, i_3, i_4 — по одному току от каждой грани прибора.

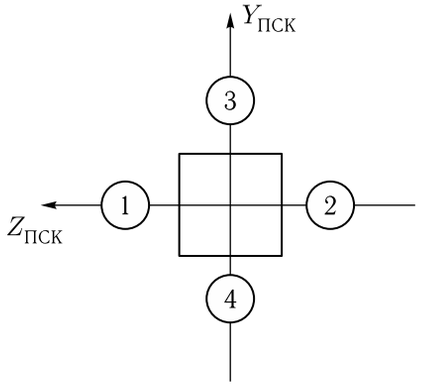

Рис. 3. Расположение нумерованных граней солнечного датчика относительно осей ПСК

Сила тока, порождаемая детектором любой грани прибора, пропорциональна интенсивности полного светового потока, попадающего на эту грань. Интенсивность светового потока прямо пропорциональна косинусу угла падения луча Солнца, а также засвеченной площади детектора. Таким образом, максимальная величина тока достигается при полностью засвеченной грани и при угле падения ε, равном 90° для этой грани.

Чтобы иметь возможность вычислять величину угла падения лучей для каждой из граней, определим в ПСК компоненты единичных векторов (X_n, Y_n, Z_n), которые перпендикулярны граням (пластинам-детекторам) солнечного датчика, где $n = 1, \ldots, 4$ (номер грани в соответствии с рис. 3):

$$\begin{aligned} &\text{Грань 1} \quad (\cos\beta,\ 0,\ \sin\beta),\\ &\text{Грань 2} \quad (\cos\beta,\ 0,\ -\sin\beta),\\ &\text{Грань 3} \quad (\cos\beta,\ \sin\beta,\ 0),\\ &\text{Грань 3} \quad (\cos\beta,\ -\sin\beta,\ 0). \end{aligned} \tag{1}$$

Косинус угла падения ε между вектором визирования Солнца и перпендикуляром к n-й грани датчика с учетом единичности векторов определяется из скалярного произведения:

$$\begin{aligned} &\cos\varepsilon_n = \\ &= \left((X_{\text{С ПСК}}, Y_{\text{С ПСК}}, Z_{\text{С ПСК}}), (X_n, Y_n, Z_n)^T\right) = \\ &\qquad = X_{\text{С ПСК}} X_n + Y_{\text{С ПСК}} Y_n + Z_{\text{С ПСК}} Z_n. \end{aligned} \tag{2}$$

Ток n-й грани i_n прямо пропорционален значению $\cos\varepsilon_n$.

Известно, что при больших углах падения у фотоэлектрических датчиков возникает эффект полного отражения. В этом случае ток датчика равен нулю. В рассматриваемой модельной задаче принято, что угол падения ε, при котором возникает эффект полного отражения, равен $\varepsilon_{\text{ПР}}$. Тогда при углах падения $\varepsilon_n \geqslant \varepsilon_{\text{ПР}}$ ток грани i_n равен нулю.

Величина угла визирования Солнца $\alpha_{\text{С}}$ между осью $X_{\text{ПСК}}$ и направлением на Солнце определяется только координатой Солнца $X_{\text{С ПСК}}$:

$$\cos\alpha_{\text{С}} = X_{\text{С ПСК}}. \tag{3}$$

Если этот угол $\alpha_{\text{С}} > 90°$, то Солнце находится вне поля зрения солнечного прибора. В этом случае выходные сигналы датчика $i_1 = i_2 = i_3 = i_4 = 0$.

Если $\alpha_{\text{С}} > \alpha_{\text{М}}$ (см. рис. 2), то часть площади пластин затеняется блендой и для определения интенсивности светового потока необходимо определить, какая часть площади пластин остается засвеченной.

Введем понятие коэффициента засветки $K_{\text{С}}$ как отношение площади пластины, на которую попадают солнечные лучи, к полной площади пластины.

В простейшем случае, если движение Солнца происходит в плоскости, которая проходит через ось $X_{\text{ПСК}}$ и перпендикулярна любой из граней датчика, формула для коэффициента $K_{\text{С}}$ датчика этой грани (при условии, что $\alpha_{\text{М}} \leqslant \alpha_{\text{С}} < 90°$) имеет следующий вид:

$$K_{\text{С}} = (1 + \operatorname{tg}\beta \cdot \operatorname{tg}\alpha_{\text{М}})/(1 + \operatorname{tg}\beta \cdot \operatorname{tg}\alpha_{\text{С}}). \qquad (4)$$

Для $\alpha_{\text{С}} \geqslant 90°$ $K_{\text{С}} = 0$, для $\alpha_{\text{С}} \leqslant \alpha_{\text{М}}$ $K_{\text{С}} = 1$.

Дополнительные искажения, которые возникают при произвольном положении Солнца вне плоскостей, перпендикулярных плоскостям граней, и связаны с увеличением расстояния от кромки бленды до пластин, предполагаются малыми более высокого порядка.

Входными величинами для определения выходных сигналов солнечного датчика i_1, i_2, i_3, i_4 являются компоненты единичного вектора визирования Солнца в ПСК — ($X_{\text{С ПСК}}$, $Y_{\text{С ПСК}}$, $Z_{\text{С ПСК}}$).

Алгоритм вычислений, позволяющий определить выходные сигналы солнечного прибора, включает следующие шаги:

1. Из соотношения (3) определяется угол визирования $\alpha_{\text{С}}$ между осью $X_{\text{ПСК}}$ и направлением на Солнце.
2. Если $\alpha_{\text{С}} \geqslant 90°$, то Солнце находится вне поля зрения солнечного прибора и выходные сигналы равны нулю: $i_1 = i_2 = i_3 = i_4 = 0$.
3. Если $\alpha_{\text{С}} \leqslant \alpha_{\text{М}}$, то коэффициент засветки граней $K_{\text{С}} = 1$; если $\alpha_{\text{М}} < \alpha_{\text{С}} \leqslant 90°$, то коэффициент засветки граней $K_{\text{С}}$ вычисляется как функция угла $\alpha_{\text{С}}$ в соответствии с (4).
4. Для каждой из четырех граней в соответствии с (2) определяется косинус угла падения и величина угла падения ε_n, $n = 1, \ldots, 4$.
5. Если $\varepsilon_n \geqslant \varepsilon_{\text{ПР}}$ (эффект полного отражения), то $i_n = 0$; если $\varepsilon_n < \varepsilon_{\text{ПР}}$, то $i_n = I_{\max} K_{\text{С}} \cos\varepsilon_n$.

Соотношения для токов граней в соответствии с (1) и (2) записываются в следующем виде:

$$\begin{cases} i_1 = X_{\text{С ПСК}} \cos\beta + Z_{\text{С ПСК}} \sin\beta, \\ i_2 = X_{\text{С ПСК}} \cos\beta - Z_{\text{С ПСК}} \sin\beta, \\ i_3 = X_{\text{С ПСК}} \cos\beta + Y_{\text{С ПСК}} \sin\beta, \\ i_4 = X_{\text{С ПСК}} \cos\beta - Y_{\text{С ПСК}} \sin\beta. \end{cases} \qquad (5)$$

Для системы (5) принято, что коэффициент пропорциональности между косинусом угла падения и током грани равен единице, т. е. все уравнения системы разделены на величину $I_{\max}$. Это не нарушает общности последующих выкладок, но делает их более прозрачными.

При формировании выходных сигналов датчика в качестве входных величин можно также использовать угол визирования Солнца в ПСК $\alpha_{\text{С}}$ и азимут Солнца в ПСК $\varphi_{\text{С}}$, который отсчитывается от положительного направления оси $Y_{\text{ПСК}}$ по кратчайшему направлению к оси $Z_{\text{ПСК}}$. По значениям $\alpha_{\text{С}}$ и $\varphi_{\text{С}}$ вычисляются компоненты единичного вектора $X_{\text{С ПСК}}, Y_{\text{С ПСК}}, Z_{\text{С ПСК}}$:

$$\begin{aligned} X_{\text{С ПСК}} &= \cos\alpha_{\text{С}}, \\ Y_{\text{С ПСК}} &= \sin\alpha_{\text{С}} \cos\varphi_{\text{С}}, \\ Z_{\text{С ПСК}} &= \sin\alpha_{\text{С}} \sin\varphi_{\text{С}}. \end{aligned} \qquad (6)$$

Эти значения подставляются в (5) и определяют величину выходных сигналов солнечного прибора i_1, i_2, i_3, i_4. При этом если $\alpha_{\text{С}} \geqslant \alpha_{\text{М}}$, учитывается величина $K_{\text{С}}$ в соответствии с (4). Учитывается также эффект полного отражения для каждой грани: если значение угла падения ε_n, определенное в соответствии с (2), превышает $\varepsilon_{\text{ПР}}$, ток соответствующей грани обнуляется.

На рис. 4 сплошной линией показан график изменения коэффициента $K_{\text{С}} \cos\varepsilon_1$ (без учета значения $I_{\max}$) для тока i_1 грани 1, полученный согласно изложенной выше методике при движении Солнца в плоскости $X_{\text{ПСК}}OZ_{\text{ПСК}}$. Значению угла $\alpha = -90°$ соответствует расположение Солнца на направлении минус $Z_{\text{ПСК}}$. Значению угла $\alpha = 90°$ соответствует расположение Солнца на направлении плюс $Z_{\text{ПСК}}$ (см. рис. 3).

Линейное падение характеристики на участке $\alpha_{\text{М}} < \alpha \leqslant 90°$ обусловлено изменением коэффициента засветки панелей $K_{\text{С}}$ в соответствии с (4).

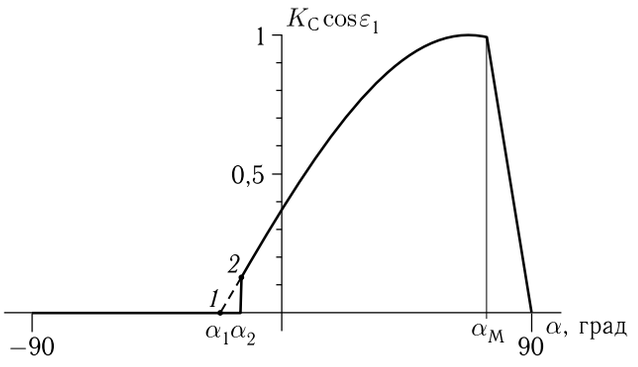

Рис. 4. Изменение коэффициента $K_C \cos\varepsilon_1$ для тока i_1

Скачок характеристики в точке *2* обусловлен эффектом отражения лучей при угле падения $\varepsilon_1 > \varepsilon_{ПР}$ ($\alpha_2 = \beta - \varepsilon_{ПР} < 0$). Пунктиром показано возможное поведение характеристики без учета эффекта отражения. Точке *1* на графике соответствует направление лучей вдоль грани 1 ($\alpha_1 = \beta - 90° < 0$).

На рис. 5 представлена модельная характеристика солнечного прибора (разность токов $i_1 - i_2$) для того же случая движения Солнца в плоскости $X_{ПСК}OZ_{ПСК}$.

Вид этой характеристики, а именно ее центральная симметрия относительно начала координат, показывает принципиальную возможность восстановления положения Солнца в ПСК по значениям выходных сигналов солнечного датчика.

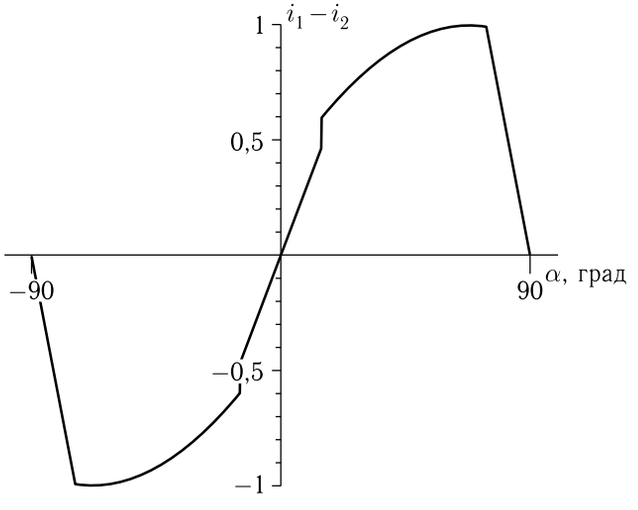

Рис. 5. Модельная характеристика солнечного прибора

Определение ориентации на Солнце по выходным сигналам солнечного датчика

Восстановление положения Солнца по выходным сигналам солнечного прибора производится только для случаев, когда Солнце находится в поле зрения датчика, т. е. когда хотя бы один из выходных сигналов отличен от нуля.

Рассматривается идеальный случай, для которого не учитываются нелинейности от уменьшения освещенной площади датчиков из-за частичного затенения Солнца блендой прибора. Погрешности от дискретизации выходных сигналов также не учитываются.

При изменении угла визирования Солнца α_C в диапазоне от 0° до 90° и азимута Солнца φ_C в диапазоне от 0 до 360° на выходе солнечного прибора можно получить от одного до четырех ненулевых выходных токов.

Если угол визирования Солнца α_C лежит в диапазоне от 0° до $\alpha_{гр} = \operatorname{arcctg}(\sqrt{2}\operatorname{ctg}\beta)$, то восстановление положения Солнца по двум, трем и четырем ненулевым токам осуществляется без ошибок. Вариант наличия одного тока в этом диапазоне не реализуется.

Для варианта четырех ненулевых токов в системе (5) отбрасывается одно любое уравнение и для определения координат Солнца решается система трех уравнений с тремя неизвестными.

Для случая трех ненулевых токов из системы (5) выбирают три уравнения для этих токов, и также решается система трех уравнений с тремя неизвестными.

Для случая двух ненулевых токов, чтобы получить замкнутую систему, два линейных уравнения для ненулевых токов из (5) дополняются условием единичной величины вектора визирования Солнца:

$$X^2_{C\,ПСК} + Y^2_{C\,ПСК} + Z^2_{C\,ПСК} = 1.$$

В данном случае детальный анализ геометрии прибора в совокупности с возможными решениями полученного квадратного уравнения позволяет выбрать нужный знак перед квадратным корнем из дискриминанта, который дает безошибочное

восстановление координат Солнца для рассматриваемого диапазона.

При изменении угла визирования Солнца $\alpha_{\text{С}}$ в диапазоне от $\alpha_{\text{гр}} = \operatorname{arcctg}(\sqrt{2}\operatorname{ctg}\beta)$ до 90° восстановление положения Солнца осуществляется по одному, двум или трем ненулевым токам.

Для случая трех ненулевых токов восстановление положения Солнца также осуществляется без ошибок. Для случая двух и одного ненулевого тока восстановление координат Солнца происходит с существенными ошибками. Затенение датчиков защитной блендой вносит в процесс восстановления координат дополнительные погрешности.

На рис. 6 и 7 приведены зависимости абсолютных величин максимальных ошибок восстановления положения Солнца для угла визирования $\alpha_{\text{С}}$ и азимута $\varphi_{\text{С}}$. Фактический угол визирования $\alpha_{\text{Сф}}$ меняется в диапазоне $\alpha_{\text{гр}} - 90°$. Фактический азимут Солнца $\varphi_{\text{Сф}}$ меняется в диапазоне 0°–360°.

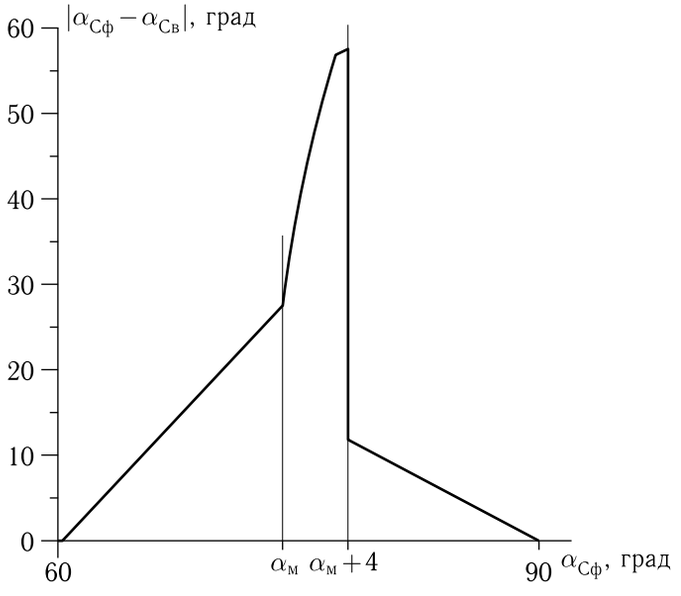

Рис. 6. Максимальные ошибки восстановления угла визирования $\alpha_{\text{С}}$

В данном случае ошибка восстановления угла — это модуль максимальной разницы между фактическим (индекс «ф») и восстановленным (индекс «в») значениями. Расчеты проводились для конкретных значений β, $\alpha_{\text{М}}$ и $\varepsilon_{\text{ПР}}$. Для $\alpha_{\text{Сф}} \leqslant \alpha_{\text{гр}}$ ($\alpha_{\text{гр}} \approx 60°$) ошибки восстановления отсутствуют. Пиковые значения максимальных ошибок восстановления имеют место в узком диапазоне изменения $\alpha_{\text{Сф}}$ от $\alpha_{\text{М}}$ до $\alpha_{\text{М}} + 4°$ и достигают значительных величин (до 57° по углу визирования Солнца $\alpha_{\text{С}}$ и до 25° по азимуту $\varphi_{\text{С}}$).

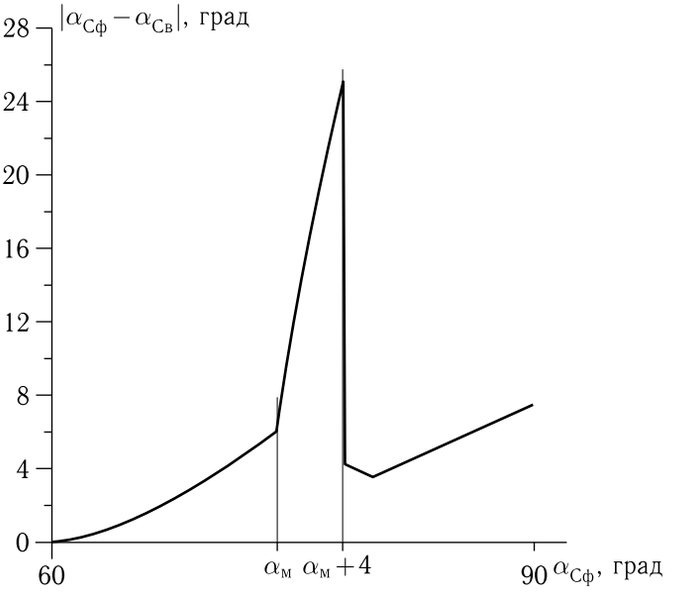

Рис. 7. Максимальные ошибки восстановления азимута $\varphi_{\text{С}}$

Алгоритмы управления КА «Луна-Глоб» в режиме построения и поддержания режима солнечной ориентации при использовании близких к идеальным датчиков положения Солнца, которые позволяют восстановить положение Солнца практически без погрешностей, детально описаны в [6]. В данном же случае мы имеем дело с датчиком, который не дает возможности восстановить положение Солнца без ошибок, и существенный интерес представляет именно возможность управления при наличии значительных ошибок в исходной информации. Преимуществом рассматриваемого датчика в сравнении с почти идеальным датчиком, описанным в [6], является его малый вес и нулевое энергопотребление.

Построение и поддержание солнечной ориентации КА

Рассмотрим работу алгоритма управления в процессе наведения (разворота) на Солнце и в процессе поддержания угловой стабилизации

КА в заданном положении относительно линии визирования на Солнце. Режимы программных разворотов в ходе поиска Солнце не рассматриваются. Таким образом, будем считать, что в исходном состоянии Солнце уже находится в поле зрения солнечного датчика. В общем случае начальный угол визирования $\alpha_{\text{Сф}}$ может иметь любое произвольное значение в диапазоне 0°–90°. Отметим, что если Солнце попадает в поле зрения датчика в ходе выполнения поисковых разворотов, то значение начального угла визирования Солнца $\alpha_{\text{Сф}}$ близко к 90°.

При управлении угловым движением КА «Луна-Глоб» органы управления — двигатели малой тяги — создают управляющие моменты в связанной системе координат (ССК). Направление оси $X_{\text{ССК}}$ обычно совпадает с направлением продольной оси КА. Направление осей $Y_{\text{ССК}}$ и $Z_{\text{ССК}}$, образующих вместе с $X_{\text{ССК}}$ правую систему координат, в данном случае принципиального значения не имеет и, как правило, связано с конструктивными особенностями конкретного КА, например с ориентацией панелей солнечных батарей. Возможное взаимное расположение осей ССК и ПСК показано на рис. 8.

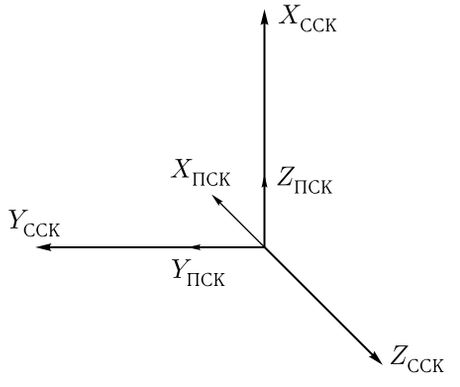

Рис. 8. Возможное взаимное расположение осей ССК и ПСК

Для такого взаимного расположения систем координат матрица перехода от ПСК к ССК имеет вид:

$$\mathbf{C}_{\text{ПСК}}^{\text{ССК}} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{pmatrix}. \qquad (7)$$

На участке наведения на Солнце осуществляется разворот КА в такое заданное положение относительно Солнца, которое обеспечивает наилучшие условия освещенности панелей солнечных батарей (в данном случае осью $-OZ$ ССК в направлении на Солнце). При этом Солнце совмещается с заданным направлением (с осью $X_{\text{ПСК}}$) в поле зрения солнечного прибора.

Для показанного на рис. 8 расположения солнечного прибора на КА (с принятым относительным расположением осей ПСК и ССК) заданному направлению на Солнце соответствуют следующие проекции единичного вектора визирования Солнца на оси связанной системы координат:

$$\mathbf{e}_{\text{Сц ССК}} = (0,\, 0,\, -1), \qquad (8)$$

где индекс «С» обозначает Солнце, а индекс «ц» — целевые координаты.

В любой момент, когда Солнце находится в поле зрения солнечного прибора, алгоритм восстановления координат позволяет с некоторыми погрешностями определить текущие восстановленные координаты Солнца в приборной СК, связанной с солнечным прибором. Это проекции на оси приборной СК единичного вектора, направленного на Солнце:

$$\mathbf{e}_{\text{Ств ПСК}} = (X_{\text{Ств}},\, Y_{\text{Ств}},\, Z_{\text{Ств}})^T. \qquad (9)$$

Здесь индекс «С» также обозначает Солнце, индекс «тв» — текущие восстановленные координаты.

С помощью (9) и матрицы перехода (7) вычисляется вектор текущих восстановленных координат Солнца в связанной СК:

$$\mathbf{e}_{\text{Ств ССК}} = \mathbf{C}_{\text{ПСК}}^{\text{ССК}} \mathbf{e}_{\text{Ств ПСК}}. \qquad (10)$$

Таким образом, в каждый момент времени в ССК имеются два единичных вектора: вектор целеуказания Солнца, или командный вектор (8), и вектор текущего восстановленного положения Солнца (10).

Векторное произведение этих векторов

$$\mathbf{e}_{\text{ССК}} = \mathbf{e}_{\text{Ств ССК}} \times \mathbf{e}_{\text{Сц ССК}} \qquad (11)$$

определяет единичный вектор в ССК, вокруг которого надо выполнить поворот КА для совмещения текущего (10) и командного (8) векторов.

Скалярное произведение этих единичных векторов дает величину целевого угла поворота $\alpha_{\text{ц}}(t)$, т. е. угла, на который надо осуществить этот поворот:

$$\cos\alpha_{\text{ц}}(t) = \left(\mathbf{e}_{\text{Ств ССК}}, \mathbf{e}_{\text{Сц ССК}}\right). \qquad (12)$$

Тогда целевой кватернион поворота записывается как

$$\mathbf{q}_{\text{ц}}(t) = \left(\cos\frac{\alpha_{\text{ц}}(t)}{2}, \mathbf{e}_{\text{ССК}}\sin\frac{\alpha_{\text{ц}}(t)}{2}\right), \qquad (13)$$

где $\mathbf{e}_{\text{ССК}}$ определяется из (11), а $\alpha_{\text{ц}}(t)$ — текущий целевой угол поворота из (12).

Фактически ориентация вектора $\mathbf{e}_{\text{ССК}}$ (11), задающего направление поворота, определяется азимутом Солнца в ПСК ($\varphi_{\text{С}}$), а угол $\alpha_{\text{ц}}(t)$ (12), задающий величину поворота, есть угол визирования Солнца ($\alpha_{\text{С}}$).

Синус и косинус половинного угла в (13) могут быть выражены через косинус целого угла из (12) по известным тригонометрическим формулам.

Угол поворота для ориентации на Солнце не превышает 90° (половина поля зрения солнечного прибора), поэтому синус и косинус половинного угла в (13) неотрицательны.

Кватернион текущего поворота, соответствующий нулевому углу поворота, записывается как

$$\mathbf{q}_{\text{т}} = (1, 0, 0, 0). \qquad (14)$$

Соотношения (13) и (14) определяют целевой (командный) и текущий кватернионы поворота. Алгоритм выработки управляющих сигналов на двигатели ориентации по значениям командного и текущего кватернионов поворота с учетом командных и текущих угловых скоростей для управления угловым движением КА с использованием кватерниона рассогласования и модифицированных параметров Родрига [7] детально описан в [6]. В процессе ориентации на Солнце управление угловым движением КА осуществляется с нулевыми значениями командных угловых скоростей.

На рис. 9–11 показаны результаты моделирования тестового разворота на Солнце от момента его обнаружения до окончания стабилизации. При моделировании использовался алгоритм управления угловым движением, описанный в [6]. На рис. 9 показаны изменения фактического угла визирования Солнца ($\alpha_{\text{Сф}}$) и восстановленного угла визирования ($\alpha_{\text{Св}}$). На рис. 10 показаны фактический ($\varphi_{\text{Сф}}$) и восстановленный ($\varphi_{\text{Св}}$) азимуты Солнца при развороте. Максимальная ошибка восстановления угла визирования при развороте

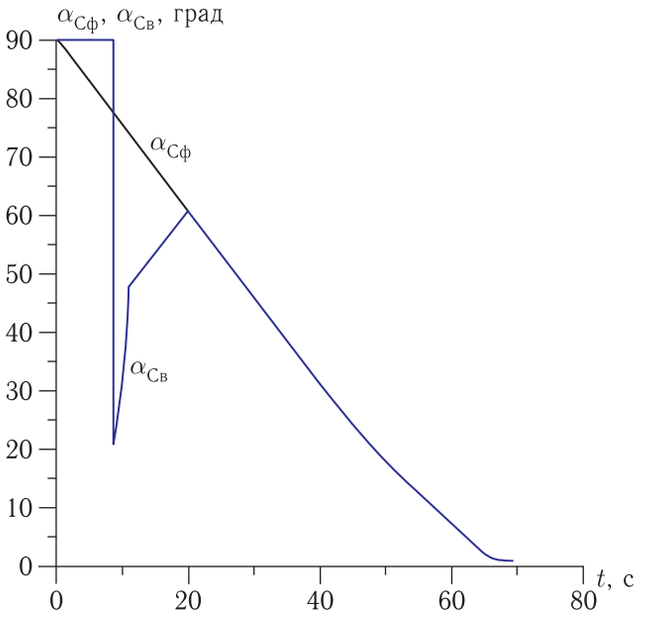

Рис. 9. Фактическое и восстановленное значения угла визирования $\alpha_{\text{С}}$ в ходе разворота на Солнце

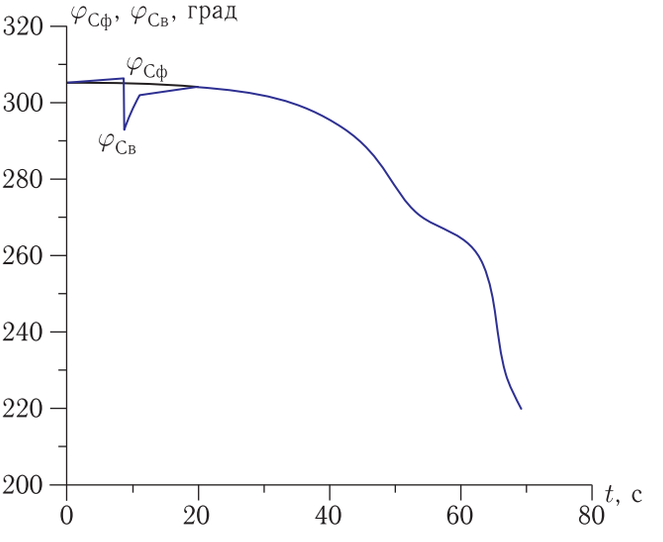

Рис. 10. Фактическое и восстановленное значения азимута $\varphi_{\text{С}}$ в ходе разворота на Солнце

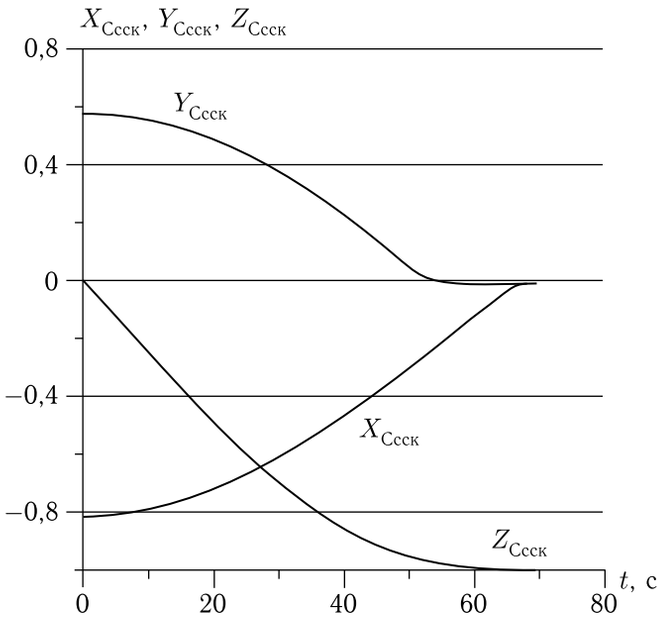

Рис. 11. Изменение компонент вектора визирования Солнца в ССК при развороте и стабилизации

достигает $\approx 57°$. Максимальная ошибка восстановления азимута составляет $\approx 12°$.

Следует отметить, что алгоритм управления [6] построен таким образом, что величина восстановленного угла визирования используется только на заключительном этапе наведения на Солнце: при переходе к участку стабилизации заданной ориентации на Солнце и на самом участке стабилизации. Значение заданного угла визирования $\alpha_{\text{ц}}$ на этих участках, как правило, равно нулю для случая, когда выдерживается строгая ориентация на Солнце панелей солнечных батарей, или не превышает величины 20°, когда требуется затенение отдельных приборов научной аппаратуры. Для таких заданных величин угла визирования ($< 60°$) ошибки восстановления положения Солнца отсутствуют.

На рис. 11 показано изменение координат Солнца в ССК в процессе наведения на Солнце. Конечный вектор визирования Солнца в ССК соответствует вектору требуемых (целевых) координат Солнца (8).

Для получения статистических оценок работоспособности алгоритма управления совместно с описанным фотоэлектрическим солнечным датчиком была проведена серия расчетов построения заданной ориентации КА на Солнце. Расчеты проводились для 10 000 вариантов произвольных начальных ориентаций КА относительно Солнца и для произвольных (в допустимых пределах) начальных угловых скоростей. Расчеты вариантов выполнялись от момента начала гашения начальной угловой скорости (если Солнце находилось в поле зрения датчика) или от момента начала поискового вращения, совмещенного с гашением угловой скорости (если Солнце находилось вне поля зрения датчика), до момента завершения стабилизации на Солнце. Результаты статистического математического моделирования подтвердили возможность использования описанного фотоэлектрического солнечного датчика для обеспечения заданной солнечной ориентации КА.

Полунатурное моделирование, проведенное на аналого-цифровом моделирующем комплексе, с дискретизацией выходных сигналов датчика также подтвердило возможность его использования совместно с алгоритмом управления, описанным в [6].

Выводы

1. Разработана математическая модель фотоэлектрического датчика, позволяющая формировать его выходные сигналы в зависимости от положения Солнца относительно датчика.

2. Построен алгоритм восстановления положения Солнца относительно приборной системы координат датчика по его выходным сигналам.

3. При углах визирования Солнца, не превышающих 60°, восстановление положения Солнца осуществляется с нулевыми ошибками, при углах визирования больше 60° наличие ошибок не оказывает заметного влияния на построение требуемой ориентации КА относительно Солнца.

4. Проведенное статистическое и полунатурное моделирование подтверждает работоспособность алгоритмов управления угловым движением КА при использовании рассмотренного фотоэлектрического датчика, несмотря на значительные ошибки измерений.

Список литературы

1. *Черемухин Г. С.* Приборы ориентации на Солнце для космических аппаратов. М.: Воентехиниздат, 2004. 383 с.
2. *Федосеев В. И., Колосов М. П.* Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов. М.: Логос, 2007. 248 с.
3. *Аванесов Г. А., Никитин А. В., Форш А. А.* Оптический солнечный датчик // Известия вузов. Приборостроение, 2003, Т. 46, № 4. С. 70–73.
4. *Андреев В. М., Грилихес В. А., Румянцев В. Д.* Фотоэлектрическое преобразование концентрированного солнечного излучения. Л.: Наука, 1989. 310 с.
5. *Раушенбах Г.* Справочник по проектированию солнечных батарей. М.: Энергоатомиздат, 1983. 360 с.
6. *Жуков Б. И., Сазонов В. В., Сихарулидзе Ю. Г., Ярошевский В. С.* Управление угловым движением КА «Луна-Глоб» в режиме постоянной солнечной ориентации // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2018, № 238. 28 с. http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2018-238 (Дата обращения: 26.07.2019).
7. *Shuster M. D.* A Survey of Attitude Representation // The Journal of the Astronautical Sciences, 1993, vol. 41, No. 4. P. 439–517. http://www.malcolmdshuster.com/Pub_1993h_J_Repsurv_scan.pdf (Дата обращения: 26.07.2019).

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 86–92

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

УДК 629.7.018.77 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.86.92

Проблемные вопросы управления государственными испытаниями космических систем и комплексов и пути их решения

В. А. Ермолаев, *vladimirermolaev1987@yandex.ru*
ГИКЦ МО РФ им. Г. С. Титова, г. Краснознаменск, Московская обл., Российская Федерация
Д. А. Павлов, *gikc.npk.@gmail.com*
Командование космических войск, г. Москва, Российская Федерация
М. К. Бондарева, *д.т.н., доцент, mkbond@mail.ru*
ГИКЦ МО РФ им. Г. С. Титова, г. Краснознаменск, Московская обл., Российская Федерация
К. С. Иванов, *к.т.н., kir.s.ivanov@gmail.com*
ГИКЦ МО РФ им. Г. С. Титова, г. Краснознаменск, Московская обл., Российская Федерация

Аннотация. Проведен анализ системы управления государственными испытаниями космических систем и комплексов на базе исследований отечественного и зарубежного опыта поддержки принятия решений при управлении сложными организационно-техническими системами. Выявлены проблемные вопросы управления государственными испытаниями космических систем и комплексов, а также проблемные вопросы сбора и обработки информации о ходе и результатах их проведения. Для их нивелирования предложен научно-методический аппарат, позволяющий осуществлять управление государственными испытаниями в едином информационном пространстве, основанном на системе информации о ходе и результатах их проведения. Определено, что в целях повышения качества принимаемых решений в процессе государственных испытаний необходимо учитывать перспективную модель системы управления эксплуатацией технических средств наземного автоматизированного комплекса управления. Предложенные пути решения выявленных проблемных вопросов позволяют повысить: достоверность информации о ходе и результатах проведения государственных испытаний космических систем и комплексов; оперативность анализа информации, циркулирующей в контуре управления государственными испытаниями; оперативность и обоснованность принятия решений при управлении ими, что как следствие позволит повысить эффективность проведения государственных испытаний космических систем и комплексов.

Ключевые слова: государственные испытания, принятие решений, управление государственными испытаниями

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 86–92

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

Problematic Issues of Managing State Tests of Space Systems and Complexes and Ways of Their Solution

V. A. Ermolayev, *vladimirermolaev1987@yandex.ru*
Titov Main Test and Space Systems Control Centre, Krasnoznamensk, Moscow region, Russian Federation
D. A. Pavlov, *gikc.npk.@gmail.com*
Command of Space Forces, Moscow, Russian Federation
M. K. Bondareva, *Dr. Sci. (Engineering), associate professor, mkbond@mail.ru*
Titov Main Test and Space Systems Control Centre, Krasnoznamensk, Moscow region, Russian Federation
K. S. Ivanov, *Cand. Sci. (Engineering), kir.s.ivanov@gmail.com*
Titov Main Test and Space Systems Control Centre, Krasnoznamensk, Moscow region, Russian Federation

Abstract. An analysis of the management system of state testing of space systems and complexes based on studies of the domestic and foreign experiences in decision support in the management of complex organizational and technical systems is performed. Problematic issues of managing state testing of space systems and complexes, as well as issues of collecting and processing information concerning the testing procedure and results are identified. To mitigate the issues, a scientific and methodological apparatus is proposed, which allows management of state testing in a single consolidated information area. This area is based on a system of information about the procedure and the results of testing. It was determined that in order to improve the quality of the decisions made in the state testing process, it is necessary to account for a promising model of a system for the operations and management of the technical means of the ground-based automated control complex. The proposed solutions of the identified problematic issues will help to improve the reliability of information concerning the procedures and results of state tests of space systems and complexes, along with the efficiency of analyzing information circulating in the state testing management loop. In addition, the efficiency and validity of decision-making during management will be improved and it will result in an improved efficiency of state testing of space systems and complexes.

Keywords: state tests, decision making, management of state testing

Введение

В настоящее время космические системы и комплексы (КС и КК) широко используются для решения и обеспечения решения различных задач в космосе и из космоса. Спектр задач постоянно расширяется, причем как задач, связанных со всеми КС и КК в целом, так и задач каждой отдельной КС (КК).

Ярким практическим примером обеспечения решения задач военно-политического характера может служить использование КС и КК в проведении Воздушно-космическими силами Российской Федерации (ВКС РФ) «военной операции по стабилизации законной власти в стране и созданию условий для политического компромисса, а также уничтожению террористических формирований в Сирийской Арабской Республике» [1]. Целевое назначение КС и КК определяет основные особенности формирования облика их жизненного цикла, а типовой жизненный цикл планируемой к созданию КС или КК хотя и определен нормативными документами, может быть видоизменен. Непосредственное содержание стадий жизненного цикла определяется рядом факторов, таких как:

- степень заимствования составных частей из уже созданных КС и КК;
- степень использования во вновь создаваемых КС и КК инновационных подходов;
- особенности функционирования орбитального сегмента КС в космическом пространстве;
- спектр разнообразия целевой и обеспечивающей аппаратуры, установленной на борт космического аппарата (КА);
- техническая сложность целевой и обеспечивающей аппаратуры, установленной на борт КА, включая программно-алгоритмическое обеспечение функционирования;
- особенности структуры создаваемых КС и КК;
- требования к режимам функционирования составных частей и КС и КК в целом (автономность, непрерывность, надежность) [2].

Жизненный цикл КС и КК в общем виде представлен стадиями: замысла, разработки, производства, применения, поддержки применения, прекращения применения и списания. Каждая из этих стадий имеет собственные цели, задачи и результаты [3].

Постановка задачи

Заключительным этапом стадии разработки как образцов вооружения и военной техники (ВВТ), так и любых других изделий являются приемочные испытания, которые в зависимости от уровня проведения могут быть государственными (ГИ), межведомственными (МВИ), ведомственными или заводскими. Основные цели испытаний — подтверждение соответствия создаваемого образца требованиям тактико-технического задания на опытно-конструкторскую работу (ТТЗ на ОКР), техническим заданиям (ТЗ) на разработку ремонтной документации и для определения возможности принятия разработанного или отремонтированного изделия на вооружение и решения о постановке на производство [3]. Для вновь создаваемых КС и КК заключительным этапом стадии разработки являются ГИ, форма проведения которых — летные испытания (ЛИ).

Цели и задачи ЛИ, требования к ним, порядок их проведения, перечень, состав и назначение объектов испытаний, порядок и последовательность подтверждения требований ТТЗ (ТЗ), перечень программ и методик, которые должны быть выполнены в ходе ЛИ, порядок работы и состав привлекаемых к ЛИ средств, содержание отчетности о результатах отработки программ и методик испытаний и другие необходимые сведения включают в программу летных испытаний (ПЛИ), являющуюся основным документом, по которому проводят ЛИ. Объем и сложность проводимых в ходе выполнения программы летных испытаний определяется рядом описанных ранее факторов и на практике для различных систем и комплексов может кардинально различаться.

Очередность и содержание выполняемых программ и методик (ПМИ) в процессе ЛИ определяется:

- порядком выполнения работ с объектом испытаний, основанным на логике работы бортовой аппаратуры КА, логике работы составных частей КС (КК);

— порядком и необходимостью использования результатов выполнения предшествующих испытаний;
— порядком перехода к выполнению последующих испытаний;
— временными интервалами необходимыми для проведения отдельных испытаний и подготовки отчетов по их результатам и др.

Содержание и объем циркулирующей в контуре управления ГИ информации о ходе и результатах их проведения могут носить как избыточный, так и недостаточный характер, при этом в обоих случаях информация может иметь различный уровень достоверности, что оказывает существенное влияние на оперативность, обоснованность, актуальность и непротиворечивость принимаемых при управлении ГИ решений, что, в свою очередь, отражается на эффективности и качестве проведения ГИ КС и КК.

Необходимо учитывать, что каждый КК (КС) представляет собой сложную систему, в состав которой входит большое количество территориально распределенных составных частей, функционирующих в различных физических условиях, имеющих различные гарантийные сроки активного существования и находящихся на различных этапах функционирования (испытания, экспериментальная отработка, опытная эксплуатация, штатная эксплуатация). Однако научно-методический аппарат управления ГИ КС и КК, включая систему информации о ходе и результатах их проведения, недостаточно проработан и по ряду аспектов не соответствует повышенным требованиям, предъявляемым к эффективности ГИ перспективных КС и КК.

Решение задачи

Проведенный анализ показал, что существующая система информации о ходе и результатах проведения испытаний КС и КК в целом охватывает их проведение на всех стадиях жизненного цикла, однако не учитывает характерные особенности КС и КК различного назначения, что может существенно повлиять на процесс выполнения программ испытаний или привести к полному срыву их выполнения [2]. В свою очередь, принятие решений различной степени сложности при управлении проведением испытаний предстает нетривиальной задачей и требует высокого уровня осведомленности лица, принимающего решение (ЛПР) обо всех аспектах выполнения программ испытаний, а качество информации, представляемой ЛПР, должно соответствовать повышенному уровню требований к ее актуальности, достоверности и полноте.

Система ГИ как организационная система включает испытываемые объекты, испытательное оборудование и персонал испытательных организаций. Само понятие системы ГИ носит условный характер, а степень формализации ее структуры, порядка взаимодействия объектов системы ГИ и, самое главное, аспекты управления такой системой находятся на низком уровне. Научно-методический аппарат принятия решений при управлении ГИ и поддержки их принятия развит слабо и чаще всего опирается на неформализованные методы, то есть принятие управленческих решений не всегда будет отвечать повышенным требованиям к их эффективности и качеству [4, 5].

Проведение ГИ организуется заказчиком на испытательных полигонах, руководство ГИ осуществляет государственная комиссия. Для оперативного руководства испытаниями и отработкой ПЛИ КК и КС на орбите решением государственной комиссии назначается главная оперативная группа управления (ГОГУ), на которую возлагается контроль выполняемых работ, обеспечение взаимодействия организаций, участвующих в испытаниях, анализ результатов выполнения программ и методик испытаний, разработка и выдача рекомендаций по дальнейшему выполнению программ испытаний с учетом результатов анализа выполненных программ и технического состояния КК (КС) и его составных частей [6].

Таким образом, к основным проблемным вопросам управления ГИ КС (КК) следует отнести:

— проведение ГИ новых КС и КК без учета опыта ранее проведенных ГИ подобных КС и КК, за исключением личного опыта участников ГИ;
— проведение ГИ в условиях слаборазвитой информационной инфраструктуры в части взаимодействия участников ГИ, обмена между ними информацией о ходе и результатах испытаний, а также контроля реализации принятых управленческих решений [7];

— отсутствие формализованных алгоритмов принятия решений при управлении ГИ, учитывающих специфические особенности КС и КК как объекта испытаний;

— отсутствие формализованных алгоритмов сбора, обработки и анализа информации о ГИ и результатах их проведения.

К основным направлениям разрешения указанных проблемных вопросов следует отнести:

— разработку и внедрение электронных форм учета хода и результатов проведения ГИ перспективных КС и КК с учетом как персональных особенностей объектов испытаний (ОИ), так и особенностей ОИ как территориально распределенных сложных технических систем;

— повышение уровня автоматизации учета и экспресс-анализа опыта ранее проведенных ГИ;

— разработка алгоритмов сбора, обработки и анализа информации с учетом повышенных требований к ее актуальности, полноте, достаточности, достоверности и защите от несанкционированного доступа (для информации ограниченного распространения);

— разработка формализованных алгоритмов принятия решений при управлении ГИ, учитывающих как персональные особенности КС и КК, так и их особенности как территориально распределенных сложных технических систем [8, 9].

Исходя из вышеизложенного очевидно, что разрабатываемые для управления алгоритмы принятия решений и алгоритмы сбора и обработки информации, с одной стороны, должны учитывать, как можно большее количество особенностей каждого ОИ, но, с другой стороны, должны обладать достаточной гибкостью и не требовать существенной переработки для использования при проведении последующих испытаний.

На рис. 1 приведена схема процесса выбора альтернатив и принятия решений при управлении ГИ КС и КК. Схема может считаться в целом универсальной и достаточно полно описывающей процесс системного анализа и выбора альтернатив при управлении ГИ КС и КК [10], однако алгоритм работы, опирающийся на такую схему, будет иметь ряд особенностей.

Постановка задач испытаний и формулирование проблем будет осуществляться как глобально, для управления ГИ в целом, так и локально для принятия решений при непосредственном руководстве отработкой программ и методик, а также при анализе результатов их отработки и формировании отчетов об этих результатах. Элементы задач (проблем), то есть цель, альтернативы, затраты, модель и критерии, будут изменяться не только по мере формулирования задач (проблем), но и для уже сформулированных слабо- и неструктурируемых задач (проблем). Примером последнего может служить существенное изменение военно-политической обстановки или технического состояния составных частей КС и КК или в КС и КК в целом (проведение испытаний по сокращенным циклам, невозможность проведения отдельных видов испытаний и ГИ в целом, нецелесообразность продолжения испытаний и др.) [10].

Следует отметить, что по мере использования разрабатываемого формализованного алгоритма принятия решений при управлении ГИ и алгоритма сбора и обработки информации о ходе и результатах их проведения, осуществляющих накопление и учет формализованного опыта проведения ГИ, и со временем тип формулируемых проблем может снижаться со слабоструктурируемого до хорошо структурированного, с хорошо структурированного до стандартного и т. д.

Процесс выбора альтернатив и принятия решений при управлении ГИ КС КК может быть представлен широким спектром используемых методов, однако в настоящее время практически полностью основан на волевых методах и неформальных методах системного анализа, а разрабатываемый алгоритм принятия решения позволит формализовать процесс выработки решения в полном объеме для стандартных и хорошо структурированных, а также частично для слабо- и неструктурированных проблем.

Переходя к этапам организации выполнения принятых решений, координации работы по выполнению принятых решений, а также контроля выполнения и оценки результатов их выполнения, следует отметить, что разрабатываемые алгоритмы принятия решений при управлении ГИ, сбора и обработки информации о ходе и результатах их про-

Рис. 1. Схема процесса выбора альтернатив и принятия решений при управлении ГИ КС и КК

ведения позволят снизить нагрузку на лицо, принимающее решение (ЛПР) при оперативном управлении ГИ (руководитель ГОГУ) как в части организации и координации выполнения принятых решений, так и в части контроля выполнения и оценки их результатов за счет повышения уровня осведомленности самого ЛПР и подчиненного ему младшего руководящего состава (руководители оперативно-технических групп, руководители структурных подразделений, привлекаемых к ГИ, члены ГОГУ, руководитель и члены оперативно-технического руководства) о ходе и результатах выполнения принятых решений и этапов испытаний и ГИ в целом.

Заключение

В процессе исследований были определены основные проблемные вопросы управления ГИ, проблемные вопросы сбора и обработки информации

о ходе и результатах их проведения, предложены пути их решения, позволяющие повысить достоверность информации о ходе и результатах проведения ГИ КС и КК, оперативность ее анализа, оперативность и обоснованность принятия решений при управлении ГИ КС и КК, что, как следствие позволит повысить эффективность проведения ГИ КС и КК.

Разрабатываемый научно-методический аппарат дает возможность осуществлять управление ГИ в едином информационном пространстве, основанном на системе информации о ходе и результатах проведения испытаний КС и КК, что особенно актуально в условиях создания единой системы информации о техническом состоянии, испытаниях и ремонте КС и КК и входящих в их состав изделий.

Список литературы

1. Министр обороны Сергей Шойгу принял участие в работе Первой Межведомственной конференции по информационному взаимодействию. 19.11.2015. http://function.mil.ru/news_page/country/more.htm?id=12066295 (Дата обращения: 30.08.2019).
2. ГОСТ Р ИСО 9000–2015. Системы менеджмента качества. Основные положения и словарь. Введ. 28.09.2015. М.: Стандартинформ, 2015. 53 с.
3. *Александров Л. Н.*, *Круглов В. И.*, *Кузнецов А. Г. и др.* Теоретические основы испытаний и экспериментальная отработка сложных технических систем: Учеб. пособие. М.: Логос, 2003. 736 с.
4. *Бородакий Ю. В.* Развитие методологических основ построения информационно-управляющих систем военного назначения // Военная мысль, 2009, вып. 6. С. 33–42.
5. *Козлов В. Н.* Системный анализ, оптимизация и принятие решений: Учеб. пособие. М.: Проспект, 2017. 176 с.
6. *Ермолаев В. А.* Некоторые подходы к внедрению систем на базе искусственного интеллекта в систему анализа информации космических аппаратов: Сборник трудов VII Всероссийской конференции студентов, аспирантов и молодых ученых. 2013. Ч. 2
7. *Соловьев В. А.*, *Лысенко Л. Н.*, *Любинский В. Е.* Управление космическими полетами. В 2 ч. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009.
8. *Саакян А. П., Ермолаев В. А., Иванов К. С., Бондарева М. К.* Направления повышения качества функционирования системы управления эксплуатацией наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами с применением интеллектуальных технологий // Проблемы обороноспособности и безопасности: Сборник научных трудов / Федеральное государственное бюджетное учреждение «Экспертно-аналитический центр» Министерства образования и науки Российской Федерации (ФГБНУ «Аналитический центр«). М., 2015, вып. 14. С. 200–206.
9. *Саакян А. П., Ермолаев В. А.* Направления повышения качества выполнения задач управления орбитальной группировкой космических аппаратов на основе оценки загруженности средств управления // XLI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С. П. Королева и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, 24–37 января 2017 г.: Сборник тезисов / Российская академия наук, Государственная корпорация по космической деятельное «Роскосмос», комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космическо пространства, МГТУ им. Н. Э. Баумана. М., 2017. С. 238–239.
10. *Семенов С. С.*, *Воронов Е. М.*, *Полтавский А. В.*, *Крянев А. В.* Методы принятия решений в задачах оценки качества и технического уровня сложных технических систем / Под ред. д.т.н. проф. Е. Я. Рубиновича. М.: Ленанд, 2015. 520 с.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 93–100

ТВЕРДОТЕЛЬНАЯ ЭЛЕКТРОНИКА, РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ КОМПОНЕНТЫ, МИКРО- И НАНОЭЛЕКТРОНИКА, ПРИБОРЫ НА КВАНТОВЫХ ЭФФЕКТАХ

УДК 666.638, 629.7.083 DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.93.100

Перспективы создания пьезоактюаторов для систем измерения, контроля и управления объектов ракетно-космической техники и наземной космической инфраструктуры

С. И. Торгашин, *к.т.н., info@niifi.ru*
АО «Научно исследовательский институт физических измерений», Пенза, Российская Федерация
И. Н. Чебурахин, *info@niifi.ru*
АО «Научно исследовательский институт физических измерений», Пенза, Российская Федерация
В. Г. Андреев, *д.т.н., info@niifi.ru*
АО «Научно исследовательский институт физических измерений», Пенза, Российская Федерация
В. В. Кикот, *к.т.н., piezo@niifi.ru*
АО «Научно исследовательский институт физических измерений», Пенза, Российская Федерация
В. С. Волков, *к.т.н., info@niifi.ru*
АО «Научно исследовательский институт физических измерений», Пенза, Российская Федерация

Аннотация. Приводится анализ результатов исследований потенциальных технических возможностей и технологических резервов пьезокерамических материалов для изготовления макроволоконных актюаторов. Рассмотрены преимущества применения пьезоэлементов для создания актюаторов в составе систем управления объектов РКТ и НКИ. Рассмотрены конструкции, методы изготовления и технические характеристики пьезоактюаторов на основе макроволоконных компонентов. Сообщается, что сенсоры и актюаторы на основе ЦТС обладают рядом преимуществ: меньшей массой, большей гибкостью и эластичностью; широким диапазоном частот; низким акустическим импедансом; высокой чувствительностью, диэлектрической прочностью, механической и ударостойкостью, температурной стабильностью; возможностью изготовления сенсоров и актюаторов сложной формы с большой площадью поверхности; низкой себестоимостью. Приведен пример конструкции актюатора, изготовленного с использованием пьезопленок. Приведены способы изготовления пьезопленок путем резки пьезопластин, а также с использованием шликерного литья. Отмечено, что принципиальное отличие технологии шликерного литья заключается в том, что будущие пьезозаготовки собираются из «сырых» пьезокерамических пленок толщиной от 10 до 60 мкм, которые состоят из порошка материала и органических веществ (связка, растворитель, пластификатор, ПАВ), обеспечивающих пластичность. Приведены электрофизические параметры изготавливаемых пьезоэлементов, определяющие возможности производства пьезоэлементов, а также технические параметры перспективных конструкций пьезоактюаторов. Отмечено, что имеющийся научно-технический задел позволяет АО «НИИФИ» создавать конструктивно-технологические решения по разработке пьезоактюаторов.

Ключевые слова: актюатор, пьезоэлектрическая керамика, цирконат-титанат свинца, макроволоконный композит, шликерное литье

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ
2019, том 6, выпуск 3, с. 93–100

ТВЕРДОТЕЛЬНАЯ ЭЛЕКТРОНИКА, РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ КОМПОНЕНТЫ, МИКРО- И НАНОЭЛЕКТРОНИКА, ПРИБОРЫ НА КВАНТОВЫХ ЭФФЕКТАХ

Prospects for the Creation of Piezoactuators for Measurement and Control Systems of Rocket and Space Technology and Ground Space Infrastructure

S. I. Torgashin, *Cand. Sci. (Engineering), info@niifi.ru*
Joint-Stock Company "Research institute of physical measurements", Penza, Russian Federation
I. N. Cheburakhin, *info@niifi.ru*
Joint-Stock Company "Research institute of physical measurements", Penza, Russian Federation
V. G. Andreev, *Dr. Sci. (Engineering), info@niifi.ru*
Joint-Stock Company "Research institute of physical measurements", Penza, Russian Federation
V. V. Kikot, *Cand. Sci. (Engineering), piezo@niifi.ru*
Joint-Stock Company "Research institute of physical measurements", Penza, Russian Federation
V. S. Volkov, *Cand. Sci. (Engineering), info@niifi.ru*
Joint-Stock Company "Research institute of physical measurements", Penza, Russian Federation

Abstract. The paper gives an analysis of the research results of potential technical capabilities and technological reserves of piezoceramic materials for the manufacture of macrofiber actuators. The advantages of using piezoelements to create actuators within the systems of control of rocket and space equipment and ground space infrastructure are considered. The designs, manufacturing methods, and specifications of piezoactuators based on macrofiber components are studied. It is reported that CTS-based sensors and actuators have a number of advantages: less mass, more flexibility and elasticity; wide range of frequencies; low acoustic impedance; high sensitivity, dielectric strength, mechanical and shock resistance, temperature stability; ability to make sensors and actuators of a complex shape with a large surface area; and low cost. An example of the design of the actuator made using piezofilms is presented. The paper gives the methods of making piezofilms by cutting piezoplastics, as well as employing sly casting. It is noted that the fundamental difference of the technology of resurfacing casting is that future piezoworkpieces is collected from "raw" piezoceramic films from 10 to 60 μm thick, which consist of powder material and organic substances (bunch, solvent, plasticizer, and surfactants), providing plasticity. The electrophysical parameters of the manufactured piezocells are given, determining the possibilities of the production of piezonutrient, as well as the technical parameters of the prospective designs of the piezoactuators. It is noted that the existing scientific and technical backlog allows JSC "NIIFI" to create constructive and technological solutions for the development of piezoactuators.

Keywords: actuator, piezoelectric ceramics, lead zirconate-titanate, microfiber composite, slip casting

Использование изделий ракетно-космической техники (РКТ) и объектов наземной космической инфраструктуры (НКИ) в современных условиях определяет повышенные требования к надежности, в частности к обеспечению безотказности. Для обеспечения требуемых показателей безотказности необходимо выполнение двух условий: получение данных о техническом состоянии критически важных узлов и элементов изделий ракетно-космической техники в режиме реального времени и использование этих данных для восстановления и поддержания работоспособности изделий. Решение этих задач требует использования сенсорных компонентов и актюаторов, отвечающих современным требованиям к устройствам в составе информационно-измерительных и управляющих систем в ракетно-космической отрасли и отличающихся высокой надежностью, малой массой и габаритами, низким энергопотреблением, высокой чувствительностью и быстродействием.

Для изготовления датчиков, актюаторов, преобразователей в настоящее время используется пьезоэлектрическая керамика, основными материалами для которой служат сегнето- и антисегнетоэлектрики со структурой типа перовскита. Наиболее распространенная и часто применяемая пьезокерамика на основе цирконата-титаната свинца (ЦТС) является многокомпонентным составом, состоящим из нескольких поликристаллических и аморфных фаз, а также газонаполненных пор.

Сырьем для пьезокерамики являются оксиды свинца, титана, циркония, карбонаты бария, стронция. Эти вещества производятся в России на разных предприятиях и, как правило, поставляемые партии отличаются друг от друга по составу и физико-химическим свойствам, что не позволяет получать пьезоизделия с воспроизводимыми параметрами. Наряду с этим существует проблема технологической зависимости отечественной экономики от иностранных производителей пьезоматериалов и пьезокерамики, основные из которых находятся в Китае (70 %), США (15 %), Японии (10 %), при этом доля России в общем объеме составляет лишь 5 %. Важность развития и усовершенствования технологий создания номенклатуры отечественных пьезоматериалов и изделий на их основе, максимально удовлетворяющих требованиям производства пьезотехники и новых областей применения, неоспорима.

Из всех известных пьезоэлектриков наиболее подходящими считаются ферроэлектрические (цирконат-титанат свинца — ЦТС) и полярные (не ферроэлектрические) пьезоэлектрические материалы, такие как нитрид алюминия и оксид цинка.

Достоинствами ЦТС являются:

— большие значения диэлектрической проницаемости и пьезоэлектрических коэффициентов (продольного пьезомодуля и коэффициента поперечного электромеханического напряжения);
— высокие уровни коэффициентов электромеханической связи;
— высокая плотность мощности при большом КПД;
— совместимость с технологией комплементарного металлооксидного полупроводника (КМОП), что позволяет изготавливать более интегрированные многофункциональные преобразователи сигналов различных видов.

ЦТС является универсальным материалом, который обладает пьезоэлектрическими, пироэлектрическими, сегнетоэлектрическими и электрострикционными свойствами. ЦТС-пьезокерамика имеет пьезоэлектрические коэффициенты и коэффициент электромеханической связи на порядок больше по сравнению с неферроэлектрическими пьезоэлектрическими материалами, такими как нитрид алюминия и оксид цинка. Это позволяет использовать более низкие управляющие напряжения, достигая при этом высокой производительности ЦТС-устройств. Сенсоры и актюаторы на основе ЦТС обладают рядом преимуществ: меньшей массой, большей гибкостью и эластичностью; широким диапазоном частот; низким акустическим импедансом; высокой чувствительностью, диэлектрической прочностью, механической и ударостойкостью, температурной стабильностью; возможностью изготовления сенсоров и актюаторов сложной формы с большой площадью поверхности; низкой себестоимостью [1–5].

С применением изделий из ЦТС возможно реализовывать следующие функциональные возможности:

— преобразование измеряемой величины в пропорциональный электрический сигнал и обратное

преобразование электрического напряжения в перемещение или силу;

— одновременное измерение нескольких физических величин;

— подавление нежелательных резонансных колебаний, вибраций, шумов управляемым демпфированием;

— адаптацию к условиям эксплуатации;

— создание малогабаритных генераторов электрической энергии, электромеханических реле, переключателей и т. д., характеризующихся высоким быстродействием и малой инерционностью.

За рубежом США являются инициатором и лидером в области разработок, производства и применения пьезоустройств.

Исследовательским центром NASA (NASA Langley Research Center) совместно с компанией «Smart Material Corp» разработан новый тип пьезоактюатора на основе макроволоконного композита (МВК), обладающий относительно большой деформацией и развивающий значительную силу. Первоначально он применялся только как актюатор, но затем было замечено, что он обладает сенсорными свойствами на уровне обычных пьезоэлементов, причем вдобавок может инкорпорироваться в цепь датчика и использоваться для совместного управления структурой. Поэтому он был применен в качестве «умного» датчика, способного определять уровень вибрации, и при превышении ее порога обеспечивать виброкомпенсацию [6–8].

По сравнению с традиционными компонентами измерительных и управляющих систем МВК обладают следующими преимуществами:

— возможностью создания маломощных устройств с низким уровнем шума и широким динамическим диапазоном;

— возможностью использования для генерации электрической энергии в случае размещения на вибрирующем теле или поверхности с последующим использованием электроэнергии для питания беспроводных датчиков с низким энергопотреблением;

— обеспечением существенно большей плотности энергии, чем электростатические приводы;

— возможностью совершения значительного перемещения и полезной работы при малых размерах самой пьезоструктуры (до нескольких нанометров).

Типовые характеристики МВК-пьезоактюаторов зарубежного производства приведены в табл. 1 [1–9].

Таблица 1. Характеристики МВК-пьезоактюаторов производства компании Smart Materials Inc. (США)

Максимальная блокирующая сила, кН	От 1 до 28 в зависимости от ширины МВК
Максимальное напряжение питания, В	От −500 В до +1500 В
Максимальная рабочая частота, кГц	Актюаторы: 10 Датчики и генераторы: 3000
Типовая электрическая емкость, нФ	от 2 нФ до 200 нФ
Типовая толщина, мкм	300 мкм
Режимы работы МВК	Удлинение, изгиб, кручение

На сегодняшний день в США разработаны и внедрены системы непрерывного управления закрылками несущего винта вертолета при помощи МВК (Управление транспортных технологий исследовательской лаборатории армии США); гашения ударных вибраций нижнего киля истребителя F-16 с использованием пьезоэлектрических актюаторов на основе МВК (Технологический институт ВВС США) [4].

МВК содержит пару интегрированных электродов со встречно-штыревой структурой для осуществления поляризации и обеспечения активации внутренних слоев пьезокерамических волокон, изготовленных методом машинной обработки, заделанных в защитную матрицу из полимерного материала (рис. 1) [1–8]. Пьезокерамические волокна изготавливаются из монолитных пьезокерамических тонких пластин методом резки.

Основой для изготовления волокон является пьезокерамика системы ЦТС.

С помощью встречно-штыревой структуры электродов, которые располагаются на пьезокерамических волокнах и крепятся на каптоновой пленке (на рисунке пленка не показана), обеспечивается

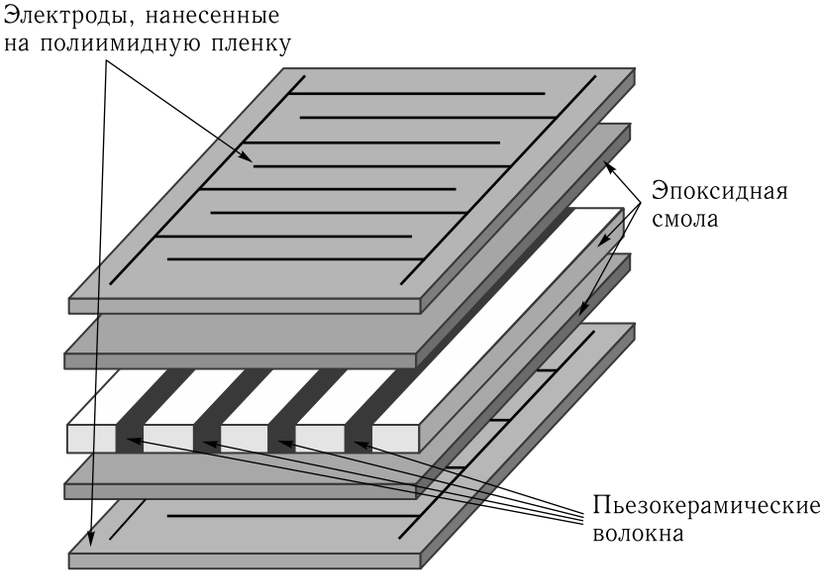

Рис. 1. Структура МВК

поляризация пьезокерамического материала, а также прикладывается управляющее электрическое поле по оси волокон. Структура металлических встречно-тыревых электродов изготавливается либо стандартным методом фоторезистивного травления, либо путем осаждения на полиимидной пленке и накладывается на пьезокерамическую структуру, формируя, таким образом, верхнюю и нижнюю защитные поверхности устройства.

В результате пьезокерамический пакет получается более гибким по сравнению с актюаторами, изготовленными из тонких сплошных пьезокерамических пластин. Это позволяет легко встраивать такие элементы в композитные структуры, используя обычную технологию производства композитов.

Процесс изготовления макроволоконных композитов включает в себя три основные фазы:

— формирование макроволоконного пьезокерамического пакета;
— вулканизацию под давлением;
— поляризацию.

Для изготовления макроволокон используется технология, аналогичная технологии резки пластин кремния. В серийном производстве МВК для резки пластин используются пилы с алмазной кромкой толщиной от 25 до 76 мкм.

В серийном производстве изготовление макроволокон осуществляется из тонких монолитных неполяризованных пластин ЦТС-пьезокерамики толщиной от 0,127 мм до 0,230 мм. Для облегчения операций с их переноской, установкой и позиционированием, а также обеспечения прецизионной нарезки макроволокон пьезокерамические пластины фиксируются на подложке из самоклеящейся полимерной пленки толщиной 0,0762 мм, которая закрепляется в пяльцах. Такие заготовки устанавливаются, разрезаются прецизионной пилой с водяным охлаждением и с компьютерным управлением [1–8].

Технология изготовления ЦТС-пластин, используемых в качестве заготовок для изготовления МВК, показана на рис. 2.

Дальнейшее совершенствование технологий изготовления пьезоактюаторов может быть осуществлено за счет применения пьезоэлектрических пленок, изготовленных методом шликерного литья [4].

Принципиальное отличие пленочной технологии заключается в том, что будущие пьезозаготовки собираются из «сырых» пьезокерамических пленок толщиной от 10 до 60 мкм, которые состоят из порошка материала и органических веществ (связка, растворитель, пластификатор, ПАВ), обеспечивающих пластичность.

В качестве материала для изготовления пьезопленок используется сегнетомягкая керамика марки ЦТС-46, основные характеристики которой представлены в табл. 2.

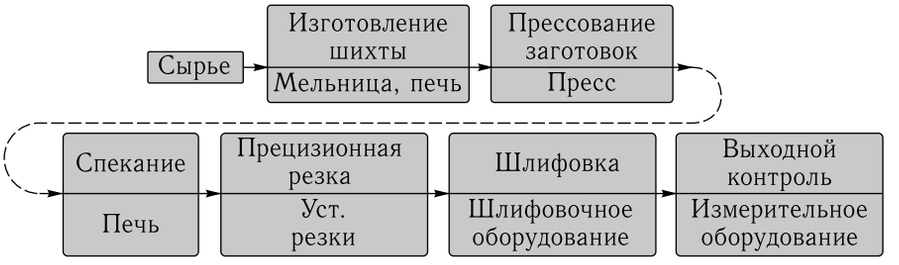

Рис. 2. Укрупненная структурная схема технологического процесса производства ЦТС-пластин

Таблица 2. Характеристики материала ЦТС-46

Характеристики	Единица измер.	Значение
Температура Кюри $T_к$	°C	260
Относительная д/э проницаемость $\varepsilon^{\text{т}}_{33}/\varepsilon_0$	—	2350
Тангенс угла д/э потерь $\operatorname{tg}\delta$ (при $E = 25$ кВ/м)	%	1,8
Коэффициент электромеханической связи k_p	—	0,6
Пьезомодуль d_{31}	10^{-12} Кл/Н	200
Пьезомодуль d_{33}	10^{-12} Кл/Н	500
Плотность ρ	10^3 кг/м^3	7,4

Таблица 3. Перечень технологических операций изготовления пьезопленок

№	Наименование операции	№	Наименование операции
1	Приготовление литьевого шликера	6	Утильный обжиг для выжига органики
2	Литье пьезокерамической пленки	7	Высокотемпературный обжиг
3	Сборка группового пакета	8	Нанесение контактной металлизации
4	Гидростатическое прессование	9	Поляризация
5	Рубка пакета	10	Измерение электрофизических параметров

Выбор данного материала в первую очередь обусловлен тем, что ЦТС-46 обладает низкой температурой спекания (950 °C). Данный фактор позволяет использовать в качестве внутренних электродов металлизационную пасту, содержащую серебро и палладий в соотношении 70/30 и обеспечивает одновременное проведение операций спекания керамики и вжигания металлизационной пасты.

Перечень технологических операций изготовления пьезоактюатора методом шликерного литья представлен в табл. 3.

Синтезированный материал системы ЦТС проходит операцию тонкого помола. Измельчение (увеличение удельной поверхности) порошка позволяет снизить температуру спекания пьезокерамики, а главное — обеспечивает устойчивость литьевого шликера к расслоению.

После помола и сушки контролируется размер частиц порошка. Из синтезированного пьезокерамического материала далее изготавливают предварительный и окончательный шликеры.

Литье пьезокерамической пленки происходит на автоматизированной машине. В ходе данной операции происходит литье пленки на майларовую ленту, с последующей предварительной сушкой.

Также в процессе литья пьезокерамической пленки автоматизированная машина проводит измерение толщины в продольном и поперечном сечениях пленки и в случае ее отклонения от заданного значения более 3 мкм сектор помечается и отбраковывается. Пластичная пленка «сырой» пьезокерамики на носителе наматывается на приемную бобину.

После литья приемную бобину с рулоном «сырой» пьезокерамической пленки устанавливают в машину для сборки группового пакета. После подпрессовки пленок «сырой» керамики паллеты перемещаются к блоку трафаретной печати. После

печати необходимо удалить растворитель из металлизационной пасты, для чего паллеты перемещаются в сушильный блок, где при температуре 70–80 °С из пасты удаляется растворитель.

После этого палеты опять попадают в блок подпрессовки, где наносится последующий слой керамики, и т. д. Данная технология позволяет производить сборку группового пакета в едином цикле, тем самым снижая вероятность попадания загрязнений между слоями и возникновения дефектов после спекания заготовок. Таким образом, для пьезопленок на палетах собирают подложки из слоев керамики общей толщиной 300 мкм. Далее на них последовательно наносится 2 пьезокерамических слоя с чередующимися слоями металлизации, образуя тем самым многослойную структуру на подложке.

Металлизация наносится со смещением по одной из осей относительно предыдущего и последующего слоя электродов, а на поверхность последнего слоя «сырой» керамики по краям группового пакета наносят технологические метки, по которым в дальнейшем пакет будет разрублен на отдельные заготовки.

После этого пластины в пакетах помещают в установку гидростатического прессования. Данная операция позволяет снизить вероятность возникновения микродефектов в многослойных структурах из-за неплотного прилегания слоев керамики на стадии сборки групповых пакетов. Далее производятся обжиг, нанесение контактной металлизации, поляризация пакета и измерение электрофизических параметров.

Полученные таким образом пьезактюаторы обладают меньшей толщиной по сравнению с МВК и актюаторами, полученными по технологии традиционной объемной пьезокерамики, а также меньшим управляющим напряжением порядка 100 В (у МВК минимальное управляющее напряжение составляет 500 В).

Наличие пьезопроизводства позволяет АО «НИИФИ» изготавливать пьезоэлементы системы ЦТС, ТНВ со следующими характеристиками:

— относительная диэлектрическая проницаемость, $\varepsilon_{33}^{\mathrm{T}}/\varepsilon_0$, — 100–3000;
— тангенс угла диэлектрических потерь $\mathrm{tg}\,\delta$, не более 0,08;
— пьезомодуль d_{33}, пКл/Н, 8–700;
— температура точки Кюри, °С, до 920;
— плотность, г/см^3, 7,5;
— механическая добротность, Q_m, 20–1500.

На основе ЦТС-пьезокерамики могут быть изготовлены пьезоактюаторы со следующими характеристиками:

— разрешение по перемещению, мкм, 0,001;
— скорость срабатывания, мс, 0,001;
— относительная деформация, %, 0,2;
— генерируемая сила, кН/см^2, 10;
— максимальная рабочая частота, кГц, 20.

Имеющийся научно-технический задел позволяет АО «НИИФИ» создавать конструктивно-технологические решения по разработке пьезоактюаторов с применением современных технологий, в том числе макроволоконных композитов и шликерного литья.

Список литературы

1. *Carazo A. V.* Revolutionary Innovations in Piezoelectric Actuators and Transformers at FACE Department of R&D Engineering, Face Electronics, LC 427 W. 35th Street, Norfolk, Virginia 23508, USA. JUN 2003.
2. *Mouhanned Brahim*. Modeling and Position Control of Piezoelectric Motors. Automatic. Université. Paris-Saclay, 2017. English. NNT : 2017SACLS296. Submitted on 22 Jan 2018.
3. *Uchino K*. Introduction to Piezoelectric Actuators and Transducers. International Center for Actuators and Transducers, Penn State University. University Park, PA 16802. JUN 2003.
4. Research Team of Prof. Mario Rosario Chiarelli — Dept. of Civil and Industrial Engineering, Aerospace Unit, University of Pisa, Italy, Dr. Aniello Cozzolino — Piaggio Aero Industries SPA, Italy, Dr. Jan Kunzmann — Smart Material GmbH, Germany, Dr. Luca Lanzi — iChrome Ltd.: “7th Framework Programme AERONAUTICS and AIR TRANSPORT — Feasibility of the integration of MFC into the primary structures of aircrafts and definition of control system requirements”, 22 October 2013.
5. *Wilkie W. K*. U.S. Army Research Laboratory, *Robert G. Bryant*, *James W. High*, *Robert L. Fox*, *Richard F. Hellbaum*, *Antony Jalink*, *Jr.*, *Bruce D. Little*,

and Paul H. Mirick — NASA Langley Research Center, Hampton, VA 23681-2199: “Low-Cost Piezocomposite Actuator for Structural Control Applications”, 2000.

6. *Sodano H.* Faculty of the Virginia Polytechnic Institute and State University: “Macro-Fiber Composites for Sensing, Actuation and Power Generation”, July 28, 2003.
7. *Werlink R.*, *Bryant R.* Langley Research Center, Hampton, Virginia; *Manos D.* College of William and Mary, Williamsburg, Virginia: “Macro Fiber Piezocomposite Actuator Poling Study”, NASA/TM-2002-211434.
8. *Williams R. B.* Graduate Research Assistant*, Gyuhae Park Research Assistant, Daniel J. Inman G.R. Goodson Professor and Director — Center for Intelligent Material Systems and Structures, Department of Mechanical Engineering, Virginia Polytechnic Institute and State University, W. Keats Wilkie — Research Scientist, Structural Dynamics Branch, NASA Langley Research Center: “An overview of composite actuators with piezoceramic fibers”.
9. *Бобцов А. А., Бойков В. И., Быстров С. В., Григорьев В. В.* Исполнительные устройства и системы для микроперемещений. СПБ ГУ ИТМО, 2011. 131 с.

Scientific and technical journal

ROCKET-SPACE DEVICE ENGINEERING AND INFORMATION SYSTEMS

Vol. 6. No. 3. 2019

Founder:
Joint Stock Company “Russian Space Systems”

Advisory Council

Chair:
Tyulin A.E., Dr. Sci. (Econ.), Cand. Sci. (Eng.), Corresponding Member of Russian Academy of Missile and Artillery Sciences, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Deputy Chairmen:
Erokhin G.A., Cand. Sci. (Eng.), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, International Academy of Astronautics, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Nesterov E.A., Cand. Sci. (Econ.), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation

Members of the Advisory Council:

Artemyev V.Yu., Joint Stock Company “Scientific and Production Association of Measurement Equipment”, Moscow, Russian Federation
Akhmedov D.Sh., Dr. Sci. (Eng.), Corresponding Member of National Engineering Academy of the Republic of Kazakhstan, SLLP “Institute of Space Systems and Technologies”, Almaty, Republic of Kazakhstan
Baturin Yu.M., Doctor of Law, Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, S.I. Vavilov Institute for the History of Science and Technology of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Blinov A.V., Cand. Sci. (Eng.), Corresponding Member of Russian Engineering Academy, Joint-Stock Company “Research institute of physical measurements”, Penza, Russian Federation
Gabitov I.R., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Prof., University of Arizona, the USA
Zhantayev Zh.Sh., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Academician of Kazakhstan National Academy of Natural Sciences, Joint-Stock Company “National Center of Space Research and Technology”, Almaty, Republic of Kazakhstan
Zhmur V.V., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russian Federation
Kolachevsky N.N., Dr. Sci. (Phys.-Math.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Kuleshov A.P., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, Russian Academy of Sciences, Skolkovo Institute of Science and Technology, Moscow, Russian Federation
Nosenko Yu.I., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company “Research Institute of Precision Instruments”, Moscow, Russian Federation
Perminov A.N., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Member of International Academy of Astronautics, Russian Engineering Academy, Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Pobedonostsev V.A., Dr. Sci. (Eng.), branch of Joint Stock Company “United Rocket and Space Corporation”–“Institute of Space Device Engineering”, Moscow, Russian Federation
Stupak G.G., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Chebotarev A.S., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Stock Company “Special research bureau of Moscow power engineering institute”, Moscow, Russian Federation
Chernyavsky G.M., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Chetyrkin A.N., branch of Joint Stock Company “United Rocket and Space Corporation”–“Institute of Space Device Engineering”, Moscow, Russian Federation

Editorial Board

Editor-in-Chief:
Romanov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician, International Academy of Astronautics, 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
Alybin V.G., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Belokonov I.V., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Samara National Research University, Samara, Russian Federation
Betanov V.V., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member of Russian Academy of Missile and Artillery Sciences, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Bugaev A.S., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Prof., Academician, Russian Academy of Sciences, Kotel’nikov Institute of Radio Engineering and Electronics of RAS, Moscow, Russian Federation
Vasilkov A.P., Ph. Doctor in Physics and Mathematics, Science Systems and Applications Inc., Maryland, the USA
Vatutin V.M., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Danilin N.S., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Academician of Russian and International Engineering Academies, Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Dvorkin V.V., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Zhodzishsky A.I., Dr. Sci. (Eng.), Academician of Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Zhukov A.A., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Kolachevsky N.N., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Lebedev Physical Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Kukushkin S.S., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Mikhaylov V.Yu., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Moscow Aviation Institution, Moscow, Russian Federation
Novikov D.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of RAS, Moscow, Russian Federation
Petrukovich A.A., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Prof., Corresponding Member, Russian Academy of Sciences, Space Research Institute of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation
Povalyayev A.A., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Pulinets S.A., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Rainer Sandau, Dr. Sci. (Eng.), Adjunct Professor, International Academy of Astronautics, Berlin, Germany
Rimskaya O.N., Cand. Sci. (Econ.), Assoc. Prof., Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Strelnikov S.V., Dr. Sci. (Eng.), Joint Stock Company “Scientific Production Association Orion”, Krasnoznamensk, Russian Federation
Sychev A.P., Cand. Sci. (Eng.), Joint Stock Company “Research Institute of Precision Instruments”, Moscow, Russian Federation
Tislenko V.I., Dr. Sci. (Eng.), Prof., Tomsk State University of Control Systems and Radioelectronics, Tomsk, Russian Federation
Tokarev A.S. (Executive Secretary), Joint Stock Company “Russian Space Systems”, Moscow, Russian Federation
Tuzikov A.V., Dr. Sci. (Phys.–Math.), Prof., Correspondent Member of the National Academy of Sciences of Belarus, The State Scientific Institution “The United Institute of Informatics Problems of the National Academy of Sciences of Belarus”, Minsk, Republic of Belarus

The publication frequency is four issues per year.
The journal is included into the Russian Science Citation Index.
The journal is included into the List of peer-reviewed scientific publications approved by the Higher Attestation Commission (VAK RF).
The opinions expressed by authors of the papers do not necessarily those of the editors.
ISSN 2409-0239
DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3
The subscription number of the journal in the united catalogue “The Russian Press” is 94086.

Joint Stock Company “Russian Space Systems”,
ul. Aviamotornaya 53, Moscow, 111250 Russia
Tel. +7 (495) 673-96-29
www.russianspacesystems.ru, www.spacedevice.ru
e-mail: journal@spacecorp.ru

© Joint Stock Company “Russian Space Systems”
© FIZMATLIT

Moscow
FIZMATLIT ®
2019

ISSN 2409-0239

ISSN 2409-0239

DOI 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3