НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ + ДЕРЖАВНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ Том 21 2(93) + 2015

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ ★ ЗАСНОВАНО В ЛЮТОМУ 1995 р. ★ ВИХОДИТЬ 6 РАЗІВ ЗА РІК ★ КИЇВ

3MICT

Космічне приладобудування

Дудник А. В., Курбатов Е. В., Тарасов В. А., Андрющенко Л. А., Зайцевский И. Л., Сильвестер Я., Бонкала Я., Ковалинский М. Детектор частиц фона солнечного рентгеновского фотометра ChemiX космической миссии «Интергелиозонд»: отработка модулей лабораторного прототипа

Корепанов В. Є., Лукенюк А. А., Проненко В. О., Дудкін Ф. Л., Марусенков А. А., Шендерук С. Г. Розробка комплексу апаратури для перспективних космічних досліджень

Тягур В. М., Лихолит Н. И. Трехзеркальный анастигматический квазиортоскопический объектив с внеосевым полем зрения

Дуванський А. В., Соснін М. Г., Хируненко Л. І. Радіоелектронні елементи з підвищеною стійкістю до впливу космічного випромінювання

Яценко В. О., Клименко Ю. О., Кочкодан О. О., Малетин Ю. А., Зелінський С. О. Моделювання та оптимізація комбінованих накопичувачів енергії з урахуванням надійності, впливу температури та радіаційного випромінювання

Динаміка та управління космічними апаратами

Луценко В. І., Попов Д. О., Лауш А. Г., Яценко В. О., Жаліло О. О., Діцький І. В., Безсонов Є. А. Визначення орієнтації, координат, взаємного положення та параметрів руху об'єктів у космосі з використанням ГНСС-технологій

CONTENTS

Space Devices Designing

- 3 Dudnik O. V., Kurbatov E. V., Tarasov V. O., Andryushenko L. A., Zajtsevsky I. L., Sylwester J., Bąkała J., Kowaliński M. Background particle detector for the solar X-ray photometer ChemiX of space mission "Interhelioprobe": An adjustment of breadboard model modules
- 15 Korepanov V. Ye., Lukeniuk A. A., Pronenko V. O., Dudkin F. L., Marusenkov A. A., Shenderuk S. G. Instrumentation development for perspective space researches
- 27 *Tiagur V. M., Lykholit N. I.* Three-mirror anastigmatic quasi-orthoscopic lens with the off-axis field of view
- **34** *Duvanskii A. V., Sosnin M. G., Khirunenko L. I.* Radioelectronic elements with increased resistance to the effect of space radiation
- 36 Yatsenko V. A., Klimenko Yu. A., Kochkodan O. O., Maletin Yu. A., Zelinskyi S. A. Modeling and optimization of hybrid energy storage devices based on reliability, temperature effect and space radiation

Spacecraft Dynamics and Control

40 Lutsenko V. I., Popov D. O., Laush A. G., Yatsenko V. O., Zhalilo O. O., Ditskiy I. V., Bessonov E. A. Determination of orientation, coordinates, relative position and movement parameters of objects in space with the GNSS technology ко А. Ю. Численное моделирование сверхзвукового обтекания клина с применением свободного открытого программного кода OpenFOAM

Тараненко В. Б., Лимаренко Р. А., Топольніков В. О., Яценко В. О., Мартиш Є. В., Меланченко О. Г. Створення інтелектуальної системи керування процесом стикування космічних апаратів на активних оптичних маркерах та її лабораторне макетування

Космічна геодинаміка та геоінформатика

Хода О. А. Центр анализа ГНСС-данных ГАО НАН Украины: результаты обработки наблюдений для GPS-недель 1400—1631

объектов по космическим снимкам

Космічне матеріалознавство

структурою твердіння в невагомості методами спрямованої кристалізації з накладенням вібраційного впливу

Ладиков-Роев Ю. П., Логинов А. А., Черемных О. К. Влияние вибраций на процесс кристаллизации в условиях космического эксперимента

Організаційні, освітні та правові аспекти космічної діяльності

Малишева Н. Р., Семеняка В. В., Стельмах О. С. Забезпечення міжнародно-правової охорони космічного простору від засмічення

Карвацкий А. Я., Пулинец И. В., Лазарев Т. В., Педчен- 47 Karvatskii A. Ya., Pulinets I. V., Lazarev T. B., Pedchenko A. Yu. Numerical modelling of supersonic flow around a wedge with the use of free open software code **OpenFOAM**

> 53 Taranenko V. B., Lymarenko R. A., Topolnikov V. A., Yatsenko V. A., Martysh E. V., Melanchenko O. G. Intellectual control system for spacecraft rendezvous and docking based on active optical markers and its laboratory prototyping

Space Geodynamics and Geoinformatics

- 56 Khoda O. A. GNSS data analysis centre of the Main Astronomical Observatory of the NAS of Ukraine: results of observation's processing for GPS weeks 1400-1631
- Ткаченко А. И. О координатной привязке наземных 65 Tkachenko A. I. On a geo-referencing of terrestrial objects using space snapshots

Space Material Science

- Демченко В. Ф., Федоров О. П. Особливості управління 73 Demchenko V. F., Fedorov O. P. Features of the control of solidification structure using directional crystallization with superimposed vibration exposure under weightlessness conditions
 - 81 Ladikov-Roev Yu. P., Loginov O. O., Cheremnykh O. K. Stability of crystallization front in prizmatical ampule under fast vibration

Organizational, Educational, and Legal Aspects of Space Activity

Malysheva N. R., Semenyaka V. V., Stelmakh O. S. Interna-86 tional legal protection of outer space from debris

Наші автори

89 Our authors

Журнал «Космічна наука і технологія» включено до переліку наукових фахових видань України, в яких можуть публікуватися результати дисертаційних робіт на здобуття наукових ступенів доктора і кандидата фізико-математичних та технічних наук

У підготовці видання взяло участь Українське регіональне відділення Міжнародної академії астронавтики

Відповідальний секретар редакції

О.В. КЛИМЕНКО

Адреса редакції: 01030, Київ-30, вул. Володимирська, 54, тел./факс (044) 526-47-63, ел. пошта: reda@mao.kiev.ua

Свідоцтво про реєстрацію КВ № 1232 від 2 лютого 1995 р.

Підписано до друку 16.06.15. Формат 84×108/16. Папір крейдований. Гарн. Ньютон. Друк офс. Ум. друк. арк. 9,66. Обл.-вид. арк. 10,14. Тираж 95 прим. Зам. № 4253.

Оригінал-макет виготовлено та тираж видруковано Видавничим домом «Академперіодика» НАН України, 01004, Київ, вул. Терещенківська, 4

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру суб'єктів видавничої справи серії ДК № 544 від 27.07.2001 р.

УДК 520.6.05+520.662+53.084

А. В. Дудник¹, Е. В. Курбатов¹, В. А. Тарасов², Л. А. Андрющенко², И. Л. Зайцевский³, Я. Сильвестер⁴, Я. Бонкала⁴, М. Ковалинский⁴

¹ Радиоастрономический институт Национальной академии наук Украины, Харьков

² Институт сцинтилляционных материалов Национальной академии наук Украины, Харьков

³Институт проблем безопасности атомных электростанций Национальной академии наук Украины, Киев

⁴ Центр космических исследований Польской академии наук, Вроцлав, Польша

ДЕТЕКТОР ЧАСТИЦ ФОНА СОЛНЕЧНОГО РЕНТГЕНОВСКОГО ФОТОМЕТРА СНЕМІХ КОСМИЧЕСКОЙ МИССИИ «ИНТЕРГЕЛИОЗОНД»: ОТРАБОТКА МОДУЛЕЙ ЛАБОРАТОРНОГО ПРОТОТИПА

Представлены результаты изготовления, настройки и измерения параметров лабораторных образцов модулей аналоговой обработки сигналов и вторичного питания детектора частиц фона польско-украинского рентгеновского спектрофотометра ChemiX межпланетной миссии «Интергелиозонд». Описаны разработанные, изготовленные и опробованные лабораторные стенды для управления параметрами аналогового модуля и для исследования характеристик малогабаритных органических и неорганических сцинтилляционных детекторов. Представлена и описана функциональная схема прототипа модуля цифровой обработки сигналов и формирования информационных данных на основе ПЛИС ProASIC3E M1A3PE1500; представлены результаты моделирования тестового проекта прототипа цифрового модуля ДЧФ с помощью программного симулятора ModelISim Microsemi ME 10.2 с.

Ключевые слова: спутниковый прибор, детектор заряженных частиц, сцинтиллятор. спектрометр, рентгеновский фотометр, ПЛИС, программное обеспечение, методика настройки.

введение

Исследования солнечно-земных связей с поверхности Земли и на околоземных орбитах [4, 6, 17] в недалеком будущем обогатятся космическими миссиями, особенностью которых является изучение Солнца с близких расстояний. Примерами подобных проектов являются «Solar Orbiter» (EKA), «Solar Probe Plus» (НАСА, США), «Solar Polar Orbit Radio Telescope» (Китай), «Solar-C» (JAXA, Япония) [23]. Полезная нагрузка еще одной межпланетной миссии — «Интергелиозонд» [5, 16, 24] со сложной орбитой, пересекающей плоскость эклиптики под поступательно увеличивающимися углами (примерно до 31°), будет

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

включать в себя аппаратуру для изучения электромагнитных и корпускулярных излучений Солнца с большим временным, пространственным и энергетическим разрешением. Рентгеновский фотометр ChemiX (Chemical composition in X-rays) полезной нагрузки этой миссии предназначен для регистрации микро- и нановспышек, определения химического состава корональной плазмы над яркими точками, вспышечными и активными областями хромосферы, корональными дырами; для исследования вариаций солнечной активности с высоким временным разрешением в диапазоне энергий $\Delta E = 0.5...1.5$ кэВ [8, 20—22].

Спектрофотометр ChemiX, общий вид которого представлен на рис. 1, включает в себя детектор частиц фона (ДЧФ), задачами которого явля-

[©] А. В. ДУДНИК, Е. В. КУРБАТОВ, В. А. ТАРАСОВ,

Л. А. АНДРЮЩЕНКО, И. Л. ЗАЙЦЕВСКИЙ,

Я. СИЛЬВЕСТЕР, Я. БОНКАЛА, М. КОВАЛИНСКИЙ, 2015



Рис. 1. Общий вид рентгеновского спектрофотометра СhemiX космического проекта «Интергелиозонд»



Рис. 2. Фрагмент печатной платы аналоговой обработки сигналов с установленными компонентами. Показаны верхняя (вверху) и нижняя (внизу) стороны платы.

ются: а) мониторинг радиационной обстановки по пути следования космических аппаратов; б) выработка электрических сигналов предупреждения потенциальной опасности радиационного повреждения чувствительных полупроводниковых сенсоров фотометра; в) изучение временной динамики потоков заряженных частиц, ускоренных во время хромосферных вспышек и на фронтах межпланетных корональных выбросов массы [13]. ДЧФ в составе польско-украинского прибора ChemiX разрабатывается согласно долгосрочному Договору о научно-техническом сотрудничестве между Радиоастрономическим институтом НАН Украины и Центром космических исследований Польской академии наук. В ходе текущей разработки детектора частиц фона авторы использовали подходы и технические решения, примененные при создании лабораторного образца компактного спутникового прибора SIDRA (The Satellite Instrument for Determination of Radiation Environment) [1–3, 9-12, 14–15, 18–19].

Целью настоящей работы является представление текущего состояния отработки концепции построения и настройки механических модулей, плат аналоговой обработки сигналов, источника вторичного питания, выбора базового элемента модуля цифровой обработки сигналов и формирования информационных массивов детектора частиц фона рентгеновского спектрофотометра ChemiX.

МОДУЛЬ АНАЛОГОВОЙ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ

Построение концепции модуля ДЧФ прибора ChemiX включает в себя разработку принципиальных электрических схем каналов обработки аналоговых сигналов, поступающих от телескопического модуля детекторов высокоэнергетических заряженных частиц. В телескопическом модуле используются два последовательно расположенных многоэлементных блока детектирования на основе высокоомных кремниевых PIN-детекторов. Спектрометрические каналы высокоомных кремниевых PIN-детекторов функционально не отличаются друг от друга и состоят из а) зарядово-чувствительного предварительного усилителя (ЗЧПУ), предназначенного для преобразования поглощенной энергии в импульс напряжения, амплитуда которого пропорциональна величине поглощенной энергии, б) формирователя, предназначенного для формирования спектрометрического импульса на основе выходного импульса ЗЧПУ, в) масштабирующего усилителя; предназначенного для ре-



Рис. 3. Цельнофрезерованный корпус платы аналоговой обработки сигналов

гулирования коэффициента усиления спектрометрического тракта в соответствии с выбором регистрируемых сортов частиц с помощью подачи телеметрических функциональных команд, г) устройства выборки и хранения с аналого-цифровым преобразователем (АЦП), который преобразует сформированный импульс в цифровой код, пригодный для обработки модулем цифровой обработки.

Нижним в телескопическом модуле является блок сцинтилляционного детектора с многоэлементным счетчиком оптических фотонов, MPPC (Multi Pixel Photon Counter). Канал преобразования сигналов от сцинтилляционного детектора построен по функционально более простой схеме, чем каналы двух кремниевых блоков детектирования, описанные выше.

Лабораторный образец платы преобразования аналоговых сигналов выполнен с использованием SMT-технологии сборки на дискретных радиокомпонентах размером 1.6 × 0.8 мм (дюймовый типоразмер 0603) и на микросхемах в корпусах SOIC и MSSOP, что позволило минимизировать размер печатной платы. Компоновка и монтаж выполнены с соблюдением требований государственных стандартов по размещению радиокомпонентов и параметрам температурных режимов пайки (рис. 2). Визуальный контроль соединений и электрический контроль цепей, сравнение токов потребления по каждой шине питания с рассчитанными величинами, исходя из паспортов каждого активного элемента, подтвердили готовность модуля к тестовым измерениям в составе лабораторного образца прибора в целом. Измеренный ток потребления по шине

питания «+5В» $I_{+}^{\text{ам}} = 221$ мА, по шине питания «-5В» — $I_{-}^{\text{ам}} = 156$ мА.

Конструктивно аналоговый модуль представляет собой облегченный фрезерованный, покрытый никелем корпус из сплава марки Д16А ГОСТ17232-99 весом 180 г (рис. 3), внутри которого размещена печатная плата аналоговой обработки сигналов. Габаритный размер корпуса определяется внешним размером печатной платы и необходимостью создания дополнительного свободного пространства за габаритами платы для размещения жгута кабелей, с помощью которых выполнены электрические соединения между модулями. Внутри корпуса предусмотрены выступы с резьбовыми отверстиями для крепления печатной платы. На боковых стенках корпуса предусмотрены механические интерфейсные соединения между корпусами модулей прибора ДЧФ.

Разработана методика проверки работоспособности функциональных узлов платы аналоговой обработки сигналов до узла оцифровки сформированных спектрометрических аналоговых сигналов, на основании которой было проведено тестирование и определение основных технических характеристик платы.

Измерения показали, что потребляемая мощность модуля составляет $P_{a_{M}} = 1.85$ Вт. ЗЧПУ имеет следующие характеристики: длительность фронта — $\tau_{\phi} = 25$ нс; чувствительность по энергии — $\eta_1 = 88$ мВ/МэВ (1-й Si-детектор) и $\eta_2 =$ = 22 мВ/МэВ (2-й Si-детектор). Усилитель-формирователь имеет следующие характеристики: длительность импульса на уровне 10 % от максимальной амплитуды — $\tau_{0,1}^{\mu} = 2$ мкс, динамичес-



Рис. 4. Интерфейсные окна логического анализатора и программы управления цифровыми потенциометрами платы аналоговой обработки сигналов

кий диапазон выходного сигнала формирователя импульсов — $U_{\phi} = 0...3.7$ В; темп счета до f == 200 кГц. С помощью масштабирующего усилителя имеется возможность изменять коэффициент усиления от 1 до 35. Линейный диапазон входных напряжений пикового детектора находится в пределах от $U_{ng} = 0.025...3.6$ В; максимальное время удержания амплитуды спектрометрического импульса — $t_{ng}^{ya} = 2.5$ мкс; спад сигнала происходит со скоростью $\Delta U / \Delta t = 4.7$ мВ/мкс. Коэффициенты передачи и формирователя, и пикового детектора составляют $K_{y\phi}^{y} = K_{ng}^{y} = 1$.

СТЕНД ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ПАРАМЕТРАМИ АНАЛОГОВОГО МОДУЛЯ

Для дистанционного управления регулируемыми параметрами аналогового модуля разработан и опробован лабораторный стенд управления параметрами аналогового модуля на базе цифровой платы ввода/вывода ЛА48Д PCI, специально изготовленного сигнального кабеля, который соединяет аналоговую плату модуля ДЧФ и порт *А* платы ЛА48Д PCI, и программного продукта, который позволяет управлять платой под операционной системой Windows. Цифровая плата ЛА48Д PCI предназначена для работы в составе персонального компьютера и соединяется с ним с помощью интерфейса PCI, имеет 48 линий ввода/вывода сигналов и совместима с ТТЛуровнями логических сигналов. Плата имеет два разъема типа DHR по 26 контактов каждый, на которые выведены по три двунаправленных 8-битных порта.

Изготовленный стенд позволяет изменять коэффициент передачи масштабирующего усилителя аналогового модуля и управлять уровнем срабатывания компараторов устройств выборки и хранения аналоговых сигналов. Выбор коэффициента усиления определяет сорт регистрируемых частиц, а установка уровня компаратора определяет нижнюю границу энергии регистрации для выбранного сорта частицы. Программа разработана на языке программирования С++ и представляет собой консольное приложение с последовательным вводом необходимых параметров аналоговой платы. Изменение коэффициентов усиления и порогов компараторов пиковых детекторов аналогового модуля обеспечивается цифровыми потенциометрами, которые управляются платой ЛА48Д PCI по SPIинтерфейсу.

Тестирование работы стенда проводилось с помощью логического анализатора с расширенными возможностями LogicU-Plus разработки

инженерной группы 6-LAB, который подключается к персональному компьютеру с помощью интерфейса USB и имеет свое программное обеспечение. В интерфейсном окне программы логического анализатора на вкладке «Настройка» устанавливаются параметры SPI-протокола, который реализует плата ЛА48Д РСІ. После сохранения настроек в главном окне программы устанавливается частота опроса линий и запускается симуляция. Результат проверки работоспособности лабораторного стенда ввода/вывода с помощью логического анализатора LogicU-Plus показан на рис. 4. В данном примере показано, что к цифровому потенциометру аналоговой платы под номером 1 (CS 0) с адресом 0 (1-й из двух) было отправлено значение 112. С помощью программы Seleae Logic 1.1.15 были считаны данные с логического анализатора по SPI-интерфейсу. Расшифровка информационного пакета по лини SDI дала значение 112, что соответствует переданной информации.

МОДУЛЬ ВТОРИЧНОГО ПИТАНИЯ

Каждый из двух полукомплектов платы вторичного питания, работающих по принципу «холодного резервирования» состоит из пяти независимых каналов, генерирующих напряжения питания для: а) модуля аналоговой обработки сигналов; б) модуля цифровой обработки данных; в) кремниевых PIN-детекторов заряженных частиц высоких энергий прямой регистрации и полупроводникового фотоэлектронного умножителя, чувствительного к слабым вспышкам люминесценции сцинтиллятора детекторной головки прибора. В разработанной принципиальной электрической схеме предусмотрены индуктивно-емкостные и емкостные фильтры в первичных и вторичных цепях питания каналов $U_{\text{вых}}^{\text{ан}} = \pm 5$ В и $U_{\text{вых}}^{\text{ц}} = +5$ В. DC-DC-конвертеры обеспечивают гальваническую развязку между первичными и вторичными цепями, что значительно повышает защищенность каналов питания аналогового и цифрового модулей от помех и возможных перепадов напряжения бортовой системы питания.

На рис. 5 показана плата вторичного питания до установки радиокомпонентов и после мон-



Рис. 5. Плата вторичного питания до установки радиокомпонентов (вверху) и после монтажа DC-DC конвертеров, разъемов, микросхем и SMD-компонентов (внизу)

тажа всех элементов. Для облегчения теплового режима работы DC-DC-конвертеров при отсутствии конвективного теплообмена в условиях космоса используются «тепловые мостики», отводящие выделяемое при работе конвертеров тепло на корпус блока питания. Тепловые контакты обеспечиваются применением консистентной теплопроводящей пасты. В плате предусмотрены монтажные отверстия для фиксации «тепловых мостиков». Дополнительно выполнены отверстия для механического крепления сигнальных кабелей.

С целью контроля основных электрических параметров платы питания разработана методика ее проверки для двух режимов эксплуатации: а) без подключенной нагрузки к выходным цепям вторичного питания, т. е. в режиме «холостого хода»; б) в режиме максимальной нагрузки цепей питания. Методика предусматривает проверку отработки таких основных функциональных команд, как включение и выключение платы, последовательное подключение нагрузки к одному из двух полукомплектов, отработка ко-



Рис. 6. Облегченный корпус (вверху) и вариант установки платы вторичного питания в корпусе с «тепловыми мостиками» (внизу)

манд проверки уровней первичного и вторичных напряжений с выводом информации в телеметрическую сеть. Кроме того, разработанная методика описывает порядок действий при проверке значений вторичных напряжений, генерируемых платой питания. В табл. 1 и 2 представлены измеренные значения токов потребления при разных значениях напряжения бортовой сети и выходных напряжений одного из двух полукомплектов платы вторичного питания при номинальном значении первичного питания $U_{\rm вx} =$ = 27 В.

Для крепления платы вторичного питания изготовлен облегченный цельнофрезерованный корпус массой 160 г согласно разработанной рабочей конструкторской документации. Внутри корпуса предусмотрены выступы с резьбовыми отверстиями для крепления печатной платы. На боковых стенках корпуса предусмотрены механические интерфейсные соединения между корпусами модулей. С наружной стороны боковых стенок имеются продолжения нижней плоскости корпуса (по два с каждой стороны) с отверстиями для крепления модуля ДЧФ к боковой стенке прибора ChemiX.

На рис. 6 показаны изготовленный корпус (вверху) и вариант установки «тепловых мостиков» на поверхности DC-DC-конвертеров платы вторичного питания, закрепленной внутри облегченного корпуса (вверху). Значительная часть веса (513 г) собранного блока вторичного питания обусловлена суммарной массой DC-DC-конвертеров и «тепловых мостиков».

Таблица 1. Токи потребления платы вторичного питания (I_0 — при отсутствии нагрузки, $I_{\rm H}$ — при подключенной нагрузке) при разных значениях напряжения $U_{\rm ax}$ бортовой сети

| $U_{\rm bx}, {\rm B}$ | <i>I</i> ₀ , A | $I_{_{\rm H}}, {\rm A}$ | <i>I</i> ₀ , A | $I_{_{\rm H}}, { m A}$ |
|-----------------------|---------------------------|-------------------------|---------------------------|------------------------|
| | Полукомплект 1 | | Полукомплект 2 | |
| 23 | 0.060 | 0.355 | 0.058 | 0.348 |
| 27 | 0.050 | 0.298 | 0.052 | 0.295 |
| 34 | 0.045 | 0.239 | 0.045 | 0.237 |

Таблица 2. Выходные напряжения 1-го полукомплекта платы питания ($U_{\text{вых}}$ — номинальное значение, $U_{\text{вых}}^0$ — при отсутствии нагрузки, $U_{\text{вых}}^{\text{н}}$ — при подключенной нагрузке) при номинальном значении первичного питания $U_{\text{вх}} = 27$ В

| $U_{\rm bbix},{\rm B}$ | Назначение | $U^0_{\scriptscriptstyle m Bbix},$ B | $U_{\rm bmin}^{\rm h},$ B |
|------------------------|--|---------------------------------------|---------------------------|
| +35 | Напряжение смещения для 1-го Si-детектора | +35.53 | +35.44 |
| +200 | Напряжение смещения для 2-го Si-детектора | +199.8 | +197.1 |
| +71 | Напряжение смещения для Si-фотоумножителя | +71.2 | +70.8 |
| +5 | Питание платы цифровой обработки сигналов | +4.98 | +4.87 |
| +5 | Питание платы аналоговой обработки сигналов | +5.01 | +4.97 |
| -5 | Питание платы аналоговой обработки сигналов | -4.98 | -4.95 |

ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОГАБАРИТНЫХ СЦИНТИЛЛЯЦИОННЫХ ДЕТЕКТОРОВ

Предпосылки разработки и изготовления лабораторного стенда. В качестве нижнего детектора антисовпадений в телескопической системе детекторной головки использован органический сцинтиллятор из монокристаллического паратерфенила, сочлененный с кремниевым фотоэлектронным умножителем (ФЭУ). Особенностью детектора является то, что светособирающий световод выполнен в виде цельного нераздельного блока на базе одного и того же монокристалла сцинтиллятора (рис. 7). Это исключает потери света не только на границе сцинтиллятор — световод, но и в самом световоде, который является тем же сцинтиллятором. Эффективность регистрации оптических фотонов кремниевыми ФЭУ зависит от длины волны фотонов и превышают 50-60 % в диапазоне длин волн 350-500 нм спектра излучения паратерфенила, что исключает необходимость применения сместителя спектра.

Для повышения эффективности светособирания вся поверхность сцинтиллятора, за исключением выходного окна, покрыта светоотражающим диффузным отражателем Tetratex, имеющим коэффициент отражения $\rho = 95 \%$. Такой значительный коэффициент отражения позволяет реализовать высокие сцинтилляционные характеристики детекторов на основе кристаллов активированного паратерфенила.

Кремниевые ФЭУ, работающие в режиме ограниченного гейгеровского разряда, имеют большие внутренние коэффициенты усиления $K_y^{\text{Si-PM}} = 10^4 \dots 10^7$ (в зависимости от числа пикселей и технологии изготовления фотоприемни-ка). Коэффициент усиления ФЭУ является функцией перенапряжения U_{av} , определяемого как:

$$U_{ov} = U_{bias} - U_{bd} , \qquad (1)$$

где U_{bias} — напряжение обратного смещения ФЭУ, U_{bd} — напряжение пробоя кремниевого ФЭУ. В свою очередь, величина U_{bd} зависит от температуры. В частности, для кремниевого ФЭУ серии S10931 фирмы "Нататаtsu Photonics" температурный коэффициент напряжения



Рис. 7. Схематическое изображение малогабаритного детектора на основе монокристалла активированного паратерфенила: 1 — сцинтиллятор, 2 — светособирающий световод, 3 — оптическая связь, 4 — кремниевый ФЭУ, 5 — светоотражающее покрытие

пробоя составляет $\Delta U / \Delta T = 56$ мВ/К согласно данным производителя.

Для проверки работоспособности сцинтилляционного детектора, изображенного на рис. 7, и определения степени смещения пика от моноэнергетической линии ²⁴¹Am $E_{\mu} = 59.5$ кэВ по каналам спектрометрического АЦП в зависимости от температуры был поставлен эксперимент с использованием холодильной камеры. В качестве фотоприемника применялся кремниевый ФЭУ S10931-100Р с количеством пикселей 900 и размерами каждого пикселя 100 × 100 мкм. Геометрический размер чувствительной области фотоприемника — 3 × 3 мм, при этом чувствительность к свету — 78.5 % площади (fill factor). Измерение сцинтилляционных характеристик проводилось при одном и том же значении напряжения обратного смещения $U_{bias} = 68.5$ В.

На рис. 8 показано смещение пика энергетической линии $E_{\gamma} = 59.5$ кэВ в каналах АЦП и шумов фотоприемника $U_{\rm m}$ в зависимости от температуры. Видно, что коэффициент усиления MPPC \$10931-100Р $K_{y}^{\rm Si-PM}$ падает более чем в пять раз при увеличении температуры от -24 до -7 °C, что обусловлено увеличением значения с повышением температуры, и как следствие уменьшением перенапряжения U_{av} . В частности,



Рис. 8. Зависимость положения пика энергетической линии $E_{\gamma} = 59.5$ кэВ в каналах АЦП и шумов фотоприемника $U_{\rm m}$ от температуры при напряжении обратного смещения $U_{bias} = 68.5$ В. (Радиоактивный источник ²⁴¹Am, фотоприемник S10931-100P «Натать Photonics»)



Рис. 9. Конструкционный вид компактного настольного стенда для исследования режимов работы малогабаритных органических сцинтилляционных детекторов

для МРРС S10931-100Р экспериментальным путем была найдена следующая зависимость U_{bd} от температуры [7]:

$$U_{bd} = 0.05767T + 67.8631$$
 [B], (2)
где T — температура в °С.

Конструкция и технические характеристики компактного стенда для исследования режимов работы сцинтилляционных детекторов. С целью исследования и оптимизации режимов работы блока органического сцинтиллятора детекторной головки модуля ДЧФ спроектирован, изготовлен и опробован компактный настольный стенд, состоящий из верхнего герметичного и нижнего негерметичного отсеков (рис. 9). В соответствии с разработанной эскизной конструкторской документацией изготовлены механические детали и узлы стенда и печатные платы: а) управления термоэлектрическим модулем (ТЭМ), б) вторичного ФЭУ — МРРС.

В герметическом откачиваемом отсеке размещается двухкаскадный ТЭМ, исследуемые сменные сцинтилляторы и кремниевые фотоприемники с различными размерами и количеством пикселей для исследования спектрометрических и шумовых характеристик. Остаточное давление воздуха контролируется мембранным манометром. В негерметическом отсеке расположены три электронные печатные платы, перечисленные выше, и герморазъем для вывода сигналов фотоприемника и термодатчика, а также подачи питания на ТЭМ. На внешней стороне корпуса нижнего отсека установлен разъем класса D-sub для выходных сигналов стенда, подачи сигналов управления и напряжений питания.

Тестовые испытания изготовленного компактного стенда позволили получить его следующие основные технические характеристики: а) габаритные размеры: высота — 210 мм, диаметр — 95 мм; б) вес — 1100 г; в) максимальное энергопотребление не превышает 2.9 Вт при максимальной разнице между задаваемой на сцинтилляторе и комнатной температурами; г) минимальное давление в герметичном отсеке — 8 кПа (0.08 атм); д) посадочное место предусмотрено для исследуемого сцинтиллятора с размерами, не превышающими $15 \times 15 \times 30$ мм; е) среднее время установления температурного режима — до 5 мин; ж) максимальное время установления температурного режима при использовании сцинтилляторов больших размеров, и для максимальной разницы между задаваемой и комнатной температурами — 30 мин; з) мощность ТЭМ — 0.95 Вт; и) максимально возможная разница между задаваемой стабилизированной на сцинтилляторе и комнатной температурами: –30 °С и +90 °С; к) точность установления температуры стабилизации — ±1°С.

СТРУКТУРА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПРОТОТИПА МОДУЛЯ ЦИФРОВОЙ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ И ФОРМИРОВАНИЯ ДАННЫХ

В качестве базового элемента прототипа модуля цифровой обработки сигналов выбрана перепрограммируемая логическая интегральная схема (ПЛИС) компании "Microsemi Corporation" РгоАSIC3E M1A3PE1500. Основными критериями выбора данного типа ПЛИС были совместимость программного обеспечения с программой обработки данных и формирования информационных массивов цифровой части спектрофотометра ChemiX, возможность многократного перепрограммирования, минимальное энергопотребление, возможность использования в экстремальных температурных режимах.

В среде разработки Libero SoC создан тестовый проект, построенный по иерархическому принципу, т. е. каждый из перечисленных далее блоков имеет в своем составе несколько других блоков. Верхний уровень иерархии проекта включает в себя: а) центральный процессор (ЦП), б) оперативную память ЦП, в) блок



Рис. 10. Структурная схема тестового проекта ПЛИС ProASIC3E M1A3PE1500 прототипа модуля цифровой обработки сигналов

SPI-интерфейса, г) детекторный блок и д) шину APB3, к которой подключены все перечисленные выше блоки (рис. 10). Мастером на шине APB3 выступает ЦП, который читает и записывает данные в подключенные блоки.

Центральный процессор выполнен на базе библиотечного ядра COREABC и имеет следующие параметры: а) разрядность — 32 бита, б) количество устройств по шине АРВ3 — 3, в) объем внутренней оперативной памяти — 256×32, из них под стек выделено 16 слов, г) адресное пространство внешней оперативной памяти — 1024×32 , д) количество линий ввода — 1, е) количество линий вывода — 32. Процессор выполняет функции формирования информационного кадра и передачи данных в персональный компьютер с помощью интерфейса SPI, отрабатывает команды бортового компьютера и управляет детекторным блоком. Детекторный блок управляется ЦП с помощью шины АРВЗ и предназначен для обработки логики совпадений, чтения кодов АЦП и управления параметрами модуля аналоговой обработки сигналов.

Выходной информационный кадр формируется ЦП на основе данных, собранных детекторным блоком и состоит из 10 подкадров длительностью 10 с каждый. Тестовый проект ПЛИС прототипа модуля цифровой обработки сигналов содержит логический блок генератора частиц, функцией которого является генерирование сигналов, имитирующих сигналы заряженных частиц, которые детекторный блок принимает и сохраняет в буферной части. ЦП каждые 10 с считывает данные о частицах из буферной части детекторного блока ПЛИС и записывает в соответствующее адресное пространство информационного кадра в оперативной памяти ЦП. Процесс формирования информационного массива заканчивается тем, что к информационному кадру каждые 100 с добавляются данные о метках времени, вычисляется и записывается контрольная сумма и телеметрическая информация о работоспособности прибора.

Моделирование тестового проекта прототипа цифрового модуля прибора ДЧФ проведено с помощью программного симулятора ModelISim Microsemi ME 10.2 с. В процессе моделирования отработаны процедуры: а) формирования информационного кадра, который заполнялся данными из блока генератора частиц, и б) выгрузки информационного кадра, который разбивался на пакеты данных объемом по 32 бита каждый и транслировался по высокоскоростному последовательному протоколу SPI.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны принципиальные электрические схемы и рабочая конструкторская документация, изготовлены металлические корпуса, изготовлены, собраны и настроены платы модулей аналоговой обработки сигналов и вторичного питания детектора частиц фона фотометра мягких рентгеновских лучей ChemiX межпланетной космической миссии «Интергелиозонд». Лабораторный стенд управления параметрами аналогового модуля на базе универсальной платы ввода/вывода цифровых сигналов ЛА48Д PCI показал возможность дистанционного управления параметрами модуля аналоговой обработки сигналов прибора ДЧФ с помощью внешних команд. Специально разработанный компактный стенд для исследования режимов работы малогабаритных органических сцинтилляционных детекторов продемонстрировал возможность измерения параметров сцинтилляторов различной геометрической формы при различных температурах со сменными полупроводниковыми фотоприемниками, имеющими разное количество пикселей. Тестовый проект для модуля цифровой обработки сигналов на основе ПЛИС Рго-ASIC3E M1A3PE1500, разработанный в среде разработчика Libero SoC, показал готовность его отработки на реальной микросхеме, в частности, с помощью платы разработчика цифровой аппаратуры ProsASIC3/E Starter Kit Board с ПЛИС АЗРЕ1500-РО208 на борту.

Авторы благодарны администрации Харьковского национального университета имени В. Н. Каразина Министерства образования и науки Украины за техническое обеспечение выполнения работы. Работа выполнена при поддержке Национальной академии наук Украины в рамках Целевой комплексной программы НАН Украины по научным космическим исследованиям на 2013 — 2016 годы, Договор № 1.57.1.11.

- 1. Дудник А. В., Курбатов Е. В., Сильвестер Я. и др. Разработка малогабаритного спутникового прибора SIDRA для мониторинга потоков заряженных частиц в космическом пространстве // Космічні дослідження в Україні, 2012—2014: Звіт до COSPAR. — К: Академперіодика, 2014. — С. 65—70.
- Дудник А. В., М. Прето М., Курбатов Е. В. и др. Малогабаритный прибор для мониторинга электронов и ядер высоких энергий в открытом космическом пространстве // Космічна наука і технологія. 2012. 18, № 6. С. 22—34.
- 3. Дудник А. В., Прето М., Курбатов Е. В. и др. Прибор SIDRA для измерения потоков частиц на спутниковых высотах: лабораторный прототип // Астрон. вестн. 2013. 47, № 1. С. 61—69.
- 4. *Кузнецов В. Д.* Космические исследования Солнца: состояние и перспективы // Солнечно-земная физ. 2010. Вып. 16. С. 39—44.
- 5. *Кузнецов В. Д.* Солнечно-земная физика и её приложения // Успехи физ. наук. 2012. **182.** С. 327— 336.
- 6. *Кузнецов В. Д., Зеленый Л. М.* Космические проекты по солнечно-земной физике // Солнечно-земная физ. 2008. 1, вып. 12. С. 83—92.
- Курбатов Е. В., Дудник А. В., Титов К. Г. и др. Сравнительные характеристики сборок из малогабаритных сцинтилляторов на основе п-терфенила и кремниевых ФЭУ // XI-я конф. по физике высоких энергий, ядерной физике и ускорителям: Тез. докл. — Киев, 2013 — С. 99.
- Сильвестр Я., Бакала Я., Подгорски П. и др. «ХЕ-МИКС» — солнечный Брегговский спектрометр мягкого рентгеновского диапазона нового поколения // Проект «Интергелиозонд»: Тр. раб. совещания по проекту «Интергелиозонд». — Таруса, 2012. — С. 52—64.
- Dudnik O. V., Bilogub V. V., Kurbatov E. V., et al. Compact on-board instrument SIDRA for measurement of particle fluxes & dose rates — concept and first model // 9th Ukr. Conf. on Space Research: Abstracts. — 2009. — P. 78.
- Dudnik O. V., Kurbatov E. V., Avilov A. M., et al. Results of the first tests of the SIDRA satellite-borne instrument breadboard model // Probls Atomic Sci. and Technology. Ser. "Nuclear Physics Investigations". - 2013. - 3(85), N 60. - P. 297-302.
- Dudnik O. V., Prieto M., Kurbatov E. V., et al. First concept of compact instrument SIDRA for measurements of particle fluxes in the space // J. Kharkiv Univ. Phys. Ser. "Nuclei, Particles, Fields". 2011. 969, N 3(51). P. 62–66.
- 12. Dudnik O. V., Prieto M., Kurbatov E. V., et al. Approaches to signal processing from the light scintillation and semiconductor detectors in the compact satellite instrument SIDRA for monitoring of high energy charge particles //

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

 $12^{\rm th}$ Ukr. conf. on space research: Abstracts. - 2012. - P. 102.

- Dudnik O. V., Prieto M., Kurbatov E. V., et al. Functional capabilities of the breadboard model of SIDRA satelliteborne instrument // Probls Atomic Sci. and Technology. Ser. "Nuclear Physics Investigations". – 2013. – 3(85), N 60. – P. 289–296.
- Dudnik O. V., Sanchez S., Prieto M., et al. Onboard instrument SIDRA prototype for measurements of radiation environment in the space // 39th Scientific Assembly of COSPAR. Session H0.3 "Technical Development of Instrumentation for Current Missions": Abstracts. — 2012. — Abstract STW-B-153 H0.3-0023-12. — P. 106.
- Dudnik O. V., Sylwester J., Siarkowski M., Kowalinski M., et. al. The high energy charge particle detector module in the ChemiX instrument aboard Interhelioprobe mission: the goals, concept and design // 13th Ukr. Conf. on space research: Abstracts. – 2013. – P. 123.
- Kuznetsov V., Zelenyi L. The Interhelioprobe Mission for Solar and Heliospheric Studies // 40th COSPAR Scientific Assembly. Panel D2.4 "The Science with Future Solar missions, from the Sun to the Heliosphere": Abstracts. — 2014. — Abstract N.D2.4-3-14.
- Murphy N. Measurement and Instrument Challenges for Future Solar and Heliospheric Missions // Joint Assembly of American Geophysical Union. Section "SPA-Magnetospheric Physics", Session "Technology Development for Sun/Solar System Connections Science I": Abstracts. – 2006. – Abstract N SM33C-01.
- Prieto M., Dudnik O. V., Sanchez S., et al. Breadboard model of the SIDRA instrument designed for the measurement of charged particle fluxes in space // J. Instrumentation. – 2013. – 8. – T04002.
- Prieto M., Guzman D., Garcia J. I., et. al. Control Unit of the SIDRA Scientific Instrument // Proc. of 9th Conf. "Jornadas de Computacion Reconfigurable y Aplicaciones". — Alcala de Henares, Spain, 2009. — P. 475— 484.
- Sylwester J., Kordylewski Z., Plocieniak S., et al. X-ray Flare Spectra from the DIOGENESS Spectrometer and its concept applied to ChemiX on the Interhelioprobe spacecraft // Solar Phys. — 2014. — arXiv:1411.0850 [astro-ph.SR].
- Sylwester J., Kuznetsov V., Zimovets I., et al. ChemiX: a new generation bent crystal spectrometer for Interhelioprobe mission to the Sun // 40th COSPAR Scientific Assembly. Panel D2.4 "The Science with Future Solar missions, from the Sun to the Heliosphere": Abstracts. – 2014. – Abstract D2.4-34-14.
- Sylwester J., Siarkowski M., Szaforz Z., Bąkala J., Dudnik O., et al. ChemiX — the soft X-ray Bragg spectrometer under development for the Interhelioprobe Mission // 13th RHESSI Workshop. Session "Current and Future Instrumentation": Abstracts. — 2014. — P. 17.

- Watanabe T. The Solar-C Mission // Proc. of SPIE. 2014. – 9143. "Space Telescopes and Instrumentation 2014: Optical, Infrared, and Millimeter Wave", Session "Solar System". – Abstract N 91431O.
- 24. Zimovets I., Zelenyi L., Kuznetsov V., and the IHP Team. Current state of the Interhelioprobe mission // 14th European Solar Physics Meeting. Session 1 "New and Upcoming Heliospheric Observational and Data Assimilation Facilities": Programme and Abstract Book. —2014. — Р. 12. Стаття надійшла до редакції 02.02.15

О. В. Дудник¹, Є. В. Курбатов¹, В. О. Тарасов²,

Л. А. Андрющенко², І. Л. Зайцевський³,

Я. Сильвестер⁴, Я. Бонкала⁴, М. Ковалінський⁴

- ¹ Радіоастрономічний інститут Національної академії наук України, Харків
- ² Інститут сцинтиляційних матеріалів
- Національної академії наук України, Харків
- ³ Інститут проблем безпеки атомних електростанцій Національної академії наук України, Київ
- ⁴ Центр космічних досліджень Польської академії наук, Вроцлав, Польща

ДЕТЕКТОР ЧАСТИНОК ФОНУ СОНЯЧНОГО РЕНТГЕНІВСЬКОГО ФОТОМЕТРУ СНЕМІХ КОСМІЧНОЇ МІСІЇ «ІНТЕРГЕЛІОЗОНД»: ВІДПРАЦЮВАННЯ МОДУЛІВ ЛАБОРАТОРНОГО ПРОТОТИПУ

Подаються результати дослідження, налаштування і вимірювання параметрів лабораторних зразків модулів аналогової обробки сигналів і вторинного живлення детектора частинок фону польсько-українського рентгенівського спектрофотометра ChemiX міжпланетної місії «Інтергеліозонд». Описуються розроблені, виготовлені і випробувані лабораторні стенди для управління параметрами аналогового модуля і для досліджень характеристик малогабаритних органічних і неорганічних сцинтиляційних детекторів. Представлено і описано функціональну схему прототипу модуля цифрової обробки сигналів і формування інформаційних даних на основі ПЛІС ProASIC3E M1A3PE1500; представлено результати моделювання тестового проекту прототипу цифрового модуля ДЧФ за допомогою програмного симулятора ModelISim Microsemi ME 10.2 с.

Ключові слова: супутниковий прилад, детектор заряджених частинок, сцинтилятор, спектрометр, рентгенівський фотометр, ПЛІС, програмне забезпечення, методика налаштування.

O. V. Dudnik¹, E. V. Kurbatov¹, V. O. Tarasov², L. A. Andryushenko², I. L. Zajtsevsky³, J. Sylwester⁴, J. Bąkala⁴, M. Kowaliński⁴

¹Institute of Radio Astronomy

of National Academy of Sciences of Ukraine, Kharkiv ² Institute for Scintillation Materials

- of National Academy of Sciences of Ukraine, Kharkiv
- ³Institute Issues Safety of Nuclear Power Stations
- of National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv ⁴ Space Research Centre
- of Polish Academy of Sciences, Wroclaw, Poland

BACKGROUND PARTICLE DETECTOR FOR THE SOLAR X-RAY PHOTOMETER CHEMIX OF SPACE MISSION "INTERHELIOPROBE": AN ADJUSTMENT OF BREADBOARD MODEL MODULES

We present our results of investigation, adjustment and measuring of the parameters of laboratory prototypes of the analog processing signal and secondary power supply units for Background Particle Detector of the Polish-Ukrainian X-ray spectrophotometer ChemiX for the interplanetary "Interhelioprobe" mission. We describe the laboratory benches designed, manufactured and tested for controlling the analog module parameters and for investigating the characteristics of small-size organic and inorganic scintillation detectors. The functional block diagram of the pilot model of digital signal processing and information data streaming based on ProASIC3E M1A3PE1500 FPGA is presented. We also present the results of the BPD digital module test project prototype simulation using the ModelISim Microsemi ME 10.2c program simulator.

Key words: satellite device, charge particle detector, scintillator, spectrometer, X-ray photometer, FPGA, software, technique of adjustment. УДК 537.876.23; 621.317.421; 681.518.3

В. Є. Корепанов, А. А. Лукенюк, В. О. Проненко, Ф. Л. Дудкін, А. А. Марусенков, С. Г. Шендерук

Львівський центр Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Львів

РОЗРОБКА КОМПЛЕКСУ АПАРАТУРИ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНИХ КОСМІЧНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ

Досліджується можливість зменшення температурного дрейфу нуля ферозондових магнітометрів. Запропоновано новий спосіб зниження дрейфу шляхом створення поля компенсації вимірюваного магнітного поля заданої конфігурації. Запропоновано принцип побудови структурної схеми системи збору та опрацювання наукової інформації для наносупутників і розроблено швидкісний інтерфейс для передачі даних з системи в апаратуру радіолінії. Опрацьовано великий обсяг даних з мікросупутника «Чибис-М» та експерименту «Варіант» на борту супутника «Січ-1М», де працювали бортові комплекси апаратури, виготовленої в ЛЦ ІКД. Виявлено випромінювання потужних ліній електропередач на основній частоті 50 (60) Гц та моди коливань шуманівського резонансу, які просочувалися в іоносферу вище шару F2.

Ключові слова: ферозондовий магнітометр, C3HI, опрацювання даних, випромінювання, шуманівські резонанси.

вступ

Наукові космічні дослідження в Україні до останнього часу підтримувалися контрактами з Державним космічним агентством України (ДКАУ) та Радою з космічних досліджень (РКД) Президії НАНУ. У 2014 році ДКАУ припинило фінансування цих досліджень, і на 2015 рік поки що підтримка не планується. У таких умовах навіть відносно невелике фінансування експериментальних робіт від РКД має велике значення для подальшого розвитку космічних досліджень.

Саме розвиток експериментальних космічних досліджень призводить до накопичення нових даних про процеси, які відбуваються в земному довкіллі, та особливо ті, що впливають на стан найближчої оболонки Землі (іоносфери) — так звані терагенні ефекти, тобто події на поверхні Землі, як природного походження (землетруси, виверження вулканів, тайфуни тощо), так і штуч-

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

ного (вибухи, потужні виробничі процеси, старти ракет тощо). Дослідження цих процесів, в основному набагато слабших, ніж реакція іоносфери на космічні чинники, передусім на сонячну активність, вимагає подальшого підвищення рівня параметрів бортової вимірювальної апаратури.

У даній роботі підведено підсумки виконання завдань Договору № 6-02/14-1/1588 від 11.06. 2014 р. на тему «Наукові основи та технічні пропозиції щодо створення комплексу апаратури для перспективних космічних досліджень». Метою робіт в рамках цього договору було продовження досліджень для створення бортових приладів, параметри яких не поступаються кращим світовим зразкам, з можливістю їхньої адаптації під конкретний космічний носій. Також для перевірки відповідності рівня параметрів апаратури, створеної у Львівському центрі Інституту космічних досліджень НАН та ДКА України (ЛЦ ІКД), кращим світовим зразкам була проведена експрес-обробка отриманих у космічних експериментах даних.

[©] В. Є. КОРЕПАНОВ, А. А. ЛУКЕНЮК, В. О. ПРОНЕНКО, Ф. Л. ДУДКІН, А. А. МАРУСЕНКОВ, С. Г. ШЕНДЕРУК, 2015

Для досягнення поставленої мети були досліджені базові параметри ферозондового магнітометра, одного з головних приладів, використовуваних практично в кожному космічному експерименті, зокрема його температурну стабільність. Також продовжено дослідження принципів побудови бортової системи збирання та обробки наукової інформації (C3HI) з акцентом на зменшенні габаритів і споживаної потужності, що дасть можливість використовувати її для наносупутників, при цьому не тільки для збирання наукових даних, але й забезпечення достатньої потужності для керування малими космічними апаратами.

Крім того, опрацьований великий обсяг даних з мікросупутника «Чибис-М» та експерименту «Варіант» на борту супутника «Січ-1М», де працювали бортові комплекси апаратури, виготовленої в ЛЦ ІКД.

Нижче наведений короткий огляд отриманих результатів.

ПОКРАЩЕННЯ ТЕРМОСТАБІЛЬНОСТІ ФЕРОЗОНДОВИХ МАГНІТОМЕТРІВ

Найважливішими характеристиками магнітометрів космічного призначення є рівень власних шумів та довготривала й температурна стабільність зміщення нуля і коефіцієнтів перетворення. Довготривала й температурна стабільність пов'язані одна з одною і залежать як від параметрів давача та вторинних вимірювальних перетворювачів, узятих окремо, так і від їхньої взаємодії [2]. Разом з шумами, вони беруть участь у формуванні похибки вимірювання, яка переважно визначається параметрами кола зворотного перетворення і залежить від таких факторів:

 стабільності постійної перетворення котушки зворотного зв'язку (або котушки компенсації);

2) стабільності електронних компонентів, які визначають струм через котушку зворотного зв'язку;

3) стабільності ефективної довжини осердя давача.

Перші два фактори є загально відомими і не потребують додаткового пояснення. Згідно з даними [13] температурний коефіцієнт дрейфу найкращих магнітометрів для вимірювання геомагнітних варіацій складає 2.10-6 1/К. Для досягнення таких малих значень використовують кварцові або ситалові каркаси котушок компенсації та високостабільні електронні компоненти. Подальшого зменшення температурної залежності коефіцієнта перетворення можна досягти використанням температурної корекції [12]. Однак її ефективність обмежується нелінійними та гістерезисними ефектами, причиною яких може виступати третій фактор зі вказаного списку стабільність ефективної довжини осердя давача. Він виявляється в такий спосіб. Оскільки обмотка зворотного зв'язку має обмежені розміри, вона створює магнітне поле з певною неоднорідністю. З іншого боку, ферозондовий давач (ФЗД) вимірює усереднене по його довжині магнітне поле [7]. Ефективна довжина ФЗД залежить від параметрів його збудження й властивостей осердя, які можуть змінюватися з часом та температурою. Якщо давач розміщений у неоднорідному полі, то зміна ефективної довжини його осердя призводить до відповідної зміни компенсованого магнітного поля. Це еквівалентно зміні компенсаційної постійної обмотки зворотного зв'язку. В роботі [1] при використанні поняття парціальної чутливості були отримані аналітичні вирази для розрахунку коефіцієнта перетворення ФЗД в неоднорідному полі. Було вказано на залежність парціальної чутливості від режиму збудження осердя заданим струмом чи заданою напругою. У таких режимах збудження характер зміни магнітної проникності матеріалу осердя в часі добре апроксимується прямокутником. У сучасних ФЗД використовується ферорезонансний режим збудження (ФРЗ) [10]. У ФРЗ характер зміни магнітної проникності матеріалу осердя в часі є далекий від прямокутного, тому використання виразів з [1] для розрахунку парціальної чутливості не дає достовірних результатів.

Отже, у межах відомих моделей не вдається оцінити зміну показів ФЗД під дією факторів впливу — температури давача та зміни параметрів його збудження. Але нехтування такою залежністю може викликати неочікувані додаткові похибки. Так, при дослідженні стабільності коефіцієнта перетворення ФЗД з еліпсоїдним осердям довжиною 20 мм, який був розміщений в однорідному поздовжньому полі величиною 40 мкТл, виявлено, що зміна струму збудження удвічі викликає зміну показів магнітометра на 10...12 нТл при компенсації зовнішнього поля власною соленоїдною обмоткою компенсації довжиною 20 мм. Можна припустити, що одною з найімовірніших причин цього є температурні ефекти, пов'язані з неоднорідністю поля компенсації. Для зменшення похибки за рахунок неоднорідності поля компенсації можливі два основні підходи: а) стабілізація ефективної довжини давача; б) створення поля компенсації з максимально можливою однорідністю.

Для створення однорідного магнітного поля застосовують різноманітні системи котушок та соленоїдів, як, наприклад, кільця Гельмгольца, соленоїд Гарета та інші [6]. Застосування системи котушок у ФЗД для компенсації магнітного поля Землі вимагає від них забезпечення стабільного в часі й температурі магнітного поля з необхідним рівнем однорідності в об'ємі магніточутливого елемента при обмежених габаритах системи. Для синтезу таких систем застосовують локальний або інтегральний методи [6, С. 31-33]. Локальний метод базується на розкладанні напруженості поля, утворюваного системою, в ряд і виборі такої геометрії й числа витків окремих секцій, при яких декілька коефіцієнтів ряду дорівнюють нулю. Цей метод дає добрі результати для невеликої ділянки біля центра системи. Якщо ж необхідно створити рівномірне поле у відносно великому об'ємі, то критерій синтезу мінімальна неоднорідність поля в локальній ділянці — не відповідає поставленому завданню. У цьому випадку застосовують інтегральний метод, критерієм якого є заданий рівень неоднорідності в робочому об'ємі. На основі обох методів розрахована певна кількість універсальних кільцевих та соленоїдних систем, які можуть бути використані з давачами довільних габаритів (у межах робочої зони). Однак, якщо давач чутливий до усередненого значення поля, і його розміри наперед відомі, з'являється можливість синтезувати меншу за розміром котушку компенсації з підібраним для даного розміру давача розподілом поля. Як критерій оцінки в цьому випадку доцільно використати відносну зміну усередненого по довжині давача значення магнітного поля при невеликих змінах положення або габаритів давача. Така ідея була запропонована Р. Я. Беркманом, а одна з її реалізацій була використана в [5] для побудови компенсатора постійних магнітних полів у вигляді системи з чотирьох кілець. При цьому поле кілець апроксимували рядом поліномів Лежандра і, враховуючи розподіл чутливості по довжині давача, виражали середнє значення напруженості поля як функцію довжини давача. Вибором відповідного співвідношення параметрів кілець обертали в нуль тільки другий член ряду. Оскільки внесок старших членів ряду зростає при віддаленні від центра системи, то для давачів, довжина яких близька до довжини системи, така компенсація буде малоефективною.

Сформулюємо критерій покращеної форми неоднорідності поля у математичних термінах. Припустимо, що вісь давача довжиною $2l_0$ лежить на осі системи обмоток, а його поперечними розмірами можна знехтувати. У такому випадку завдання зводиться до синтезу розподілу поля на осі котушки. Виберемо таку систему координат, щоб вісь *z* збігалася з осями котушки й давача, а початок координат збігався з їхніми центрами. Покращена форма неоднорідності поля має одночасно відповідати двом умовам:

$$\frac{1}{l_0} \int_0^{l_0} H(z) dz = H(l_0) , \qquad (1)$$

$$\left. \frac{dH(z)}{dz} \right|_{l_0} = 0 \ . \tag{2}$$

Графічне пояснення цих умов наведено на рис. 1, де зображено неоднорідність поля на осі котушки, обчислена відносно значення поля в точці $z_0 = l_0/R$ (по осі абсцис відкладено значення координати *z* в одиницях радіуса *R* системи). Виконання першої умови забезпечує рівність усереднених відхилень у плюс (площа *S*₁) та мінус (площа *S*₂) відносно значення поля в точці *z*₀. Виконання другої умови забезпечує плоску ділянку неоднорідності навколо точки. За рахунок цього при зміні розмірів або положення давача відбувається дуже незначна зміна площі *S*₂. В результаті усереднене по його довжині поле мало



Рис. 1. Покращена форма неоднорідності поля





Рис. 2. Результати аналізу стабільності характеристик ферозондового магнітометра при зміні температури: крива 1 — температура T_e блоку електроніки, 2 — давача T_s , 3 — різницевий сигнал, 4 — різницевий сигнал після корекції температурної залежності блоку електроніки, 5 — різницевий сигнал після корекції температурної залежності блоку електроніки, алежності блоку електроніки та давача

змінюється, незважаючи на відносно високий рівень неоднорідності поля.

Із застосуванням умов (1) і (2) виконано розрахунок параметрів котушки, яка реалізує задану форму поля компенсації. Випробування показали, що створення магнітного поля компенсації, результуюче значення якого не змінюється при зміні довжини давача, при побудові компенсатора магнітного поля дозволило значно покрашити метрологічні характеристики ФЗД. Для аналізу стабільності характеристик ферозондового магнітометра (ФЗМ) при зміні температури порівнювались його відліки, накопичені протягом року, з даними скалярного магнітометра, який практично не має температурної залежності, тобто проводився так званий dF-тест. Результати аналізу подано на рис. 2. Базуючись на результатах dF-тесту, можна розрахувати значення температурних коефіцієнтів дрейфу і скоригувати температурну залежність цих компонентів. Після корекції температурної залежності блоку електроніки (рис. 2, лінія 4) було оцінено вплив температури давача на базі сезонних коливань температури. Оскільки залежність dF(T)дещо нелінійна, для корекції цієї складової температурного дрейфу давача використовувалася апроксимація поліномом 3-го порядку. Сигнал dF після корекції залежностей від температури блоку електроніки та давача подано на рис. 2 (лінія 5). Як бачимо, він не має довготривалого тренду, і його зміни протягом одного року вкладаються у межі ±0.5 нТл, що є найкращим з відомих результатів оцінки часового дрейфу нуля ФЗМ.

У майбутньому дослідження будуть спрямовані на зменшення габаритів і споживаної потужності ФЗМ, що викликано прогресуючою тенденцією до зменшення габаритів космічних апаратів, особливо для наукових досліджень.

ПРИНЦИП ПОБУДОВИ БОРТОВОЇ СИСТЕМИ ЗБОРУ ТА ОПРАЦЮВАННЯ НАУКОВОЇ ІНФОРМАЦІЇ ДЛЯ НАНОСУПУТНИКІВ

Система збору та опрацювання наукової інформації (СЗНІ) є головним службовим приладом у кожному науковому супутнику. Для наносупутників (НС), на які поступово переносяться наукові дослідження, потрібна компактна, але інформаційно потужна СЗНІ. Вона може бути досить швидко виготовлена на основі вбудованих плат зі стандартними інтерфейсами або ок-



Рис. 3. Схема електрична структурна СЗНІ

ремих модулів. Однак це завжди приводить до надлишковості, збільшення габаритів та споживання. Кращі результати дають мультиплексорні системи збору даних. Типова мультиплексорна система складається з давачів, аналогового комутатора, вимірювального підсилювача, аналого-цифрового перетворювача, контролера збору даних, вузла інтерфейсу. При потребі вона може містити також цифрові лінії вводу-виводу та цифро-аналогові перетворювачі. Найефективнішим шляхом досягнення малих масогабаритних характеристик та енергоспоживання є широке використання програмованих логічних інтегральних схем (ПЛІС).

На рис. 3 наведена електрична структурна схема СЗНІ. Для стикування з давачами та науковими приладами можуть бути використані стандартні інтерфейси процесора. Для забезпечення належного рівня інтегрування бортових приладів і СЗНІ передбачено достатню кількість виводів від ПЛІС. Таке рішення дозволить вбудовувати СЗНІ до складу комплексу наукової апаратури (КНА) і при потребі використовувати надлишки обчислювального ресурсу СЗНІ для інших приладів. Також можливе збільшення обсягу накопичувальної пам'яті до 128 Гбайт.

Розміщення значної кількості вузлів на ПЛІС дозволяє суттєво зменшити масу і габарити СЗНІ. Вузол спряження СЗНІ з електронними схемами приладів реалізується шляхом програмування (прошивки) ПЛІС, що дозволяє без збільшення маси і габаритів СЗНІ створити певну уніфікацію застосування. СЗНІ містить також швидкісний інтерфейс SciWay [14], до складу якого входить асинхронний канал передачі даних по CAN-протоколу та швидкісний канал синхронної передачі даних. Асинхронний канал передачі даних по CAN-протоколу може використовуватись для управління чи подачі команд для C3HI. Для передачі великих обсягів даних з високою швидкістю в базовому варіанті інтерфейсу SciWay до асинхронного каналу управління додається однобітовий синхронний напівдуплексний канал передачі з тактуванням від джерела даних. Реалізація цього каналу відбувається за допомогою двох сигнальних ліній — Data і Strobe. При цьому використовується метод DSкодування [4].

Швидкість передачі через синхронний канал не фіксована — пристрої КНА можуть видавати дані з різною швидкістю, потрібно лише, щоб приймальний вузол забезпечував приймання з будь-якою швидкістю. Максимальна швидкість синхронного каналу визначається сучасною елементною базою і складає 200 Мбіт/с без гальванічної розв'язки і 150 Мбіт/с з гальванічною розв'язкою. Для тих випадків, коли необхідно суттєво збільшити швидкість передачі даних, інтерфейс SciWay дозволяє збільшити кількість паралельних ліній передачі даних.

Канал синхронної передачі даних може бути використаний для їхньої передачі безпосередньо в апаратуру радіолінії НС. Приймачі-передавачі уніфікованого швидкісного інтерфейсу SciWay, контролери CAN-протоколу і пам'яті, формувач транспортних кадрів та кодер реалізовані на ПЛІС, завдяки чому й досягається суттєве зменшення маси і габаритів C3HI.

Отже, з урахуванням досвіду створення систем збору й опрацювання інформації запропоновано принцип побудови СЗНІ для НС на основі широкого використання ПЛІС, що забезпечує малі масогабаритні характеристики при успішному виконані покладених на СЗНІ завдань. Розроблений інтерфейс для сполучення СЗНІ з бортовою апаратурою, зокрема з апаратурою радіолінії, дозволяє проводити передачу інформації з високою швидкістю.

На наступному етапі необхідно провести макетування та випробування такого варіанта СЗНІ з метою перевірки можливості його адаптації до різних варіантів космічних носіїв, а також перевірки наявності достатньої потужності СЗНІ для забезпечення управління всіма службовими системами HC.

АНАЛІЗ ДАНИХ КОСМІЧНИХ ЕКСПЕРИМЕНТІВ

Експеримент «Варіант» на борту супутника «Січ-1М». ЛЦ ІКД займається розробкою та створенням бортової електромагнітної (ЕМ) апаратури для наукових космічних досліджень. За роки незалежності України проведено два успішні наукові експерименти. Перший з них — «Варіант» був започаткований у 1997 році рішенням НКАУ від 18.09.97 і проведений у 2004 році як міжнародний експеримент на борту супутника «Січ-1М» з метою вивчення тонкої структури електричних струмів та ЕМ-полів у іоносферній плазмі. В цьому експерименті брали участь Україна, Великобританія, Польща, Росія, Франція. Через нештатну орбіту та відсутність стабілізації супутника «Січ-1М» експеримент «Варіант» виявився фактично єдиним з усіх запланованих на ньому експериментів, проведення якого не втратило наукового сенсу. За період політних випробувань «Січ-1М» проведено серію вмикань КНА «Варіант». Всього відбулось 11 сеансів зв'язку, в яких дані проекту «Варіант» були передані на Землю. Основним завданням наших апаратурно-методичних досліджень в межах цього експерименту були порівняльні вимірювання густини просторового струму у плазмі за допомогою трьох незалежних давачів: циліндра Фарадея (виробництво Великобританії), пояса Роговського (виробництво Франції) та шілинного зонда Ленгмюра (виробництво України). Завдяки надзвичайно сприятливій ситуації для проведення бортових ЕМ-вимірювань, яка виникла через відмову багатьох систем супутника, що викликало практичну відсутність ЕМ-шумів на борту, крім виконання цього завдання, вдалося отримати ряд актуальних дотепер фундаментальних результатів,



Рис. 4. Динамічний спектр (*a*) і статичний фур'є-спектр (*б*) густини струму J_{yz} для F = 0...15 кГц, отримані на витку 1363 (22 березня 2005 р., 22:13:06 — 22:14:02 UTC); *в*, *г* — деталізація для F = 13.9...14.5 кГц

зокрема реєстрацію вищих гармонік випромінювання ліній електропередач та індукованих грозовими розрядами хвильових процесів.

З уривків пошкоджених файлів, переданих з борту «Січ-1М», вдалося виділити інформативні частини даних (загалом близько 150 Мбайт наукової інформації) та провести їхнє опрацювання. Прийняті дані містять багато збоїв, які не дозволяють працювати стандартним програмам. Ці збої є випадковими, їхня кількість залежить від багатьох факторів та змінюється від сеансу до сеансу. У зв'язку з цим було розроблене програмне забезпечення для аналізу отриманих з борту супутника даних та відновлення їхньої структури до стану, який дозволив працювати іншим програмам.

Основним досягненням супутника було здійснене вперше у світі безпосереднє вимірювання густини просторового електричного струму за

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

допомогою оригінального приладу — щілинного зонду Ленгмюра [9]. Приклад таких даних, отриманих на витку 1363, показаний на рис. 4 у вигляді загальних динамічного та статичного фур'є-спектрів для каналу густини струму J_{yz} .

На показаних фур'є-спектрах цього ка́налу добре видно декілька незвичних послідовностей сигналів — короткі імпульси, які зустрічаються через однакові частотні проміжки, та ширші випромінювання, які зустрічаються на декількох частотах. При деталізації спектрів цих сигналів, поданих у вигляді випромінювань на декількох частотах, виявлено, що вони є декількома мультиплетами частоти мережі 50 Гц, центральні частоти яких зсунуті у більш високочастотну ділянку — найбільша частота становила приблизно 14.2 кГц (рис. 4, *в*, *г*). Як видно з рис. 4, *а*, *б*, такі ж форми повторювалися на частотах 10.2 кГц, 3.4 кГц та 1.5 кГц.

Вірогідність цих даних підтверджена тим, що їх можна спостерігати у показах усіх давачів КНА «Варіант» — не тільки густини просторового струму, як описано вище, але й звичайних індукційних та електричних. Підтвердженням невипадковості таких даних були ще декілька результатів спостереження кластерів, зсунутих по частоті спектральних ліній гармонік мережі 50 (60) Гц, отриманих на двох інших витках не тільки над суходолом, але й над океаном, а також над Кавказом. Кластери гармонік мережі 50 (60) Гц спостерігалися і в інших експериментах, передусім ДЕМЕТЕР (2006—2010 рр.), при цьому в експерименті ДЕМЕТЕР за шість років отримано всього 148 випадків реєстрації таких мультиплетів, а їхні центральні частоти були зосереджені в основному в ділянці 2.1 кГц [11].

Такі результати, особливо кластери, зсунуті на високі частоти 14 і 11 кГц, також отримано вперше, і поки що вони не мають фізичного пояснення. Перша спроба зроблена нами в роботі [3], але вважати ці пояснення достатньо переконливими не можна.

Крім вказаних нез'ясованих сигналів, спостерігались також відомі форми, наприклад вістлери, які є наслідком глобальної грозової активності. Ці сигнали постійно зустрічаються в даних космічних експериментів і добре вивчені. Для нашого аналізу вони були використані в основному з метою калібрування давачів КНА «Варіант» і підтвердження їхньої працездатності. Цікаво відзначити й інші явища, відображені в даних проекту «Варіант», наприклад тригерні запальні процеси, а також велика кількість інших, зовсім незрозумілих і досі не ідентифікованих.

Підводячи підсумки цього підрозділу, зауважимо, що в експерименті «Варіант» на борту супутника «Січ-1М» вперше у світі вдалося здійснити порівняльні вимірювання густини струму в плазмі за допомогою трьох давачів: циліндра Фарадея, пояса Роговського та щілинного зонда Ленгмюра. При цьому найкращі результати (показники чутливості й ширини смуги частот) отримані за допомогою щілинного зонда Ленгмюра. Крім того, щілинний зонд Ленгмюра та циліндр Фарадея виявили, на відміну від пояса Роговського, високу стійкість до магнітних завад. Завдяки унікальній ситуації (досить низькому рівневі ЕМ-завад після виходу з ладу деяких бортових систем і частини наукового обладнання супутника), за допомогою магнітнохвильового комплексу (МХК), розробленого в ЛЦ ІКД, вдалося отримати кількісні дані про тонку структуру ЕМ-полів ряду хвильових процесів у плазмі, зокрема індукованих наземними джерелами — грозовими розрядами та потужними лініями електропередач (в діапазоні НВЧ). У межах даної роботи вдалося систематизувати весь обсяг отриманих даних та привести його до вигляду, зручного для подальшого аналізу. Хоча у підсумку на Землю був переданий відносно невеликий обсяг інформації, і від закінчення експерименту «Варіант» минуло більше 10 років, багато цікавих даних і фізичних загадок, отриманих у ньому, ще досі чекають на кваліфікованого дослідника.

Експеримент на мікросупутнику «Чибис-М». Вивчення нових фізичних процесів при висотних атмосферних грозових розрядах і механізмів формування в них гама-спалахів, інфрачервоних, ультрафіолетових і ЕМ-випромінювань у широкому діапазоні частот привертає увагу дослідників усього світу. На експериментальне проведення таких досліджень скеровані три експерименти: російський «Чибис-М», французький ТАРАНІС і данський АСИМ на борту Міжнародної космічної станції (МКС).

Першим стартував мікросупутник (МС) «Чибис-М», запущений восени 2011 р. на МКС транспортним космічним кораблем «Прогрес». Після виконання основного завдання та відділення від МКС корабель «Прогрес» вийшов на вищу орбіту і 25 січня 2012 р. вивів МС «Чибис-М» на орбіту висотою 513 км з нахилом 52°. Після 2.5 років роботи 15 жовтня 2014 МС «Чибис-М» увійшов у щільні шари атмосфери і згорів на 15310-му витку на висоті близько 80 км.

Наукова апаратура МС «Чибис-М» була об'єднана у КНА «Гроза», складовою частиною якого був магнітно-хвильовий комплекс (МХК), призначений для вимірювання змінних магнітних і електричних полів в УНЧ-діапазоні (від 0.1 Гц до 40 кГц). Цей комплекс був розроблений і виготовлений в ЛЦ ІКД спільно з фахів-



Рис. 5. Ділянки орбіт МС «Чибис-М»: *а* — для інтервалів часу, коли реєструвалась перша гармоніка ліній електромережі, *б* — для інтервалів часу, коли реєструвався ШР (орбіти пронумеровані згідно з послідовністю реєстрації ШР від 7 серпня 2013 р. до 26 серпня 2014 р.). Темним кольором виділені орбіти, коли супутник перебував у зоні тіні, світлим — коли супутник був освітлений Сонцем

цями Університету ім. Етвоша (Угорщина). Він складався з двох комбінованих хвильових зондів (КХЗ) та одного індукційного магнітометра. Зовнішні поверхні КХЗ утворили давач напруженості електричного поля, база якого складала всього 42.4 см [8]. За більш як два роки роботи MC «Чибис-М» отримано великий обсяг даних, які попередньо оброблялися в ході даної роботи. Оскільки МХК не входив до основного навантаження КНА «Гроза», він працював в основному у режимі низької частоти опитування каналів. Отримані дані дозволили продовжити вивчення ЕМ-випромінювань, які виникають при грозових розрядах, (вістлерів), а також виявити нові фізичні ефекти, яким поки що немає пояснення. На жаль, високий рівень шумів на борту МС «Чибис-М», викликаних як службовими системами, так і КНА, заважав отриманню даних для подальшої обробки. Для боротьби з цим видом завад була створена спеціальна програма під назвою «denoise». Оскільки частоти завад, як правило, не змінювалися, ця програма дозволила досить ефективно з ними боротися.

Незважаючи на компактні розміри МС (не було штанг для давачів ЕМ-поля), що суттєво підвищило рівень ЕМ-завад у місці проведення вимірювань, та ту обставину, що маса мікросупутника «Чибис-М» складала усього 1.8 % маси супутника «Січ-1М», експеримент, проведений за допомогою МХК, дозволив отримати результати світового рівня. Через невелику кількість даних, отриманих у високочастотному режимі опитування МХК, за більш як два роки роботи не було зареєстровано жодного високочастотного явища, подібного до тих, які ми бачили в даних «Січ-1М». Натомість несподівано було виявлено досить багато випадків реєстрації випромінювання потужних ліній електропередач на основній частоті 50 (60) Гц, яке просочувалося в іоносферу вище шару F2. Загалом зареєстровано 48 таких подій, причому це випромінювання виявлялося як на денній, так і на нічній сторонах Землі (рис. 5, а).

При цьому з'ясувалося, що локалізація наземної лінії електропередач чітко ідентифікувалася максимумом сигналу при пролітанні над нею супутника. Спектральна густина електричного поля основної гармоніки 50(60) Гц змінювалася від десятих часток до 2 мкВ·м⁻¹Гц^{-0.5}. Слід відзначити, що було багато спроб пояснити механізм просочування першої гармоніки мережі в іоносферу, але переконливого пояснення цього механізму досі немає.

В даних вимірювань напруженості електричного поля знайдено також численні випадки реєстрації ЕМ-випромінювань з частотою шуманівського резонансу (ШР) і його вищих гармонік. Загальну карту всіх реєстрацій гармонік ШР подано на рис. 5, *б*.

Були виявлені моди коливань ШР (аж до 11-ї), які також просочувалися в іоносферу вище шару F2. На відміну від гармонік мережі, моди ШР виявлено лише на нічній стороні Землі, іноді навіть у ділянці термінатора, коли супутник був освітлений Сонцем. Спектральна густина гармонік ШР змінювалася у межах від десятої долі до $0.5 \text{ мк} \mathbf{B} \cdot \mathbf{M}^{-1} \Gamma \mathbf{I}^{-0.5}$.

Результати вимірювань основної гармоніки потужних ліній електропередач і мод шуманівського резонансу отримано вдруге у світі. Перші результати були отримані за допомогою супутника C/NOFS NASA (масою близько 400 кг і з антенами довжиною 20 м) у 2008-2010 рр. Однак, незважаючи на велику різницю габаритів і мас супутників «Чибис-М» та C/NOFS (маса MC «Чибис-М» на порядок менша, а давачі електричного поля майже у 50 разів коротші), результати, отримані на МС «Чибис-М», мають добре співвідношення сигнал/завада в частині вимірювань електричного поля вказаних джерел. Крім того, ці дані отримані для ширшого діапазону широт $(\pm 52^\circ)$, порівняно зі супутником C/NOFS $(\pm 13^\circ)$, що дозволяє узагальнити результати вимірювань не тільки на екваторіальну ділянку, але й на середні широти.

Отримані результати є підставою для перегляду теорії поширення хвиль з частотами одиницідесятки герц у порожнині Земля — іоносфера, оскільки перед цим вважалось, що ЕМ-поле такої частоти не просочується вище шару F іоносфери.

Висока чутливість електричного каналу і відносно малий рівень ЕМ-завад в даних вимірювача напруженості електричного поля дозволили отримати цікаву інформацію і при вивченні іоносферного альвенівського резонансу (IAP), зазвичай досить рідко спостережуваного на борту супутників. У даних МС «Чибис-М» знайдено багато випадків реєстрації ІАР, при цьому вони спостерігалися в основному цілком близько від грозових фронтів і до того ж не тільки на нічній стороні, як виключно спостерігається при наземних вимірюваннях, але й на денній стороні орбіти. У деяких випадках форма ІАР була відмінною від нормальної або ж варіації ІАР доходили майже до 20 Гц, чого ніколи не спостерігається на Землі.

Як і в даних ШСЗ «Січ-1М», у даних МС «Чибис-М» часто спостерігаються сигнали дивної форми, які не ідентифікуються з жодним із відомих фізичних процесів. Ці події також викликають інтерес дослідників і вимагають детальнішого аналізу.

висновки

В результаті виконання завдань Договору № 6-02/14-1/1588 від 11.06.2014 р. на тему «Наукові основи та технічні пропозиції щодо створення комплексу апаратури для перспективних космічних досліджень» отримана така нова інформація.

1. Досліджено базові параметри одного з головних приладів, який використовується практично в кожному космічному експерименті ферозондового магнітометра, зокрема його температурної стабільності. Розроблено новий підхід до розв'язання проблеми — замість мінімально можливої нелінійності поля котушки компенсації вимірюваного магнітного поля запропоновано й розраховано таку форму цього поля, при якій його усереднене значення не змінюється від коливань температури. Це дало змогу отримати найменший з відомих температурний дрейф магнітометра постійного струму, що підтверджено натурним експериментом. Подальші роботи будуть скеровані на зменшення габаритів і споживаної потужності ФЗМ, що необхідно у зв'язку з прогресуючою тенденцією до зменшення габаритів космічних апаратів, особливо для наукових досліджень.

2. З урахуванням накопиченого досвіду створення систем збору і опрацювання інформації запропоновано принцип побудови C3HI для НС, в основі якого лежить широке використання ПЛІС, що забезпечує малі масогабаритні характеристики при успішному виконані покладених на СЗНІ завдань. Також розроблено інтерфейс для сполучення C3HI з бортовою апаратурою, зокрема з апаратурою радіолінії, який дозволяє передавати інформацію з високою швидкістю. На наступному етапі необхідно провести макетування та випробування такої СЗНІ з метою перевірки можливості її адаптації до різних космічних носіїв, а також перевірки наявності достатньої обчислюваної потужності СЗНІ для забезпечення управлінням усіма службовими системами НС.

3. Опрацьовано великий обсяг даних з МС «Чибис-М» та експерименту «Варіант» на борту супутника «Січ-1М», зібраних бортовими комплексами апаратури, виготовленими в ЛЦ ІКД.

Дані цих експериментів приведено до зручного для подальшого опрацювання вигляду, систематизовано і заархівовано. Звернена увага на великий експериментальний доробок, накопичений в цих експериментах, який вимагає подальшого аналізу.

Робота виконана при підтримці Договору № 6-02/14-1/1588 від 11.06.2014 р. з ІКД НАНУ-ДКАУ.

- 1. Афанасенко М. П., Беркман Р. Я. Анализ работы феррозонда в неоднородном измеряемом магнитном поле // Геофиз. аппаратура. — 1968. — № 38. — С. 32—43.
- 2. *Беркман Р. Я.* О влиянии высших четных гармоник в цепи возбуждения магнитных модуляторов // Автоматика и телемеханика. 1965. **26**, № 2. С. 333— 336.
- 3. *Ваврух М., Корепанов В.* Механізм формування ліній гармонічного випромінювання в іоносфері // Вісник Львів. ун-ту. Сер. фіз. 2013. Вип. 48. С. 180—198.
- Глухов В. С., Лукенюк А. А., Шендерук С. Г. Унифицированный интерфейс бортовых систем КА // Космический проект «Ионосат-Микро». — К.: Академпериодика, 2013. — С. 126—133.
- 5. *Певзнер Е. М., Петров Е. А., Резник Э. Е.* Методика построения и расчета компенсатора постоянных магнитных полей // Геофиз. аппаратура. 1968. Вып. 38. С. 25—29.
- Средства измерений параметров магнитного поля / Ю. В. Афанасьев, Н. В. Студенцов, В. Н. Хорев и др. – Л.: Энергия, 1979. – 320 с.
- 7. *Янус Р. И.* К теории феррозондовых магнитометров для неоднородных магнитных полей // Физ. металлов и металловедение. 1962. 14, № 3. С. 366—373.
- 8. *Dudkin D., Pilipenko V., Korepanov V., et al.* Electric field signatures of the IAR and Schumann resonance in the upper ionosphere detected by Chibis-M microsatel-litej // J. Atmos. and Sol.-Terr. Phys. 2014. N 117. P. 81–87.
- 9. *Dudkin F., Korepanov V., Lizunov G.* Experiment VARI-ANT — first results from Wave Probe instrument // Adv. Space Res. — 2009. — **43**, N 12. — P. 1904—1909.
- Korepanov V., Berkman R., Bondaruk B. Advanced fluxgate magnetometer with low drift // Proceedings of XIV IMEKO Word Congress "New measurements – challenges and visions". – Tampere, Finland. – 1997. – Vol. IVA. – Topic 4. – P. 121–126.
- Nemec F., Santolic O., Parrot M., Berthelier J. J. Power line harmonic radiation: A systematic study using DEMETER spacecraft // Adv. Space Res. - 2007. - 40. - P. 398-403.

- Primdahl F. Temperature compensation of fluxgate magnetometers // IEEE Trans. Magn. – 1970. – 6, N 4. – P. 819–822.
- Ripka P. Magnetic Sensors and Magnetometers. Boston: Artech House, 2001. 514 p.
- Space engineering. Space Wire-Links, nodes, routers and networks. — ECSS Secretariat ESA- ESTEC Requirements & Standards Division. — Noordwijk, The Netherlands. — 24 January 2003. - ECSS-E-50-12A. ESA Publications.

Стаття надійшла до редакції 11.12.14

В. Е. Корепанов, А. А. Лукенюк, В. А. Проненко, Ф. Л. Дудкин, А. А. Марусенков, С. Г. Шендерук

Львовский центр Института космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Львов

РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСА АППАРАТУРЫ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Исследуется возможность понижения температурного дрейфа ноля феррозондовых магнитометров. Предложен новый способ уменьшения дрейфа путем создания поля компенсации измеряемого магнитного поля заданной конфигурации. Предложен принцип построения структурной схемы системы сбора и обработки научной информации для наноспутников и разработан скоростной интерфейс для передачи данных из системы в аппаратуру радиолинии. Обработан большой объем данных из микроспутника «Чибис-М» и эксперимента «Варіант» на борту спутника «Січ-1М», где работали бортовые комплексы аппаратуры, изготовленной в ЛЦ ИКД. Обнаружено излучение мощных линий электропередач на основной частоте 50(60) Гц и моды колебаний шумановского резонанса, которые просачивались в ионосферу выше слоя F2.

Ключевые слова: феррозондовый магнитометр, ССНИ, обработка данных, излучения, шумановские резонансы.

V. Ye. Korepanov, A. A. Lukeniuk, V. O. Pronenko, F. L. Dudkin, A. A. Marusenkov, S. G. Shenderuk

Lviv Centre of Institute for Space Research

INSTRUMENTATION DEVELOPMENT FOR PERSPECTIVE SPACE RESEARCHES

The ways of decreasing the flux-gate magnetometer temperature zero drift are studied. A new method to decrease the drift by creating a special configuration of measured magnetic field compensation field is proposed. The principle of the functional diagram of the system for scientific information processing and collection (SSIC) building for nano-satellites is designed. High-speed interface for data transfer from SSIC to radio line is developed. A large amount of data from microsatellite "Chibis M" and experiment "Variant" on board the satellite "Sich-1M", which were registered by onboard instruments manufactured in LC ISR, are processed. An emission from power lines at the frequency of 50 (60) Hz and Schumann resonances modes which are penetrating to the ionosphere above the F2 layer were observed in these experiments.

Key words: flux-gate magnetometer, ODHS, data processing, radiation, Schumann resonances.

УДК 535.31; 681.7.

В. М. Тягур, Н. И. Лихолит

Казенное предприятие специального приборостроения «Арсенал», Киев

ТРЕХЗЕРКАЛЬНЫЙ АНАСТИГМАТИЧЕСКИЙ КВАЗИОРТОСКОПИЧЕСКИЙ ОБЪЕКТИВ С ВНЕОСЕВЫМ ПОЛЕМ ЗРЕНИЯ

Исследуются конструктивные особенности трехзеркального анастигматического объектива с внеосевым полем зрения без экранирования с исправленной дисторсией, приведены формулы для вычисления радиусов зеркал при заданных фокусном расстоянии объектива и расстоянии между зеркалами, показаны зависимости конических постоянных зеркал, заднего отрезка и диафрагменного числа объектива от расстояний между зеркалами.

Ключевые слова: трехзеркальный анастигматический объектив, исправленная дисторсия, радиусы зеркал, расстояния между зеркалами.

вступление

Основным элементом любой оптико-электронной системы (ОЭС) является объектив, который создает изображение в фокальной плоскости. От характеристик объектива в большой степени зависит пространственное разрешение и качество изображения всей ОЭС. Поэтому выбор типа объектива, его параметров и непосредственно сама разработка объектива представляют собой важный шаг при создании новой ОЭС. Обзору различных оптических схем и вопросу выбора оптической схемы объектива в зависимости от необходимого пространственного разрешения и назначения были посвящены работы [2, 3, 9, 10]. Большое внимание уделено зеркальным объективам, которые обладают рядом преимуществ: возможностью работы в широком спектральном диапазоне; возможностью создания длиннофокусных систем с небольшими габаритами, небольшой массой за счет небольшого количества оптических элементов и применения облегченной конструкции зеркал. Среди зеркальных объективов особое место занимают трехзеркальные объективы без экранирования с внеосевым щелевым полем зрения, которые получили свое значительное развитие в последние годы. Основным преимуществом этих объективов по сравнению с классическими осесимметричными зеркальными системами с центральным экранированием является значительное повышение значений модуляционной передаточной функции (МПФ), особенно на средних пространственных частотах [1]. Есть достаточно много запатентованных схем трехзеркальных объективов без экранирования [4-6, 11-17]. Они различаются между собой положением апертурной диафрагмы, наличием промежуточного изображения, типом поверхности вторичного и третичного зеркала.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Развитие современных оптико-электронных приборов идет в направлении увеличения пространственного разрешения, что требует увеличения фокусного расстояния объектива. В то же

[©] В. М. ТЯГУР, Н. И. ЛИХОЛИТ, 2015



Рис. 1. Оптическая схема трехзеркального объектива без экранирования: 1 — главное зеркало, 2 — вторичное зеркало, 3 — апертурная диафрагма, 4 — третичное зеркало, 5 — фокальная плоскость, 6 — входной зрачок



Рис. 2. Ход 1-го параксиального луча в трехзеркальном объективе



Рис. 3. Ход 2-го параксиального луча в трехзеркальном объективе

время одним из основных требований остается уменьшение веса и габаритов объектива при близком к дифракционному пределу качестве изображения в широком поле зрения. Вот почему трехзеркальные объективы без экранирования являются очень перспективными для создания малогабаритных объективов с высокой разрешающей способностью. В объективах с тремя отражениями в принципе могут быть хорошо исправлены все аберрации, кроме дисторсии [4]. Наличная в данных объективах дисторсия, которая может достигать 2 %, вызывает трудности при их использовании в аппаратуре для картографирования. Поэтому целью данной статьи является исследование трехзеркального объектива без экранирования с внеосевым щелевым полем зрения и исправленной дисторсией.

В трехзеркальном объективе для работы используется внеосевое щелевое поле зрения, что позволяет построить оптическую систему без центрального экранирования, которое есть в зеркальных объективах [3]. Как правило, все три зеркала находятся на одной оптической оси, но из-за большого внеосевого поля зрения главное и третичное зеркала работают внеосевыми сегментами (рис. 1). Это означает, что эти зеркала становятся внеосевыми при их изготовлении.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ

Исследование объектива состояло из двух этапов. На первом этапе проводился габаритный расчет различных вариантов объектива и вычисление коэффициентов аберраций третьего порядка, исходя из расчета хода первого и второго параксиальных лучей. В качестве исходных задавались: фокусное расстояние объектива f'_{0} , нормированное среднее расстояние между главным и вторичным зеркалом и вторичным и третичным зеркалами $d_{CP} = (|d_1| + d_2)/(2f'_0)$, отношение расстояний между главным и вторичным зеркалами и вторичным и третичным зеркалами $b = d_2/|d_1|$, величина заднего фокального отрезка S' и отношение высоты первого параксиального луча на вторичном зеркале к высоте на главном зеркале $g = h_2/h_1$. Положение апертурной диафрагмы было выбрано на вторичном зеркале.

Для расчета углов падения α_i первого параксиального луча (рис. 2) используем формулу [8]

$$\alpha_{i+1} = \frac{h_i - h_{i+1}}{d_i}$$

и условия нормировки: $\alpha_1 = 0, h_1 = 1, \alpha_4 = 1.$

При этих условиях нормировки высоты на вторичном и третичном зеркалах будут равны $h_2 = g, h_3 = -S'.$

Оптические силы зеркал вычислим по формуле [8]:

$$\varphi_i = \frac{\alpha_{i+1} n_{i+1} - \alpha_i n_i}{h_i},$$

а радиусы зеркал будут равны

$$R_i = \frac{f_O'(n_{i+1} - n_i)}{\varphi_i}.$$

Для расчета углов падения β_i и высот на зеркалах y_i второго параксиального луча (рис. 3) используем формулы

$$\beta_1 = 1, \ y_1 = -S_P,$$

$$\beta_2 = -(\beta_1 + y_1\phi_1), \ y_2 = 0,$$

$$\beta_3 = -(\beta_2 + y_2\phi_2), \ y_3 = -(y_2 - d_2\beta_3)$$

где $S_p = d_1/(\phi_1 d_1 - 1)$ — расстояние от главного зеркала до входного зрачка.

Для полученного таким образом объектива рассчитаем параметры P_i и W_i сферических зер-кал [8]:

$$P_{i} = \left(\frac{\alpha_{i+1} - \alpha_{i}}{2}\right)^{2} (\alpha_{i+1} + \alpha_{i}),$$
$$W_{i} = \left(\frac{\alpha_{i+1} - \alpha_{i}}{2}\right) (\alpha_{i+1} + \alpha_{i}).$$

Суммы Зейделя для трехзеркального объектива со сферическими зеркалами будут равны

$$S_{1S} = P_1 + gP_2 - S'P_3,$$

$$S_{11S} = y_1P_1 + W_1 + W_2 + y_3P_3 + W_3,$$

$$S_{111S} = y_1^2P_1 + 2y_1W_1 - \frac{y_3^2}{S'}P_3 - 2\frac{y_3}{S'}W_3 + \varphi_1 + \varphi_2 + \varphi_3,$$

$$S_{1VS} = \alpha_2 - \frac{\alpha_3 + \alpha_2}{g} + \frac{1 + \alpha_3}{S'},$$

$$S_{VS} = y_1^3P_1 + 3y_1^2W_1 + 2y_1\varphi_1 + \frac{y_3^3}{S'^2}P_3 + 3\frac{y_3^2}{S'^2}W_3 - 2\frac{y_3}{S'}\varphi_3.$$

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

Влияние асферических поверхностей на аберрации 3-го порядка могут быть учтены добавлением к коэффициентам 3-го порядка следующих членов, которые зависят от эксцентриситетов асферических поверхностей [8]:

$$\Delta S_{\mathrm{I}\mathcal{A}_{i}} = -e_{i}^{2}h_{i}\frac{(n_{i+1}\alpha_{i+1})^{3}}{(n_{i+1}-n_{i})^{2}}, \ \Delta S_{\mathrm{I}\mathcal{A}_{i}} = \frac{y_{i}}{h_{i}}\Delta S_{\mathrm{I}\mathcal{A}_{i}}$$
$$\Delta S_{\mathrm{I}\mathrm{I}\mathcal{A}_{i}} = \frac{y_{i}}{h_{i}}\Delta S_{\mathrm{I}\mathcal{A}_{i}}, \ \Delta S_{\mathrm{V}\mathcal{A}_{i}} = \frac{y_{i}}{h_{i}}\Delta S_{\mathrm{I}\mathrm{I}\mathcal{A}_{i}},$$

где e_i^2 — квадрат эксцентриситета асферической поверхности.

Суммы Зейделя для объектива с асферическими поверхностями определяются по формулам

$$S_{I} = S_{IS} + \Delta S_{IA_{1}} + \Delta S_{IA_{2}} + \Delta S_{IA_{3}},$$

$$S_{II} = S_{IIS} + \Delta S_{IIA_{1}} + \Delta S_{IIA_{3}},$$

$$S_{III} = S_{IIIS} + \Delta S_{IIIA_{1}} + \Delta S_{IIIA_{3}},$$

$$S_{IV} = S_{IVS},$$

$$S_{V} = S_{VS} + \Delta S_{VA_{1}} + \Delta S_{VA_{3}},$$

С помощью трех асферических зеркал можно исправить сферическую аберрацию, кому и астигматизм, для чего необходимо, чтобы $S_{\rm I} = S_{\rm II} = S_{\rm III} = 0$. Для выполнения этого условия необходимо, чтобы аберрации, вносимые асферическими поверхностями, компенсировали соответствующие аберрации трехзеркального объектива со сферическими поверхностями, т. е. выполнялось условие

$$-S_{IS} = \Delta S_{IA_1} + \Delta S_{IA_2} + \Delta S_{IA_3},$$
$$-S_{IIS} = \Delta S_{IIA_1} + \Delta S_{IIA_3},$$
$$-S_{IIIS} = \Delta S_{IIIA_1} + \Delta S_{IIIA_3}.$$

Решив систему уравнений, можно найти значения квадратов эксцентриситетов соответствующих зеркал, при которых в объективе будут исправлены сферическая аберрация, кома и астигматизм.

Для заданных значений нормированного среднего расстояния $d_{\rm CP}$ и отношения расстояний между зеркалами *b* определялась величина заднего фокального отрезка *S'* и отношение высот *g*, при которых в объективе кроме сферической аберрации, комы и астигматизма были бы исправлены еще и кривизна поля и дисторсия,



Рис. 4. Оптическая сила третичного зеркала при $S_{I} = S_{II} = S_{II} = S_{II} = S_{IV} = S_{V} = 0$



Рис. 5. Величина заднего отрезка при $S_1 = S_{11} = S_{111} = S_{112} = S_{122} = S_{122} = S_{122} = 0$

для чего все суммы Зейделя должны быть равны нулю $S_{I} = S_{II} = S_{III} = S_{IV} = S_{V} = 0.$

На втором этапе проводилась окончательная оптимизация конструктивных параметров полученных вариантов объектива при помощи программы ZEMAX. Визирный угол σ_{γ} и диаметр входного зрачка для каждого варианта выбирались из условия отсутствия экранирования входного зрачка вторичным зеркалом и обеспечения близкого к дифракционному пределу качества изображения. Поверхности зеркал описывались уравнением

$$Z = \frac{cr^2}{1 + \sqrt{1 - (1 + k)c^2r^2}} + \gamma_1 r^2 + \gamma_2 r^4 + \gamma_3 r^6 + \dots + \gamma_6 r^{12}$$

где c = 1/R — кривизна поверхности зеркала, r — радиальная координата поверхности, $k = -e^2$ — коническая постоянная, γ_i — коэффициенты, которые описывают отклонение поверхности от сферы или асферики второго порядка, R — радиус кривизны поверхности зеркала.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Анализ полученных объективов позволил выявить некоторые закономерности значений конструктивных параметров трехзеркального анастигматического квазиортоскопического объектива с внеосевым полем зрения. Ключевую роль в получении такого объектива играют значения оптической силы третичного зеркала φ_3 и заднего отрезка *S'* в зависимости от значений нормированного среднего расстояния d_{CP} Приведенную на рис. 4 зависимость оптической силы третичного зеркала φ_3 от нормированного среднего расстояния между зеркалами d_{CP} для различных значений *b* можно описать формулой [7]

$$R_{3} = -(0.99...1.01) \times \frac{2f'_{0}}{41.9d^{4}_{CP} - 81.8d^{3}_{CP} + 55.1d^{2}_{CP} - 15.45d_{CP} + 3.6 + \frac{0.1^{b}}{b} + 0.3(1-b)}$$
(1)

Для исправления в объективе кривизны поля и дисторсии задний отрезок должен подчиняться зависимости, приведенной на рис. 5, которая может быть описана формулой

$$|S' / d_{\rm CP}| \approx 81d_{\rm CP}^4 - 189.5d_{\rm CP}^3 + 169.3d_{\rm CP}^2 - 69.5d_{\rm CP} + 12.38 - 0.6d_{\rm CP}(1-b).$$
(2)

При нормированном среднем расстоянии $d_{\rm CP} < 0.32$ отношение заднего отрезка к среднему расстоянию между зеркалами $|S'/d_{\rm CP}| > 2$, что позволяет с помощью дополнительного плоско-го зеркала, расположенного вблизи вторичного зеркала, отклонить лучи так, чтобы фокальная плоскость находилась за третичным зеркалом. Это позволяет значительно уменьшить общие габариты объектива.

Очень часто в объективах требуется телецентрический ход в пространстве изображений. Зависимость положения выходного зрачка S'_{p} , объектива от нормированного среднего расстояния между зеркалами d_{CP} описывается формулой

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

$$S'_{P'} \approx -24.5d^4_{CP} + 61.5d^3_{CP} - 51.3d^2_{CP} + 13.6d_{CP} - 0.25^{(2-b)}.$$

В диапазоне значений расстояний между зеркалами $d_{\rm CP}$ от 0.22 до 0.7 положение выходного зрачка объектива S'_p будет изменяться от +0.9 до -0.7 диоптрий. Телецентрический ход лучей в пространстве изображений в зависимости от отношения расстояний между зеркалами *b* получается в объективе при значениях нормированного среднего расстояния 0.45 $\leq d_{\rm CP} \leq 0.49$.

Изготовление внеосевых асферических зеркал, их контроль и юстировка трехзеркального объектива с внеосевым полем зрения представляет собой сложную задачу. Поэтому с точки зрения упрощения конструкции интересен вопрос зависимости конической постоянной k зеркал от выбранных габаритов объектива. Для третичного зеркала при среднем расстоянии между зеркалами $d_{CP} < 0.29$ зеркало должно быть гиперболическим, при $0.29 \le d_{\rm CP} \le 0.42$ — эллиптическим, а при $d_{CP} > 0.43$ оно приобретает форму сплюснутого сфероида. Для диапазона среднего расстояния между зеркалами $0.42 < d_{CP} < 0.43$ третичное зеркало становится сферическим [7] (рис. 6), что значительно облегчает изготовление и контроль такого объектива. Коническая постоянная k, третичного зеркала изменяется в зависимости от нормированного среднего расстояния между зеркалами по формуле

$$k_{3} \approx -82.6d_{\rm CP}^{4} + 198.3d_{\rm CP}^{3} - -180.5d_{\rm CP}^{2} + 74.2d_{\rm CP} - 11.5.$$
(3)

Вторичное зеркало также при небольших габаритах объектива при $d_{\rm CP} < 0.4$ должно быть гиперболическим, при $0.43 < d_{\rm CP} < 0.55$ — эллиптическим, а при $d_{\rm CP} > 0.6$ оно приобретает форму сплюснутого сфероида. Сферическим вторичное зеркало может быть при среднем расстоянии между зеркалами $0.56 < d_{\rm CP} < 0.60$ (рис. 6). Кривая зависимости конической постоянной вторичного зеркала от габаритов может быть достаточно точно описана уравнением

$$k_2 \approx -4.16[1+5(b-1)^3]d_{\rm CP}^2 + 10.4d_{\rm CP} - 4.59.$$
 (4)

Главное зеркало при любых габаритах объектива должно иметь гиперболическую форму. Коническая постоянная главного зеркала (рис. 6)





Рис. **6.** Величины конических постоянных *k* зеркал при $S_1 = S_{11} = S_{11} = S_{12} = S_{13} = 0$



Рис. 7. Светосила объектива

изменяется в зависимости от среднего расстояния между зеркалами по формуле

$$k_{\rm 1} \approx -76.9d_{\rm CP}^4 + 179.9d_{\rm CP}^3 - -159.3d_{\rm CP}^2 + 64.3d_{\rm CP} - 11.7.$$
(5)

При различных средних расстояниях между зеркалами объектив без экранирования с высоким качеством изображения может работать при определенной светосиле. Ориентировочная зависимость светосилы (диафрагменного числа K) от габаритов объектива, которая может изменяться от допустимого снижения качества изображения, величины поперечного поля зрения σ_{χ} , применения асферики высокого порядка, приведена на рис. 7.

Результаты исследования позволяют упростить методику расчета трехзеркального анастигматического квазиортоскопического объектива с внеосевым полем зрения, так как при выбранных допустимых габаритах $d_{\rm CP}$ и *b* по формулам (1)—(5) можно определить значения конструктивных параметров R_3 , S', k_1 , k_2 , k_3 , при которых будут исправлены аберрации.

В таблице представлены конструктивные параметры вариантов объективов, рассчитанных по предложенной методике, а также конструктивные параметры и качество изображения этих же объективов после небольшой оптимизации. Расстояния между зеркалами d_1 и d_2 в число корригируемых параметров не включались. Коэффициент передачи контраста *T* рассчитывался на пространственной частоте $v = 70 \text{ мм}^{-1}$ при длине волны $\lambda = 0.6328 \text{ мкм для дифракционно-го изображения <math>T_{d}$ и для реального изображения для нескольких точек поля зрения: T_0 ($\sigma_{g} = 7^\circ$, $\sigma_{\chi} = 0^\circ$), T_1 ($\sigma_{g} = 7^\circ$, $\sigma_{\chi} = \pm 2^\circ$), T_2 ($\sigma_{g} = 7^\circ$, $\sigma_{\chi} = \pm 3^\circ$). Значение дисторсии $\Delta y'$ приведено для края поля зрения. Её величина не превышает значения дисторсии по всему полю зрения.

Анализ выполненных расчетов показывает, что в трехзеркальном объективе с щелевым внеосевым полем зрения при определенных соотношениях конструктивных параметров можно достаточно хорошо исправить все аберрации в большом диапазоне значений нормированного среднего расстояния между зеркалами $d_{\rm CP}$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенные эмпирические формулы для расчета конструктивных параметров достаточно точно создают первоначальную модель трехзеркального объектива с внеосевым полем зрения с исправленными аберрациями, в том числе и с исправленной дисторсией. Дальнейшая оптимизация конструктивных параметров объектива позволяет устранить и аберрации высших порядков. Исследования позволили обнаружить области значений нормированного среднего расстояния между зеркалами $d_{\rm CP}$ при которых третичное или вторичное зеркало может быть сферичес-

| 17 | | ~ | | | |
|---------------------|--------------|---------------------|---------------------|--------------------|-------------|
| KOHCTNVKTURHLIC | папаметны ва | апиантов объективов | пассчитанные по |) метолике и после | оптимизации |
| Kone i pyki nbiibie | napamerph be | ipnantob oobertnbor | , pace mi annoic no | истодике и после | оптимизации |

| | Вариант 1 | Вариант 2 | Вариант 3 | Вариант 4 | | |
|-------------------------------|-------------------------------|---------------|---------------|----------------|--|--|
| Параметр | По методике/после оптимизации | | | | | |
| <i>f</i> ₀ , MM | 600 | 600 | 1000 | 500 | | |
| K | 5 | 5 | 9 | 3,5 | | |
| d_{CP} | 0.423 | 0.423 | 0.275 | 0.57 | | |
| b | 1.0 | 1.26 | 0.8 | 0.9 | | |
| R_1 , MM | -964.5/-965.8 | -892.5/-891.4 | -1350/-1355.3 | -1068/-1069.1 | | |
| <i>R</i> ₂ , мм | -352.2/-352.7 | -353.4/-353.1 | -522.1/-529.8 | -327.8/-327.0 | | |
| R_{3} , MM | -552.0/-552.6 | -588.4/-586.6 | -864.0/-870.3 | -467.4/-467.9 | | |
| <i>d</i> ₁ , мм | -253.8 | -224.6 | -305.6 | -300 | | |
| <i>d</i> ₂ , мм | 253.8 | 283.0 | 244.4 | 270 | | |
| $\tilde{S'}$, мм | -378.1/-379.0 | -394.8/-392.5 | -697.3/-694.9 | -327.4/-328.9 | | |
| k_1 | -1.85/-1.8544 | -1.85/-1.76 | -2.763/-3.027 | -1.607/-1.6195 | | |
| k_2 | -0.935/-0.956 | -1.0/-1.0 | -2.032/-2.02 | 0/0 | | |
| k_{3} | 0/0 | 0/0 | -1.04/-1.0 | 0.204/0.201 | | |
| <i>S'</i> _р , дптр | 0.19/0.28 | 0.09/0.11 | 0.81/0.80 | -0.33/-0.57 | | |
| T_{π} | 0.71 | 0.71 | 0.49 | 0.79 | | |
| T_0 (мер/саг) | 0.65/0.64 | 0.65/0.64 | 0.48/0.48 | 0.74/0.73 | | |
| T_1 (мер/саг) | 0.64/0.63 | 0.64/0.64 | 0.47/0.47 | 0.72/0.72 | | |
| T_2 (мер/саг) | 0.59/0.60 | 0.61/0.61 | 0.44/0.44 | 0.65/0.67 | | |
| $\Delta y', \%$ | 0.004 | -0.003 | 0.003 | 0.004 | | |

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

ким, что значительно упрощает изготовление и юстировку такого объектива. Получена зависимость светосилы объектива от его габаритов.

- Грамматин А. П., Сычева А. А. Трехзеркальный объектив телескопа без экранирования // Оптич. журн. — 2010. — 77, № 1. — С. 24—27.
- 2. Лебедева Г. И., Гарбуль А. А. Перспективные аэрокосмические зеркальные объективы // Оптич. журн. — 1994. — 61, № 8. — С. 57—62.
- 3. Лысенко А. И., Маламед Е. Р., Сокольский М. Н. и др. Оптические схемы объективов космических телескопов // Оптич. журн. — 2002. — **69**, № 9. — С. 21—25.
- Пат. 2327194 России. Трехзеркальная оптическая система без экранирования / А. П. Грамматин, Г. М. Грязнов, В. Д. Стариченкова. — Опубл. 2006.
- Пат. 82876 России. Трехзеркальная оптическая система без экранирования / В. А. Данилов, И. Е. Путилов, А. М. Савицкий, М. Н. Сокольский, А. И. Лысенко, Ю. Н. Петров. — Опубл. 2008.
- Пат. 106764 России. Трехзеркальная оптическая система без экранирования / Г. К. Любанец, О. В. Секержицкий, Б. Д. Троняк, А. В. Чеботарев, И. В. Черных, Н. А. Черняк. — Опубл. 2011.
- Пат. 94303 Украины. Трехзеркальный анастигматический квазиортоскопический объектив / В. М. Тягур, Н. И. Лихолит, И. Е. Гринюк. — Опубл. 2011.
- Слюсарев Г. Г. Методы расчета оптических систем. Л.: Машиностроение, 1969. — 672 с.
- Токарев А. А. Объективы с дифракционным уровнем разрешения для аппаратуры дистанционного зондирования // Междунар. Акад. Контенант. — 2001. — Июль. — С. 13—17.
- Тягур В. М., Лихоліт М. І., Колобродов В. Г. Оптичні системи космічних багатоспектральних сканерів // Наук. вісті НТТУ «КПІ». — 2006. — № 6. — С. 125— 132.
- Pat. 4240797 USA. All-reflective three element objective / W. B. Wetherell, D. A. Womble. — Publ. 1980.
- 12. Pat. 4265510 USA. Three mirror anastigmatic optical system / L. G. Cook. Publ. 1981.
- 13. *Pat.* 4733955 USA. Reflective optical triplet having a real entrance pupil / L. G. Cook. Publ. 1988.
- 14. *Pat.* 4834517 USA. Method and apparatus for receiving optical signals / L. G. Cook. Publ. 1989.

- Pat. 7209285 USA. Common axis three mirror anastigmatic optic / G. C. Vanstone, J. A. Carter, D. J. Stoppenbach. – Publ. 2007.
- Pat. 10274740 Jap. Catoptric system / M. Mitsumasa, O. Hisahiro, O. Toshihiro, S. Hironobu. – Publ. 1998.
- Pat. 1846792 Eur. Three mirror anastigmatic telescope / N. Aharon. — Publ. 2006.

Стаття надійшла до редакції 27.01.15

В. М. Тягур, М. І. Лихоліт

Казенне підприємство спеціального приладобудування «Арсенал», Київ

ТРЬОХДЗЕРКАЛЬНИЙ АНАСТИГМАТИЧНИЙ КВАЗІОРТОСКОПІЧНИЙ ОБ'ЄКТИВ ІЗ ПОЗАОСЬОВИМ ПОЛЕМ ЗОРУ

Досліджуються конструктивні особливості трьохдзеркального анастигматичного об'єктива із позаосьовим полем зору без екранування з виправленою дисторсією, наведені формули для обчислення радіусів дзеркал при заданих фокусній відстані об'єктива й відстані між дзеркалами, показані залежності конічних сталих дзеркал, заднього відрізку й діафрагмового числа об'єктива від відстаней між дзеркалами.

Ключові слова: трьохдзеркальний анастигматичний об'єктив, виправлена дисторсія, радіуси дзеркал, відстані між дзеркалами.

V. M. Tiagur, N. I. Lykholit

"Arsenal" Special Device Production State Enterprise, Kyiv

THREE-MIRROR ANASTIGMATIC QUASI-ORTHOSCOPIC LENS WITH THE OFF-AXIS FIELD OF VIEW

We present the results of the research of design features of three-mirror anastigmatic lens with the off-axis field of view without shielding with corrected distortion. Formulas for calculating the radii of mirrors for specified values of lens focal length and distance between mirrors are given, and the dependence of conic constants of mirrors and lens focal number on distances between mirrors is demonstrated.

Key words: three-mirror anastigmatic lens, corrected distortion, radiuses of mirrors, distances between mirrors.

УДК 538.97-405

А. В. Дуванський, М. Г. Соснін, Л. І. Хируненко

Інститут фізики Національної академії наук України, Київ

РАДІОЕЛЕКТРОННІ ЕЛЕМЕНТИ З ПІДВИЩЕНОЮ СТІЙКІСТЮ ДО ВПЛИВУ КОСМІЧНОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ

Створюється комп'ютерна база даних сучасних радіоелектронних елементів з підвищеною стійкістю до дії іонізаційного випромінювання, придатних для створення бортових радіоелектронних приладів космічних апаратів. У базу даних внесено приблизно 3000 приладів різного призначення.

Ключові слова: радіоелектронні елементи, космічний простір, радіаційна стійкість.

Як відомо, одним з найбільш значущих факторів, які впливають на функціонування бортової радіоелектронної апаратури в навколоземному і міжпланетному просторі, є вплив полів іонізаційних випромінювань. У міру накопичення дози іонізаційного випромінювання внаслідок деградації характеристик інтегральних мікросхем відбуваються поступові параметричні відмови бортової радіоелектронної апаратури, а також спостерігаються збої і відмови інтегральних схем внаслідок впливу поодиноких високоенергетичних частинок. Тому однією з важливих задач космічного приладобудування є використання радіоелектронних елементів, які б могли забезпечити надійне довготривале функціонування космічних апаратів.

Розвиток світової мікроелектроніки, як відомо, відбувається дуже стрімко. Розмір елементів змінювався від 5 мкм у 1960-ті рр. до 0.5 мкм у 2000-ні рр., а на даний час цей рівень технології вже сягає 0.016—0.032 мкм. Виникла технологія тривимірної збірки зі складною 3-D структурою, що дозволяє реалізувати багатошарові структури з вбудованими активними і пасивними компонентами. Зменшення розмірів радіоелектронних компонентів, використання у виробництві інтегральних схем нових матеріалів, тонких (нано-) шарів, нових технологій ведуть до появи нових класів радіоелектронної апаратури, в яких можливим є виникнення нових радіаційних ефектів та інших рівнів чутливості до впливу випромінювання порівняно з наявними аналогами. Оскільки задача гарантованого забезпечення радіаційної стійкості бортової радіоелектронної апаратури для довготривалої та безвідмовної роботи космічних апаратів є виключно актуальною, то актуальним є і створення бази даних сучасних радіоелектронних елементів з підвищеною стійкістю до дії космічного випромінювання. Цій проблемі і присвячене наше дослідження.

На першому етапі побудови бази даних провадиться збір, накопичення та систематизація інформації щодо радіаційної стійкості сучасних виробів мікроелектроніки, які виробляються найбільш відомими фірмами-виробниками і які придатні для створення бортової радіоелектронної апаратури космічних апаратів. На основі зібраної інформації провадиться систематизація приладів від різних фірм-виробників за функціональним призначенням і створюється ком-

[©] А. В. ДУВАНСЬКИЙ, М. Г. СОСНІН, Л. І. ХИРУНЕНКО, 2015

п'ютерна база даних. База даних створюється за допомогою програми "Microsoft Excel". Перша сторінка бази даних містить перелік приладів, систематизованих за їхнім функціональним призначенням. До переліку включено такі класи виробів: аналогово-цифрові та цифро-аналогові перетворювачі, підсилювачі, детектори, синтезатори частоти, твердотільні реле, транзистори та діоди, польові транзистори, випрямлячі, широтно-імпульсні перетворювачі, стабілізатори напруги, компаратори напруги, джерела опорної напруги, мультиплексери, давачі зображення, вентильні матриці, процесори, спеціалізовані інтегральні мікросхеми, постійні запам'ятовувальні пристрої, перетворювачі напруги, дільники частоти, генератори тактових імпульсів, драйвери, комп'ютери, пам'ять, елементи логіки, тригери, інвертори, ресивери, трансивери, мультивібратори, декодери, лічильники, комунікаційні буферні пристрої та інші прилади. Назви кожного з перелічених класів виробів розміщені на сторінці в окремих комірках. Комірки з назвами є активними. При виборі одного з пунктів у переліку натисканням кнопки мишки відбувається автоматичний перехід на сторінку, де зібрано відповідні прилади. Кожному класу виробів у базі даних відповідає окрема сторінка, за винятком сторінки «Інші вироби», на якій зібрана менш поширена продукція.

Сторінки, на яких систематизовано прилади, містять таку інформацію: назву приладу, назву фірми-виробника, функціональне призначення приладу, його основні параметри, інтервал робочих температур, загальну накопичену дозу, яка не приводить до зміни вихідних характеристик приладу. Наводяться також дані про стійкість приладів щодо дії поодиноких частинок, нейтронів, важких іонів, чутливість до поодиноких подій, стійкість до випадкових руйнувань в оберненозміщеному р-п переході, чутливість до порушень в системі логіки внаслідок опромінення, підвищена чутливість до низьких доз. Що стосується інформації про чутливість приладів до дії іонізаційного випромінювання, то для кожного приладу з перелічених факторів наводяться тільки дані представлені фірмою-виробником.

Крім цього до кожного приладу прикріплено файл (один або два), що має формат "pdf" або "htm", з повним описом технічних характеристик приладу та його функціональних можливостей. Відкриття файлу відбувається автоматично натисканням кнопки мишки. Файли з описами знаходяться в окремих папках для кожної фірми-виробника і прикріплені до бази даних. Програма "Excel" дозволяє також проводити сортування виробів на сторінці по необхідному параметру, виробнику тощо.

Всього в базу даних внесено 3000 приладів різного призначення.

Робота виконується в рамках Комплексної програми НАН України з космічних досліджень, проект № ГЗ8.

Стаття надійшла до редакції 10.12.14

А. В. Дуванский, М. Г. Соснин, Л. И. Хируненко

Институт физики Национальной академии наук Украины, Киев

РАДИОЭЛЕКТРОННЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ С ПОВЫШЕННОЙ СТОЙКОСТЬЮ К ВЛИЯНЮ КОСМИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Создается компьютерная база данных современных элементов с повышенной стойкостью к воздействию ионизационного излучения, пригодных для создания бортовых радиоэлектронных приборов космических аппаратов. В базу данных внесены приблизительно 3000 приборов разного назначения.

Ключевые слова: радиоэлектронные элементы, космическое пространство, радиационная стойкость.

A. V. Duvanskii, M. G. Sosnin, L. I. Khirunenko

Institute of Physics of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv

RADIO-ELECTRONIC ELEMENTS WITH INCREASED RESISTANCE TO THE EFFECT OF SPACE RADIATION

A computer database of modern radio-electronic elements with increased resistance to the effects of ionizing radiation and suitable for the creation of onboard radio-electronic spacecraft equipment has been developed. About 3.000 devices of different functionality were included in the database.

Key words: radio-electronic elements, space, radiation resistance.

УДК 519.315

В. О. Яценко¹, Ю. О. Клименко¹, О. О. Кочкодан¹, Ю. А. Малетин², С. О. Зелінський²

¹ Інститут космічних досліджень

Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, Київ ² Інститут сорбції та проблем ендоекології Національної академії наук України, Київ

МОДЕЛЮВАННЯ ТА ОПТИМІЗАЦІЯ КОМБІНОВАНИХ Накопичувачів енергії з урахуванням надійності, впливу температури та радіаційного випромінювання

Приводяться результати теоретичних та експериментальних досліджень комбінованих накопичувачів енергії з урахуванням надійності, впливу температури та радіаційного випромінювання. Розроблено технічні пропозиції щодо використання комбінованих суперконденсаторів у супутникових приладах для космічних досліджень.

Ключові слова: комбіновані накопичувачі енергії, моделювання, оптимізація, надійність, температура, радіаційне випромінювання.

вступ

У роботі представлено результати дослідження з НДР «Розробка технічних пропозиції щодо використання суперконденсаторів у супутникових приладах для космічних досліджень. Моделювання та оптимізація комбінованих накопичувачів енергії з урахуванням надійності, впливу температури та радіаційного випромінювання». Дослідження виконувались в рамках завдання «Аналіз результатів космічних експериментів та вироблення технічних пропозицій щодо дослідницьких приладів з вивчення іоносфери, космічного матеріалознавства та перспективних систем енергопостачання».

ТЕОРЕТИЧНІ ТА ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ КОМБІНОВАНИХ НАКОПИЧУВАЧІВ ЕНЕРГІЇ

Виконана робота складається з комплексу досліджень, які розпочато у 2013 р. при виконанкосмічних досліджень, який спрямовано на обгрунтування та створення нових елементів енергоживлення космічних апаратів. Ці дослідження обумовлені планами перспективних космічних експериментів, які реалізуватимуться в українських програмах дослідження та використання космічного простору у найближчі роки, зокрема в діючій Загальнодержавній науково-технічній космічній програмі України на 2013—2017 роки. На теперішній час розробка, створення й експлуатація космічних апаратів неможлива без впровадження сучасних нанотехнологій. При розробці космічних апаратів потрібні нові матеріали, які повинні витримувати навантаження космічних польотів, низькі температури, глибокий вакуум, радіаційний вплив, маючи при цьому низьку масу та здатність забезпечувати надійність та довговічність роботи космічних приладів. З цього випливає актуальність створення нових накопичувачів енергії для космічних апаратів, зокрема комбінованих джерел енергії

ні даного проекту. Це перспективний напрямок

[©] В. О. ЯЦЕНКО, Ю. О. КЛИМЕНКО, О. О. КОЧКОДАН, Ю. А. МАЛЕТИН, С. О. ЗЕЛІНСЬКИЙ, 2015
(рис. 1) на основі акумуляторів та суперконденсаторів (СК).

Як чисто «фізичні» пристрої, процеси в яких не пов'язані з будь-якими хімічними чи електрохімічними перетвореннями, переносом заряду чи маси через межу розподілу електрод/електроліт, СК швидко заряджаються і розряджаються і мають більший ресурс роботи, ніж будь-які «хімічні» акумулятори, проте значно поступаються рівнем накопиченої енергії.

Переваги кожного з цих джерел енергії реалізуються в комбінованих пристроях (СК + акумулятор), в яких використання СК дозволяє значно збільшити час життя акумулятора, а також використовувати акумулятори меншої ємності і маси.

Експлуатаційні характеристики СК обумовлюються властивостями нанопористих вуглецевих електродних матеріалів та електролітів, що в них використовуються. Тому нами було отримано результати щодо їхніх електрохімічних властивостей, а також впливу радіації (гаммата електронного опромінення) на параметри макетів СК та показано переваги використання комбінованого джерела енергії). Також отримано результати з електронного опромінення гібридного джерела живлення (рис. 1). Його електроди містять компоненти як суперконденсатора, так і літій-іонних батарей. Показано, що такі джерела чутливіші до електронного опромінення, ніж звичайні СК, але сумарна доза, яка здатна суттєво погіршити технічні характеристики гібридного елементу (ємність та опір) може бути накопичена на навколоземних орбітах за час, який значно перевищує час життя супутника (рис. 2).

У процесі дослідження встановлено такі результати.

1. СК та гібриди чутливіші до дії електронного, ніж гамма-опромінення.

2. При типових дозах опромінення погіршення характеристик СК та гібриду несуттєві.

3. Оптимізація характеристик системи дозволяє збільшити час роботи накопичувачів енергії на орбіті, істотно поліпшить їхню функціональність, показники системи енергозбереження на борту КА і підвищити його безпеку.



Рис. 1. Комбіноване джерело живлення на основі СКмодуля і літій-іонного акумулятора



Рис. 2. Вплив електронного опромінювання дозою 10¹⁶ ел./см² на характеристики СК і гібриду

Запропоновано нову математичну модель системи «накопичувач енергії на основі суперконденсаторів — система керування — сонячна батарея — інтерфейсний модуль — система збору та обробки наукової інформації». Оптимізація характеристик системи дозволяє збільшити час роботи накопичувача енергії на орбіті, істотно покращити їхню функціональність та показники системи енергозбереження на борту КА і підвищити його безпеку.

За вказаним напрямом розроблено технічні пропозиції щодо використання суперконденсаторів у приладах для космічних досліджень. Продовжено розробку математичної моделі та методи оптимізації нових типів накопичувачів енергії для супутників.

Набув подальшого розвитку багаторівневий підхід до моделювання суперконденсаторів та забезпечення його надійності з урахуванням впливу температури та радіаційного випромінювання. Підхід до моделювання засновано як на чисельних, так і аналітичних методах, що дозволяє врахувати різні просторові масштаби з використанням методу скінченних елементів.

ПЕРСПЕКТИВИ ВИКОРИСТАННЯ СУПЕРКОНДЕНСАТОРІВ В КОСМІЧНІЙ ГАЛУЗІ

За вказаним напрямом розроблено технічні пропозиції щодо використання суперконденсаторів в приладах для космічних досліджень.

Продовжено розробку математичної моделі та методів оптимізації нових типів накопичувачів енергії для супутників. Набув подальшого розвитку багаторівневий підхід до моделювання суперконденсаторів та забезпечення його надійності з урахуванням впливу температури та радіаційного випромінювання. Підхід до моделювання засновано як на чисельних, так і аналітичних методах, що дозволяє врахувати різні просторові масштаби з використанням методу скінченних елементів.

Перспективними є такі застосування.

1. Забезпечення безперебійного живлення тієї частини обладнання КА, де потрібні значні енерговитрати за порівняно короткий проміжок часу.

2. Гібридні джерела живлення (разом з акумуляторами і сонячними батареями).

3. Системи керування апаратом під час його запуску або руху по перехідній орбіті.

4. Механізми запуску і зупинки електрореактивних двигунів при зміні або корекції орбіти.

5. Системи аварійного захисту і знищення ракет-носіїв (тут СК виступає як детонатор піротехнічних блоків).

6. Застосування СК, пов'язані з проблемою космічного сміття.

В даний час обсяг фрагментованого сміття, особливо на низьких навколоземних орбітах, настільки великий, що є серйозний ризик зіткнення з ним космічних апаратів. Зіткнення з техногенним сміттям можуть стати причиною виходу супутника з ладу. Залишаючись на орбіті, такий супутник піддається подальшій багаторазовій фрагментації, що ще більш збільшує засміченість орбіти. На даний час ситуація з космічним сміттям стала незворотною, і назріла необхідність у створенні супутникової системи моніторингу та швидкого реагування на небезпечні фрагменти орбітального сміття з метою уникнути можливих зіткнень. У цьому зв'язку енергія суперконденсатора може забезпечити швидкий локальний маневр супутника для виходу з фатальної траєкторії. Інший допустимий варіант — знищення небезпечного сміття за допомогою потужного лазера, імпульс для якого теж може дати суперконденсатор.

висновки

1. Запропоновано нову математичну модель системи «накопичувач енергії на основі гібридних суперконденсаторів — система керування — сонячна батарея — інтерфейсний модуль — система збору та обробки наукової інформації».

2. Розроблено математичну модель, яка описує процеси зарядки-розрядки ультраконденсаторів з нанопористими вуглецевими матеріалами. Побудовано алгоритми оптимізації характеристик ультраконденсаторів з урахуванням процесів зарядки-розрядки.

3. Запропоновано новий чисельний алгоритм розв'язання задачі оптимізації ультраконденсаторів з урахуванням обмежень. Результати моделювання використано для обгрунтування моделей, які включають в себе температурну залежність і можуть досить адекватно моделювати поведінку різних типів ультраконденсаторів. Проведено аналіз програм моделювання, які були використані для їхнього порівняльного аналізу.

4. Запропоновано новий стохастичний підхід, який описує процес зарядки суперконденсаторів з нанопористими вуглецевими матеріалами. На відміну від інших підходів, де зміна заряду розглядається як неперервна функція, запропонований підхід адекватно враховує факт дискретності носіїв заряду в електроліті та деталізує механізми обміну носіїв між нанопорами та електролітом. Для спрощеної моделі електроліту одержано точні аналітичні розв'язки щодо накопичення заряду в нанопорах та показано, що остаточний сталий заряд лінійним чином залежить від розміру пор.

5. Обгрунтовано перспективність застосування накопичувачів енергії в конкретних наукових приладах. Показано, що гібридні джерела живлення є перспективними для мікросупутників.

1. Малетин Ю. А., Стрижакова Н. Г., Зелинский С. А. и др. Радиационная восприимчивость суперконденсаторов и перспективы их космического применения // Космічна наука і технологія. — 2013. — **19**, № 3. — С. 47—60.

- 2. Малетин Ю., Стрижакова Н., Зелінський С. та ін. Суперконденсатори як джерела енергії для мікросупутників // 14-а укр. конф. з космічних досліджень: Тез. доп. — Ужгород, 2014. — С. 123.
- 3. *Yatsenko V.* Space weather influence on supercapacitors and Li-Ion batteries for satellite power electronic applications // Energy Systems. Springer, 2015.

Стаття надійшла до редакції 15.12.14

В. А. Яценко¹, Ю. А. Клименко¹, А. А. Кочкодан¹, Ю. А. Малетин², С. А. Зелинский²

¹Институт космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Киев

² Институт сорбции и проблем эндоэкологии Национальной академии наук Украины, Киев

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ОПТИМИЗАЦИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ НАКОПИТЕЛЕЙ ЭНЕРГИИ С УЧЕТОМ НАДЕЖНОСТИ, ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ И РАДИАЦИОННОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Приведены результаты теоретических и экспериментальных исследований комбинированных накопителей энергии с учетом надежности, воздействия температуры и радиационного излучений. Разработаны технические предложения по использованию комбинированных накопителей энергии в спутниковых приборах для космических исследований.

Ключевые слова: комбинированные накопители энергии, моделирование, оптимизация, надежность, температура, радиационное излучение.

V. A. Yatsenko¹, Yu. A. Klimenko¹, O. O. Kochkodan¹, Yu. A. Maletin², S. A. Zelinskyi²

¹Space Research Institute of National Academy of Science of Ukraine and State Space Agency of Ukraine

² Institute for Sorption and Problems of Endoecology of National Academy of Science of Ukraine

MODELING AND OPTIMIZATION OF HYBRID ENERGY STORAGE DEVICES BASED ON RELIABILITY, TTEMPERATURE EFFECT AND SPACE RADIATION

The results of theoretical and experimental investigations of hybrid energy storage devices based on reliability analysis, temperature effects, and space radiation are presented. Technical proposals for using the combined energy storage devices in satellite instruments have been developed.

Key words: hybrid energy storage devices, modeling, optimization, reliability, temperature, space radiation.

УДК 621.371.351+537.86:629.7.05

В. І. Луценко¹, Д. О. Попов¹, А. Г. Лауш², В. О. Яценко³, О. О. Жаліло⁴, І. В. Діцький⁴, Є. А. Безсонов⁴

¹ Інститут радіофізики та електроніки ім. О. Я.Усикова Національної академії наук України, Харків

²ТОВ «Навіс-Україна», Сміла

³ Інститут космічних досліджень Національної академії наук України

та Державного космічного агентства України, Київ

⁴Харківський національний університет радіоелектроніки Міністерства освіти і науки України, Харків

ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ, КООРДИНАТ, ВЗАЄМНОГО ПОЛОЖЕННЯ ТА ПАРАМЕТРІВ РУХУ ОБ'ЄКТІВ У КОСМОСІ З ВИКОРИСТАННЯМ ГНСС-ТЕХНОЛОГІЙ

Приведено результати експериментальних досліджень похибок визначення положення, орієнтації та відстані між космічними об'єктами з застосуванням приймачів сигналів глобальних навігаційних супутникових систем. Вони оцінені з використанням імітатора сигналів та макетних зразків спеціальних вимірювальних комплексів в умовах Землі. Описано особливості побудови нового типу космічного акселерометра з надпровідним підвісом.

Ключові слова: взаємна орієнтація, стикування, імітатор ГНСС-сигналів, космічний акселерометр.

вступ

Точне визначення кутового положення ШСЗ необхідне для координатної прив'язки при картуванні земної поверхні в оптичному та радіодіапазонах. Необхідно це і для визначення координат об'єктів, які спостерігають ШСЗ на земній та морській поверхнях, а також при накопиченні інформації для точного сполучення окремих кадрів зображення. Точне визначення координат та взаємного положення об'єктів необхідне також при проведенні стиковок у космосі космічних об'єктів.

Радіотехнічні засоби керування стикуванням, якими користувались протягом багатьох років у вітчизняній космічній практиці, коштовні й не дозволяють стикуватися з некооперованою станцією. Крім того, застосування напівавтоматичних засобів з телевізійними системами 1960-х рр. не задовольняють сучасні вимоги. Зараз для обчислення кутового положення ШСЗ використовують гіроскопи, в тому числі лазерні, а також оптичні засоби спостереження, наприклад телескопи. Найбільш очевидний спосіб визначення орієнтації — зоряні давачі, мініатюрні телескопи, що розпізнають на небі одразу кілька опорних зірок. Гіроскопи компактніші від зоряних давачів, але не годяться для вимірювання поворотів понад 90°. Цього недоліку позбавлені лазерні гіроскопи. Вони дешевші та легші від звичних механічних, хоча практично не поступаються їм у точності. Але лазерні гіроскопи вимірюють не орієнтацію, а тільки кутові швидкості. На їхній основі розраховується кутове положення апарата.

Для звичайних засобів корекції кутового положення ШСЗ характерна досить велика інерційність. Разом з тим використання ГНССтехнологій дозволяє уникнути цього недоліку. При проведенні маневрування космічними апаратами, та їхньою стиковкою з другими кос-

[©] В. І. ЛУЦЕНКО, Д. О. ПОПОВ, А. Г. ЛАУШ, В. О. ЯЦЕНКО, О. О. ЖАЛІЛО, І. В. ДІЦЬКИЙ, Є. А. БЕЗСОНОВ, 2015

мічними об'єктами потрібно точно обчислювати координати та взаємне положення апаратів. Використання для вирішення цих задач спеціальних приймачів ГНСС-сигналів у потенціалі дозволяє отримати похибки визначення взаємного положення космічних апаратів близько 1 мм. Тому на теперішній час необхідне створення технологій, що дозволять здешевити та підвищити точність методів визначення положення, орієнтації та відстані між об'єктами у космосі. Крім того, вони дозволять визначити параметри руху космічних об'єктів, що дуже важливо при проведенні стиковок.

ФОРМУВАННЯ ЛОКАЛЬНОГО НАВІГАЦІЙНОГО ПОЛЯ ІМІТАТОРОМ СИГНАЛІВ ГНСС

Для точного визначення орієнтації, координат та відстаней між об'єктами у космосі використовують приймачі ГНСС у режимі фазових вимірювань у поєднанні з диференціальними вимірюваннями різниці фаз між декількома просторово рознесеними приймачами. Приймачі розносять вподовж осі космічного апарата та у напрямку, перпендикулярному до неї. Це дозволяє диференціальним методом вимірювати курс, кути крену та тангажу. Особливістю вимірювального комплексу є робота приймачів ГНСС на динамічному об'єкті, швидкість якого сягає 8 км/с. Це потрібно враховувати як при обчислені поточного значення кутового положення ШСЗ, так і його змін у системі координат, пов'язаній із супутниками ГНСС, а також координат та взаємних відстаней між різними ШСЗ.

Для відпрацювання програмного забезпечення приймачів ГНСС-сигналів для ШСЗ в умовах Землі було використано спеціально розроблений ТОВ «Навіс–Україна» (м. Сміла) імітатор ГНСС-сигналів (рис. 1).

Він дозволяє за заданими параметрами руху космічного об'єкта (КО) або декількох об'єктів, наприклад двох при стикуванні, обчислювати відстані до навігаційних супутників, які перебувають у полі їхнього зору (систем GPS — США та ГЛОНАСС — Росія). З використанням імітатора ГНСС-сигналів було створено сценарії імітації зближення двох космічних об'єктів (КО) [5, 6]. Вхідні дані координат реальних КО були надані





Рис. 1. Імітатор сигналів



Рис. 2. Відстань l між двома реальними КО (a) та похибка Δl визначення відстані за 100 мс (δ)

Конструкторським бюро «Південне» (м. Дніпропетровськ). На рис. 2, *а* показано зміну відстані між реальними КО. За допомогою імітатора було створено навігаційні сигнали у місці розташування КО та проведено тестування приймачів системи навігації СН4719 вітчизняного вироб-



Рис. 3. Запис змін висоти H за кілька діб: a — вихідна реалізація, δ — отримана після усунення імпульсної завади у сполученні з медіанною фільтрацією



Рис. 4. Залежність визначеної висоти H від часу спостереження: a — обчислена по всіх супутниках GPS і ГЛО-НАСС, δ — отримана після виключення ряду супутників з рішення



Рис. 5. Реальні (1) та прогнозовані (2) помилки визначення довготи $\Delta\lambda$ (*a*) та широти $\Delta\phi$ (*б*)

ництва при їхньому встановленні на KO, які зближуються (рис. 2, δ) і оцінено похибку визначення за їхньою допомогою взаємної відстані.

Вирішено алгоритмічну задачу побудови супутникового навігаційного поля для різних висот космічних об'єктів з використанням імітатора. При цьому у сценарії імітації навігаційного поля враховано параметри тропосфери та, у першу чергу, іоносфери Землі, що дає можливість відпрацьовувати алгоритми роботи приймачів, та методики керування КО ще до запуску об'єктів в умовах Землі. Похибка визначення взаємної відстані у більшості випадків не перевищує 20 м. Для вилучення аномально високих викидів похибок визначення координат було запропоновано алгоритм, який враховує не тільки значення інформаційного параметра, а й його похідної [7]. Показано, що такий підхід дозволяє істотно знизити ймовірність проходження викидів на вихід, що суттєво підвищує надійність та безпечність для систем навігації, встановлених на літаках та космічних об'єктах (рис. 3).

Дослідження поведінки сигналів супутників ГНСС при малих кутах місця дозволило запропонувати методику вилучення з навігаційного рішення задачі супутників з великим рівнем флуктуацій прийнятого сигналу, яка дозволила суттєво знизити похибки визначення координат (рис. 4).

Запропоновано новий метод диференційної корекції похибок, який на відміну від інших використовує для корекції дані не однієї найближчої точки, а трьох просторово рознесених точок, що підвищує точність та стійкість отриманих оцінок [2, 10].

На рис. 5 наведено реальні похибки оцінки координат і прогнозовані поправки, отримані інтерполяційним методом, які можуть бути використані для корекції даних.

ВИМІРЮВАЛЬНИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ВІДПРАЦЮВАННЯ АЛГОРИТМІВ ВИМІРЮВАННЯ КУТІВ ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТА ТА РЕЗУЛЬТАТИ ЙОГО ВИПРОБУВАНЬ

Вимірювальний комплекс створено на основі трьох одночастотних навігаційних приймачів СН-4719 розробки ТОВ «Навіс-Україна», антени яких розміщені на поворотній системі від малогабаритної РЛС 1РЛ-133 (рис. 6, *a*). Особливістю створеного вимірювального комплексу є використання вітчизняних приймачів сигналів



Рис. 6: *а* — вимірювальний комплекс для дослідження похибок визначення кутової орієнтації на базі опорно-поворотного пристрою від 1РЛ133; *б* — індикатор: *1* — поточні результати вимірів координат, *2* — істинні координати, *3* — видимі супутники, *4* — висота, *5* — відношення сигнал/шум для супутників, *6* — зміни широти та довготи за час експерименту

| Параметр | Кутове положення системи | Кутове положення системи на основі навігаційних даних | Кутове положення системи | Кутове положення системи на основі навігаційних даних | Кутове положення системи | Кутове положення системи на основі навігаційних даних |
|----------|--------------------------------|---|--------------------------------|---|--------------------------------|---|
| Азимут | 0° | 0.3° | 120° | 120.3° | 120° | 120.4° |
| Тангаж | 12° | 11.9° | -15° | -15.6° | 12° | 12.4° |
| Крен | 0° | 0.6° | 0° | -0.8° | 0° | -0.8° |

Результати визначення кутової орієнтації





Рис. 7. Макет кутомірної системи: a — зовнішній вигляд (1 - 4 — антени ГНСС), δ — нев'язка Δ оцінки курсу



Рис. 8. Надпровідна система підвіски пробного тіла

ГНСС, що спрощує задачу створення та відпрацювання програмного забезпечення обробки та відображення інформації (рис. 6, δ).

Цей комплекс дозволив досліджувати похибки визначення орієнтації об'єктів при змінах їхнього курсового кута та тангажа. Макет високоточної кутомірної системи дозволяє працювати як при фіксованому положенні антен по азимуту та куту місця, так і в динамічному режимі (при поворотах антенної системи з кутовими швидкостями 4 °/c або 8 °/c). Проведено декілька серій експериментів при циклічному характері змін азимуту в секторах від 60 до 240°, а також цілодобові систематичні вимірювання при фіксованих по азимуту та куту місця положеннях вимірювальних антен кутоміра. Результати визначення кутової орієнтації наведено в таблиці. Видно, що похибка при базових відстанях між антенами приймачів 2 м та 1 м не перевищує 1°.

ТОЧНІСТЬ ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ КУТОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ ПРИ СПІЛЬНІЙ ОБРОБЦІ ВИМІРЮВАНЬ GPS ТА ІНЕРЦІЙНОЇ КУТОМІРНОЇ ПІДСИСТЕМИ

Досліджено методи високоточного GPS-визначення параметрів кутової орієнтації (ПКО) рухомих об'єктів з використанням макету кутомірної системи (рис. 7, a), в якому реалізовано варіант кутомірної системи з використанням незалежних GPS-приймачів з несинхронізованими годинниками.

Проведено експериментальні дослідження визначень ПКО рухомих об'єктів. Експериментально показано (рис. 7, δ), що розроблений прототип кутомірної системи дозволяє визначати кути з точністю (СКП): курсу, крену та тангажу не гірші за 0.25° [1—4]. Досліджено можливість підвищення точності й надійності бортової системи визначення ПКО завдяки оптимальній спільній обробці вимірювань ГНСС-підсистеми та вимірювань додаткової бортової інерційної кутомірної підсистеми з використанням оцінки точності.

СТВОРЕННЯ ЧУТЛИВОГО ЕЛЕМЕНТА СУПУТНИКОВОГО АКСЕЛЕРОМЕТРА

Конструкція робочого макету (рис. 8) включає чотири набори постійних рідкісноземельних магнітів, вертикальні осі яких зміщені від осі підвісу в чотирьох радіальних напрямках. Пробна маса має два ніобій-титанових кільця. Верхня площина пробного тіла полірована і є відбивальною площиною для лазерних променів. Левітаційний зазор в залежності від маси пробного тіла становив 7—15 мм.

Обгрунтовано конструктивні особливості побудови чутливого елементу акселерометра. Розроблено математичні моделі динаміки та стійкості керованого чутливого елемента [8, 9, 11, 12]. Досліджено вплив дестабілізуючих факторів на похибки вимірювань. Побудовано чисельні алгоритми оцінювання величини прискорення пробного тіла. Обґрунтовано технологію створення макету супутникового гравіметра на основі високотемпературних надпровідних наноплівок.

висновки

1. Розроблено методики проведення вимірювань з використанням імітатора та макетів кутомірних систем, створені сценарії імітації радіонавігаційного поля для космічних апаратів, зокрема при їхньому зближенні, дозволяють опрацьовувати створювані методи та методики оцінювання координат з використанням ГНСС-сигналів в умовах Землі, чим заощаджуються значні кошти та скорочуються терміни їхньої розробки.

2. Верифікація запропонованого інтерполяційного методу введення корекції координат, який, на відміну від інших, використовує дані трьох базових станцій, показала, що цей метод введення корекції зменшує до 25 % дисперсію похибки визначення поточних значень координат, одночасно понижує систематичну похибку в порівнянні з тою, що одержується при стандартному диференціальному методі корекції.

Виключення з рішення навігаційної задачі супутників ГНСС з великим рівнем флуктуацій прийнятого від них сигналу, а також алгоритмів параметричної та непараметричної фільтрації разом з рангово-швидкісним алгоритмом відбраковування аномально високих викидів, дозволяє суттєво знизити ймовірність появи високих похибок визначення координат.

Розроблені методи та методики виконання вимірювань дозволяють зменшити вплив умов поширення радіохвиль і підвищити точність визначення координат з використанням ГНСС.

3. Натурні випробування визначення параметрів кутової орієнтації у реальному часі за допомогою створеного вимірювального комплексу (у фазовому режимі) для окремих базових ліній кутомірної системи у фіксованому положенні та при малій динаміці повороту дозволили встановити, що можна досягнути точності визначення кутового положення при фіксованому положенні системи ±0.25°. Використання двохчастотних приймачів дозволяє підвищити точність та швидкість отримання фіксованого рішення.

4. Показано можливість підвищення точності і надійності бортової системи визначення ПКО завдяки оптимальній спільній обробці вимірювань ГНСС-підсистеми та вимірювань додаткової бортової інерційної кутомірної підсистеми та оцінено отримані при цьому точності. Показано, що при відмові одного з чотирьох вимірювальних трактів точність визначення всіх трьох параметрів кутомірної системи (курс, тангаж та крен) знижуються у середньому на 12-16 %. При відмові двох вимірювальних трактів точність визначення кутів знижується у середньому на 22 %. Показано вплив точного калібрування фазових характеристик приймальних ГНСС-антен на систематичні похибки кутомірних визначень. У виконаних дослідженнях залишкова похибка калібрування фазових характеристик приймальних ГНСС-антен складала 3 мм.

5. Розроблено багатовимірну нелінійну математичну модель акселерометра, на основі якої отримано білінійне, а потім і лінійне наближення. Для оцінки вектора стану системи запропоновано робастний алгоритм гарантованого еліпсоїдального оцінювання множини досяжності керованої лінійної моделі, в якій враховується вплив обмежених по амплітуді дестабілізуючих факторів з невідомими статистичними характеристиками. Критерієм точності є мінімізація матриці еліпсоїда. Вперше встановлено умови появи хаотичної динаміки пробного тіла на основі обчислення спектрів показників Ляпунова.

Робота виконується відповідно до Цільової комплексної програми НАН України з наукових космічних досліджень на 2012—2016 рр. та розпоряджень Президії НАН України від 01.02.13 № 56 та 04.03.14 № 140.

- 1. Бессонов Е. А., Дицкий И. В. Оценка и интерполяция зенитных тропосферных задержек с использованием ГНСС-наблюдений сети референцных станций // Радиотехника. — 2013. — № 173. — С. 145—152.
- 2. *Гудков В. Н., Джаньян Ван, Лауш А. Г. и др.* Интерполяционный метод формирования дифференциальных поправок при определении координат и измерении псевдодальностей в системах глобальной навигации // Физ. основы приборостроения. 2014. 3, № 1. С. 42—57.

- Дицкий И. В. Дифференциальное GPS-позиционирование миллиметрового уровня точности на длинных базовых линиях // Тр. 18-го Междунар. молодёжного форума «Радиоэлектроника и молодёжь в XXI веке»: Тез. докл. Харьков, 2014. Т. 3. С. 119—120.
- Жалило А. А., Желанов А. А., Дицкий И. В. и др. Экспериментальная оценка характеристик новой сетевой технологии одночастотного ГНСС-позиционирования сантиметровой точности с использованием наблюдений разреженных сетей референцных станций // Матер. XI Міжнар. науково-техн. конф. «Авіа-2013»: Тез. докл. Киев, 2013. Т. 2. С. 738—741.
- Латюк А. Ф., Лауш А. Г., Попов Д. О. Прием сигналов ГНСС в условиях действия преднамеренных помех // Пятый междунар. радиоэлектронный форум «Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития» (МРФ–2014). — Харьков, 2014. — С. 211–215.
- 6. Лауш А. Г., Медвежонков В. А., Хоменко Ю. М. Відпрацювання систем навігації космічних апаратів з використанням імітатора навігаційного поля глобальних навігаційних супутникових систем GPS/ГЛОНАСС/ GALILEO // 14-а укр. конф. з космічних досліджень: Тези доп. Ужгород, 2014. С. 96.
- Луценко В. И., Луценко И. В., Попов Д. О. и др. Устранение аномально высоких ошибок определения координат в приемниках глобальных навигационных спутниковых систем // 23th Int. Crimean conf. "Microwave & Telecommunication Technology" (CriMi-Co'2013). Sevastopol, 2013. Р. 308—309.
- Наливайчук Н., Яценко В. Аппаратно программное обеспечение адаптивного опто-криогенного гравиметра на основе наноструктур // 13 укр. конф. з космічних досліджень: Зб. тез. — Київ: Кафедра, 2013. — С. 139.
- 9. Яценко В., Іванов С., Налівайчук М. Алгоритмічне та математичне забезпечення супутникового адаптивного надпровідного акселерометра // 14-а укр. конф. з космічних досліджень: Тези доп. Ужгород, 2014. С. 82.
- Kravchenko V. F., Laush A. G., Lutsenko V. I., et al. The three-point method of differential correction of coordinates and pseudo-range in GPS // J. Measurement Sci. and Instrumentation. – 2014. – 5, N 1 (Mar. 2014, Sum N 17). – P. 41–45.
- Yatsenko V. Modeling and optimization of a superconducting space accelerometer based on functional thin films // Int. conf. "Learning and Intelligent Optimization Conference" (LION 8): Abstract. — Florida, USA, 2014.
- Yatsenko V., Nalivaichuk N. Opto-cryogenic sensitive element with ultrasensitive laser interferometer and microprocessor controller // IEEE Int. conf. on Advanced Optoelectronics and Lasers (CAOL-2013): Abstracts. — Kharkov, 2013. — P. 39.

Стаття надійшла до редакції 12.12.14

В. И. Луценко¹, Д. О. Попов¹, А. Г. Лауш², В. А. Яценко³, А. А. Жаліло⁴, И. В. Дицкий⁴, Е. А. Безсонов⁴

¹Институт радиофизики и электроники им. А. Я. Усикова Национальной академии наук Украины, Харьков

- ²ООО «Навис-Украина», Смела
- ³Институт космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Киев
- ⁴Харьковский национальный университет радиоэлектроники Министерства образования и науки Украины, Харьков

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ, КООРДИНАТ, ВЗАИМНОГО ПОЛОЖЕНИЯ И ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТОВ В КОСМОСЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГНСС-ТЕХНОЛОГИЙ

Приведены результаты экспериментальных исследований погрешностей определения положения, ориентации и расстояния между космическими объектами с использованием приемников сигналов глобальных навигационных спутниковых систем. Они определены с использованием имитатора сигналов и макетных образцов специальных измерительных комплексов в условиях Земли. Описаны особенности построения нового типа космического акселерометра со сверхпроводящим подвесом.

Ключевые слова: взаимная ориентация, стыковка, имитатор ГНСС-сигналов, космический акселерометр.

V. I. Lutsenko¹, D. O. Popov¹, A. G. Laush², V. O. Yatsenko³, O. O. Zhalilo⁴, I. V. Ditskiy⁴, E. A. Bessonov⁴

- ¹O. Ya. Usikov Institute for Radiophysics and Electronics of the National Academy of Science of Ukraine, Kharkiv ²Co. Ltd. «Navis-Ukraine», Smila
- ³ Space Research Institute of the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Kyiv
- ⁴ Kharkiv National University of Radio Electronics of the Ministry of Education and Science of Ukraine

DETERMINATION OF ORIENTATION, COORDINATES, RELATIVE POSITION AND MOVEMENT PARAMETERS OF OBJECTS IN SPACE WITH THE GNSS TECHNOLOGY

We give the results of experimental studies of the errors arising when the position, orientation and distance between space objects are determined using the signals from receivers of global navigation satellite systems. The errors were evaluated with the use of the signal simulator and model sample of specific measurement systems under terrestrial conditions. The construction features of a new type of cosmic accelerometer with a superconducting levitating suspension are described.

Key words: mutual orientation, docking, simulator of GNSS signals, space accelerometer.

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

УДК 533.692.5

А. Я. Карвацкий, И. В. Пулинец, Т. В. Лазарев, А. Ю. Педченко Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт», Киев

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ КЛИНА С ПРИМЕНЕНИЕМ СВОБОДНОГО ОТКРЫТОГО ПРОГРАММНОГО КОДА ОРЕNFOAM

Рассмотрен пример использования свободного открытого программного кода OpenFOAM с применением решателей sonic-Foam и rhoCentralFoam для расчета сверхзвукового обтекания тела клиновидной формы. Исследовано влияние скорости набегающего воздушного потока на распределение давления, скорости и температуры в расчетной области. Выполнено сравнение численных результатов с точными решениями и проведен анализ полученных данных.

Ключевые слова: OpenFOAM, сверхзвуковой поток, невязкое течение, косой скачок уплотнения, клиновидный профиль.

введение

Современный уровень развития общества невозможно себе представить без космических систем околоземного базирования, которые обеспечивают связь, навигацию и т. д. Обеспечение растущих потребностей человечества в этих системах предусматривает совершенствование и разработку новых более надежных и энергоэффективных ракетных носителей, обеспечивающих вывод наукоемкого оборудования на околоземные орбиты. Из масштаба задачи следует необходимость проведения большого числа исследовательских работ, что требует существенных финансовых и временных затрат. Современные методы вычислительной гидродинамики CFD (Computational Fluid Dynamics) позволяют сократить объемы дорогостоящих экспериментальных исследований в аэродинамических трубах, с достаточной точностью моделируя протекающие аэродинамические процессы летательных аппаратов [9, 10].

На сегодняшний день одним из перспективных и динамично развивающихся свободно распространяемых программных обеспечений с открытым исходным кодом для моделирования задач механики сплошной среды является OpenFOAM (http://www.openfoam.org/), предоставляемый на условиях Generic Public License. Доступность исходного кода позволяет инженерам и исследователям проводить расчеты и разрабатывать собственные решатели на базе языка программирования C++. OpenFOAM предоставляет широкие возможности для моделирования несжимаемых и сжимаемых турбулентных течений жидкости и газа, в частности он может быть применен для решения задач прикладной аэродинамики. В его состав входят более 80 различных решателей и 170 утилит [2], при этом исследователь должен самостоятельно выбирать решатель в зависимости от постановки задачи. Предварительно необходимо провести верификацию выбранного решателя с использованием тестовых задач.

[©] А. Я. КАРВАЦКИЙ, И. В. ПУЛИНЕЦ, Т. В. ЛАЗАРЕВ,



Рис. 1. Обтекание тела клиновидной формы в сверхзвуковом потоке

Таблица 1. Результаты аналитического решения аэродинамического обтекания клина с углом 15° в сверхзвуковом потоке воздуха [11]

| 7 59.503 |
|---|
| 4 53.386 |
| 7 45.314 |
| 9 40.402 |
| 6 36.921 |
| 4 32.221 |
| 2 29.175 |
| 7 5 4 5 7 4 9 4 6 3 4 3 2 2 |

Целью работы является апробация тестовой расчетной модели сверхзвукового обтекания тела клиновидной формы, сопоставление с результатами точных решений, либо численных решений, полученных другими исследователями, обоснование выбора решателя для дальнейшего использования при расчете сверхзвукового течения на сложных моделях летательных аппаратов с использованием программного кода OpenFOAM.

АНАЛИТИЧЕСКОЕ РЕШЕНИЕ

Расчетная область и принятые обозначения аэродинамического обтекания тела клиновидной формы в сверхзвуковом потоке газа представлены на рис. 1 [3]. Исследуемое тело представляет собой клин с углом $\alpha = 15^\circ$, условия набегающего потока на входе обозначаются индексом 1, а на выходе — индексом 2. В рассматриваемом случае поступательное течение вдоль боковой поверхности клина отделяется от набегающего потока плоским косым скачком уплотнения, идущим от



Рис. 2. Расчетная область задачи: *а* — геометрия, *б* — дискретизация

вершины клина (так называемая ударная волна). При прохождении газа через ударную волну его скорость, давление, плотность и температура изменяются разрывным образом, т. е. скачком.

Задача рассматривается при давлении набегающего потока $p_1 = 1$ атм и температуре $T_1 = 300$ К для набора чисел Маха $M_1 = [1.65, 1.75, 2.0, 2.25, 2.5, 3.0, 3.5]$. Характеристики течения за ударной волной могут быть определены из известных аналитических зависимостей [3, 7, 8, 11], что позволяет оценить адекватность получаемых результатов на численной модели. Результаты аналитического решения приведены в табл. 1.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

В статье рассматривается задача обтекания клиновидного тела в невязком сверхзвуковом потоке. Использование модели Эйлера, описывающей невязкое течение идеального газа, позволяет получать достоверные данные (особенно при умеренных сверхзвуковых значениях числа Маха) о силовом взаимодействии летательного аппарата с окружающей средой [1, 4—6].

Математическая модель основана на системе уравнений Эйлера, определяющих законы сохранения массы, движения, энергии и уравнения состояния идеального газа. Система уравнений решалась численным методом конечных объемов с использованием программного кода OpenFOAM. Геометрические характеристики расчетной области принимались по данным (https://confluence.cornell.edu/pages/ viewpage.action?pageId=170201594). Ее построение и дискретизация выполнялась с помощью утилиты blockMesh (рис. 2), входящей в состав



Рис. 3. Сопоставление результатов моделирования при скорости набегающего потока $M_1 = 3$: *a* — перепад давления, δ — перепад температуры (сплошная линия — аналитическое решение, кружки — sonicFoam, крестики — rhoCentralFoam)

ОрепFOAM. Для построения более сложных геометрических моделей может быть также использована открытая интегрируемая платформа SALOME (http://www.salome-platform.org/). Визуализация результатов расчета выполнялась с помощью свободного программного обеспечения ParaView (http://www.paraview.org/).

В качестве граничных условий задачи принимались:

• во входном сечении и на верхней границе задавались скорость, давление и температура набегающего потока;

• в выходном сечении — условия нулевого градиента для скорости, давления и температуры;

• на поверхности клина — условия скольжения для скорости и нулевого градиента для температуры и давления;

• на нижней границе — условия симметрии.

В качестве решателей OpenFOAM использовались sonicFoam и rhoCentralFoam, предназначенные для моделирования задач до- и сверхзвукового ламинарного или турбулентного сжимаемого потока. Эти решатели отличаются между собой базовыми алгоритмами. SonicFoam построен на основе алгоритма вычисления давления (pressure-based), а rhoCentralFoam — на алгоритме вычисления плотности (density-based). В методе pressure-based уравнения сохранения решаются для исходных переменных (ρ , **V**, *e*), плотность находится из уравнения состояния, а давление из уравнения связи давления со скоростью. В случае метода density-based уравнения сохранения решаются для переменных (ρ , ρ **V**, ρ *E*), плотность рассчитывается из уравнения неразрывности, а давление — из уравнения состояния.

SonicFoam реализован с помощью алгоритма PISO (Pressure Implicit with Splitting of Operators) [12, 13], отличается двухшаговым корректором, а в качестве зависимых переменных используется давление и скорость.

RhoCentralFoam реализуется с использованием центрально-разностной схемы Курганова — Тадмора [14].

При виполнениии расчетов шаг интегрирования по времени выбирался из условия, чтобы число Куранта не превышало единицы. Число Куранта для расчетной ячейки определялось согласно [2]:

$$\operatorname{Co} = \frac{\delta_t |\mathbf{V}|}{\delta x},$$

где δ_i — шаг интегрирования по времени, δx — размер расчетной ячейки в направлении скорости, $|\mathbf{V}|$ — модуль вектора скорости в расчетной ячейке.



Рис. 4. Сопоставление результатов моделирования с аналитическими расчетами при разных скоростях *M*₁ набегающего потока (см. табл. 1): *a* — угол ударной волны, *б* — перепад давления, *в* — число Маха, *г* — перепад температуры

Таблица 2. Погрешность результатов численного анализа сверхзвукового обтекания тела клиновидной формы при скорости набегающего потока $M_1 = 3$

| Решатель | М | р, атм | Т, К | Θ, град |
|----------------------------------|---------------|---------------|----------------------|---------------|
| Аналитическое | 2 254 | 2 824 | <i>A</i> 16 <i>A</i> | 32.22 |
| sonicFoam | 2.326 | 2.815 | 400.01 | 31.96 |
| Погрешность, % rhoCentralFoam | 3.19 2.276 | 0.32 2.828 | 3.94 418.58 | 0.81 32.25 |
| Погрешность, % | 0.98 | 0.14 | 0.39 | 0.01 |

Численное решение задачи проводилось при условиях однозначности, для которых существует ее аналитическое решение.

СОПОСТАВЛЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТОВ

Результаты сопоставления данных численного анализа сверхзвукового обтекания тела клиновидной формы (решатели sonicFoam и rhoCentralFoam) с точными решениями для набора чисел Маха $M_1 = [1.65, 1.75, 2.0, 2.25, 2.5, 3.0, 3.5]$ и в отдельности для $M_1 = 3$ приведено на рис. 3, 4.

Из приведенных данных следует, что оба решателя показывают сходимость с аналитическим решением по всем приведенным графикам, за исключением перепада температуры. В этом случае rhoCentralFoam обеспечивает лучшее приближение к аналитическому решению по



Рис. 5. Физические поля: *а* — давление, *б* — число Маха, *в* — температура, *г* — угол ударной волны

сравнению с sonicFoam. Оценка погрешности результатов численного анализа приведена для варианта расчета со скоростью набегающего потока $M_1 = 3$ (табл. 2).

Результаты моделирования в виде полей физических величин при скорости набегающего потока $M_1 = 3$ приведены на рис. 5.

Профили гидродинамических и термодинамических характеристик потока, полученные в результате численного моделирования, количественно и качественно описывают сверхзвуковое обтекание тела клиновидной формы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена задача аэродинамического обтекания тела клиновидной формы в сверхзвуковом потоке воздуха и ее решение с помощью отрытого программного кода OpenFOAM с применением решателей sonicFoam и rhoCentralFoam. Получены результаты численного анализа обтекания клиновидного тела и выполнено их сопоставление с точным решением. Установлено, что наиболее близкие к аналитическому решению результаты показывает решатель rhoCentralFoam (см. рис. 3, 4).

В качестве развития данного исследования планируется в дальнейшем провести сравнительный численный анализ сверхзвукового обтекания тела с исследованием влияния моделей турбулентности на точность получаемых результатов и решение сопряженной задачи для получения распределения поля температур непосредственно в летательном аппарате.

Также для повышения точности расчета полей температуры планируется выполнить модификацию решателя SonicFoam путем замены схемы против потока Гаусса с первым порядком на центрально-разностную схему против потока Курганова — Тадмора со вторым порядком аппроксимации потоковых членов.

- Белоцерковский О. М. Численное моделирование в механике сплошных сред. — М.: Наука, 1984. — 517 с.
- Калугин В. Т., Стрижак С. В. Выбор аэродинамической компоновки аппарата-зонда обтекаемого турбулентным закрученным потоком газа // Наука и образование. — 2012. — 125. — С. 181—198.
- Карафоли Е. Аэродинамика больших скоростей. Пер. с англ. / Под ред. Л. П. Смирнова. — М.: Изд-во Акад. наук СССР, 1960. — 725 с.
- Краснов Н. Ф., Кошевой В. Н., Данилов А. Н., Захарченко В. Ф. Аэродинамика ракет. — М.: Высш. шк., 1968. — 772 с.
- Липницкий Ю. М., Красильников А. В., Покровский А. Н., Шманенков В. Н. Нестационарная аэродинамика баллистического полёта. — М.: Физматлит, 2003. — 174 с.
- Лунёв В. В. Течение реальных газов с большими скоростями. — М.: Физматлит, 2007. — 760 с.
- Ферри А. Аэродинамика сверхзвуковых течений / Пер. с англ. Р. И. Штейнберга. — М.-Л.: ГИТТЛ, 1952. — 466 с.
- Anderson J. Modern Compressible Flow: With Historical Perspective. – 2nd ed. – New York: McGraw-Hill, 2004. – 650 p.
- Ferziger J. H., Peric M. Computational Methods for Fluid Dynamics. – Berlin: Springer-Verlag, 2002. – 423 p.
- Hafez M. M., Oshima K., Kwak D. Computational fluid dynamics. Review 2010. — Singapore: Mainland Press, 2010. — 618 p.
- Houghton E. L., Brock A. E. Equations, tables and charts foe compressible flow // Nasa technical report. — California, Moffett Field, 1953. — 69 p.
- Issa R. I. Solution of implicitly discretised fluid flow equations by operator-splitting // J. Comput. Phys. 1986. 62. – P. 40–65.
- Jang D. S., Jetli R., Acharya S. Comparison of the PISO, SIMPLER, and SIMPLEC algorithms for the treatment of the pressure-velocity coupling in steady flow problems // Numer. Heat Transfer Appl. – 1986. – 10. – P. 209– 228.
- 14. Kurganov A. Tadmor E. New high-resolution central schemes for nonlinear conservation laws and convec-

tion – diffusion equations // J. Comput. Phys. -2000. -**160**, N 1. – P. 241–282.

Стаття надійшла до редакції 25.12.14

А. Я. Карвацький, І. В. Пулінець, Т. В. Лазарєв, А. Ю. Педченко

Національний технічний університет Украйни «Київський політехнічний інститут», Київ

ЧИСЛОВЕ МОДЕЛЮВАННЯ НАДЗВУКОВОГО ОБТІКАННЯ КЛИНУ З ВИКОРИСТАННЯМ ВІЛЬНОГО ВІДКРИТОГО ПРОГРАМНОГО КОДУ ОРЕNFOAM

Розглянуто приклад застосування вільного відкритого програмного коду OpenFOAM з використанням вирішувачів sonicFoam і rhoCentralFoam для розрахунку надзвукового обтікання тіла клиновидної форми. Досліджено вплив швидкості набігаючого повітряного потоку на розподіл тиску, швидкості та температури в розрахунковій області. Виконано порівняння числових результатів з точними розв'язками і проведено аналіз отриманих даних.

Ключові слова: OpenFOAM, надзвуковий потік, нев'язка течія, косий стрибок ущільнення, клиновидний профіль.

A. Ya. Karvatskii, I. V. Pulinets,

T. B. Lazarev, A. Yu. Pedchenko

National Technical University of Ukraine «Kyiv Polytechnic Institute», Kyiv

NUMERICAL MODELLING OF SUPERSONIC FLOW AROUND A WEDGE WITH THE USE OF FREE OPEN SOFTWARE CODE OPENFOAM

Calculation of supersonic flow around a wedge shaped body was considered as an example of the usage of the free open software code OpenFOAM with the application of solvers. The influence of incoming air flow velocity on the distribution of pressure, velocity, and temperature in the calculation area was studied. Numerical results and accurate solutions were compared, and the data obtained were analyzed.

Key words: OpenFOAM, supersonic flow, inviscid flow, oblique shock, wedge airfoil.

УДК 629.7

В. Б. Тараненко¹, Р. А. Лимаренко¹, В. О. Топольніков¹, В. О. Яценко², Є. В. Мартиш², О. Г. Меланченко³

¹ Міжнародний центр «Інститут прикладної оптики» Національної академії наук України, Київ

² Інститут космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, Київ ³ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

СТВОРЕННЯ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ПРОЦЕСОМ СТИКУВАННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ НА АКТИВНИХ ОПТИЧНИХ МАРКЕРАХ ТА ЇЇ ЛАБОРАТОРНЕ МАКЕТУВАННЯ

Проведено аналітичний огляд наявних сьогодні та перспективних систем зближення і стикування космічних апаратів. Особливу увагу приділено оптичним навігаційним сенсорним системам для останніх стадій зближення, коли відстань між космічними апаратами не перевищує 100 м. Для збільшення точності визначення кутових координат космічних апаратів запропоновано використовувати активні оптичні маркери і методи розпізнавання оптичних образів. Проаналізовано також можливості збільшення точності визначення відстані між космічними апаратами при використанні методів лазерної локації. Сформульовано вимоги до лабораторних експериментів.

Ключові слова: зближення і стикування, активні маркери, ЛІДАР.

У рамках Цільової комплексної програми Національної академії наук України з наукових космічних досліджень на 2012—2016 рр. у Міжнародному центрі «Інституті прикладної оптики» НАН України спільно зі спеціалістами Інституту космічних досліджень НАН України та ДКА України та ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля виконується робота, присвячена створенню інтелектуальної системи керування процесом стикування космічних апаратів (КА).

Порівняння навігаційних сенсорних систем, які застосовуються для вимірювання в реальному масштабі часу положення КА в процесі їхнього зближення і стикування (особливо в автоматичному режимі), показує, що вони мають власні фундаментальні труднощі. Оцінка положення КА є функцією його геометрії, умов середовища, лінії зору, сенсорних характеристик, можливостей алгоритму обробки та відповідної комп'ютерної платформи. У роботах [1—4] зроблено аналітичний огляд систем зближення і стикування, таких як «Space Vision System», яка використовується НАСА для стикування з МКС, «Курс» та «Курс-НА» (Росія), «TriDAR Autonomous Rendezvous & Docking System» (Канада) і близьких до них систем керування відносним рухом КА на малих відстанях. Розглянуто також перспективні системи, які перебувають у стадії інженерної розробки.

Огляд сучасних стандартів зближення і стикування виявив особливе положення та значущість останніх фаз цього процесу, коли відстань між КА не перевищує 100 м. Огляд обмежений процесами стикування низькоорбітальних КА, але певні елементи пропонованої системи дозволять провести стикування з поверхнею малих космічних тіл (астероїдів). У пропонованій нами системі суттєвим моментом є наявність компонентів, які вимірюють орієнтацію КА з різною кількістю ступенів вільності в залежності від відстані між КА. Початковою є інформація, яка надходить від джерел на борту КА. За такі джерела ми пропонуємо спеціальні маркери, розміри яких, геометричні параметри взаємного положення та

[©] В. Б. ТАРАНЕНКО, Р. А. ЛИМАРЕНКО, В. О. ТОПОЛЬНІКОВ, В. О. ЯЦЕНКО, Є. В. МАРТИШ, О. Г. МЕЛАНЧЕНКО, 2015

оптичні параметри (маркери є оптично активними) використовуються як первісні виміри.

Активні оптичні системи з маркерами (АОСМ) порівняно з пасивними точніші та мають можливість охоплення більшої робочої зони. Крім того, джерела світла можуть бути імпульсними, що дає можливість захоплення значної кількості маркерів, які перебувають ближче один до одного. Саме в них можливе одночасне використання спектральної та поляризаційної сепарації зображень маркерів для їхньої подальшої обробки. Серед сучасних джерел вимогам щодо координатних вимірів та до бортової апаратури найкращий набір параметрів мають твердотільні лазери з довжиною хвилі понад 1.4 мкм. Для них можлива робота як в автоматичному режимі, так і в змішаному, за участю оператора. Обраний діапазон довжин хвиль відповідає вимогам безпеки до зору людини. Фази стикування потребують середньої потужності, і пропоновані джерела задовольнять цим вимогам. До безсумнівних переваг такої системи належать: висока ймовірність правильного знаходження та розпізнавання КА (як мішені), малі масо-габаритні характеристики та робота в реальному часі. Запропонована система джерел забезпечує також стійкість до змінності яскравості та геометрії об'єктів спостереження і місця їхнього розташування. Використання АОСМ для керування відносним рухом КА дозволяє вирішити цю проблему при висоті польоту КА більш ніж 2000 км, де використання супутникових радіонавігаційних систем (GPS, Galileo та ін.) для визначення параметрів руху є малоефективним.

Аналіз перспективних розробок дає можливість визначити необхідність створення резервних систем для останніх фаз зближення і стикування, таких як незалежна лазерна локаційна система інфрачервоного діапазону спектру. Така система базується на принципах лазерної дальнометрії та інтерферометрії і є необхідною не тільки для високоточних вимірювань відносної дальності і орієнтації КА в реальному часі, але і для прискорення математичної обробки при формуванні команд на керувальні засоби (гальмівні та маневрові двигуни).

Проаналізовано можливості використання методів розпізнавання оптичних образів у сис-

темі стикування космічних апаратів, наведено порівняння сучасних методів класифікації та розпізнавання. Розглянуто такі методи: а) послідовне розпізнавання оптичних зображень КА та маркерів на основі динамічного програмування; б) метод розпізнавання з використанням функцій прийняття рішень; в) розпізнавання оптичних зображень з використанням статистичних методів; г) розпізнавання оптичних зображень на основі найбільш інформативних ознак та динамічного підходу.

Проведена робота дає можливість сформулювати такі вимоги для лабораторних експериментів.

1. Створення лабораторних зразків активних маркерів в обраному інфрачервоному діапазоні, форма яких полегшує їхню ідентифікацію та визначення кутових координат.

2. За заданою формою маркера (у зображенні) необхідно сформувати багаторівневий структурно-топологічний опис образу, який буде достатнім для вирішення задач пошуку, знаходження та розпізнавання знаку (маркера) в широкому діапазоні дальності. В цих умовах обмеженого кутового розрізнення оптичної системи та дискретного характеру представлення зображень, в однозначному представлення зображень, в однозначному представленні образу маркера суттєву допомогу може надати його активний характер з використанням набору робочих частот в інфрачервоному діапазоні та спеціально підібрана форма.

3. Розробка алгоритмів розрізнення та розпізнавання, які здатні надійно працювати в умовах помітної значної перебудови топологічної структури зображення, що виникає внаслідок масштабування зображення при зміні відстані. Додаткові фактори, які утруднюють реалізацію таких алгоритмів, такі: ракурс спостереження маркера може змінюватись у широких межах, а також те, що умови освітлення і фон теж можуть змінюватись. Дія цих факторів буде значно зменшуватись при використанні активних маркерів у вузькому спектральному діапазоні.

4. Розробка алгоритмів вимірювання просторових та кутових координат КА за візирним зображенням відомих стикувальних маркерів.

Ці підходи спрямовані на вирішення задач автоматичного керування відносним рухом КА

у процесі зближення і стикування. Перспективність такого напрямку обумовлена підвищенням надійності і точності вимірювань вектора параметрів відносного руху КА.

Подальші розробки повинни включати: дизайн тривимірної структури маркерів для їхнього надійного виявлення в широкому діапазоні відстаней і кутів огляду; кодування інформації з маркерів для однозначної ідентифікації КА, їхнього положення та орієнтації; резервний канал для правильної роботи навіть при частковій втраті даних; маркери, які виявляються в кожному кадрі без відстеження міжкадрового проміжку, що дозволяє миттєве відновлення від оклюзії або втрати зображення; додатковий вибір матеріалу мішені і розташування зображень для виявлення їх в широкому діапазоні освітленостей; можливість використання декількох маркерів в одній робочій області для підвищення точності визначення положення; розробку підсистеми розпізнавання образів.

Планується продовження робіт зі створення лабораторних зразків твердотільних мікролазерів з діодною накачкою та напівпровідникових лазерів з селективним зворотним зв'язком. Такі лазери є мініатюрними джерелами як неперервного, так і імпульсного когерентного випромінювання інфрачервоного діапазону, які відповідають вимогам до систем космічної лазерної локації, у тому числі для вирішення задач керування процесом зближення і стикування КА на активних оптичних маркерах.

- 1. *Меланченко А. Г.* Скоординированное управление поступательным движением КА в кластере линейной архитектуры // Пробл. управлениия и информатики. 2014. № 5. С. 80—97.
- Klesh A. T., Cutler J. W., Atkins Ella M. Cyber-physical challenges for space systems IEEE/ACM // Third International Conference on Cyber-Physical Systems. – 2012. – P. 45–53. – DOI 10.1109/ICCPS.2012.13.
- Martysh E. V., Yatsenko V. O. Spacecrafts automatic docking system with active infrared markers // Bull. Taras Shevchenko Nat.Univ. Ser. Radio Physics and Electronics. – 2013. – N 2 (20). – P. 29–32.
- 4. *Yatsenko V.* Modeling and optimization of laser docking system for space satellites // Int. conf. on optimization, control and applications in the information age. Greece, 2014. P. 18.

Стаття надійшла до редакції 15.12.14

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

В. Б. Тараненко¹, Р. А. Лимаренко¹, В. А. Топольников¹, В. А. Яценко², Е. В. Мартыш², А. Г. Меланченко³

¹Международный центр «Институт прикладной оптики» Национальной академии наук Украины, Киев

² Институт космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Киев

³ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск

СОЗДАНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПРОЦЕССОМ СТЫКОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА АКТИВНЫХ ОПТИЧЕСКИХ МАРКЕРАХ И ЕЕ ЛАБОРАТОРНОЕ МАКЕТИРОВАНИЕ

Представлен аналитический обзор существующих и перспективных систем сближения и стыковки космических аппаратов. Особое внимание уделено оптическим навигационным сенсорным системам для последних стадий сближения, когда расстояние между космическими аппаратами не превышает 100 м. Для увеличения точности определения угловых координат КА предложено использовать активные оптические маркеры и методы оптического распознавания образов. Проанализированы также возможности увеличения точности определения расстояния между КА при использовании методов лазерной локации. Сформулированы требования к лабораторным экспериментам.

Ключевые слова: сближение и стыковка, активные маркеры, ЛИДАР.

V. B. Taranenko¹, R. A. Lymarenko¹, V. A. Topolnikov¹, V. A. Yatsenko², E. V. Martysh², O. G. Melanchenko³

¹ International Center "Institute of Applied Optics" of the National Academy of Science of Ukraine, Kyiv ² Space Research Institute of the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Kyiv

³Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

IINTELLECTUAL CONTROL SYSTEM FOR SPACECRAFT RENDEZVOUS AND DOCKING BASED ON ACTIVE OPTICAL MARKERS AND ITS LABORATORY PROTOTYPING

The existing and emerging systems for the rendezvous and docking of spacecrafts are reviewed. Particular attention is paid to the optical navigation sensor systems at the last stages of the rendezvous process, where the distance between spacecrafts does not exceed 100 meters. The usage of active optical markers and optical pattern recognition methods are proposed in order to increase the measurement accuracy for the spacecraft angular coordinates. The possibility of increasing the measurement accuracy for the distance between spacecrafts by means of the laser ranging techniques is also analyzed. The requirements to the laboratory experiments are specified.

Key words: rendezvous and docking, active markers, LIDAR.

УДК 528.2:629.78

О. А. Хода Главная астрономическая обсерватория Национальной академии наук Украины, Киев

ЦЕНТР АНАЛИЗА ГНСС-ДАННЫХ ГАО НАН УКРАИНЫ: РЕЗУЛЬТАТЫ ОБРАБОТКИ НАБЛЮДЕНИЙ ДЛЯ GPS-НЕДЕЛЬ 1400–1631

В Центре анализа ГНСС-данных ГАО НАН Украины были обработаны наблюдения ГНСС-спутников на перманентных станциях, расположенных в Украине и в Восточной Европе, для GPS-недель 1400—1631. Обработка выполнена с помощью комплекса «Bernese GPS Software ver. 5.0». В результате получены оценки координат ГНСС-станций в системе координат IGS05 и оценки зенитных тропосферных задержек для всех станций. Полученные решения соответствуют по качеству комбинированным решениям Европейской перманентной ГНСС-сети.

Ключевые слова: ГНСС, ITRF, IGS05, координаты станций, зенитные тропосферные задержки.

В декабре 2003 г. в Главной астрономической обсерватории (ГАО) НАН Украины началась регулярная обработка данных наблюдений GPSспутников на перманентных станциях, расположенных в Украине и в соседних странах. Обработка проводилась с помощью программного комплекса «Bernese GPS Software ver. 4.2» согласно действующим на то время требованиям Европейской ГНСС-сети (EPN). Были обработаны данные для GPS-недель 1236—1399 (14 сентября 2003 г. — 4 ноября 2006 г.) [1—3].

Начиная с GPS-недели 1400 (5 ноября 2006 г.) Международная ГНСС-служба (IGS) ввела новые требования для обработки данных с перманентных ГНСС-станций, эти же требования приняла и Европейская перманентная ГНССсеть. Основные изменения:

• использование системы координат IGS05 (IGS-реализации системы координат ITRF2005 [6]);

• использование абсолютных моделей вариаций фазовых центров комбинаций ГНСС-антенна — купол (вместо относительных);

• использование модели океанической нагрузки FES2004. Для продолжения регулярной обработки ГНСС-данных согласно новым требованиям ГАО НАН Украины обновила версию программного комплекса «Bernese GPS Software» до версии 5.0.

Программный комплекс «Bernese GPS Software ver. 5.0» [7] поставляется в виде исходных кодов. Тексты программ написаны на языках программирования «Fortran 90», «Fortran 77» и C++, одна подпрограмма написана на языке С. Для компиляции программ комплекса использовался свободный компилятор «g95» для операционной системы «Linux».

Сеть станций была расширена. В обработку были включены наблюдения на новых украинских станциях «Кацивели» (KTVL), «Прилуки» (PRYL), «Смела» (SMLA) и «Харьков/ХНУРЭ» (SURE).

Перманентная GPS-станция «Харьков/ ХНУРЭ» (SURE, номер DOMES: 15504М001) была установлена Харьковским национальным университетом радиоэлектроники 1 ноября 2006 г. Станция используется для учебных и научных целей. Регулярные наблюдения GPSспутников на станции SURE начались 25 апреля 2007 г. Оборудование станции периодически

[©] О. А. ХОДА, 2015



Рис. 1. Схема расположения ГНСС-станций

менялось, на конец GPS-недели 1631 станция «Харьков/ХНУРЭ» была оборудована комплектом аппаратуры фирмы «NovAtel Inc.» (Канада): GPS-приёмником «ProPak-LBplus» (код IGS: NOV OEM4-G2) и GPS-антенной GPS-702 (rev. 4). Антенный пост расположен на крыше корпуса одного из факультетов университета.

Перманентная ГНСС-станция «Смела» (SMLA, номер DOMES: 15503M001) была установлена ГАО НАН Украины 20 ноября 2008 г. на территории ГП «Оризон-Навигация» (г. Смела Черкасской обл.). В тот же день начались регулярные наблюдения ГНСС-спутников. Антенный пост расположен на крыше одного из корпусов предприятия. 1 ноября 2009 г. (день года 305, GPS-неделя 1556) перманентная ГНССстанция «Смела» была включена в Европейскую перманентную ГНСС-сеть.

Перманентная ГНСС-станция «Кацивели» (КТVL, номер DOMES: 12337М003) была установ-

лена ГАО НАН Украины 14 сентября 2009 г. Станция расположена на территории Крымской лазерной обсерватории ГАО НАН Украины (АР Крым, Ялта, пгт. Кацивели). Антенный пост расположен на фундаменте разрушенного пункта полигонометрии второго класса рядом со зданием главного офиса обсерватории. Регулярные наблюдения ГНСС-спутников начаты в день установки станции. 13 июня 2010 г. (день года 164, GPS-неделя 1588) станция «Кацивели» была включена в Европейскую перманентную ГНСС-сеть.

Перманентная ГНСС-станция «Прилуки» (PRYL) была установлена 9 октября 2008 г. совместными усилиями ГАО НАН Украины и Черниговского государственного института экономики и управления. Станция расположена в здании Прилуцкой государственной районной администрации, антенный пост расположен на крыше здания. Регулярные наблюдения ГНССспутников начаты 16 октября 2008 г.



Рис. 2. Диаграмма наблюдений на ГНСС-станциях

Все новые станции ГАО НАН Украины (KTVL, PRYL и SMLA) были оборудованы ГНСС-приёмниками DL-V3 (код IGS: NOV OEMV3) и ГНССантеннами GPS-702GG (код IGS: NOV702GG) фирмы «NovAtel Inc.».

Для лучшего задания референсной системы координат в сеть были добавлены четыре станции из списка IGS Reference Frame (JOZE, MATE, NICO, WTZR). Также дополнительно были включены в сеть и шесть станций из соседних с Украиной стран: ANKR, BPDL, IGEO, SOFI, OROS и USDL. Наблюдения на станциях «Клайпеда» (KLPD) и «Обнинск» (MOBN) были исключены из обработки. Таким образом, были обработаны наблюдения на 41 станции, расположенных в Восточной Европе. Схема расположения станций показана на рис. 1, полный список станций представлен в табл. 1.

Точные эфемериды ГНСС-спутников поставлялись в системе координат IGS05 для GPSнедель 1400—1631 (5 ноября 2006 г. — 16 апреля 2011 г.). Все доступные ГНСС-наблюдения на станциях сети были включены в обработку. Диаграмма наблюдений на станциях представлена на рис. 2. Обработка была выполнена с помощью программного комплекса «Bernese GPS Software ver. 5.0» согласно вступившим в действие новым требованиям Европейской перманентной ГНСС-сети. Согласно требованиям обрабатывались наблюдения не только GPS-, но и ГЛО-НАСС-спутников. Если на GPS-неделе 1400 только три станции проводили наблюдения ГЛОНАСС-спутников (MDVJ, SOFI и WTZR), то к концу обрабатываемого периода количество таких станций достигло 20 (см. табл. 1).

Для задания системы координат использовалось ограничение «No-net translation» (отсутствие общего смещения) на координаты станций из списка IGS Reference Frame (BOR1, GLSV, JOZE, MATE, MDVJ, NICO, POLV, TRAB и WTZR). Априорные значания координат и скоростей этих станций были взяты из каталога IGS05. Для остальных станций в качестве априорных использовались координаты из каталога IGS05 или из решения для предыдущей сессии (для станций, не включённых в каталог). Для новых станций априорные координаты брались из заголовков RINEX-файлов и уточнялись в процессе предварительной обработки.

| Иденти- фикатор | Номер DOMES | Станция | Страна | Международные сети | ГНСС |
|--------------------|----------------|----------------|----------|---------------------|-------------|
| ALCI | 12371S001 | Алчевск | Украина | EPN | GPS |
| ANKR | 20805M002 | Анкара | Турция | IGS, EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| BACA | 11405M001 | Бакэу | Румыния | EPN | GPS |
| BAIA | 11406M001 | Бая-Маре | Румыния | EPN | GPS |
| BOR1 | 12205M002 | Борувец | Польша | IGS, EPN | GPS |
| BPDL | 12223M001 | Бяла-Подляска | Польша | EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| BUCU | 11401M001 | Бухарест | Румыния | IGS, EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| CNIV | 15501M001 | Чернигов | Украина | EPN | GPS |
| COST | 11407M001 | Констанца | Румыния | EPN | GPS |
| CRAO | 12337M002 | Симеиз | Украина | IGS, MGN | GPS |
| DEVA | 11408M001 | Дева | Румыния | EPN | GPS |
| DNMU | 12369M001 | Днепропетровск | Украина | _ | GPS |
| EVPA | 12344M001 | Евпатория | Украина | EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| GLSV | 12356M001 | Киев/Голосеево | Украина | IGS, EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| GRAZ | 11001M002 | Грац | Австрия | IGS, EPN, ECGN | GPS+ГЛОНАСС |
| IGEO | 15101M001 | Кишинёв | Молдавия | EPN | GPS |
| ISTA | 20807M001 | Стамбул | Турция | IGS, EPN | GPS |
| JOZE | 12204M001 | Юзефослав | Польша | IGS, EPN | GPS |
| KHAR | 12314M001 | Харьков | Украина | IGS, EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| KTVL | 12337M003 | Кацивели | Украина | EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| LAMA | 12209M001 | Лямкувко | Польша | IGS, EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| MATE | 12734M008 | Матера | Италия | IGS, EPN, TOS | GPS+ГЛОНАСС |
| MDVJ | 12309M005 | Менделеево | Россия | IGS, EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| MIKL | 12335M001 | Николаев | Украина | IGS, EPN | GPS |
| NICO | 14302M001 | Никосия | Кипр | IGS, EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| OROS | 11207M001 | Орошхаза | Венгрия | EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| PENC | 11206M006 | Пенц | Венгрия | IGS, EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| POLV | 12336M001 | Полтава | Украина | IGS, | GPS |
| PRYL | 15502M001 | Прилуки | Украина | _ | GPS+ГЛОНАСС |
| RIGA | 12302M002 | Рига | Латвия | IGS, EPN, ECGN | GPS |
| SHAZ | 12370M001 | Шацк | Украина | _ | GPS |
| SMLA | 15503M001 | Смела | Украина | EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| SOFI | 11101M002 | София | Болгария | IGS, EPN, ECGN | GPS+ГЛОНАСС |
| SULP | 12366M001 | Львов | Украина | IGS, EPN | GPS |
| SURE | 15504M001 | Харьков/ХНУРЭ | Украина | _ | GPS |
| TRAB | 20808M001 | Трабзон | Турция | IGS, EPN | GPS |
| USDL | 12229M001 | Устшики-Дольне | Польша | EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| UZHL | 12301M001 | Ужгород | Украина | IGS, EPN | GPS+ГЛОНАСС |
| VLNS | 10801M001 | Вильнюс | Литва | EPN, ECGN | GPS |
| WTZR | 14201M010 | Ветцель | Германия | IGS, EPN, ECGN, TOS | GPS+ГЛОНАСС |
| ZECK | 12351M001 | Зеленчукская | Россия | IGS, EPN | GPS |

Таблица 1. Список перманентных ГНСС-станций

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

В качестве исходных данных служили:

 наблюдения GPS- и ГЛОНАСС-спутников, зафиксированные на перманентных станциях сети (в формате RINEX);

 комбинированые точные эфемериды GPSи ГЛОНАСС-спутников, предоставляемые IGS (в формате SP3);

 параметры вращения Земли, полученные IGS и согласующиеся с точными эфемеридами ГНСС-спутников;

• солнечно-лунные эфемериды DE200, предоставляемые Лабораторией реактивного движения (JPL);

• DCB-файлы, предоставляемые Центром определения орбит в Европе (CODE), содержащие оценки разностей кодовых наблюдений для каждого спутника;

• глобальная модель ионосферы, предоставляемая CODE.

В табл. 2 приведены основные использованные модели и априорные данные для данной обработки и отличия от предыдущего варианта обработки.

Процесс получения решения для каждой GPSнедели состоял из четырёх основных этапов: • предварительная обработка суточных сессий наблюдений (проверка качества наблюдений, преобразование входных данных во внутренние форматы, формирование баз, предварительная обработка кодовых и фазовых наблюдений, фиксирование фазовых неоднозначностей с помощью методики QIF [8], формирование файлов нормальных уравнений для суточной сессии);

• получение оценок координат для отдельного дня наблюдений (уравнивание полученных файлов нормальных уравнений, получение финальных нормальных уравнений и SINEX-файлов для суточной сессии);

• получение оценок координат для отдельной недели (уравнивание суточных файлов нормальных уравнений, получение SINEX-файла для данной недели);

• получение финальных значений зенитных тропосферных рефракций для всех станций.

Подробнее схема обработки описана в работе [4], диаграммы получений суточных и недельных решений показаны в работе [5, рис. 2, 3].

В результате были получены суточные и недельные оценки координат станций сети, а также

| | Решение для GPS-недель 1236—1399 | Решение для GPS-недель 1400—1631 |
|---|---|--|
| Версия программного комплекса «Bernese GPS Software» | 4.2 | 5.0 |
| ГНСС-спутники | GPS | GPS+ГЛОНАСС |
| Система координат точных эфемерид ГНСС-спутников, априорных коорди- нат и скоростей станций | IGS00b | IGS05 |
| Задание системы координат | Жёсткие ограничения (0.1 мм) на координаты станции GLSV | Ограничение «No-net translation» на координаты станций из списка IGS Reference Frame |
| Модель океанической нагрузки | GOT00.2_PP | FES2004 |
| Модель ионосферы | Формируется во время обработки | CODE |
| Априорная модель тропосферы | Не используется | DRY_NIELL |
| Учет азимутальной асимметрии ло- кальной тропосферы | Нет | Да |
| Модели калибровки фазовых центров комбинаций антенна — купол | Относительные | Абсолютные |
| Минимальный угол места GPS-спут- ников | 10° | 3° |

| T (| 0 | 0 | | | | | | | |
|--------|------|-------------------|------------|----------|------------|-------------|--------------|-------------|---------|
| Tahauu | a | Основные молели и | аппиопны | е панные | пла ппелыл | VIПЕГО И ТИ | ekvillero ba | INVALUACE . | пешении |
| тиолиц | u 2. | Осповные модели и | ampnophibi | с данные | дал предыд | ymero n re | скущего ва | ipnani ob | решении |



Рис. 3. Изменения координат (*a* — широты, *б* — долготы, *в* — высоты) и значений зенитной тропосферной задержки (*г*) для станции «Николаев» (МІКL)

значения зенитной тропосферной рефракции для станций.

В качестве примера на рис. 3 показаны изменения значений координат и зенитной тропосферной задержки для станции «Николаев» (MIKL). Все результаты (в формате SINEX) и их графические представления размещены в свободном доступе на ftp-сервере ГАО НАН Украины (ftp:// ftp.mao.kiev.ua/pub/gnss/products/IGS05/).

Характеристикой точности полученных оценок координат может служить повторяемость значений составляющих координат ГНСС-станций, т. е. остатки после преобразований Гельмерта между суточными и недельным решениями. На рис. 4 показана средняя повторяемость значений составляющих координат для каждой станции. Видно, что все значения для горизонтальных составляющих координат меньше 1.5 мм, а подавляющее большинство значений вертикальной составляющей — меньше 3.0 мм (лишь для шести станций эти значения находятся в диапазоне 3.0—4.0 мм).



Рис. 4. Средняя повторяемость значений составляющих координат ГНСС-станций



Рис. 5. Изменения средней повторяемости значений составляющих координат ГНСС-станций



Рис. 6. Средние значения остатков составляющих координат ГНСС-станций после преобразования Гельмерта между решениями ГАО НАН Украины и комбинированными решениями EPN

Изменения средней повторяемости значений составляющих координат станций для каждой недели представлено на рис. 5. Можно сказать, что значения для горизонтальных составляющих координат в основном меньше 1.5 мм (немногие значения лежат в диапазоне 1.5—2.0 мм), значения для вертикальной составляющей в основном меньше 3.5 мм (иногда достигая приблизительно 4.0 мм).

Приведённые выше результаты позволяют утверждать о высокой точности полученых оценок координат станций.

Почти все ГНСС-станции сети (кроме украинских станций СRAO, DNMU, PRYL, SHAZ и SURE) входят в Европейскую перманентную ГНСС-сеть, поэтому возможно сравнить решения, полученные в ГАО НАН Украины, с комбинированными решениями ЕРN. Диапазоны полученных параметров преобразования Гельмерта между решениями представлены в табл. 3. Наличие сдвига точки начала отсчёта вполне объяснимо, ведь сеть ЕРN покрывает гораздо большую территорию, а для задания самой системы коор-

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

динат используется гораздо больше референсных станций. Значения углов вращения вокруг осей и масштабного множителя незначительны. Средние значения остатков составляющих координат общих станций после преобразования Гельмерта между решениями ГАО НАН Украины и комбинированными решениями EPN показаны на рис. 6. Представленные результаты позволяют утверждать, что полученные решения Центра ана-

| Таблица З. Диапазоны параметров преобразования |
|--|
| Гельмерта между решениями ГАО НАН Украины |
| и комбинированными решениями Европейской |
| перманентной ГНСС-сети |

| Параметр | Диапазон значений |
|----------------------------|-------------------|
| Сдвиг по оси Х, мм | от –13.0 до 14.1 |
| Сдвиг по оси У, мм | от -22.3 до 16.5 |
| Сдвиг по оси Z, мм | от -9.4 до 13.9 |
| Вращение вокруг оси Х, мсд | от -0.61 до 0.52 |
| Вращение вокруг оси У, мсд | от -0.47 до 0.37 |
| Вращение вокруг оси Z, мсд | от -0.45 до 0.48 |
| Масштабный множитель, 10-9 | от -0.6 до 1.2 |
| | |

лиза ГНСС-данных ГАО НАН Украины соответствуют по качеству комбинированным решениям Европейской перманентной ГНСС-сети.

Таким образом, в Центре анализа ГНСС-данных ГАО НАН Украины из обработки наблюдений, выполненных на перманентных ГНСС-станциях Украины и Восточной Европы, для GPS-недель 1400—1631 получены оценки координат станций сети в системе координат IGS05, а также оценки зенитных тропосферных задержек для всех станций сети. Решения ГАО НАН Украины хорошо согласуются с комбинированными решениями Европейской перманентной ГНСС-сети.

Работа частично выполнена в рамках научно-исследовательских работ «Наукові основи, програмно-технічне забезпечення функціонування Української постійнодіючої ГНСС-мережі для досліджень регіональної та локальної геодинаміки» (2008—2010 гг.) в рамках государственной целевой программы «Наукові основи, методичне, технічне та інформаційне забезпечення створення системи моніторингу геосистем на території України (GEO-UA)» и «Дослідження регіональної та локальної динаміки земної кори за даними регулярного моніторингу координат постійнодіючих ГНСС-станиій» (2011 г.) в рамках иелевой комплексной программы фундаментальных исследований НАН Украины «Дослідження сонячноземних зв'язків та їх впливу на функціонування геосистем (ГЕОКОСМОС)».

- 1. *Хода О. А.* Центр анализа GPS-данных ГАО НАН Украины: результаты обработки наблюдений для GPSнедель 1236–1399 // Кинематика и физика небес. тел. — 2010. — **26**, № 6. — С. 56—67.
- 2. *Хода О. А.* Определение координат украинских перманентных GPS-станций по данным наблюдений для GPS-недель 1236–1399 // Кинематика и физика небес. тел. 2011. **27**, № 1. С. 25–39.
- 3. *Хода О. А.* Определение зенитной тропосферной рефракции на украинских перманентных GPS-станциях по данным наблюдений для GPS-недель 1236—1399 // Кинематика и физика небес. тел. 2011. **27**, № 2. С. 3—7.
- 4. *Хода О. А.* Определение координат перманентных станций региональной сети: GPS vs GPS+ГЛОНАСС // Космічна наука і технологія. 2011. **17**, № 6. С. 45—53.
- 5. *Хода О. А.* Обработка эталонной тестовой кампании EPN в Центре анализа ГНСС-данных ГАО НАН Украины // Космічна наука і технологія. 2012. 18, № 4. С. 59—65.

- Altamimi Z., Collilieux X., Legrand J., et al. ITRF2005: A new release of the International Terrestrial Reference Frame based on time series of station positions and Earth Orientation Parameters // J. Geophys. Res. – 2007. – 112B, N 9. – DOI: 10.1029/2007JB004949.
- Bernese GPS Software Version 5.0 / Eds R. Dach, U. Hugentobler, P. Fridez, M. Meindl. – Berne: Astronomical Institute, University of Berne, 2007. – 612 p.
- Mervart L. Ambiguity resolution techniques in geodetic and geodynamic applications of the Global Positioning System // Inauguraldissertation der philosophisch-naturwissenschaftlichen Fakultät der Universität Bern. — 1995. — 155 р. Стаття надійшла до редакції 05.12.14

О. А. Хода

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

ЦЕНТР АНАЛІЗУ ГНСС-ДАНИХ ГАО НАН УКРАЇНИ: РЕЗУЛЬТАТИ ОБРОБКИ СПОСТЕРЕЖЕНЬ ДЛЯ GPS-ТИЖНІВ 1400—1631

У Центрі аналізу ГНСС-даних ГАО НАН України було оброблено спостереження ГНСС-супутників на перманентних станціях, розташованих в Україні та в Східній Європі, для GPS-тижнів 1400—1631. Обробку було виконано за допомогою комплексу «Bernese GPS Software ver. 5.0». В результаті отримано оцінки координат ГНСС-станцій у системі координат IGS05 та оцінки зенітних тропосферних затримок для всіх станцій. Отримані розв'язки за якістю відповідають комбінованим розв'язкам Європейської перманентної ГНСС-мережі.

Ключові слова: ГНСС, ITRF, IGS05, координати станцій, зенітні тропосферні затримки.

O. A. Khoda

Main Astronomical Observatory of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv

GNSS DATA ANALYSIS CENTRE OF THE MAIN ASTRONOMICAL OBSERVATORY NAS OF UKRAINE: RESULTS OF OBSERVATIONS PROCESSING FOR GPS WEEKS 1400—1631

Observations of GNSS satellites at permanent stations located in Ukraine and in the Eastern Europe for GPS weeks 1400–1631 were processed in GNSS Data Analysis Centre of the Main Astronomical Observatory NAS of Ukraine. The processing was carried out with Bernese GPS Software ver. 5.0. As result the estimates of stations coordinates in the IGS05 reference frame and the estimates of zenith tropospheric delays for all stations are defined. The obtained solutions are in good agreement with the combined solutions of the EUREF Permanent GNSS Network.

Key words: GNSS, ITRF, IGS05, stations coordinates, zenith tropospheric delays.

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

УДК 629.7.05

А. И. Ткаченко

Международный научно-учебный центр информационных технологий и систем Национальной академии наук Украины и Министерства образования и науки Украины, Киев

О КООРДИНАТНОЙ ПРИВЯЗКЕ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ ПО КОСМИЧЕСКИМ СНИМКАМ

Решается задача оценки местоположения точечного объекта на реальной поверхности Земли по снимкам с орбиты космического аппарата. Решение не ограничивается никакими допущениями о форме Земли. Дополнительно решается вспомогательная задача полетной геометрической калибровки бортовой съемочной камеры и звездного датчика космического аппарата.

Ключевые слова: координатная привязка, полетная геометрическая калибровка, съемочная камера, звездный датчик.

Назначение настоящей работы — обосновать методику и алгоритмы координатной привязки наземных объектов, включительно с предварительной полетной калибровкой и спецификой съемки, выявить факторы, влияющие на точность полетной калибровки и координатной привязки, сформулировать рекомендации по усовершенствованию и уточнению результатов привязки. Ввиду значительного внимания к рассматриваемой задаче в доступных публикациях [9, 11] работа не претендует на абсолютную оригинальность.

Ниже под координатной привязкой понимаем определение местонахождения точечного наземного объекта в конкретной пространственной системе координат, связанной с вращающейся Землей. Подразумевается, что параметры упомянутого местонахождения можно при необходимости однозначно преобразовать в иную земную систему координат. В прикладной кос-

Реализация возможностей высокоточной съемочной аппаратуры КА применительно к координатной привязке упирается в остаточную неопределенность углового положения съемочной камеры относительно бортовых средств определения ориентации, таких как звездный датчик. Это препятствие устраняется посредством процедур полетной геометрической калибровки, обеспечивающих оценку и последующее исключение углового рассогласования камеры и звездного датчика в корпусе КА. Распространенный способ полетной геометрической калибровки основан на съемках координатно привязанных наземных ориентиров [7, 10, http://www.isprs.org/ proceedings/2008/euroCOW08/euroCOW08_files/ papers/21.pdf]. Смысл полетной калибровки уточнение положения снимков, выполняемых камерой, в базисе звездного датчика.

монавтике для выполнения координатной привязки наземных объектов используются снимки участков земной поверхности с борта космического аппарата (КА).

[©] А. И. ТКАЧЕНКО, 2015

ОБЩАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В точке О низкоорбитального околоземного КА с его корпусом связаны съемочная камера, звездный датчик и аппаратура потребителя системы позиционирования типа GPS. Свяжем с камерой правую ортогональную систему координат хуг с ортонормированным базисом К и началом в точке О, а со звездным датчиком — такую же систему координат 123 с ортонормированным базисом Е и тем же началом. Направим ось z по оптической оси камеры в сторону, противоположную объекту съемки, а ось 3 — по оптической оси звездного датчика на наблюдаемый участок неба. Местоположение некоторого точечного изображения на чувствительной площадке камеры характеризуется его координатами х и у. При этом значения x = 0, y = 0 относятся к главной точке снимка — точке пересечения оптической оси камеры с чувствительной площадкой. Введем еще правые ортонормированные геоцентрические координатные базисы: I — инерциальный — и J («земной»), связанный с вращающейся Землей. Конкретизация направлений ортов этих базисов не важна для дальнейшего изложения. Существенно лишь, что в любой момент t взаимная ориентация базисов I и J известна в виде нормированного кватерниона D(t) с точностью, соответствующей точности бортового времени. Звездный датчик определяет параметры ориентации своего базиса Е относительно инерциального базиса I в виде нормированного кватерниона $\Lambda(t)$. Ориентацию базиса камеры **К** относительно Е охарактеризуем нормированным кватернионом Q = const. Далее представления физических векторов в базисах I, J, E, K отмечаем соответствующими нижними индексами, так что для некоторого вектора $\mathbf{r} \in \mathbb{R}^3$ [2]

$$\mathbf{r}_{I} = D \circ \mathbf{r}_{I} \circ \overline{D}, \ \mathbf{r}_{I} = \Lambda \circ \mathbf{r}_{E} \circ \overline{\Lambda}, \ \mathbf{r}_{E} = Q \circ \mathbf{r}_{K} \circ \overline{Q}.$$
 (1)

Символ \circ означает умножение кватернионов. Надчеркиванием отмечается сопряженный кватернион. По данным GPS определяется представление \mathbf{R}_{I} геоцентрического радиуса-вектора точки O в инерциальном базисе. Задача координатной привязки, как она рассматривается далее, состоит в том, чтобы, зная кватернион Q и используя синхронно полученные значения \mathbf{R}_{I} , А и координат изображения точечного наземного объекта на чувствительной площадке камеры, оценить геоцентрический радиус-вектор этого объекта в базисе J.

На практике точность, с которой известен кватернион О в момент выхода КА на орбиту, обычно не соответствует требованиям к координатной привязке. Представим доступную аппроксимацию кватерниона Q в форме $Q^* = \mathbf{M} \circ Q$, где $M = \mu_0 + \mu$ — нормированный кватернион с векторной частью μ и скалярной частью μ₀, характеризующий ошибку задания ориентации базиса **К** относительно **E**; $\|\mu\| = (\mu^{T}\mu)^{1/2} \ll 1$. Здесь и далее звездочкой отмечаются модельные (вычисленные или измеренные) значения векторных или кватернионных объектов, в отличие от фактических значений, индексом Т — транспонирование. Если $\boldsymbol{\theta}_{F} = [\boldsymbol{\theta}_{1} \boldsymbol{\theta}_{2} \boldsymbol{\theta}_{3}]^{\mathrm{T}} = \mathrm{const} - \mathrm{вектор}$ малого поворота, характеризующий отклонение доступного числового образа базиса Е от фактического положения этого базиса, то $\theta_F \approx 2\mu$. Величины θ_1, θ_2 суть ошибки идентификации направления оптической оси камеры и положения плоскости снимка в базисе **E**, а θ_3 — ошибка положения самого снимка в его плоскости. Полагаем, что для оценки кватерниона М доступны наблюдению координатно привязанные точечные объекты — наземные ориентиры, сосредоточенные, например, на подспутниковом полигоне [http://readings.gmik.ru/lecture/2003-PODSPUTNIKOVIY-POLIGON-S-SOSREDO-TOCHENNOY-INFRASTRUKTUROY-DLYA-KALIBROVKI-DATCHIKOVOY-APPARATURI-KOSMICHESKIH-SREDSTV-DISTANTSION-NOGO-ZONDIROVANIYA-ZEMLI]. Полетная геометрическая калибровка — задача, в некотором смысле обратная координатной привязке. Необходимо, используя заданные координаты ориентиров в земном базисе J, измеренные значения **R**₁, Λ и координаты изображений ориентиров на чувствительной площадке камеры, оценить кватернион М. Затем взаимная ориентация камеры и звездного датчика уточняется посредством замены Q^* кватернионом

$$Q^0 = \overline{\mathbf{M}} \circ Q^* \,. \tag{2}$$

Детали постановки обеих названных задач конкретизируем по ходу их решения.

АЛГОРИТМ И ОСОБЕННОСТИ ПОЛЕТНОЙ КАЛИБРОВКИ

Пусть в момент времени $t = t_i$ камера формирует снимок участка земной поверхности по трассе полета или вблизи нее, на котором находятся N_{L} точечных ориентиров: \mathbf{r}_{mJ} — заданный геоцентрический радиус-вектор *т*-го ориентира $(m = 1, ..., N_i)$. Пусть O_i — положение точки Oв момент t_i ($i = 1, ..., N_s$), \mathbf{R}_{iI} — геоцентрический радиус-вектор точки О, найденный по данным GPS; $\mathbf{R}_{iI} = D_i \circ \mathbf{R}_{iI} \circ \overline{D}_i$, где $D_i = D(t_i)$. Направление от точки O_i на *m*-й ориентир при $t = t_i$ определяется в базисе **К** вектором $\mathbf{s}_{miK} = [x_{mi} \ y_{mi} - f]^{\mathrm{T}}$, где x_{mi}, y_{mi} — координаты изображения *m*-го ориентира на чувствительной площадке камеры в базисе **К** при $t = t_{i}; f$ — фокусное расстояние камеры. Пусть **е**_{*miK*} — единичный вектор упомянутого направления (первый индекс — номер ориентира, второй — номер снимка). Тогда \mathbf{e}_{mil} = $= P_i \circ Q \circ \mathbf{e}_{miK} \circ \overline{Q} \circ \overline{P_i} = P_i \circ \mathbf{e}_{miE} \circ \overline{P_i}, \text{ где } \Lambda_i = \Lambda(t_i);$ $P_i = D_i \circ \Lambda_i \text{ и, согласно (1), } \mathbf{e}_{miE} = Q \circ \mathbf{e}_{miK} \circ \overline{Q}. \text{ Вмес-}$ то е_{*miJ*} доступен непосредственному вычислению модельный вектор $\mathbf{e}_{mil}^* = P_i \circ Q^* \circ \mathbf{e}_{miK} \circ \overline{Q}^* \circ \overline{P}_i$. Поскольку вектор µ мал, то на основании второго равенства (1)

$$\boldsymbol{Q}^* \circ \boldsymbol{e}_{miK} \circ \overline{\boldsymbol{Q}}^* = \boldsymbol{e}_{miE} + 2\boldsymbol{e}_{miE} \times \boldsymbol{\mu} + \boldsymbol{O}(\|\boldsymbol{\mu}\|^2) . \quad (3)$$

По правилам, установленным в работах [2, 6], сформируем из элементов кватерниона P_i ортогональную (3×3) -матрицу $S_i = S(t_i)$, задающую то же преобразование координат векторов $\mathbf{r}_j = S\mathbf{r}_E$, что и упомянутый кватернион. На основании (1), (3) с ошибкой порядка $\|\mathbf{\mu}\|^2$ оказывается

$$\mathbf{e}_{miJ}^* \approx \mathbf{e}_{miJ} + G_{mi} \mathbf{\theta}_E, \quad G_{mi} = -S_i \Phi(\mathbf{e}_{miE}^*), \quad (4)$$

где Φ — кососимметрическая (3×3)-матрица, задающая операцию векторного умножения в конкретном базисе: $\Phi(\mathbf{r}_E)\boldsymbol{\theta}_E = (\mathbf{r} \times \boldsymbol{\theta})_E$.

Другая оценка \mathbf{e}_{miJ}° вектора \mathbf{e}_{miJ} , не зависящая от $\boldsymbol{\mu}$ или $\boldsymbol{\theta}_{E}$, находится путем нормирования вектора $\mathbf{R}_{iJ} - \mathbf{r}_{mJ}$. На основании (4) в первом приближении относительно $\boldsymbol{\theta}_{E}$

$$\mathbf{e}_{miJ}^* - \mathbf{e}_{miJ}^\circ = G_{mi} \,\,\boldsymbol{\theta}_E \,. \tag{5}$$

Решение задачи полетной геометрической калибровки посредством рассматриваемого алгоритма сводится к оценке состояния динамической системы с уравнением состояния $\dot{\mu} = 0$ и уравнением измерения (5). Методом наимень-

ших квадратов решается относительно θ_E система уравнений (5), соответствующих всем наблюдаемым наземным ориентирам на всех полученных снимках. Это аналог метода векторного согласования, практикуемого в инерциальной навигации [8].

В последующем анализе ограничимся случаем, когда Q = [1, 0, 0, 0], т. е. при $\theta = 0$ базисы **К** и **Е** совмещены. Поскольку $|x_{mi}| \ll f$, $|y_{mi}| \ll f$, координата θ_3 вектора θ_F входит в правую часть (5) через векторное произведение $\mathbf{e}_{miE} \times \mathbf{\theta}_{E}$ с малыми коэффициентами и потому слабо наблюдаема. Очевидно, наблюдаемость этой координаты тем слабее, чем ближе изображения наблюдаемых ориентиров на чувствительной площадке камеры к главной точке снимка. В этом смысле предпочтительна камера с относительно большим полем зрения, позволяющим сформировать достаточно широкий пучок линий визирования ориентиров на одном снимке. Вместе с тем отклонения линий визирования ориентиров от вертикали в точке О_i, т. е. значения тангажа КА в моменты экспонирования, по-видимому, не влияют на наблюдаемость векторов μ или θ_{F} , поскольку кватернион P_i преобразует в базис J векторное произведение $\mathbf{e}_{miE} \times \mathbf{\theta}_{E}$, не изменяя структуру последнего.

Одним из наиболее неблагоприятных источников ошибок полетной калибровки являются, по-видимому, случайные погрешности звездного датчика. Другие возмущающие факторы — случайные ошибки считывания координат x_{mi}, y_{mi} , случайные ошибки GPS, ошибки задания координат наземных ориентиров, ошибки задания фокусного расстояния камеры. Совокупное влияние этих факторов, в соответствии со свойствами метода наименьших квадратов, усредняется и ослабляется с увеличением числа учитываемых уравнений (5), т. е. с увеличением N_r и N_c .

По окончании полетной геометрической калибровки значение μ_0 вычисляется по $\mu = \theta_E / 2$ из условия нормировки. В качестве характеристики ориентации камеры относительно земного базиса **J** при последующей координатной привязке принимается нормированный кватернион

$$\mathbf{N} = \boldsymbol{D} \circ \boldsymbol{\Lambda} \circ \boldsymbol{Q}^0 \,, \tag{6}$$

где Q^0 — кватернион из (2).

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

АЛГОРИТМ И ОСОБЕННОСТИ КООРДИНАТНОЙ ПРИВЯЗКИ

Объектом, подлежащим координатной привязке, может быть любая визуально контрастная фиксированная точка на реальной поверхности Земли. Назовем ее точкой M^x , а ее искомые координаты в земном базисе Ј обозначим Х, Ү, Ζ. В процессе съемочного этапа координатной привязки камера КА выполняет N_r снимков участка земной поверхности, на котором находится точка M^x , в моменты $t = t_i$ из различных точек орбиты O_i ($j = 1, ..., N_i$). В общем случае $N_i \neq N_i$. По аналогии с тем, как это сделано при полетной калибровке, сформируем направляющий вектор линии визирования $O_i M^x$ в базисе камеры в виде $\mathbf{s}_{jK} = [x_j \ y_j - f]^{\mathsf{T}}$, где $x_j, \ y_j$ — координаты изображения точки М^x на чувствительной площадке камеры при $t = t_i$. Выполним преобразование

$$\mathbf{s}_{iI} = \mathbf{N} \circ \mathbf{s}_{iK} \circ \overline{\mathbf{N}} \,. \tag{7}$$

Оно, как видно из (6), включает параметры взаимной ориентации камеры и звездного датчика, уточненные по (2), указанные звездным датчиком параметры его ориентации в инерциальном базисе I и вычисленные параметры ориентации последнего относительно земного базиса J при $t = t_j$. Остаточной ошибкой в составе кватерниона Q^0 после полетной калибровки пренебрегаем, если не оговорено иное.

В рассматриваемом способе координатной привязки длина вектора $\mathbf{s}_{j,j}$ несущественна; можно, но не обязательно, заменить его нормированным вектором. Для удобства восприятия независимо от нормировки заменим обозначение $\mathbf{s}_{j,j}$ на $\mathbf{e}_{j,j} = [e_{j,x}, e_{j,y}, e_{j,z}]^{\mathrm{T}}$. Координаты точки O_j в земном базисе **J**, найденные по сообщениям GPS при $t = t_j$, обозначим $X_j^{\circ}, Y_j^{\circ}, Z_j^{\circ}$. Уравнения линии визирования $O_j M^x$ в земном базисе представим в виде

$$e_{jZ}X - e_{jx}Z = e_{jZ}X_{j}^{\circ} - e_{jx}Z_{j}^{\circ}(XYZ)$$
. (8)

Запись (*XYZ*) указывает циклическую перестановку символов и индексов для получения двух недостающих равенств. Решение каждой отдельной тройки уравнений (8) не единственное. Две таких тройки при отсутствии возмущений определяют точку пересечения двух линий визирования, т. е. точку *M^x*. Вследствие погрешностей измерений и остаточных ошибок полетной калибровки модельные линии визирования в общем случае не пересекаются (по крайней мере не пересекаются в одной точке), и сформированная система уравнений вида (8), учитывающая все N_r снимков, несовместна. Искомые координаты X, Y, Z оцениваются путем решения упомянутой системы уравнений методом наименьших квадратов.

Рассмотренный способ координатной привязки трактует M^{x} как точку пространства, а не как точку земной поверхности. Поэтому никакие сведения о фигуре Земли [4] не привлекаются, и предполагаемое местонахождение точки M^x не ограничивается ни поверхностью референцэллипсоида, ни какой-либо иной поверхностью. Если базис Ј выбран так, что направление Х совпадает с линией пересечения плоскостей экватора и гринвичского меридиана, а направление Z-с осью вращения Земли, то найденные координаты наземного объекта однозначно пересчитываются в географическую широту, долготу и высоту над уровнем океана на основании формул (2.15) из работы [1] либо формул (1.83) из работы [3].

В работе [5] отмечено, что вследствие узкого поля зрения камеры точность рассмотренного способа координатной привязки наземных объектов менее чувствительна к остаточному значению θ_3 , чем к остаточным значениям θ_1, θ_2 . Поэтому требования к уточнению параметра θ , в интересах координатной привязки могут быть менее жесткими, чем требования к уточнению θ₁, θ₂. Дадим детальное толкование этого факта. Используем представление $\mathbf{e}_{iE} = [e_{i1}, e_{i2}, e_{i3}]^{\mathrm{T}}$. В условиях $\boldsymbol{\theta}_{E} \neq 0$ вместо \mathbf{e}_{iE} доступен вектор $\mathbf{e}_{iE}^* = \mathbf{e}_{iE} + \delta \mathbf{e}_{iE}^{T}$, где $\delta \mathbf{e}_{iE} \approx -\Phi(\mathbf{e}_{iE})\mathbf{\theta}_{E}$. Вектор ошибки бе_{*i*} характеризует отклонение рассчитанной линии визирования наблюдаемого объекта от ее фактического направления и оказывает определяющее влияние на нарушение точности координатной привязки точки M^{x} . Поскольку $\left| e_{j1} \right| \ll \left| e_{j3} \right|$, $\left| e_{j2} \right| \ll \left| e_{j3} \right|$, влияние ошибки θ_3 на δe_{iE} и на точность привязки действительно менее заметно, чем влияние θ_1 , θ₂. Этот эффект остается в силе и после преобразования вектора \mathbf{e}_{iE}^{*} в земную систему координат с помощью кватерниона $P_j = D_j \circ \Lambda_j$ для использования в (8).

Неблагоприятное влияние ошибки θ_3 на точность координатной привязки наземного объекта тем слабее, чем ближе линия визирования объекта к оптической оси камеры, а изображение объекта — к главной точке снимка, т.е. чем меньше $|x_i|, |y_i|$ по сравнению с *f*. Рассуждая упрощенно, если съемка наземного объекта производится с высоты 700 км, то ошибка полетной калибровки $\theta_1 = 4''$ порождает смещение изображения объекта в плоскости снимка на расстояние, соответствующее 14 м на местности. В то же время, если наземный объект, подлежащий координатной привязке, находится в 10 км от точки пересечения оптической оси камеры с земной поверхностью, то смещение изображения объекта в плоскости снимка, вызванное влиянием ошибки $\theta_3 = 20''$, соответствует малозаметному отклонению на местности в 1 м.

Обусловленность вышеупомянутой системы уравнений вида (8) относительно *X*, *Y*, *Z*, решаемой при реализации рассматриваемого способа координатной привязки наземных объектов, тем лучше, чем больше диапазон углов между линиями визирования объекта из разных точек съемки, т. е. диапазон изменения тангажа при экспонированиях.

Представленный способ координатной привязки, по-видимому, в ряде показателей уступает методам привязки [9], идентифицирующим объект как точку пересечения линии визирования с поверхностью, аппроксимирующей форму Земли. Вместе с тем определенные достоинства рассмотренного выше способа координатной привязки связаны с тем, что наземный объект локализуется как точка пространства. В частности, такой подход позволяет оценить не только координаты на поверхности референц-эллипсоида, но и высоту местонахождения объекта. Не возникает трудностей при координатной привязке объекта, заметно возвышающегося над поверхностью референц-эллипсоида и значительно удаленного в момент съемки от подспутниковой точки. Несложные рассуждения убеждают, что при реалистичных значениях угла ү между вертикалью в месте нахождения КА и линией визирования точки наземного объекта, находящейся на высоте h_e над поверхностью референц-эллипсоида, ошибка поиска проекции вышеупомянутой точки на поверхность референц-эллипсоида с помощью подхода, представленного в [9], приближенно равна $h_e tg\gamma_e$.

СЦЕНАРИЙ И РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Цель предпринятого моделирования состояла в демонстрации эффектов, установленных выше, и в оценке достижимой точности полетной калибровки и координатной привязки при реализации представленных процедур.

В качестве инерциального базиса I использовался базис правой ортогональной геоцентрической инерциальной системы координат $\xi\eta\varsigma$ с осью η , направленной по угловой скорости суточного вращения Земли, и осью ς , ориентированной в точку весеннего равноденствия. За базис J принималось фиксированное в теле Земли положение базиса I в начальный момент t = 0. В режиме угловой стабилизации KA, предшествующем началу полетной калибровки, ось *z* базиса K направляется в зенит, ось *y* ориентируется перпендикулярно к плоскости орбиты, ось *x* направлена в сторону движения.

Имитировалось движение КА по слабоэллиптической околоземной орбите высотой около 670 км. В процессе полета объект проходит над участком А, расположенным на трассе полета или вблизи нее и представляющим собой квадрат со стороной а. При этом выполняется полетная калибровка камеры и звездного датчика, установленных на КА так, что базисы К и Е совмещены при $\theta_E = 0$. В действительности значения $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ вводились в различных вариантах моделирования как нормально распределенные центрированные случайные величины со средним квадратичным отклонением 10'. Два других участка, В и С, квадраты со стороной b, находятся на трассе полета и смещены относительно участка А вдоль траектории соответственно на 3.5 и 7 орбитальных витков вперед. Пять координатно привязанных ориентиров, наблюдаемых при полетной калибровке, смещены относительно углов и центра квадрата А вдоль земной поверхности на расстояния, равномерно распределенные в пределах ± 50 м, и имеют высоту над поверхностью Земли, равномерно распределенную в пределах [0, 300 м]. На каждом из участков *B*, *C* вблизи узлов равномерной квадратной сетки со стороной ячейки *b*/2 находятся девять подлежащих координатной привязке точечных наземных объектов с высотой, также равномерно распределенной в пределах [0, 300 м].

Отклонения линий визирования ориентиров от оптической оси камеры в связанных с камерой плоскостях Охг и Оуг определялись по измерениям x_k , y_k с ошибками, равномерно распределенными в пределах ±0.8". Прочие параметры возмущающих факторов, нарушающих точность полетной калибровки, вводились как нормально распределенные центрированные случайные величины. Так, ошибки позиционирования КА по данным GPS в моменты экспонирования характеризуются средним квадратичным отклонением 15 м. Ошибки звездного датчика имитировались поворотами вокруг связанных с ним направлений 1, 2, 3 на углы, имеющие стандартные отклонения соответственно 5", 5" и 12". Последние характеристики согласуются с данными о звездных датчиках семейства БОКЗ [http://www. iki.rssi.ru/ofo/bokz spec.html]. Координаты ориентиров на участке А для полетной калибровки задавались в базисе Ј с ошибками, имеющими стандартное отклонение 1 м. Стандартное отклонение относительных ошибок задания f составляло 0.25 %.

Вычисления производились в форме серий, включавших по 200 последовательно реализуемых вариантов. В каждом варианте воспроизводилось движение КА по орбите с наведением оптической оси камеры на участки А, В, С и выполнением съемок в целях полетной калибровки или координатной привязки. Съемка каждого участка выполнялась тремя сеансами, каждый из двух или четырех моментов экспонирования, разделенных интервалом в 1 с. Полагалось $N_{r} = N_{s}$, так что общее число снимков каждого участка есть $N_s = 6$ либо $N_s = 12$. Во время первого, второго и третьего сеансов очередной участок находился соответственно впереди по курсу, вблизи подспутниковой точки и позади объекта, так что для наведения оптической оси камеры на упомянутый участок система управления ориентацией придавала объекту надлежащие значения тангажа. Диапазон изменений последнего при съемках варьировался заданием длительности интервала между сеансами съемки.

Серии вариантов моделирования различались диапазонами изменения тангажа, количеством снимков при полетной калибровке и координатной привязке, размерами квадратов *A*, *B*, *C*. В каждой серии варианты различались реализацией псевдослучайных последовательностей, используемых при формировании возмущений, и начальными значениями $\theta_1, \theta_2, \theta_3$.

Полетная калибровка в очередном варианте завершалась вычислением уточненного кватерниона Q^0 по формуле (2). Затем запоминалось остаточное значение θ_E как удвоенная векторная часть кватерниона $Q^0 \circ \overline{Q}$. По результатам всех вариантов серии вычислялись в секундах дуги величины $\sigma_{\theta 1}, \sigma_{\theta 2}, \sigma_{\theta 3}$ — оценки стандартных от-клонений остаточных ошибок $\theta_1, \theta_2, \theta_3$.

В табл. 1 представлены упомянутые характеристики как результаты нескольких серий моделирования при разных диапазонах изменения тангажа в процессе съемки участка А и различных значениях *а*, *N*_s. Видно, как в определенных пределах увеличение числа снимков и расширение участка с ориентирами (собственно, увеличение отклонений линий визирования от оптической оси камеры) способствует повышению точности коррекции ошибки 0,. Зависимость же точности полетной калибровки от диапазона изменений тангажа незначительна. Математические ожидания остаточных ошибок $\theta_1, \theta_2, \theta_3$ не превышали 1.5". Смещения участка А в моменты экспонирования на 100-200 км в сторону от трассы полета не оказывали заметного влияния на точность калибровки.

При переходе от полетной калибровки к координатной привязке съемки «неизвестных» объектов, находящихся на участках B и C, производились таким же образом, как съемки участка A. В вариантах каждой серии производилось по N_s снимков участков B и C. Для каждого снимка выполнялись вычисления (6) и для каждого наблюдаемого объекта — вычисления (7). Для каждого из 18 объектов формировалась и по окончании съемок решалась методом наименьших квадра-

тов система уравнений (8). Для каждого объекта по результатам всех вариантов серии вычислялись характеристики $\sigma_X, \sigma_Y, \sigma_Z$ — стандартные ошибки оценивания координат *X*, *Y*, *Z*. Такие характеристики, полученные в нескольких сериях моделирования в зависимости от ширины участка b, числа снимков N_s и диапазона тангажа ϑ , приведены в табл. 2. Использовались результаты полетной калибровки в виде кватерниона Q^0 , соответствующие первой строке табл. 1. Чтобы ослабить неблагоприятное влияние θ_2 на точность координатной привязки, вводилась малая длина стороны квадрата b; напротив, для демонстрации этого влияния задавался большой параметр b. В столбцах $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ даны наименьшее и наибольшее из значений соответствующей характеристики для всех 18 объектов. В столбце Cond показаны числа обусловленности матрицы коэффициентов системы нормальных уравнений метода наименьших квадратов. Видно, как повышается точность координатной привязки с увеличением числа обрабатываемых снимков при одинаковом диапазоне 9, и сколь заметно возрастает эта точность и уменьшается показатель Cond с расширением упомянутого диапазона. При варьировании тангажа в пределах ±19° или ±25° и значении b=5 км, когда изображения всех объектов на снимках участков В и С близки к главной точке снимка, а линии визирования всех объектов — к оптической оси камеры, остаточная ошибка θ , практически не сказывалась на точности координатной привязки. Отметим, что даже при весьма большой ошибке θ_3 , как в двух последних строках табл. 1 с параметром a = 5 км или a = 2.5 км, влияние этого фактора на точность координатной привязки в случае b=5 км малозаметно. Зато, как видно из двух последних строк табл. 2, при b = 40 км точность координатной привязки резко падает вследствие влияния θ_{2} , причем только для объектов, значительно удаленных от точки пересечения направления оптической оси камеры с поверхностью участка. Математические ожидания ошибок оценивания координат Х, Ү, Z по абсолютной величине не превосходили 2 м.

Если при выполнении координатной привязки в формулах (6) вместо Q^0 использовался кватернион Q^* , не уточненный по результатам калибровки, то средние квадратичные ошибки привязки составляли 2—2.5 км.

Результаты моделирования хорошо согласуются с охарактеризованными выше свойствами предлагаемых алгоритмов и процедур.

Подытожим сказанное.

1. Предложенный способ полетной геометрической калибровки камеры и звездного датчика весьма точно опознает угловое положение плоскости снимка камеры и с меньшей точностью положение самого снимка в его плоскости.

2. Точность определения положения снимка в его плоскости, характеризуемая остаточным параметром θ_3 , улучшается в определенных пределах с увеличением числа снимков при полетной калибровке и с расширением пучка линий визирования ориентиров, попадающих в поле зрения камеры. От диапазона углов тангажа при съемках упомянутая точность зависит слабо.

Таблица 1. Результаты полетной калибровки

| а, км | N_{s} | 9, град | $\sigma_{_{\theta 1}}$ | $\sigma_{_{\theta 2}}$ | $\sigma_{_{\theta 3}}$ |
|-------|---------|-----------|------------------------|------------------------|------------------------|
| 20 | 6 | ±4.5 | 3.1 | 2.9 | 10.0 |
| 20 | 6 | ±19 | 3.0 | 3.1 | 9.6 |
| 20 | 6 | ±25 | 2.9 | 3.0 | 10.1 |
| 20 | 12 | ±4.5 | 2.3 | 2.2 | 9.4 |
| 20 | 12 | ±19 | 2.2 | 2.3 | 8.7 |
| 20 | 12 | ± 25 | 2.2 | 2.2 | 8.7 |
| 40 | 6 | ± 4.5 | 3.1 | 3.3 | 6.9 |
| 10 | 6 | ± 4.5 | 3.1 | 3.3 | 16.1 |
| 5 | 6 | ± 4.5 | 3.1 | 3.3 | 30.3 |
| 2.5 | 6 | ± 4.5 | 3.1 | 3.3 | 59.3 |
| | | | | | |

| Таблииа | 2. | Результаты | координатной | привязки |
|------------|----|-----------------|--------------|-----------|
| 1000000000 | ~. | I CO JUIDIGI DI | поординатион | inpinonum |

| <i>b</i> , км | N _s | 9, град | σ _χ , м | σ _γ , м | <i>σ_Z</i> , м | Cond |
|---------------|----------------|-----------|--------------------|--------------------|--------------------------|------|
| 5 | 6 | ±4.5 | 26-50 | 92-115 | 80—140 | 230 |
| 5 | 6 | ± 10 | 16-25 | 43-55 | 12-38 | 45 |
| 5 | 6 | ±19 | 14-18 | 23-30 | 12-23 | 12 |
| 5 | 6 | ± 25 | 13-15 | 21-23 | 14—19 | 8 |
| 5 | 12 | ± 4.5 | 24-40 | 10-75 | 10-66 | 317 |
| 5 | 12 | ± 10 | 12-18 | 32—44 | 9-28 | 50 |
| 5 | 12 | ± 19 | 9-13 | 18-23 | 9-15 | 13 |
| 40 | 6 | ± 25 | 14—66 | 23-45 | 13—70 | 8 |
| 40 | 12 | ±19 | 11-68 | 18—45 | 8-68 | 13 |
| | | | | | | |

3. Предложенный способ координатной привязки наземных объектов свободен от ограничений, связанных с использованием аппроксимации формы Земли и отказом от оценки высоты. В частности, отсутствуют ошибки, порожденные отклонением линии визирования объекта привязки от вертикали и его возвышением над поверхностью референц-эллипсоида.

4. Точность предложенной координатной привязки улучшается в определенных пределах с увеличением числа снимков наземного объекта. Эта точность существенно повышается с расширением диапазона углов тангажа при наведении оси чувствительности камеры на объект съемки.

5. Остаточные значения параметра θ_3 , допустимые при координатной привязке, могут значительно превышать допустимые значения θ_1, θ_2 .

6. Неблагоприятное влияние ошибки θ_3 на точность координатной привязки тем заметнее, чем дальше отстоит объект привязки от точки пересечения оптической оси камеры с земной поверхностью.

7. При достаточно реалистичных условиях предложенная методика полетной геометрической калибровки определяет положение плоскости снимка камеры с точностью в несколько секунд дуги. Положение снимка в его плоскости определяется с точностью порядка 10". Предложенный способ координатной привязки определяет координаты местонахождения наземного объекта с точностью порядка 20 м.

- 1. *Андреев В. Д.* Теория инерциальной навигации. Автономные системы. — М.: Наука, 1966. — 580 с.
- 2. *Бранец В. Н., Шмыглевский И. П.* Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. — М.: Наука, 1973. — 320 с.
- Бромберг П. В. Теория инерциальных систем навигации. — М.: Наука, 1979. — 296 с.
- 4. *Грушинский Н. П.* Теория фигуры Земли. М.: Наука, 1976. 512 с.
- 5. Лебедев Д. В., Ткаченко А. И. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов. Киев: Наук. думка, 2006. 298 с.
- *Лурье А. И.* Аналитическая механика. М.: Физматгиз, 1961. — 824 с.
- Никитин А. В., Дунаев Б. С., Кондратьева Т. В. и др. Полетная и наземная геометрическая калибровка многозональных сканирующих устройств МСУ-100 и МСУ-50 // Современные проблемы дистанцион-

ного зондирования Земли из космоса. — 2011. — **8**, № 2. — С. 289—302.

- Парусников Н. А., Морозов В. М., Борзов В. И. Задача коррекции в инерциальной навигации. — М.: Изд-во МГУ, 1982. — 174 с.
- 9. *Пятак И. А.* Задачи координатной привязки снимков, выполненных КА // Вісник Дніпропетровського ун-ту. Сер. Ракетно-космічна техніка. — 2011. — Вип. 14. — С. 116—122.
- Сомов Е. И., Бутырин С. А. Полетная геометрическая идентификация и калибровка космического телескопа и системы звездных датчиков // Тр. VIII Междунар. конф.: «Идентификация систем и задачи управления» SICPRO'09. — М., 2009. — С 1189—1201.
- 11. Сомов Е. И., Бутырин С. А. Технология обработки сопровождающей измерительной информации для высокоточной координатной привязки космических снимков // Изв. Самарского науч. центра РАН. 2009. 11, № 5. С. 151—163.

Стаття надійшла до редакції 19.03.15

О. І. Ткаченко

Міжнародний науково-навчальний центр інформаційних технологій та систем Національної академії наук України і Міністерства освіти і науки України, Київ

ПРО КООРДИНАТНУ ПРИВ'ЯЗКУ НАЗЕМНИХ ОБ'ЄКТІВ ЗА КОСМІЧНИМИ ЗНІМКАМИ

Розв'язується задача оцінювання місцезнаходження точкового об'єкта на реальній поверхні Землі за знімками з орбіти космічного апарата. Розв'язок не обмежується жодними припущеннями про форму Землі. Додатково розв'язується допоміжна задача польотного геометричного калібрування бортової знімальної камери і зоряного давача космічного апарата.

Ключові слова: координатна прив'язка, польотне геометричне калібрування, знімальна камера, зоряний давач.

A. I. Tkachenko

International Research and Training Center for Information Technologies and Systems of the National Academy of Sciences of Ukraine and Ministry of Education and Science of Ukraine

ON A GEO-REFERENCING OF TERRESTRIAL OBJECTS USING SPACE SNAPSHOTS

The problem of estimating location of a point object on the true Earth surface is solved using images obtained from a spacecraft orbit. No restrictive supposition is laid on the Earth shape. The auxiliary problem of in-flight geometric calibration of onboard imaging camera and star tracker of the spacecraft is also solved.

Key words: geo-referencing, in-flight geometric calibration, imaging camera, star tracker.
УДК 532.5; 548.5

В. Ф. Демченко, О. П. Федоров

Інститут космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, Київ

ОСОБЛИВОСТІ УПРАВЛІННЯ СТРУКТУРОЮ ТВЕРДІННЯ В НЕВАГОМОСТІ МЕТОДАМИ СПРЯМОВАНОЇ КРИСТАЛІЗАЦІЇ З НАКЛАДЕННЯМ ВІБРАЦІЙНОГО ВПЛИВУ

З метою підготовки космічного експерименту проведено математичне моделювання гідродинамічних і теплових процесів при вирощуванні кристалів за схемою Бріджмена та методом плаваючої зони у земних умовах та в умовах мікрогравітації. Вивчено особливості гідродинамічного стану розплаву при накладанні аксіальних вібраційних збурень різної частоти та інтенсивності. Показано, що для обох методів можливе придушення нестаціонарних контурів течії розплаву перед фронтом, а в умовах невагомості метод плаваючої зони є менш чутливим до прояву релей-тейлорівської нестійкості течії рідкої фази.

Ключові слова: кристалізація, мікрогравітація, гідродинаміка розплавів, метод Бріджмена, метод плаваючої зони.

вступ

Управління структурою твердіння в умовах космічного польоту є актуальним завданням сучасного космічного матеріалознавства. При твердінні в космічних умовах істотно змінюється відносний внесок поверхневих і об'ємних сил, що діють на розплав [4, 5, 7]. При цьому фізична картина тепломасоперенесення в умовах мікрогравітації (внаслідок дії залишкових мікроприскорень, gjitter) залишається далекою від повної ясності, особливо для практично важливих технологій одержання кристалів з розплаву. Так, у багатьох дослідженнях саме цей фактор вважають відповідальним за труднощі отримання кристалів з бажаними структурою та властивостями [4]. У той же час з роботи [13] випливає висновок про несуттєвий вплив залишкових мікроприскорень на процеси тепломасоперенесення. У ряді робіт теоретично та експериментально продемонстровано можливість управління тепломасоперенесенням у розплаві шляхом накладення низькочастотних вібрацій на матеріал, що кристалізується [3, 11, 12, 15].

Предметом цієї роботи є порівняльний аналіз теплової та гідродинамічної обстановки при вирощувані кристалів за схемою Бріджмена і методом зонної плавки в земних умовах і в умовах мікрогравітації при наявності вібраційного впливу на розплав і без нього. При цьому розглядалася гравітаційна конвекція, конвекція Марангоні (істотна при наявності вільної поверхні [9]), а також вібраційний вплив на розплав для деяких спеціальних випадків. Застосовувалися методи математичного моделювання, результати порівнювались з експериментальними даними, отриманими авторами для прозорої модельної речовини — сукцинонітрилу (метод Бріджмена), а також кремнію (метод плаваючої зони). Використані речовини, параметри процесів і харак-

[©] В. Ф. ДЕМЧЕНКО, О. П. ФЕДОРОВ, 2015



Рис 1. Схеми вирощування кристалів методом плаваючої зони (*a*) і методом Бріджмена (*б*): 1 — кристал, 2 — нагрівач, 3 — розплав, 4 — ампула, 5 — нагрівач, 6 — газовий проміжок, 7 — ізолятор, 8 — холодильник

теристики експериментальних установок відповідають апаратурі для космічних досліджень, що розроблюється. Розглядалася спрощена задача, в якій напрямок накладення вібрацій збігається з віссю кристала, частота описувалася гармонійним законом, а сила тяжіння варіювалася.

Технологічні схеми відповідних процесів показані на рис. 1. При зонній плавці (рис. 1, *a*) у початковому зразку 1 за допомогою нагрівача 2 формується розплавлена зона 3, яка, переміщаючись разом з нагрівачем уздовж твірної зразка, забезпечує плавлення заготовки та кристалізацію розплаву. У методі Бріджмена (рис. 1, δ) плавлення заготовки та кристалізація розплаву 1 здійснюється за допомогою градієнтного пристрою, який складається з нагрівача 5, холодильника 8 та розташованого між ними теплоізоляційного шару 7. Нагрівач при зонній плавці та градієнтний пристрій у схемі Бріджмена переміщаються із заданою швидкістю *v* відносно зразка.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ

В осесимметричному наближенні спільний конвективно-кондуктивне перенесення енергії в системі «кристал — розплав» описується рівнянням

$$c\rho\left(\frac{\partial T}{\partial t} + V_r \frac{\partial T}{\partial r} + V_z \frac{\partial T}{\partial z}\right) =$$
$$= \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r\lambda(T) \frac{\partial T}{\partial r}\right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda(T) \frac{\partial T}{\partial z}\right), r, z \subset \Omega, \quad (1)$$

де *T* — температура, $\mathbf{V} = \{V_r, V_z\}$ — вектор швидкості руху розплаву, *c*, ρ , λ — теплофізичні властивості матеріалу, $\{r, z\}$ — циліндричні координати. Рівняння (1) інтегрується у прямокутнику $\Omega = \{0 < r < L, 0 < z < R\}$, який охоплює розплав, кристал і заготовку, при моделюванні схеми Бріджмена в розрахункову область включається також стінка ампули. Сформулюємо граничні умови. При *r* = 0 має місце симетрія температурного поля:

$$\left. \frac{\partial T}{\partial r} \right|_{r=0} = 0 , \qquad (2)$$

а при r = R — умова теплообміну кристалу з нагрівачем і навколишнім середовищем

$$\lambda \frac{\partial T}{\partial r}\Big|_{r=R} = q(z,t) + \alpha(z) \left[T(R,z,t) - T_h(z,t) \right] - \varepsilon \sigma_0 (T^4(R,z,t) - T_c^4), \qquad (3)$$

де q(z,t) — щільність теплового потоку, який надходить до поверхні зразка від зовнішнього нагрівача (рис. 1, *a*); $\alpha(z)$ — коефіцієнт теплопередачі між стінкою ампули і нагрівачем 5 (холодильником 8); $T_{h}(z,t)$ — температура нагрівача (холодильника), ε – ступінь чорноти, σ_0 – постійна Стефана — Больцмана, *T_c* — температура зовнішнього середовища. У схемі Бріджмена береться до уваги лише теплопередача через газову щілину 6. Коефіцієнт теплопередачі α розраховувався як величина, обернена до термічного опору газового зазору; на границі з ізолятором коефіцієнт α покладався рівним нулю. Процес зонної плавки здійснювався у вакуумній камері, при цьому розплавлена зона утримувалася силами поверхневого натягу, а в якості джерела енергії використовувався кільцевий електронно-променевий нагрівач. Вважається, що на торцевих поверхнях зразка теплообміну з навколишнім середовищем немає:

$$\left. \frac{\partial T}{\partial z} \right|_{z=0} = 0, \quad \left. \frac{\partial T}{\partial z} \right|_{z=L_z} = 0. \tag{4}$$

На фронтах кристалізації і плавлення формулюються умови ідеального контакту між рідкою і твердою фазами (при швидкостях кристалізації 1...10 мкм/с виділенням прихованої теплоти можна знехтувати). При моделюванні схеми Бріджмена у початковий момент часу t = 0 задається початкове положення системи «нагрівач — ізолятор — холодильник», а у схемі плаваючої зони — положення нагрівача відносно твірної зразка.

Гідродинамічні процеси в розплаві описуються системою рівнянь Нав'є — Стокса в наближенні Буссінеска:

$$\frac{\partial V_r}{\partial t} + V_r \frac{\partial V_r}{\partial r} + V_z \frac{\partial V_r}{\partial z} =$$
$$= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial r} + v \left(\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial V_r}{\partial r} \right) + \frac{\partial^2 V_r}{\partial z^2} - \frac{V_r}{r^2} \right), \quad (5)$$

$$\frac{\partial V_z}{\partial t} + V_r \frac{\partial V_z}{\partial r} + V_z \frac{\partial V_z}{\partial z} =$$
$$= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial z} + \nu \left(\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \frac{\partial V_z}{\partial r} \right) + \frac{\partial^2 V_z}{\partial z^2} \right) + F_z, \quad (6)$$

$$\frac{\partial V_z}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} (rV_r) = 0 , \qquad (7)$$

де P — тиск, v — коефіцієнт кінематичної в'язкості, $F_z = g\beta_T T$ — підйомна сила Архімеда, g = g(t) — прискорення, β_T — коефіцієнт об'ємного розширення розплаву. Рівняння (5)— (7) інтегруються в області, яка визначається поточною формою фронтів плавлення і кристалізації. На твердих границях області задаються умови прилипання і непроникнення, а при r = 0 умова симетрії поля швидкостей. У схемі зонної плавки будемо вважати вільну поверхню такою, що не деформується, тоді граничні умови на цій поверхні можна записати у вигляді

$$V_r\Big|_{r=R} = 0, \quad v \frac{\partial V_r}{\partial z}\Big|_{r=R} = -\frac{1}{\rho} \beta_\sigma \frac{\partial T}{\partial r}\Big|_{r=R}.$$
 (8)

Тут $\beta_{\sigma} = d\sigma / dT$, $\sigma = \sigma(T)$ — коефіцієнт поверхневого натягу. Прискорення g = g(t) представимо у вигляді суми $g(t) = g_0 + g_v(t)$, де g_0 — фонове, $g_v(t)$ — вібраційне прискорення. Будемо вважати, що вібраційні коливання здійснюються уздовж осі ампули і є гармонічними, так що $g_v(t) = -4A\pi^2 \omega^2 \sin 2\pi\omega t$, де ω — частота, A амплітуда коливань.

РЕЗУЛЬТАТИ ЧИСЕЛЬНИХ ЕКСПЕРИМЕНТІВ

Метод плаваючої зони. Теплові та гідродинамічні процеси при зонній плавці вивчалися при переплавленні зразка кремнію (R = 5 мм, L = 100 мм) зі швидкостями протяжки джерела електроннопроменевого нагріву $v_e = 1...10$ мкм/с. Розподіл густини теплового потоку на поверхні зразка задавався у відповідності з експериментальними даними роботи [2], отриманими методом розрізного анода. Чисельними дослідженнями встановлено, що висота розплавленої зони визначається потужністю Q електронно-променевого нагрівання та практично не залежить від швидкості v_e переміщення джерела нагрівання. Ос-



Рис. 2. Температурне поле і течія розплаву при формуванні монокристалу кремнію методом плаваючої зони: a — земні умови, δ — мікрогравітація



Рис. 3. Циркуляція розплаву кремнію в умовах зниженої сили тяжіння: *a* — початок періоду вібрації, *б* — середина періоду

таннє пояснюється малими значеннями теплового числа Пекле, розрахованого за значенням v_e . Висота розплавленої зони на бічній поверхні зразка при Q = 280 Вт становить 10 мм, що з точністю 5 % збігається з висотою, виміряною експериментально.

На рис. 2 показано температурні поля та поля швидкостей руху розплаву при вирощуванні монокристала кремнію методом плаваючої зони в земних умовах і в умовах малої гравітації ($g_0 = 1 \text{ см/c}^2$).

У земних умовах (рис. 2, *a*) рух розплаву формується переважно під впливом архімедової сили. На вільній поверхні виникає висхідний потік, який поблизу фронту плавлення розгортається в радіальному напрямку, утворюючи тороїдальний вихор (схематично показаний великими стрілками на збільшеному фрагменті розплавленої зони), центр якого зміщений до фронту плавлення. У земних умовах найбільша швидкість течії (|V| = 3 см/с) спостерігається на вільній поверхні в зоні максимального тепловиділення електронного променя.

Рух рідкого кремнію в умовах зниженої сили тяжіння (рис. 2, δ) формується за рахунок конкурентної взаємодії термогравітаційної та термокапілярної сил, внаслідок чого в розплавленій зоні поблизу фронту кристалізації утворюється вторинний вихор. У цьому випадку максимальна швидкість руху розплаву знижується на два порядки, висота розплавленої зони зменшується на 5 %, і утворюється більш опуклий фронт кристалізації.

Виділимо два режими, при яких протягом одного циклу вібрації: 1) сумарне прискорення g(t)залишається знакопостійним (max $|g_v| < g_0$), 2) g(t)змінює знак (max $|g_v| > g_0$). В умовах невагомості зміна знаку віброприскорення відбувається двічі за період одного вібраційного циклу. У цьому випадку слід очікувати втрати стійкості руху розплаву за типом релей-тейлорівської нестійкості.

Як постійну часу гідродинамічного процесу будемо вважати таке значення часу τ_g , яке є необхідним для перебудови течії з одного стійкого стану в інший. Для чисельної оцінки постійної часу величина фонового прискорення імпульсно змінювалася з $g_0 = 1 \text{ см/c}^2$ до $g_0 = 5 \text{ см/c}^2$. Розрахунками встановлено, що при зонній плавці постійна часу складає $\tau_g = 1 \text{ с.}$ При частотах вібрації, для яких період τ одного циклу вібрації сумірний з τ_g , вібраційні збурення призводять до істотної зміни гідродинамічних потоків у розплавленій зоні. На рис. З наведено поля швидкостей руху розплаву кремнію при вирощуванні кристалу методом плаваючої зони в умовах пониженої гравітації ($g_0 = 1 \text{ см/c}^2$) при частоті вібрації $\omega = 0.1$ Гц і максимальній величині вібраційного прискорення 4 см/с². При цій частоті $\tau > \tau_g$, внаслідок чого протягом одного періоду вібрації напрямок циркуляції вихору змінюється на протилежний. Навпаки, при високочастотній вібрації ($\omega > 50$ Гц) різнополярні вібраційні прискорення усереднюються, тому структура і інтенсивність конвективних потоків зберігаються практично такими ж, як і при відсутності вібрації.

Метод Бріджмена. Обрана схема методу Бріджмена (рис. 1, б) відповідає лабораторній наземній установці, на якій відпрацьовується орбітальний експеримент. Гравітаційна конвекція в розплаві виникає внаслідок наявності радіального градієнта температури [1]. Числові значення параметрів, які входять у математичний опис, вибиралися наступними: R = 7.5 мм, довжина нагрівача 100 мм, довжина ізолятора 10 мм, довжина холодильника 20 мм, температура нагрівача 85 °C, температура холодильника 15 °C. Використовувалися значення термодинамічного та транспортного параметрів сукцинонітрилу з робіт [10, 14]. Найбільший інтерес представляють потоки розплаву поблизу фронту кристалізації, тому що саме вони визначають стійкість росту кристалу і його морфологію.

На рис. 4, *а* показані розрахункові лінії струму в розплаві до початку вібрації (земні умови вирощування). Під дією підйомної сили в рідкій фазі утворюється глобальна вихрова течія: поблизу стінки нагрівача розплав піднімається до верху ампули, в осьовій частині ампули формується спадна течія, направлена до фронту кристалізації. При гальмуванні потоку розплаву поблизу фронту кристалізації формуються нестійкі слабоінтенсивні вторинні вихори, які періодично руйнуються і виникають знову.

Виявлені в розрахунках нестаціонарні вторинні вихори спостерігалися в експериментальній установці Бріджмена. Для цього в розплав сукцинонітрилу вводилися маркери — спори лікоподію, рух яких фіксувався відеокамерою [6, 8]. Рухомі в розплаві маркери можна розділити на дві групи. У першій з них траєкторії руху частинок відповідали циркуляції розплаву в глобальній вихровій течії. Друга група марке-



Рис. 4. Структура потоків розплаву при земних умовах вирощування кристалу: a — без вібрації, δ — з вібрацією при A = 1 мм, $\omega = 11$ Гц

рів здійснювала коливальні рухи поблизу фронту кристалізації, що може свідчити про наявність вторинних вихорів, виявлених чисельним моделюванням. Спрощена експериментальна схема не дає можливості отримати кількісні дані про швидкості потоків, однак характер руху частинок біля фронту свідчить про нестаціонарний характер руху розплаву поблизу фронту та наявність кількох контурів циркуляції поблизу фронту кристалізації.

При накладенні вібрації з частотою 11 Гц (max $|g_{\nu}| < g_0$, max $|g_{\nu}| = 0.5g_0$), вже на першому вібраційному циклі вторинні вихори, що утворилися до початку вібрації, руйнуються, і формується одноконтурна схема циркуляції розплаву, яка підтримується протягом подальших циклів вібрації (рис. 4, δ). При цьому центр глобального вихору зміщується до стінки ампули, швидкості потоків в осьовій зоні істотно послаблюються. З цією обставиною, мабуть, пов'язане зникнення вторинних вихорів, що осцилюють поблизу фронту кристалізації. Таким чином, при певних параметрах примусова вібрація може слугувати регулятором гідродинамічних потоків у розплаві.



Рис. 5. Ізолінії функції струму в різні моменти часу першого півперіоду вібраційного циклу (величини вібраційного прискорення надані в см/с²)

Якісно інша картина виникає при накладенні вібрації при відсутності гравітації ($g_0 = 0$). На рис. 5 представлено картини ліній струму в різні моменти першого півперіоду вібраційного циклу при $\omega = 1$ Гц, A = 1 мм.

При зміні знаку віброприскорення в нижній частині розплаву зароджується вихор, що циркулює в напрямку, протилежному до напрямку обертання глобального вихору, який був до зміни знаку віброприскорення. Новоутворений вихор поступово витісняє у верхню частину ампули початковий вихор аж до повного його зникнення. У другому півперіоді вібраційного циклу формується аналогічний нестаціонарний рух рідкої фази, але з протилежним напрямом обертання новоутвореного вихору. Вистачає декілька десятків циклів вібрацій, щоб встановилася подібна періодична структура течії розплаву.

Описаний вплив вібрації на гідродинаміку розплаву можна трактувати як прояв квазістаціонарної релей-тейлорівської нестійкості руху рідкої фази в умовах неперервного перерозподілу густини розплаву. За допомогою обчислювального експерименту встановлено, що подібні гідродинамічні осциляції розплаву продовжують підтримуватися і при інших частотах вібрації в діапазоні до 20 Гц.

ОБГОВОРЕННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ

При вирощуванні кристалів ефективність управління потоками в розплаві визначається способом вирощування, геометрією зразка, транспортними та термодинамічними властивостями препарату, а також параметрами вібрації. У цій роботі зіставлено гідродинаміку розплаву при вирошуванні кристалів двома методами, які в даний час розглядаються як найбільш перспективні для орбітальних експериментів — методи Бріджмена і плаваючої зони. Порівняльний аналіз отриманих розрахункових даних показує, що відмінності цих методів у формуванні потоків розплаву (як при наявності вібраційних впливів, так і без них) пов'язані з різною тепловою обстановкою в рідкій фазі. У схемі Бріджмена температура розплаву монотонно зростає вздовж аксіальної координати від температури кристалізації до температури нагрівача, зберігаючи незмінним знак температурного градієнта. У методі зонної плавки тепловий центр розплаву розташований симетрично відносно фронтів плавлення і кристалізації. Внаслідок цього при $\max |g_y| > g_0$ у схемі Бріджмена виникає нестійкість течії розплаву типу релей-тейлорівської. При використанні методу плаваючої зони рух розплаву зберігає стійкість, а вплив вібраційних збурень обмежується періодичною зміною напрямку обертання вихору. Таким чином, метод плаваючої зони є менш чутливим до вібраційних збурень. Практична важливість цього висновку пов'язана з тим, що при орбітальному польоті періодична зміна знаку сумарного прискорення відбувається практично для всіх джерел вібраційних збурень.

Чисельним експериментом встановлено, що в установці Бріджмена при відсутності вібраційного впливу виникає зона нестаціонарних вторинних вихорів поблизу фронту кристалізації, яка розширюється при послабленні рівня гравітаційної конвекції. У роботі [15] для тієї ж системи сукцинонітрил — ацетон і близьких умов експерименту повідомляється про наявність локального вихору, що обертається в напрямку, протилежному напрямку обертання глобального вихора. Накладення крутильних коливань призводило до розбиття такого вихору на два, що сприяє вирівнюванню концентраційної неоднорідності вздовж фронту кристалізації. В аналізованому нами випадку накладення аксіальних вібрацій при $\max|g_{y}| < g_{0}$ сприяло зникненню вторинних вихорів у схемі Бріджмена. Аналогічний ефект виявляється у числовому експерименті для методу плаваючої зони, коли пригнічувався вторинний вихор поблизу фронту кристалізації (плавлення), утворений в результаті взаємодії конвекції Марангоні та гравітаційної конвекції.

Зіставлення цих розрахункових даних вказує на необхідність подальших експериментальних досліджень впливу вібрації на гідродинаміку розплаву та процес формування кристалу. Розглянута в цій роботі математична модель побудована при істотних спрощеннях реальних експериментальних умов вирощування кристалу. Вібраційний вплив обмежувався аксіальним напрямком, а умови мікрогравітації імітувались зменшенням фонового прискорення. Разом з тим така спрощена модель дозволила встановити ряд закономірностей, які пояснюють фізичну картину досліджуваного процесу та становлять інтерес з точки зору вдосконалення експериментальних методик. Зіставлення розрахункових даних для двох методів вирощування дозволяє оцінити їхню чутливість до вібраційних збурень.

Розглянуті випадки накладення вібрації показують принципову можливість їхнього застосування для придушення нерегулярності потоків поблизу фронту. Такого роду потоки впливають не тільки на макроскопічний розподіл домішок, але й на мікросегрегаційну структуру. Відомо, що цілеспрямований розподіл домішок перед фронтом кристалізації є потужним способом управління структурою та структурно-чутливими властивостями кристалічного матеріалу [8]. Подальші кроки в даному напрямку передбачають врахування варіативності напрямку вектора мікротяжіння, тривимірне моделювання та зіставлення з реальною картиною твердіння на прозорих моделях.

висновки

1. Вібраційний вплив на розплав у процесі спрямованої кристалізації може слугувати ефективним засобом управління структурою твердіння при різних рівнях гравітаційної конвекції. Для випадку накладення вібрації уздовж осі вирощування чисельний експеримент виявив суттєві особливості руху розплаву для методів Бріджмена і плаваючої зони в двох характерних діапазонах вібраційного впливу: знакозмінного і знакосталого прискорення.

2. При накладенні низькочастотних коливань малої амплітуди ($|g_{\nu}| < g_{0}$) уздовж осі вирощування продемонстровано можливість придушення вторинних вихрових течій поблизу фронту кристалізації в обох методах отримання кристалів.

3. При знакозмінному вібраційному впливі $(|g_{v}| > g_{0})$ і низькій частоті вібрації можливе виникнення релей-тейлорівської нестійкості течії розплаву в методі Бріджмена.

4. В таких же умовах метод плаваючої зони характеризується стійким рухом розплаву, а вплив вібрації зводиться тільки до зміни напрямку течії розплаву. Мала чутливість до прояву релейтейлорівської нестійкості пояснюється симетрією температурного поля розплаву вздовж аксіальної осі зразка.

- 1. *Гершуни Г. 3., Жуховицкий Е. М.* Конвективная устойчивость несжимаемой жидкости. М.: Наука, 1972. 296 с.
- 2. Демченко В. Ф., Аснис Е. А., Лесной А. Б. и др. Исследование распределенных характеристик электронного пучка, формируемого кольцевым катодом при электроннолучевой бестигельной зонной плавке // Современная электрометаллургия. — 2007. — № 3. — С. 20—23.
- 3. Жариков Е. В., Аветисов И. Х., Скоренко А. В. и др. Подготовка космического эксперимента по выращиванию кристаллов методом направленной кристаллизации в условиях вибрационного воздействия

на Российском сегменте Международной космической станции // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. — 2001. — № 9. — С. 56—62.

- Земсков В. С., Раухман М. Р., Шалимов В. П. Влияние условий микрогравитации на однородность кристаллов полупроводников, выращенных на космических аппаратах методами направленной кристаллизации. Итоги и перспективы исследований в ИМЕТ РАН // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. — 2001. — № 9. — С. 41—47.
- Иванов Л. И, Земсков В. С., Кубасов В. Н. и др. Плавление, кристаллизация и фазообразование в невесомости. — М.: Наука, 1979. — 256 с.
- 6. Овсиенко Д. Е., Федоров О. П., Темкин Д. Е., Чемеринский Г. П. Взаимодействие твердых частиц с кристаллами, растущими из расплава // Кристаллография. — 1987. — **32**, № 5. — С. 1246—1252.
- 7. Патон Б. Е., Аснис Е. А., Заболотин С. П. и др. Получение совершенных материалов в космосе // Космічна наука і технологія. — 2002. — 8, № 5/6. — С. 15—18.
- Федоров О. П. Процессы роста кристаллов: кинетика, формообразование, неоднородности. — Киев: Наук. думка, 2010. — 207 с.
- Artemyev V. K., Folomeev V. I., Ginkin V. P., et al. The mechanism of Marangoni convection influence on dopant distribution in Ge space – grown single crystals // J. Crystal Growth. – 2001. – 223, N 1-2. – P. 29––37.
- Chopra M. A., Glicksman M. E., Singh N. B. Dendritic Solidification in Binary Alloys // Met. Trans. A. – 1988. – 19, N 12. – P. 3087–3096.
- Fedoseyev A. I., J. Iwan D Alexander. Investigation of vibrational control of convective flows in Bridgeman melt growth configurations // J. Cryst. Growth. 2000. 211, N 1–2. P. 34–42.
- Fedyushkin A., Bourago N., Polezhaev V., Zharikov E. The influence of vibration on hydrodynamics and heat-mass transfer during crystal growth // J. Cryst. Growth. – 2005. – 275, N 1–2. – P. e1557–e1563.
- Mazzoni S., Shevtsova V., Mialdun A., et al. Vibrating liquids in space // Europhys. news. – 2010. – 41, N 6. – P. 14–16.
- Trivedi R., Somboonsuk K. Puttern formation during directional solidification of binary systems // Acta Met. – 1985. – 33, N 6. – P. 1061–1068.
- Yu W. C., Chen Z. B., Hsu W. T., et al. Reversing radial segregation and suppressing morphological instability during Bridgman crystal growth by angular vibration // J. Cryst. Growth. – 2004. – 271, N 3–4. – P. 474–480.

Стаття надійшла до редакці 16.12.14

В. Ф. Демченко, О. П.Федоров

Институт космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Киев

ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ СТРУКТУРОЙ ЗАТВЕРДЕВАНИЯ В НЕВЕСОМОСТИ МЕТОДАМИ НАПРАВЛЕННОЙ КРИСТАЛЛИЗАЦИИ С НАЛОЖЕНИЕМ ВИБРАЦИОННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

С целью подготовки космического эксперимента проведено математическое моделирование гидродинамических и тепловых процессов при выращивании кристаллов по схеме Бриджмена и методом плавающей зоны в земных условиях и в условиях микрогравитации. Изучены особенности гидродинамического состояния расплава при наложении аксиальных вибрационных возмущений различной частоты и интенсивности. Показано, что для обоих методов возможно подавление нестационарных контуров течения расплава перед фронтом, а в условиях невесомости метод плавающей зоны является менее чувствительным к проявлению релей-тейлоровской неустойчивости течения жидкой фазы.

Ключевые слова: кристаллизация, микрогравитация, гидродинамика расплавов, метод Бриджмена, метод плавающей зоны.

V. F. Demchenko, O. P. Fedorov

Space Research Institute of the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Kyiv

FEATURES OF THE CONTROL OF SOLIDIFICATION STRUCTURE USING DIRECTIONAL CRYSTALLIZATION WITH SUPERIMPOSED VIBRATION EXPOSURE UNDER WEIGHTLESSNESS CONDITIONS

For the purpose of preparing a space experiment, we accomplished a mathematical simulation of the hydrodynamic and thermal processes during crystal growing by the Bridgeman and the floating zone techniques under terrestrial and microgravity conditions was held. The features of the hydrodynamic state of the melt when exposed to axial vibration of different frequencies and intensities were studied. It is shown that the suppression of non-stationary contours of melt flow before the crystallization front is possible in both methods, but the floating zone method is less sensitive to Rayleigh-Taylor instability of liquid phase flow under weightlessness conditions.

Key words: crystallization, microgravity, melt flow, Bridgman technique, floating zone technique.

УДК 536.24 - 464, 536.252

Ю. П. Ладиков-Роев, А. А. Логинов, О. К. Черемных

Институт космических исследований Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Киев

ВЛИЯНИЕ ВИБРАЦИЙ НА ПРОЦЕСС КРИСТАЛЛИЗАЦИИ В УСЛОВИЯХ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

Рассмотрено влияние однородной вибрации на стойкость фронта кристаллизации в призматической ампуле в условиях микрогравитации. Проанализированы вертикальная и горизонтальная вибрации. Установлено, что горизонтальная вибрация вызывает искривление фронта кристаллизации, что может приводить к нарушению равновесия расплава и ухудшению качества кристалла. Вертикальная вибрация приводит к активному перемешиванию расплава и может при определенных условиях приводить к улучшению характеристик кристалла.

Ключевые слова: кристаллизация, космический эксперимент, микрогравитация, вибрация, устойчивость, управление.

Процессы кристаллизации в условиях микрогравитации являются объектом пристального внимания со стороны многих исследователей, занимающихся изучением поведения веществ при фазовых переходах в условиях проведения технологических космических экспериментов на космических аппаратах [4, 11]. Несмотря на то что подобные исследования ведутся уже в течение последних сорока лет [9, 11, 12], обнадеживающие результаты стали появляться только в последнее время. В частности, экспериментальные исследования осуществляются в установках кристаллизации по методу Бриджмена [3-6, 8, 10, 11], в которых процесс кристаллизации осуществляется в цилиндрической ампуле, которая перемещается из зоны нагревателя в зону холодильника. В таких установках часть вещества находится в ампуле в виде расплава. Гидродинамические процессы в расплаве [1, 6, 7] определяют поток примесей на фронт кристаллизации, что определяет качество кристалла. Поэтому пред-

ставляют практический интерес задачи исследования таких процессов, а также возможных механизмов управления ими для целенаправленного воздействия на процесс кристаллизации.

Одним из необходимых условий нормального роста кристаллов в условиях космоса является наличие плоского фронта кристаллизации [2, 4, 6]. Искривление фронта кристаллизации вызвано гидродинамическими течениями в расплаве. При этом искривленная поверхность способствует неоднородному распределению в растущем кристалле примесей, что ухудшает качества последнего. Поэтому исследования, связанные с созданием полей (тепловых, вибрационных, электромагнитных), которые позволяют осуществлять управление гидродинамическими течениями в жидкой фазе вещества с целью улучшения процесса кристаллизации, в частности, создание плоского неискривленного фронта вызывают большой интерес. Ниже рассматривается влияние однородной вертикальной и горизонтальной вибраций на устойчивость фронта кристаллизации в призматической ампуле, в ко-

[©] Ю. П. ЛАДИКОВ-РОЕВ, А. А. ЛОГИНОВ,

О. К. ЧЕРЕМНЫХ, 2015



торой процесс кристаллизации осуществляется по методу Бриджмена. Выбранная геометрия ампулы (см. рисунок) позволяет аналитически исследовать рассматриваемую проблему.

Рассмотрим общую постановку задачи о возбуждении конвекции при наличии быстрой вибрации.

Если ампула осуществляет гармонические колебания с частотой ω и амплитудой *a*, ускорение может быть представлено в виде

$$g_1 = \mathbf{g} - a\omega^2 \mathbf{k}_0 \sin \omega t , \qquad (1)$$

где \mathbf{g} — ускорение свободного падения, \mathbf{k}_0 — единичный вектор, направленный вдоль оси вибрации. Тогда уравнение Навье — Стокса для течения расплава с учетом вибрации будет иметь вид

$$\rho \left[\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} + (\mathbf{V} \cdot \nabla) \mathbf{V} \right] = -\operatorname{grad} p + \mu \Delta \mathbf{V} + \rho b \omega \mathbf{k} \sin \omega t , \quad (2)$$

rge $b = \omega a$.

Основной причиной возникновения конвективного движения среды является зависимость ее плотности от температуры. Поскольку в ампуле отклонения температуры T от температуры плавления $T_{\rm п}$ невелики, то зависимость плотности от температуры может быть представлена в виде

$$\rho = \rho_0 + \frac{\partial \rho}{\partial T} (T - T_{\rm n}) = \rho_0 \left[1 - \beta (T - T_{\rm n}) \right],$$

$$\beta = -\frac{1}{\rho_0} \frac{\partial \rho}{\partial T}.$$
 (3)

Здесь ρ_0 , T_{π} — плотность и температура на фронте кристаллизации.

С учетом введенных обозначений уравнение (3) в приближении Буссинеска для возмущенного состояния имеет вид

$$\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} = -\frac{1}{\rho_0} \operatorname{grad} p - g\beta T \vec{\gamma} + \beta T b \omega \mathbf{k} \sin \omega t + v \Delta \mathbf{V} , \quad (4)$$

где $\vec{\gamma}$ — единичный вектор, направленный вверх по оси *z*.

К уравнению (4) необходимо добавить также уравнения теплопроводности и неразрывности:

$$\frac{\partial T}{\partial t} + (\mathbf{V}\nabla)T = \chi \Delta T , \qquad (5)$$

$$\mathbf{v}\mathbf{V}=\mathbf{0},\qquad(6)$$

где χ — коэффициент температуропроводности.

di

Уравнения (4) — (6) в безразмерных переменных имеют вид

$$\frac{\partial \mathbf{V}}{\partial t} = -\operatorname{grad} p + \Delta \mathbf{V} - R_g T \vec{\gamma} + R_\omega T \mathbf{k} \sin \omega t,$$

$$P_r \frac{\partial T}{\partial t} + (\mathbf{V} \nabla) T = \Delta T, \qquad (7)$$

$$\operatorname{div} \mathbf{V} = 0.$$

Здесь

$$P_r = \frac{v}{\chi}, \ R_g = \frac{\beta \theta g l^3}{v \chi}, \ R_{\omega} = \frac{\beta b \cdot \omega l^3}{v \chi}$$

 $T_{\rm H}$ — температура нагревателя, $\theta = T_{\rm H} - T_{\rm n}$ — характерная разность температур, l — характерный размер.

В кристаллической части исследуемого вещества скорость равна нулю, а температура T_k удовлетворяет уравнению теплопроводности

$$P_{rk}\frac{\partial T_k}{\partial t} = \Delta T_k, \quad P_{rk} = \frac{v}{\chi_k}, \quad (8)$$

где χ_k — коэффициент теплопроводности вещества в кристаллическом состоянии.

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

Скорость конвективного движения в расплаве должна удовлетворять на твердых стенках и вертикальной границе расплава условию равенства нулю нормальной и касательной составляющих: $\mathbf{V} \times \mathbf{n} = 0$, $\mathbf{V} \cdot \mathbf{n} = 0$. Возмущения температуры на тех же границах должно обращаться в нуль. На конце кристаллической зоны z = L возмущения температуры в кристалле также равны нулю ($T_k = 0$). На фронте кристаллизации должны выполняться условия равенства потоков массы.

В условиях быстрых вибраций используется метод различных временних масштабов [6]. Вводятся три масштаба времени: быстрое время $t_{-} = \omega t$, время рассматриваемого процесса $t_0 = t$ и медленное время $t_1 = \omega^{-1} t$. При этом производная по времени от любой характеристики процесса f(t) определяется по формуле

$$\frac{\partial f}{\partial t} = \frac{1}{\varepsilon} \frac{\partial f}{\partial t_{-}} + \frac{\partial f}{\partial t_{0}} + \varepsilon \frac{\partial f}{\partial t_{1}},$$

а все характеристики задачи представляются в виде $f = \varepsilon^{-1} f_- + f_0 + \varepsilon f_1 + где \varepsilon$ — малый параметр. Использование метода позволяет разделить задачу на уравнения по каждому из характерных времен. Полученное основное уравнение для процесса кристаллизации решалось методом Галеркина. В результате построена табл. 1 для критических параметров, приводящих к неустойчивости фронта кристаллизации как в случае горизонтальных, так и вертикальных вибраций. Здесь $k = (2m+1)\pi/2$ и $s = n\pi/l$ стоят в аргументах тригонометрических функций, вхо-

Таблица 1. Критические значения параметров устойчивости фронта кристаллизации в призматической ампуле при вертикальной вибрации L = 1, Pr = 20, $Pr_T = 22$, $R_{\lambda} = 900$, $L_1 = L$

| | m = 1 | <i>m</i> = 2 |
|--------------|--|---|
| n = 1 | $k = 4.71, s = 3.14, R_* = 265,$ | $k = 4.71, s = 6.28, R_* = 530,$ |
| | $\frac{16}{9ks}R_*=32,\ \frac{16}{9ks}=0.12,$ | $\frac{16}{9ks}R_*=32,\frac{16}{9ks}=0.06,$ |
| | $\frac{32k}{9s(s^2+2k^2)} = 0.1$ | $\frac{32k}{9s(s^2+2k^2)} = 0.03$ |
| <i>n</i> = 2 | $k = 7.85, \ s = 3.14, \ R_* = 4844,$ | $k = 7.85, s = 6.28, R_* = 6322,$ |
| | $\frac{16}{9ks}R_* = 3491, \ \frac{16}{9ks} = 0.07,$ | $\frac{16}{9ks}R_* = 228, \ \frac{16}{9ks} = 0.04,$ |
| | $\frac{32k}{9s(s^2+2k^2)} = 0.07$ | $\frac{32k}{9s(s^2 + 2k^2)} = 0.03$ |

Таблица 2. Критические значения параметров устойчивости фронта кристаллизации в призматической ампуле, испытывающей горизонтальную вибрацию при L = 1, $\Pr = 20$, $\Pr_T = 22$, $R_{\lambda} = 900$, $L_1 = L$

| | m = 1 | m = 2 |
|--------------|---|--|
| n = 0 | s = 3.14, k = 1.7, p = 1.7 $Ra + 0.025R_{\omega} = 2$ $a_{13} = -0.011$ | s = 6.28, k = 1.7, p = 1.7 $Ra + 0.0096R_{\omega} = 47$ $a_{13} = -0.0054$ |
| n = 1 | s = 3.14, k = 4.71, p = 4.71 $Ra + 0.008R_{\odot} = 265$ a = 0.0027 | s = 6.28, k = 4.71, p = 4.71 $Ra - 0.005R_{\odot} = 530$ a = 0.0007 |
| <i>n</i> = 2 | s = 3.14, k = 7.85, p = 7.85 $Ra + 0.0009R_{\omega} = 4844$ $a_{13} = 0.0008$ | $s = 6.28, k = 7.85, p = 7.85$ $Ra - 0.0038R_{\odot} = 6322$ $a_{13} = -0.00035$ |

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

дящих в пробные функции, суммы произведений которых для неизвестных величин задачи подбираются так, чтобы удовлетворять уравнениям модели и граничным условиям, а *m* и *n* целые положительные числа, $R_{\omega} = \beta b \omega l^3 / (v\chi)$, $R_{\lambda} = \rho \lambda v / (\chi \theta)$ (λ — удельная теплота плавления на поверхности фронта кристаллизации), $R_a = \beta g \theta l^3 / (v\chi)$, $R_1 = \beta \theta$.

Для случая вертикальной вибрации устойчивость определяется критическим числом

$$R_{*} = \frac{16}{9ks} \left(R_{a} + \frac{2R_{\omega}R_{l}k^{2}}{s^{2} + k^{2}} \right)$$

Показано, что вертикальная вибрация способствует более «мягким» условиям возникновения конвекции. Даже когда число Релея равняется нулю (g = 0), быстрая вибрация может привести к конвективному перемешиванию, т. е. в космических условиях такая вибрация создает активное перемешивание расплава, чем воздействует на направление потоков вредных примесей.

Для горизонтальной вибрации рассмотрены два способа подогрева расплава: снизу и сверху. В качестве примера в табл. 2 приведено критические значения параметров при горизонтальной вибрации и подогреве снизу.

Для первого случая показано, что потеря устойчивости равновесия начинается раньше, при длинноволновых возмущениях. Кроме того установлено, что в коротких ампулах неустойчивость развивается при меньших числах Релея, чем в случае длинных ампул. Для второго случая, показано, что неустойчивость может также возникать на длинноволновых возмущениях при условии, что коэффициент вибрации R_{00} сравнивается с числом Релея. Также показано, что в коротких ампулах неустойчивость возникает при меньших числах релея.

Таким образом, вибрация вызывает искривление фронта кристаллизации, что может служить объяснением возникновения радиальных градиентов температуры, которые приводят к нарушению механического равновесия расплава, ухудшению качества кристалла. Вертикальная вибрация также приводит к активному перемешиванию расплава, но может при определенных условиях приводить к улучшению характеристик кристалла.

- 1. Акименко В. В., Черемных О. К. Моделирование вихревых течений на фоне двумерного процесса конвективного тепломассообмена // Пробл. управления и информатики. — 2004. — № 2. — С. 44—55.
- 2. *Гершуни Г. 3., Жуховицкий Е. М.* Конвективная устойчивость несжимаемой жидкости. М.: Наука, 1972. 392 с.
- Долгих Г. А., Феонычев А. И. Численное исследование процессов тепло- и массообмена при направленной кристаллизации в условиях невесомости // Проблемы механики и теплообмена в космической технике. — М.: Машиностроение, 1982.
- 4. Земсков В. С. Новые научные представления о процессах, сопровождающих направленную кристаллизацию расплавов, -- итог экспериментов по выращиванию кристаллов полупроводников на космических аппаратах // VII Рос. симп. «Механика невесомости. Итоги и перспективы фундаментальных исследований гравитационно-чувствительных систем: Сб. тр. — М.: ИПМ РАН, 2001. — С. 34—51.
- Клименко Ю. А., Ладиков-Роев Ю. П., Черемных О. К., Сальников Н. Н. Исследование температурных полей и геометрии фронта при кристаллизации вещества по методу Бриджмена // Пробл. управления и информатики. — 2003. — № 5. — С. 27—37.
- Ладиков-Роев Ю. П., Черемных О. К. Математические модели сплошных сред. — Киев, Наук. думка, 2010. — 552 с.
- Любимов Д. В., Любимова Т. П., Черепанов А. А. Динамика поверхности раздела в вибрационных полях. — М.: Физматгиз, 2003. —72 с.
- Сальников Н. Н., Клименко Ю. А., Ладиков-Роев Ю. П., Черемных О. К. Об условиях реализации плоского фронта кристаллизации в цилиндрической ампуле в установке Бриджмена // Пробл. управления и информатики. — 2003. — № 5. — С. 36—50.
- Современная кристаллография: В 4 т. М.: Наука, 1980. — Т. 3: Образование кристаллов / А. А. Чернов, Е. И. Гаваргизов, Х. С. Богдарасов и др. — 408 с.
- Шпак А. П., Ладиков-Роев Ю. П., Рабочий П. П. и др. Исследование стационарных режимов в установке кристаллизации по методу Бриджмена // Космічна наука і технологія. — 2003. — 9, № 5/6. — С. 24—29.
- Шпак А. П., Федоров О. П., Берсудский Е. И., Живолуб Е. Л. Некоторые проблемы исследования процессов направленного затвердевания в условиях микрогравитации (создание установки МОРФОС) // Космічна наука і технологія. — 2002. — 8, № 5/6. — С. 19—27.
- Flemings M. Solidification Processing. N.-Y., 1974. 354 p.

Стаття надійшла до редакці 19.12.14

Ю. П. Ладиков-Роєв, О. О. Логінов, О. К. Черемних

Інститут космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Київ

ВПЛИВ ВІБРАЦІЙ НА ПРОЦЕС КРИСТАЛІЗАЦІЇ В УМОВАХ КОСМІЧНОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ

Розглянуто вплив однорідної вібрації на стійкість фронту кристалізації у призматичній ампулі в умовах мікрогравітації. Проаналізовано вертикальну та горизонтальну вібрації. Виявлено, що горизонтальна вібрація спричинює викривлення фронту кристалізації що може погіршити якість кристалу. Вертикальна вібрація призводить до активного перемішування розплаву і за певних умов може покращити характеристику кристала.

Ключові слова: кристалізація, космічний експеримент, мікрогравітація, вібрація, стійкість, управління.

Yu. P. Ladikov-Roev, O. O. Loginov, O. K. Cheremnykh

Space Research Institute of the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Kyiv

STABILITY OF CRYSTALLIZATION FRONT IN PRIZMATICAL AMPULE UNDER FAST VIBRATION

The influence of uniform vibration on the stability of crystallization front in prizmatical ampule under microgravitation conditions is considered. The vertical and horizontal vibrations are studied. It is established that horizontal vibration causes curving of the crystallization front, which results in a worsening of crystal quality. Vertical vibration induces agitation of melt and, under certain conditions, may improve crystal characteristics.

Key words: crystallization, space experiment, microgravity, vibration, stability, control.

УДК 349.6

Н. Р. Малишева, В. В. Семеняка, О. С. Стельмах

Міжнародний центр космічного права при Інституті держави і права імені В. М. Корецького Національної академії наук України, Київ

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ МІЖНАРОДНО-ПРАВОВОЇ ОХОРОНИ КОСМІЧНОГО ПРОСТОРУ ВІД ЗАСМІЧЕННЯ

Наводяться стислі результати дослідження правових та організаційних аспектів забезпечення мінімізації космічного сміття, даються пропозиції щодо вдосконалення правового забезпечення боротьби з техногенним засміченням космосу, на рівні як міжнародного права, так і національного законодавства України.

Ключові слова: космічне сміття, міжнародно-правовий режим, правова охорона космічного простору, техногенне засмічення.

Метою проекту було напрацювання рекомендацій щодо вдосконалення механізму міжнародно-правового регулювання охорони навколоземного космічного простору від техногенного засмічення, а також формування чинного національного космічного законодавства та правозастосовної практики у відповідній сфері.

У ході виконання проекту проаналізовано положення міжнародного космічного права та міжнародного права навколишнього середовища, а також національного космічного та екологічного законодавства на предмет виявлення норм, які регулюють відносини щодо охорони навколоземного космічного простору від космічного сміття; з'ясовано ефективність їхньої реалізації, окреслено стан та перспективи вдосконалення відповідного міжнародно-правового регулювання.

Загальні засади боротьби із забрудненням космічного простору були закладені базовим актом міжнародного космічного права — Договором про космос. Так, держави-учасниці взяли на себе зобов'язання, зокрема, здійснювати «вивчення і дослідження космічного простору таким чином, щоб уникати їхнього шкідливого забруднення». Звичайно, рівень розвитку космонавтики в 1960—1970-ті рр. не давав можливості передбачити сьогоднішню загрозу, що походить від техногенного засмічення космосу відпрацьованими об'єктами. А тому укладені в цей період основні міжнародні договори ООН з питань космічної діяльності не містять норм спеціального регулювання відповідних відносин.

Вивчення поняттєво-термінологічного апарату в галузі міжнародного космічного права показало, що термін «космічне сміття» не вживається в жодному акті міжнародного космічного права. Натомість на доктринальному рівні під терміном «космічне сміття» розуміють усі нефункціонуючі антропогенні об'єкти, включаючи їхні фрагменти та елементи, що перебувають на навколоземні орбіті або повертаються в атмосферу Землі. Це визначення, однак, є робочим і повністю не задовольняє потреб міжнародно-правового регулювання. Необхідно виробити та закріпити в міжнародно-правовому порядку загальне визначення «космічного сміття», яке б дозволяло в

[©] Н. Р. МАЛИШЕВА, В. В. СЕМЕНЯКА, О. С. СТЕЛЬМАХ, 2015

першу чергу показати його системний зв'язок з поняттям «космічного об'єкта», давало можливість ідентифікувати державу його походження, а значить притягати до відповідальності у разі заподіяння «сміттям» шкоди діючим об'єктам.

В процесі дослідження визначено основні міжнародно-правові та національно-правові інструменти забезпечення охорони космічного простору від «сміття». Встановлено, що методологічною основою запобігання утворенню космічного сміття на сучасному етапі розвитку космонавтики є *Керівні принципи попередження утворення космічного сміття* (далі — Керівні принципи), прийняті Комітетом ООН з використання космічного простору у мирних цілях, та схвалені резолюцією Генеральної Асамблеї ООН № A/RES/62/217 від 01.02.2008 р.

Результати проведеного дослідження показали, що на рівні національного законодавства окремі держави вживають заходів щодо попередження утворення космічного сміття, керуючись при цьому відповідними Керівними принципами. Щоправда, їхнє застосування здійснюється державами у добровільному порядку. На основі Керівних принципів розроблено окремі національні стандарти щодо попередження утворення космічного сміття. Водночас інші держави у своїх механізмах правового регулювання національної космічної діяльності застосовують Керівні принципи МККС, Європейський кодекс поведінки щодо попередження утворення космічного сміття і Стандарт 24113 Міжнародної організації зі стандартизації (ІСО) («Космічні системи. Вимоги до попередження утворення і послаблення впливу космічного сміття») у якості довідкових документів.

Аналіз шляхів урегулювання відносин щодо засмічення космічного простору доводить необхідність розглядати відповідну проблему у широкому сенсі, що охоплює *не тільки* безпосередньо *запобігання* утворенню космічного сміття, а і його *видалення* з космічного простору.

Обгрунтовано загальнотеоретичні засади формування сучасного міжнародно-правового режиму забезпечення охорони космічного простору від космічного сміття. У напрямку розвитку національного космічного законодавства видається доцільним розроблення національно-правового механізму регулювання діяльності з попередження утворення космічного сміття на підставі відповідних Керівних принципів шляхом прийняття нормативно-правових актів, інструкцій, стандартів, а також формування спеціально уповноваженого міжнародного органу з питань космічного сміття. Проте, зважаючи на те, що виконання Керівних принципів здійснюється в добровільному порядку, з метою надання їм обов'язкової юридичної сили обґрунтовано необхідність їхнього перетворення на даному етапі у Принципи, що стосуються космічного сміття, які були б прийняті Генеральною Асамблеєю ООН. Задля цього необхідним видається запровадження розгляду правових проблем охорони космічного довкілля від засмічення в якості пріоритетного питання Порядку денного Комітету ООН з використання космічного простору в мирних цілях.

Перспективним напрямком міжнародноправового забезпечення розв'язання проблеми охорони космічного простору від техногенного сміття пропонується розроблення та прийняття міжнародного багатостороннього Договору про запобігання утворенню космічного сміття і управління космічним рухом. Цей документ має врегулювати понятійно-термінологічний апарат, систему та порядок реєстрації об'єктів космічного сміття, відносини щодо права власності держави запуску на об'єкти космічного сміття, відповідальності за шкоду, завдану космічним сміттям, контролю й управління космічним рухом. Особлива увага має бути приділена міжнародноправовому регулюванню можливих напрямків видалення космічного сміття.

В Україні розроблений галузевий стандарт УРКТ-11.03— «Обмеження забруднення навколоземного космічного простору при експлуатації космічної техніки». Однак чинні у межах правового поля України галузеві стандарти також не мають належної правозабезпечувальної юридичної сили.

Недостатнім є правове регулювання мінімізації утворення «космічного сміття» та його видалення; не створений інституційний механізм, який забезпечував би регулювання відповідної діяльності, державний контроль у відповідній сфері, застосування механізмів ліцензування, сертифікації, реєстрації, обліку об'єктів «космічного сміття», відшкодування шкоди, заподіяної ними чинним об'єктам та космічному довкіллю в цілому, та ін.

Ці та інші питання чекають свого вирішення як на міжнародно-правовому, так і на національному рівнях.

Стаття надійшла до редакції 02.02.2015

Н. Р. Малышева, В. В. Семеняка, О. С. Стельмах

Международный центр космического права при Институте государства и права им. В. М. Корецкого Национальной академии наук Украины, Киев

ОБЕСПЕЧЕНИЕ МЕЖДУНАРОДНО-ПРАВОВОЙ ОХРАНЫ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА ОТ ЗАСОРЕНИЯ

Приводятся краткие результаты исследования правовых и организационных аспектов обеспечения минимизации космического мусора, даются предложения по совершенствованию правового обеспечения борьбы с техногенным засорением космоса, как на уровне международного права, так и на уровне национального законодательства Украины.

Ключевые слова: космический мусор, международноправовой режим, правовая охрана космического пространства, техногенное засорение.

N. R. Malysheva, V. V. Semenyaka, O. S. Stelmakh

V. M. Koretsky Institute of state and law of National Academy of Sciences of Ukraine, International Space Law Centre, Kyiv

INTERNATIONAL LEGAL PROTECTION OF OUTER SPACE FROM DEBRIS

The article summarizes the study results of legal and organizational aspects of space debris minimizing, and contains proposals for improving the legal framework to combat a technogenic space debris, both at the level of international law and Ukrainian national legislation.

Key words: space debris, international legal regime, legal protection of outer space, technogenic clogging.

АНДРЮЩЕНКО Любов Андріївна — старший науковий співробітник Інституту сцинтиляційних матеріалів Національної академії наук України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — обробка сцинтиляторів, відбиваючі та захисні покриття, оптимізація збирання світла в сцинтиляційних детекторах.

БЕЗСОНОВ Євген Андрійович — аспірант Харківського національного університету радіоелектроніки Міністерства освіти і науки.

Напрям науки — глобальні навігаційні супутникові системи.

БОНКАЛА Ярослав (BĄKAŁA Jarosław) — провідний фахівець з конструювання та дизайну Відділення фізики Сонця у м. Вроцлав Центру космічних досліджень Польської академії наук.

Напрям науки — механіка, матеріалознавство та компоненти для використання у космічних дослідженнях

ДЕМЧЕНКО Володимир Федорович — провідний науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, провідний науковий співробітник Інституту електрозварювання ім. Е. О. Патона Національної академії наук України, доктор технічних наук, професор.

Напрям науки — моделювання фізичних процесів у зварюванні та споріднених технологіях.

ДІЦЬКИЙ Ігор Володимирович — аспірант Харківського національного університету радіоелектроніки Міністерства освіти і науки України.

Напрям науки — глобальні навігаційні супутникові системи.

ДУВАНСЬКИЙ Андрій Володимирович — науковий співробітник Інституту фізики Національної академії наук України.

Напрям науки — фізика твердого тіла, радіаційна фізика.

ДУДКІН Федір Львович — старший науковий співробітник Львівського центру Інституту космічних досліджень Національної академії наук та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук, лауреат Державної премії України. Напрям науки — розробка теорії та методів вимірювання електричних та магнітних полів у дисипативних середовищах.

ДУДНИК Олексій Володимирович — старший науковий співробітник Радіоастрономічного інституту Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — фізика космічних променів, сонячно-земні зв'язки, радіаційні пояси Землі, космічне приладобудування, детектори заряджених частинок високих енергій.

ЖАЛІЛО Олексій Олександрович — провідний науковий співробітник Харківського національного університету радіоелектроніки Міністерства освіти і науки України, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник.

Напрям науки — глобальні навігаційні супутникові системи.

ЗАЙЦЕВСЬКИЙ Ігор Лаврович — провідний інженер Інституту проблем безпеки атомних електростанцій Національної академії наук України

Напрям науки — розробка та виготовлення електронних приладів та систем, в тому числі для підсилення та реєстрації сигналів детекторів радіоактивного випромінювання.

ЗЕЛІНСЬКИЙ Сергій Олександрович — старший науковий співробітник Інституту сорбції та проблем ендоекології Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — нанорозмірні вуглецеві матеріали для акумулювання енергії, створення наукових основ розробки вуглецевих і вуглець-оксидних матеріалів з контрольованою хімією поверхні та суперконденсаторами.

КАРВАЦЬКИЙ Антон Янович — професор кафедри хімічного, полімерного та силікатного машинобудування Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», доктор технічних наук.

Напрям науки — гідрогазодинаміка та теплообмін.

КЛИМЕНКО Юрій Олександрович — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук. Напрям науки — теоретична фізика та фізика твердого стану, молекулярна електроніка, сенсорика, електричні властивості наноструктур та полімерів, космічне приладобудування.

КОВАЛІНСЬКИЙ Мирослав (KOWALIŃSKI Mirosław) провідний спеціаліст з електроніки і інженерного програмування відділення фізики Сонця Центру космічних досліджень Польської академії наук, доктор наук.

Напрям науки — електроніка, комп'ютерні науки.

КОРЕПАНОВ Валерій Євгенович — заступник директора Львівського центру Інституту космічних досліджень Національної академії наук та Державного космічного агентства України, доктор технічних наук, заслужений діяч науки й техніки України, лауреат Державної премії та Премії Кабінету Міністрів України, член редакційної колегії журналу «Космічна наука і технологія».

Напрям науки — апаратура та методика дослідження електромагнітних полів і струмів у космічній плазмі.

КОЧКОДАН Олександр Олександрович — аспірант Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрям науки — моделювання динамічних систем та вивчення впливу радіації на функціонування суперконденсаторів.

КУРБАТОВ Євген Володимирович — інженер 1-ї категорії Радіоастрономічного інституту Національної академії наук України.

Напрям науки — проектування, розробка, виготовлення та тестування вузлів і модулів супутникових приладів для реєстрації зарядженої радіації високої енергії.

ЛАДІКОВ-РОЄВ Юрій Павлович — провідний науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, професор, доктор фізико-математичних наук, заслужений діяч науки та техніки України.

Напрям науки — магнітна гідродинаміка, геліофізика, інформатика.

ЛАЗАРЄВ Тарас Валерійович — аспірант кафедри хімічного, полімерного та силікатного машинобудування Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут».

Напрям науки — гідрогазодинаміка та теплообмін.

ЛАУШ Анатолій Григорович — Головний конструктор ТОВ «Навіс-Україна».

Напрям науки — глобальні навігаційні супутникові системи.

ЛИМАРЕНКО Руслан Анатолійович — учений секретар Міжнародного центру «Інститут прикладної оптики» Національної академії наук України, кандидат фізикоматематичних наук, старший науковий співробітник. Напрям науки — дифракційна оптика, інтерферометрія, голографія.

ЛИХОЛІТ Микола Іванович — директор — Головний конструктор Казенного підприємства спеціального приладобудування «Арсенал».

Напрям науки — провідний спеціаліст в галузі лазерної та інфрачервоної техніки, оптичних систем космічного базування, телевізійних, тепловізійних і теплопеленгаційних систем виявлення об'єктів і систем спостережень за ними.

ЛОГІНОВ Олексій Олексійович — старший науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — геліофізика, геофізика, математичне моделювання.

ЛУКЕНЮК Адольф Антонович — директор Львівського центру Інституту космічних досліджень Національної академії наук та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — системи збору і обробки інформації.

ЛУЦЕНКО Владислав Іванович — старший науковий співробітник Інституту радіофізики та електроніки ім. О. Я. Усикова Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук. Академік Академії наук прикладної радіоелектроніки, лауреат премії Ради Міністрів СРСР в галузі радіоелектроніки, винахідник СРСР.

Напрям науки — дистанційне зондування.

МАЛЄТІН Юрій Андрійович — завідувач відділу Інституту сорбції та проблем ендоекології Національної академії наук України, доктор хімічних наук.

Напрям науки — нанорозмірні вуглецеві матеріали для акумулювання енергії, суперконденсатори.

МАЛИШЕВА Наталія Рафаелівна — заступник директора Міжнародного центру космічного права при Інституті держави і права ім. В. М. Корецького Національної академії наук України, доктор юридичних наук, професор, академік Національної академії правових наук України.

Напрям науки — космічне право.

МАРТИШ Євген Власович — завідувач кафедри радіофізичного факультету Київського державного університету імені Т. Г. Шевченка, професор, доктор фізико-математичних наук.

Напрям науки — радіофізика, фізика плазми, космічне приладобудування.

МАРУСЕНКОВ Андрій Анатолійович — старший науковий співробітник Львівського центру Інституту космічних досліджень Національної академії наук та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук, лауреат Премії Кабінету Міністрів України.

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21. № 2

Напрям науки — апаратура та методика дослідження електромагнітних полів і струмів у космічній плазмі.

МЕЛАНЧЕНКО Олександр Геннадійович — завідувач відділу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук, старший науковий співробітник.

Напрям науки — космічне приладобудування, дистанційне зондування.

МЕЛЬНИК Андрій Костянтинович — молодший науковий співробітник Інституту сорбції та проблем ендоекології Національної академії наук Україні.

Напрям науки — спектроскопія електронного парамагнітного резонансу.

ПЕДЧЕНКО Анатолій Юрійович — аспірант кафедри хімічного, полімерного та силікатного машинобудування Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут».

Напрям науки — гідрогазодинаміка та теплообмін.

ПОПОВ Дмитро Олегович — аспірант Інституту радіофізики та електроніки ім. О. Я. Усикова Національної академії наук України.

Напрям науки — глобальні навігаційні системи, дистанційне зондування.

ПРОНЕНКО Віра Олександрівна — завідувач відділу Львівського центру Інституту космічних досліджень Національної академії наук та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук, лауреат Премії Кабінету Міністрів України.

Напрям науки — апаратура та методика дослідження електромагнітних полів і струмів у космічній плазмі.

ПУЛІНЕЦЬ Ігор Валерійович — науковий співробітник науково-дослідного центру «Ресурсозберігаючі технології» Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», кандидат технічних наук. Лауреат премії Кабінету Міністрів України для молодих вчених.

Напрям науки — гідрогазодинаміка та теплообмін.

СЕМЕНЯКА Василь Васильович — старший науковий співробітник Міжнародного центру космічного права Інституту держави і права ім. В. М. Корецького Національної академії наук України, кандидат юридичних наук.

Напрям науки — космічне право.

СИЛЬВЕСТЕР Януш (SYLWESTER Janusz) — керівник Відділення фізики Сонця у м. Вроцлав Центру космічних досліджень Польської академії наук, професор.

Напрям науки — фізика Сонця, спектрометрія космічного рентгенівського випромінювання

СОСНІН Михайло Георгійович — науковий співробітник Інституту фізики Національної академії наук України. Напрям науки — фізика твердого тіла, радіаційна фізика.

СТЕЛЬМАХ О. С. — молодший науковий співробітник Міжнародного центру космічного права при Інституті держави і права імені В. М. Корецького Національної академії наук України.

Напрям науки — космічне право.

ТАРАНЕНКО Віктор Борисович — директор Міжнародного центру «Інститут прикладної оптики» Національної академії наук України, професор, доктор фізикоматематичних наук.

Напрям науки — лазерна фізика, нелінійна оптика, голографія.

ТАРАСОВ Володимир Олексійович — завідувач відділу сцинтиляційної радіометрії і радіохімічних методів дослідження Інституту сцинтиляційних матеріалів Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук, старший науковий співробітник.

Напрям науки — дослідження сцинтиляційних матеріалів і розробка детекторів іонізуючого випромінювання на їхній основі.

ТКАЧЕНКО Олександр Іванович — старший науковий співробітник Міжнародного науково-навчального центру інформаційних технологій і систем Національної академії наук України і Міністерства освіти і науки України, доктор технічних наук.

Напрям науки — навігація та керування рухомими об'єктами.

ТОПОЛЬНИКОВ Віталій Олександрович — старший науковий співробітник Міжнародного центру «Інститут прикладної оптики» Національної академії наук України.

Напрям науки — лазерна локація, оптичні елементи та системи.

ТЯГУР Володимир Михайлович — заступник начальника комплексу Казенного підприємства спеціального приладобудування «Арсенал», кандидат технічних наук, доцент.

Напрям науки — провідний спеціаліст в галузі розробки і контролю оптичних систем космічного базування, інфрачервоної техніки та оптико-електронних систем спостережень.

ФЕДОРОВ Олег Павлович — директор Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, провідний науковий співробітник Інституту металофізики ім. Г. В. Курдюмова Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук, член-кореспондент Національної академії наук України.

Напрям науки — космічні дослідження, фізика кристалізації.

ХИРУНЕНКО Людмила Іванівна — старший науковий співробітник Інституту фізики Національної академії наук України.

Напрям науки — фізика твердого тіла, радіаційна фізика.

ХОДА Олег Олександрович — старший науковий співробітник Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — глобальні навігаційні супутникові системи (ГНСС).

ЧЕРЕМНИХ Олег Костянтинович — завідувач відділу космічної плазми Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, професор, доктор фізикоматематичних наук.

Напрям науки — фізика ближнього космосу, фізика плазми.

ШЕНДЕРУК Сергій Григорович — науковий співробітник Львівського центру Інституту космічних досліджень Національної академії наук та Державного космічного агентства України.

Напрям науки — системи збору і обробки інформації.

ЯЦЕНКО Віталій Олексійович — завідувач відділу Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, доктор технічних наук, старший науковий співробітник.

Напрям науки — космічне приладобудування, сенсорика, дистанційне зондування.