НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК УКРАЇНИ → ДЕРЖАВНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ

КОСМІЧНА НАУКА ІТЕХНОЛОГІЯ 6(97) + 2015

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

3MICT

Ракетно-космічні комплекси

Дегтярев А. В., Дегтярев М. А., Давиденко С. А., Макаров А. Л., Снегирев М. Г., Сиренко В. Н., Тихонов В. Л., Шеховцов В. С. О возможности построения бесплатформенных систем управления ракет-носителей с использованием аппаратуры спутниковой навигации GPS

Кашанов А. Э. Оценка влияния внешних воздействующих факторов на разработку ракетных комплексов

Космічні апарати і корисне навантаження

Белоусов К. Г., Вайсеро М. В., Кавун В. В., Маслей В. Н., Москалев С. И., Шовкопляс Ю. А. Концепция бескорпусной платформы для проведения космических экспериментов

Космічна геоінформатика та геодезія

Жалило А. А., Емец А. И., Бессонов Е. А., Дицкий И. В., Занимонский Е. М. Построение и валидация региональной модели полного электронного содержания ионосферы с использованием двухчастотных фазовых наблюдений в сетях перманентных ГНСС-станций

CONTENTS

Space-Rocket Vehicles

- 3 Degtyarev A. V., Degtyarev M. A., Davydenko S. A., Makarov A. L., Snegirev M. G., Sirenko V. N., Tikhonov V. L., Shekhovtsov V. S. On the feasible development of gimballess control systems for launch vehicles using GPS satellite navigation equipment
- 13 Kashanov O. Ye. Assessment of the effect of exposure factors on rocket systems development

Spacecrafts and Payloads

20 Belousov K. G., Vaisero M. V., Kavun V. V., Masley V. N., Moskalev S. I., Shovkoplias Yu. A. Conception of the openframe platform for space experiments

Space Geoinformatics and Geodesy

Zhalilo A. A., Yemets A. I., Bessonov Ye. A., Ditskiy I. V., Zanimonskiy Ye. M. Construction and validation of the regional model of ionospheric total electron content using dual-frequency carrier-phase observations of networks of permanent GNSS-stations

Моніторинг космічного простору і космічне сміття

Гладкий Э. Г. Определение зон опасности в районах падения отделяющихся частей ракеты-носителя с учетом неопределенности высоты их первоначального разрушения

ция активного удаления космического мусора

Космічна астрономія

Федоров П. Н., Ахметов В. С., Величко Г. Б., Шульга В. М. Кинематика галактики по собственным движениям звезл

Наші автори

Авторський покажчик

Space Environment Monitoring and Space Debris

- **49** Gladky E. G. Determination of the hazardous zones in the impact areas of separated parts of launch vehicles under the uncertain altitude of their initial destruction
- Алпатов А. П., Бомбарделли К., Хорошилов С. В. Концеп- 56 Alpatov A. P., Bombardelli C., Khoroshylov S. V. Conceptions of the active space debris

Space Astronomy

- Fedorov P. N., Akhmetov V. S., Velichko A. B., Schulga V. M. The kinematics of the galaxy by proper motions of stars
- 68 Our authors
- 71 Index

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 29.12.15. Формат 84×108/16. Папір крейдований. Гарн. Ньютон. Друк офс. Ум. друк. арк. 7,98. Обл.-вид. арк. 8,38. Тираж 95 прим. Зам. № 4440.

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 629.764.05:527

А. В. Дегтярев, М. А. Дегтярев, С. А. Давиденко, А. Л. Макаров, М. Г. Снегирев, В. Н. Сиренко, В. Л. Тихонов, В. С. Шеховцов

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

О ВОЗМОЖНОСТИ ПОСТРОЕНИЯ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АППАРАТУРЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ GPS

Приведены результаты исследований возможности построения бесплатформенной инерциальной навигационной спутниковой системы управления (БИНС/АСН GPS) на базе микроэлектронных датчиков (МЭМС) и аппаратуры спутниковой навигации для коммерческих ракет-носителей (РН) легкого и среднего классов. Отмечено, что такая система имеет меньшую стоимость, меньшие массу, размеры и энергоемкость. Обоснование возможности построения БИНС/АСН GPS базируется на результатах анализа решений двух задач: статистического моделирования возмущенного движения РН с учетом погрешностей работы БИНС/АСН GPS и выбора рациональной структуры и аппаратуры с учетом результатов моделирования. Показано, что применение БИНС/АСН GPS позволяет повысить конкурентоспособность РН рассматриваемого класса за счет снижения стоимости пуска и увеличения массы полезной нагрузки.

Ключевые слова: беспилотная навигационная система, аппаратура спутниковой навигации GPS, гибридная система управления, МЭМС-гироскопы и акселерометры, слабосвязанная система.

Актуальным направлением дальнейшего развития ракетно-космической техники Украины является создание коммерческих ракет-носителей легкого и среднего классов. Необходимость создания таких носителей вызвана, с одной стороны, стойкой тенденцией уменьшения массы космических аппаратов (КА), предназначенных для исследования околоземного космического пространства, с другой — высокой стоимостью запусков КА на околоземные орбиты с разным наклонением с помощью РН, имеющих в основном избыточную мощность. Выходом из ситуации может служить обеспечение выведения групп КА на разные орбиты одним пуском РН

[1]. Однако такой подход эффективен при выведении КА на компланарные орбиты. При выведении КА на орбиты, лежащие в разных плоскостях, такое решение требует больших дополнительных энергетических затрат.

Конкурентоспособность ракет-носителей рассматриваемого класса на мировом рынке пусковых услуг зависит от стоимости пуска РН и максимально возможной массы полезной нагрузки.

Одним из перспективных направлений решения этой проблемы является замена платформенных инерциальных систем управления (СУ) РН на бесплатформенные инерциальные, навигационные. Помимо меньших стоимости, массы, размеров и энергоемкости СУ, к преимуществам такой системы следует отнести существенное упрощение их механической части,

[©] А. В. ДЕГТЯРЕВ, М. А. ДЕГТЯРЕВ, С. А. ДАВИДЕНКО, А. Л. МАКАРОВ, М. Г. СНЕГИРЕВ, В. Н. СИРЕНКО, В. Л. ТИХОНОВ, В. С. ШЕХОВЦОВ, 2015

компоновки, отсутствие ограничений по углам разворота, повышение универсальности системы, так как переход к определению тех или иных параметров навигации осуществляется алгоритмически, а также упрощение решения задачи резервирования и контроля работоспособности системы и ее элементов. Вместе с тем при всех перечисленных положительных факторах на сегодняшний день величины погрешностей БИНС превышают величины погрешностей традиционных платформенных систем управления. В этой связи возникает вопрос о построении гибридных систем управления, имеющих одновременно хорошие точность и эксплуатационные характеристики.

БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БИНС/АСН GPS

Одним из направлений создания гибридных систем является разработка БИНС/АСН GPS, базирующихся на МЭМС-гироскопах и акселерометрах и ACH GPS. (МЭМС — гироскопы и акселерометры — устройства, объединяющие в себе микроэлектронные и микромеханические компоненты. Их применение позволяет реализовывать методы инерциальной навигации на новом уровне, когда миниатюрные датчики служат источниками данных о параметрах движения РН). Наличие последней позволяет дополнительно снизить требования к точности инерциальных датчиков и построить БИНС на основе МЭМС-гироскопов и акселерометров. Комбинация гироскопов и акселерометров позволяет отследить и зафиксировать параметры движения РН в трехмерном пространстве. Использование ACH GPS позволяет определить местоположение и скорость РН с высокой точностью от 3— 10 м до нескольких сантиметров в перспективе. (В настоящее время точность определения координат движущегося объекта с помощью GPS составляет 3-10 м. С целью повышения точности позиционирования до 10 см и меньше в НАСА разработана глобальная дифференциальная система GPS (GDGPS), представляющая собой обширную сеть станций дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ) и центры

обработки данных с программным обеспечением, позволяющим анализировать поступающую информацию в реальном времени. Чем больше таких станций следят за местоположением спутников GPS, тем более точно системы позиционирования могут прогнозировать местоположение спутника с точностью до сантиметра на несколько дней вперед. Учитываются самые разные факторы — от континентального дрейфа до влияния ионосферы Земли на аппараты и передачу сигналов с них).

Благодаря дополняющим друг друга характеристикам БИНС на базе МЭМС-гироскопов и акселерометров и АСН GPS представляется возможность совместной обработки характеристик в интересах повышения точности работы такой системы управления.

Разработка БИНС/АСН GPS на проектной стадии связана с решением ряда задач, таких как выбор принципов построения и структуры БИНС/АСН GPS, идеологии ее работы, повышение уровня точности датчиков, выполненных по МЭМС-технологии, разработка конструкции и электрических схем СУ и возможной компенсации факторов, влияющих на точность работы БИНС/АСН GPS.

Обоснование возможности построения БИНС/АСН GPS может быть проведено на основе анализа решения двух задач: статистического моделирования возмущенного движения PH с учетом работы БИНС/АСН GPS, погрешностей датчиков навигации и выбора принципов построения и структуры БИНС.

При решении первой задачи основное внимание уделено анализу степени влияния погрешностей МЭМС — датчиков и данных от АСН GPS на точность выведения PH полезной нагрузки, исследованию принципиальной возможности построения БИНС/АСН GPS, а также выработке основных требований к датчикам системы навигации, при решении второй задачи — особенностям построения слабосвязанной БИНС/АСН GPS с интеграцией по выходным параметрам, а также выбору чувствительных элементов БИНС для ее построения в трехканальном варианте.

Ниже изложены основные особенности и результаты решения этих задач.

ЗАДАЧА МОДЕЛИРОВАНИЯ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ РН

Статистическое моделирование возмущенного движения РН проводилось с использованием общей математической модели движения РН, учитывающей разбросы ее характеристик, и погрешностей работы БИНС/АСН GPS. Общая модель разработана с использованием опыта ГП «КБ «Южное» в создании сквозных моделей имитационного моделирования и включает следующие подмодели [5]:

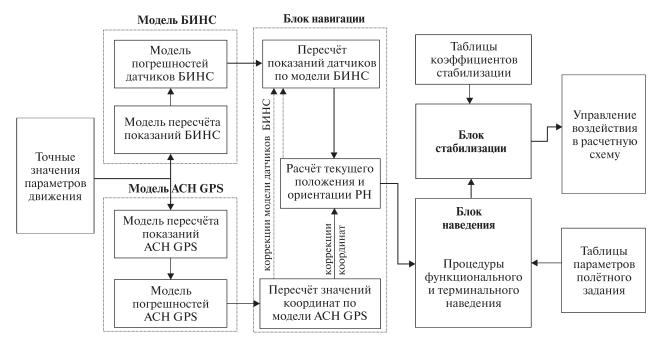
- земного эллипсоида (согласно модели эллипсоида WGS-84);
- гравитационного поля Земли с его разложением по сферическим гармоникам с удержанием первых пяти широтных гармоник;
- возмущенной атмосферы Земли, включающей разбросы ее параметров и параметров силы ветра в зависимости от высоты;
- движения PH, включающей дифференциальные уравнения движения PH и выражения для сил и моментов, действующих на PH в полете;

- датчиков БИНС и ее погрешностей;
- ACH GPS, включая модель ее погрешностей;
- блоков навигации и наведения системы управления, включая составляющие поправок от ACH GPS;
 - блока стабилизации БИНС/АСН GPS.

При построении общей модели учтена следующая номенклатура погрешностей и характеристик:

- для МЭМС-гироскопов и акселерометров смещение нуля и случайный уход, погрешность масштабного коэффициента, погрешность углового положения оси чувствительности, методическая погрешность начальной выставки, амплитуда шума датчиков, частота обновления показаний приборов, величина запаздывания показаний приборов;
- для ACH GPS-погрешности определения координат, линейных скоростей, частота выдачи навигационных параметров, характерное время корреляций показаний, длительность одиночных перерывов в работе системы.

Расчетная схема модели БИНС/АСН GPS приведена на рис. 1.



Puc. 1. Расчетная схема модели БИНС/АСН GPS

АЛГОРИТМ КОРРЕКТИРОВКИ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

В общей модели предусмотрен усовершенствованный алгоритм корректировки навигационных параметров по показаниям ACH/GPS (рис. 2).

В предлагаемом алгоритме, кроме корректировки значений координат и скоростей РН по схеме, предложенной в работе [4], в систему управления встраивается линейная модель погрешностей показаний датчиков БИНС с набором масштабных коэффициентов, изначально равных нулю. При расчете навигационных параметров СУ корректирует показания датчиков БИНС на усреднённые значения невязок параметров движения, определённых с использованием датчиков БИНС и АСН GPS. После этого процедура периодически повторяется.

Использование такого алгоритма позволяет компенсировать медленно изменяющиеся составляющие погрешностей датчиков БИНС,

повысить точность определения навигационных параметров и параметров выведения PH, а также снизить энергетические потери при корректировке ее траектории.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС

На основе общей математической модели был разработан алгоритм решения задачи и соответствующий программный комплекс, позволяющий проводить статистическое моделирование процесса возмущенного движения РН с использованием метода Монте-Карло. Программный комплекс позволяет моделировать работу СУ в части решения задач наведения, точности и стабилизации при комплексном использовании информации, получаемой от внешних источников и с борта РН. Комплекс имеет универсальный характер и позволяет моделировать различные комплектации СУ и типы РН.

Время расчета одной реализации составляет 0.8...1.2 с в зависимости от принятого для моделирования расчетного случая.



Рис. 2. Укрупненная блок-схема усовершенствованного алгоритма корректировки навигационных параметров по показаниям ACH GPS

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ

В качестве основных исходных данных приняты следующие:

- параметры базовой траектории полета двухступенчатой РН типа «Циклон-4» при выведении космического аппарата на орбиту, переходную к солнечно-синхронной высотой 670 км при наклонении 98.1° и траектории выведения РН типа «Маяк-22» при выведении КА на круговую орбиту высотой 200 км с наклонением 51.6°;
- требуемая погрешность выведения для РН типа «Циклон-4» на заданную орбиту (допустимые предельные отклонения параметров орбиты (3 σ) на момент отделения КА) равна: по высоте $\Delta h_{\rm a}$, $\Delta h_{\rm n} = \pm 5$ км, по наклонению $\Delta i = \pm 1'$, по долготе восходящего узла $\Delta \Omega = \pm 2.5'$, по аргументу перигея $\Delta \omega = \pm 10^\circ$ (при $e \ge 0.00115$);
- требуемая точность выведения РН типа «Маяк-22» по высоте $\Delta h_{\rm kp}=\pm 5$ км, наклонению орбиты $\Delta i=\pm 3'$, долготе восходящего узла $\Delta \Omega = \pm 4.8'$;
- диапазон величин погрешностей МЭМСгироскопов, акселерометров и АСН GPS принят в соответствии с данными, приведенными в работах [2—9]; выбранные параметры «датчиков пониженной точности» соответствуют параметрам погрешностей недорогих «тактических» датчиков; параметры «датчиков повышенной точности» соответствуют параметрам лучших современных датчиков «тактического» диапазона.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для указанных исходных данных и принятых расчетных случаев проводилось статистическое моделирование возмущенной траектории выведения полезной нагрузки РН. Количество реализаций для каждого расчётного случая составляло 4000—10000. Результаты моделирования приведены в таблице. Из приведенных результатов следует принципиальная возможность построения БИНС/АСН GPS для РН рассматриваемых классов на базе МЭМС-гироскопов, акселерометров и АСН GPS.

Использование в контуре навигации дополнительных данных от GPS позволяет существенно повысить точность выведения РН полез-

ной нагрузки на заданную орбиту. Например, применение системы ACH GPS позволяет повысить точность орбитальных параметров в 10 и более раз по сравнению с наведением только по данным датчиков БИНС пониженной точности и при использовании МЭМС-гироскопов и акселерометров с погрешностями на 1-2 порядка большими погрешностей традиционных систем БИНС.

В отдельных случаях ошибки выведения незначительно превышают требования по параметрам точности выведения КА на солнечносинхронную орбиту, но являются пригодными для выведения КА при менее жестких требованиях по точности выведения.

Использование усовершенствованного алгоритма корректировки показаний датчиков БИНС по данным АСН GPS позволяет уменьшить погрешности наведения на 15...24 %. Система стабилизации БИНС/АСН GPS обеспечивает удовлетворительную стабильность полета РН и парирование внешних воздействий. Перерывы в приеме данных от системы АСН GPS на время до 10 с не сказываются существенно на полёте РН и точности выведения КА.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ БИНС/АСН GPS, ВЫБОР ДАТЧИКОВ

Анализ показал, что при построении рассматриваемой системы управления целесообразно использование слабосвязанной БИНС/АСН GPS (рис. 3) с интеграцией по выходным параметрам. Такие системы по параметрам близки к оптимальным и не требуют кардинальной переработки аппаратных средств АСН GPS.

Комплексирование на уровне выходных данных имеет следующие преимущества:

- минимальное число параметров в интерфейсе обмена данными;
- минимально возможная скорость обмена, определяемая динамикой объекта;
- возможность разделения функций между БИНС и ACH GPS, применение традиционных алгоритмов первичной обработки;
- использование информации БИНС в АСН GPS на высокодинамичных объектах позволяет значительно сократить время поиска сигна-

лов навигационных спутников GPS, появляется возможность пересчета измеряемых ACH GPS частот Допплера; таким образом, ACH GPS из высокодинамичной переходит в слабодинамичную, что позволяет повысить точность навигационных параметров ACH GPS;

• минимальная доработка аппаратуры, возможность использования различных типов БИНС и ACH GPS.

Алгоритм интеграции цифровой бесплатформенной БИНС, использующей МЭМС-датчики, имеет свои особенности из-за высокого уровня их ошибок. В этом алгоритме исходные данные БИНС корректируются до применения в основном алгоритме БИНС.

Коррекция состоит в уменьшении ошибок чувствительных элементов, которые идентифицируются с помощью адаптированной модели

Ошибки выведения РН типа «Циклон-4» на орбиту, переходную к солнечно-синхронной, и РН «Маяк-22» на круговую орбиту

-								
№ π/π	Расчетные случаи	$\Delta h_{ m a}$, м	$\Delta h_{_{\Pi}}$, м	Δi	ΔΩ	Δω	Соответствие требованиям по точности	
	РН типа «Циклон-4»							
1	Схема с МЭМС-датчиками пониженной точности, без ACH GPS	71000	84000	23′	18′	22.5′	Нет	
2	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, без ACH GPS	29400	37400	8.3	6.3	22.6	Нет	
3	Схема с МЭМС-датчиками пониженной точности, с ACH GPS	3950	4310	1.84	0.91	8.7	Нет/да*	
4	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, с ACH GPS	1580	1490	0.81	0.48	2.3	Да	
5	Схема с МЭМС-датчиками пониженной точности, с ACH GPS, усовершенствованный алгоритм корректировки параметров	3070	3110	1.18	0.73	6.4	Нет/да*	
6	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, с ACH GPS, усовершенствованный алгоритм корректировки параметров	1290	1280	0.63	0.48	2.1	Да	
7	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, два отключения АСН GPS на время 8 и10 с	1579	1496	0.81	0.48	2.35	Да	
8	Схема с MEMS-датчиками повышенной точности с двумя отключениями ACH GPS на время 20 с	1750	1630	0.82	0.49	2.7	Да	
	РН «Маяк-22»							
1	Схема с МЭМС-датчиками пониженной точности, без ACH GPS	53000	49000	21	18	_	Нет	
2	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, без ACH GPS	17400	25800	6.5	7.1	_	Нет	
3	Схема с МЭМС-датчиками пониженной точности, с ACH GPS	2430	2550	1.72	0.90	_	Да	
4	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, с ACH GPS	920	760	0.75	0.46	_	Да	
5	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, с ACH GPS, усовершенствованный алгоритм корректировки параметров	750	650	0.52	0.42	_	Да	

^{*} При увеличении погрешности определения угла наклонения орбиты до 2'.

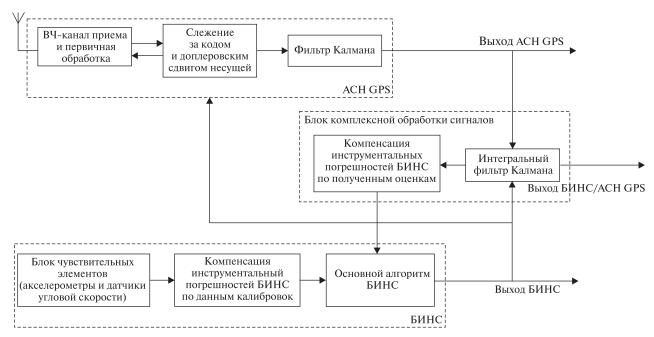


Рис. 3. Структурная схема интегрированной БИНС/АСН GPS

ошибок в используемом интегральном фильтре Калмана.

Выбор датчиков для БИНС связан с определенной сложностью: с одной стороны, наблюдается полное отсутствие конкурентоспособной элементной базы отечественного производства, с другой — сокращается номенклатура элементов и снимаются с производства интегральные схемы военного назначения (в том числе и исполнения SPACE) в странах дальнего зарубежья как морально устаревшие, дорогостоящие и не пользующиеся спросом. Производимые же элементы, помимо своей весьма высокой стоимости, полностью находятся под контролем их распространения и отсутствуют в свободной продаже. Возможность применения электронных компонентов широкого использования (класса Industry) при снижении стоимости, габаритов и массы аппаратуры БИНС без ухудшения технических и эксплуатационных показателей, в том числе показателя надёжности, требуют выбора оптимальной структуры БИНС и обеспечения допустимого времени парирования сбоев.

Как показал анализ, в рассматриваемом случае предпочтительным вариантом построения

является БИНС в трехканальном варианте с использованием глубокого мажоритирования (рис. 4). Реализованные в таком варианте принципы построения позволяют получать достоверную информацию о параметрах движения носителя даже в случае частичной потери работоспособности отдельных комплектующих. Источниками информации о параметрах движения являются три идентичных независимых измерительных канала, в каждый из которых входят отдельные трехосный датчик угловой скорости и трехосный акселерометр, а также контроллер первичной обработки сигналов датчиков. Каждый из измерительных каналов представляет собой функционально законченный модуль, способный выдавать измерительный кадр, содержащий информацию о трех проекциях вектора угловой скорости, трех проекциях вектора кажущегося ускорения, температуре датчиков на момент измерения параметров движения, а также служебную информацию о состоянии компонентов канала. Кроме этого, трехканальная структура БИНС при нормальной работе каналов позволяет в $\sqrt{3}$ раз уменьшить суммарную погрешность выходной информации БИНС.

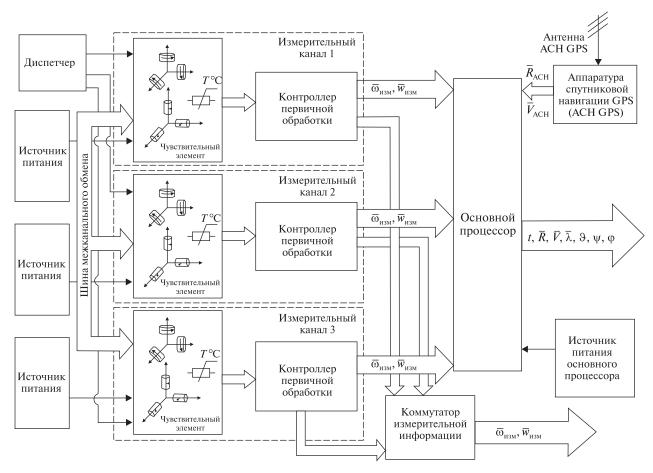


Рис. 4. Блок-схема структуры бесплатформенной БИНС: T °C — датчик температур; $\overline{\omega}_{_{\rm HSM}}$ — измеренные значения составляющих вектора угловой скорости; $\bar{W}_{_{\rm HSM}}$ — измеренные значения составляющих вектора кажущегося ускорения; $\overline{R}_{\rm ACH}$ — составляющие радиуса-вектора ракеты, определяемые АСН; $\overline{V}_{\rm ACH}$ — составляющие вектора скорости ракеты, определяемые АСН; \overline{R} — текущие значения составляющих радиуса-вектора ракеты; \overline{V} — текущие значения составляющих вектора скорости ракеты; $\overline{\lambda}$ — текущее значение кватерниона ориентации; ϑ, ψ, φ — текущие значения углов тангажа, рыскания и вращения, соответственно; t — текущее время

Для обеспечения работы трехканального варианта БИНС с требуемой точностью решен ряд алгоритмических подзадач [2], связанных с разработкой компенсационной температурной зависимости датчиков, компенсацией влияния воздействия ускорений на показания датчиков угловой скорости; учетом перекрестных связей, вызванных неперпендикулярностью осей чувствительных элементов датчиков относительно базовой поверхности корпуса прибора, компенсацией смещения нулевого сигнала, частичной компенсацией случайного ухода чувствительных элементов, учетом фактических значений масш-

табных коэффициентов, выбором полосы частот цифрового фильтра, а также алгоритма и методики калибровки инерциальной навигационной системы.

Полученные результаты проектных и проектно-расчетных исследований требуют экспериментального подтверждения. Для проведения наземной экспериментальной отработки БИНС/АСН GPS целесообразно создать три стенда: исследовательский стенд, включающий высокоточный трехосевой стенд для проведения калибровочных испытаний, проверки и подтверждения основных характеристик инерциального

ядра БИНС/АСН GPS, аппаратурно-программный комплекс контроля функционирования ACH GPS и проверочно-исследовательский комплексный стенд для отработки БИНС/АСН GPS. После экспериментального подтверждения основных характеристик системы управления целесообразно провести летную отработку БИНС/АСН GPS, используя ее в качестве «пассажира», например при пусках PH «Днепр».

выводы

- 1. Основными преимуществами гибридных систем управления, помимо меньших стоимости, массы, размеров и энергоемкости, являются существенное упрощение их механической части, компоновки, отсутствие ограничений по углам разворота, повышение универсальности систем за счет алгоритмического перехода к определению тех или иных параметров навигации, а также упрощение решения задачи резервирования и контроля работоспособности системы и ее элементов.
- 2. Одним из перспективных направлений разработки гибридных систем управления является разработка БИНС/АСН GPS на базе МЭМСдатчиков и аппаратуры спутниковой навигации GPS. Результаты моделирования показали, что объединяя разные по природе навигационные системы недорогую БИНС с относительно большими погрешностями и высокоточную АСН GPS, можно построить БИНС/АСН GPS, способную обеспечить требуемую точность выведения РН полезной нагрузки на заданную орбиту.
- 3. Предложенные усовершенствованные алгоритмы корректировки показаний датчиков БИНС по данным системы АСН GPS позволяют дополнительно уменьшить погрешности выведения на 15—24 %.
- 4. Система стабилизации БИНС/АСН GPS обеспечивает удовлетворительные значения параметров полета PH и парирование внешних возмущающих воздействий. Медленно изменяющиеся погрешности и уходы МЭМС-датчиков мало влияют на стабильность полета PH. Кратковременные потери потока данных (до 10 с) от системы ACH GPS несущественно влияют на точность вывеления и стабилизацию PH.

- 5. При проведении дальнейших проектно-расчетных работ целесообразно провести исследование устойчивости полета РН типа «Циклон-4» и «Маяк-22», оснащенных БИНС/АСН GPS, с учетом упругих колебаний РН и жидкого наполнения баков.
- 6. Предпочтительным вариантом построения БИНС/АСН GPS следует считать слабосвязанную систему с интеграцией по выходным параметрам. Такая система не требует кардинальной переработки аппаратных средств АСН GPS, имеет минимальное число параметров в интерфейсе обмена данными, позволяет применять традиционные алгоритмы первичной обработки, а также сокращает время поиска сигналов навигационных спутников GPS и обеспечивает возможность пересчета измеряемых АСН GPS частот Доплера.
- 7. Для повышения точности и надежности работы БИНС/АСН GPS целесообразно принять вариант трехканальной БИНС с использованием глубокого мажоритирования, который позволяет при нормальной работе каналов в $\sqrt{3}$ разуменьшить суммарную погрешность выходной информации БИНС, а также получать информацию о параметрах движения PH даже в случае частичной потери работоспособности отдельных комплектующих БИНС.
- 8. Полученные результаты проектных исследований целесообразно подтвердить результатами экспериментальной отработки БИНС/ АСН GPS. Для проведения наземной экспериментальной отработки необходимо создать три стенда: исследовательский стенд, включающий высокоточный трехосевой стенд для проведения калибровочных испытаний, проверки и подтверждения основных характеристик инерциального ядра БИНС/АСН GPS, аппаратурнопрограммный комплекс контроля функционирования АСН GPS и проверочно-исследовательский комплексный стенд для отработки БИНС/ АСН GPS.
- 9. После экспериментального подтверждения основных характеристик системы управления целесообразно провести летную отработку БИНС/АСН GPS, используя ее в качестве «пассажира», например при пусках РН «Днепр».

- Дегтярев А. В. Научные и методологические основы модернизации ракетных комплексов: Дис. ... д-ра техн. наук. — Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2012. — 245 с. — Машинопись.
- 2. Дегтярев А. В., Кушнарев А. П., Макаров А. Л. и др. Анализ возможности разработки в ГП «КБ «Южное» интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы с чувствительными элементами, использующими различные физические принципы, в том числе и выполненные по МЭМС-технологии, для перспективных образцов ракетно-космической техники: (Техн. отчет). № 21.17966.159 ОТ. Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2015. 243 с.
- 3. *Кириченко А. Ф., Игнатьев В. Г., Саленко Д. В., Стадник Н. В.* СУ РКН «Циклон-4». Алгоритмы системы навигации. НТО ААРГ. 371111. 029 90 103. Харьков: НПП «Хартрон-Аркос», 2011.
- 4. Кириченко А. Ф., Лукьянович А. Е., Остапенко В. М. СУ РКН «Маяк-22». Система навигации, наведения и стабилизации // Эскизный проект. Харьков: НПП «Хартрон-Аркос», 2013. Ч. 3.
- Сиренко В. Н., Снегирев М. Г. Исследование возможности построения СУ при использовании ККП с повышенными погрешностями и информации под АП-СНС НТО. Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2015. 53 с.
- Jeffrey A. G. Characterization, control and compensation of MEMS rate and rate-integrating gyroscopes: A doctor of philosophy (Electrical Engineering) dissertation. — The University of Michigan, 2012. — 182 p.
- 7. *Guochang Xu*. GPS. Theory, algorithms and applications. Heidelberg: Springer-Verlag, 2007. 351 p.
- Quinchia A. G., Falco G., Falletti E., et al. A comparison between different error modeling of MEMS applied to GPS/INS integrated systems // Sensors. — 2013. — 13. — P. 9549—9588.
- 9. *Sveinsson A.* INS/GPS error analysis and integration. Reyjavik University, 2012. 114 p.

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

О. В. Дегтярев, М. О. Дегтярев, С. О. Давиденко,

О. Л. Макаров, М. Г. Снегірьов, В. М. Сиренко,

В. Л. Тихонов, В. С. Шеховцов

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

ПРО МОЖЛИВІСТЬ ПОБУДОВИ БЕЗПЛАТФОРМОВИХ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ РАКЕТ-НОСІЇВ З ВИКОРИСТАННЯМ АПАРАТУРИ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЇ GPS

Наведено результати досліджень можливості побудови безплатформової інерційної навігаційної супутникової системи керування (БІНС/АСН GPS) на базі МЕМСдавачів та апаратури супутникової навігації для комерційних ракет-носіїв (РН) легкого і середнього класів. Відмічено, що така система має меншу вартість, менші масу, розміри і енергоємність. Обгрунтування можливості побудови БІНС/АСН GPS базується на результатах аналізу вирішення двох задач: статистичного моделювання збуреного руху РН з урахуванням похибок роботи БІНС/АСН GPS і вибору раціональної структури і апаратури з урахуванням результатів моделювання. Показано, що застосування БІНС/АСН GPS дозволяє підвищити конкурентоспроможність РН за рахунок зниження вартості пуску та збільшення маси корисного навантаження.

Ключові слова: безпілотна навігаційна система, апаратура супутникової навігації GPS, гібридна система управління, MEMC-гіроскопи і акселерометри, слабозв'язана система.

A. V. Degtyarev, M. A. Degtyarev, S. A. Davydenko,

A. L. Makarov, M. G. Snegirev, V. N. Sirenko,

V. L. Tikhonov, V. S. Shekhovtsov

Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

ON THE FEASIBLE DEVELOPMENT OF GIMBALLESS CONTROL SYSTEMS FOR LAUNCH VEHICLES USING GPS SATELLITE NAVIGATION EQUIPMENT

We present results on the feasibility of developing the Gimballess Navigation Inertial Satellite Control System (NISCS/ GPS SNE) on the basis of MEMMS-sensors and GPS Satellite Navigation Equipment (GPS SNE) for commercial Launch Vehicles (LV) of light and middle classes. We note that this NISCS/GPS SNE is of less cost, less mass, less dimensions, and energy capacity. Feasibility of developing the NISCS/ GPS SNE is based on the analysis of solution of two tasks: a) statistic model ling of LV disturbed motion, which takes into account the errors of NISCS/GPS SNE operation, and b) establishment of the NISCS/GPS SNE rational structure and instruments, which takes the modeling and experimental development results into account. We demonstrate that NISCS/ GPS SNE use will be helping to increase competitiveness of Launch Vehicle of a reviewed class due to the reduction of LV launch cost and increase of Payload mass.

Key words: unmanned navigation system, GPS satellite navigation equipment, hybrid Control System, MEMMS gyroscopes and accelerometers, weakly connected system.

УДК 629.76.07/.085

А. Э. Кашанов

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

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ВНЕШНИХ ВОЗДЕЙСТВУЮЩИХ ФАКТОРОВ НА РАЗРАБОТКУ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

Рассмотрены проблемы новизны, оптимизации затрат и ограниченности ресурсов, возникающие при обеспечении стойкости разрабатываемых и модернизируемых ракетных комплексов к внешним воздействующим факторам. Выполнен обзор апробированных путей их решения и сформулированы новые подходы, используемые при разработке современных комплексов.

Ключевые слова: внешние воздействующие факторы, поражающие факторы ядерного взрыва, технические решения, обеспечение стойкости, ракетно-космические комплексы, экономическая составляющая, методология решения, экспериментальная отработка.

В обширном перечне исходных данных, необходимых для проектирования ракетного комплекса (РК), важное место занимают данные по внешним воздействующим факторам (ВВФ), в среде которых будет эксплуатироваться РК на всех этапах своего жизненного цикла. Необходимость обеспечения стойкости к ВВФ определяет не только технический облик комплекса с достигнутым уровнем его новизны и надежности, но и объем затрат на его разработку, изготовление и эксплуатацию. В понятие ВВФ входят все внешние воздействия естественного и техногенного характера, которым может быть подвержен РК в период эксплуатации. Методологический подход к обеспечению стойкости РК, например к совокупности климатических факторов или совокупности поражающих факторов ядерного взрыва (ПФЯВ), не имеет принципиальных отличий. Проблемой для отработки РК к ПФЯВ может стать только процесс моделирования отдельного фактора или их совокупности.

В табл. 1 представлена совокупность ВВФ, воздействующих на космические и боевые ра-

кетные комплексы (КРК и БРК) на всех этапах жизненного цикла [1, 2]. Она включает более 20 факторов естественного (климатического и неклиматического), техногенного, функционального и космического происхождения.

В табл. 2 приведена совокупность еще около 20 факторов внешней среды, воздействующих преимущественно на БРК разного типа базирования и обусловленных воздействием различных типов оружия [4—6]. Исторически путь от одной совокупности ВВФ к другой занял продолжительное время — порядка тридцати лет. Этот период был связан с развитием требований заказчика боевых ракетных комплексов по условиям применения РК, которые динамически развивались в ходе гонки вооружений между СССР и США.

В общем плане схема работ по обеспечению стойкости РК к воздействию ВВФ выглядит следующим образом. Заказчик в техническом задании (ТЗ) на разработку ставит разработчику задачу обеспечить стойкость РК к определенному набору ВВФ. Помимо количественных показателей, характеризующих каждый из факторов, предполагается (уже вне рамок ТЗ) разработка

© А. Э. КАШАНОВ, 2015

заказчиком модели воздействия факторов, которая уже качественно и количественно детализирует условия воздействия факторов или их сочетаний на элементы комплекса. Как правило, при переходе от моделей воздействия к расчетным случаям как для ракеты, так и для пусковой установки разработчиком применяется вероятностный подход, поскольку порядок и величина воздействующих факторов носит случайный характер.

В процессе проектирования разработчик предусматривает совокупность технических решений и организационно-технических мер, реализация которых обеспечивает стойкость узлов, составных частей и РК к воздействию ВВФ. На проектном этапе подтверждение стойкости производится, в основном, расчетным путем с фор-

Таблица 1. Факторы внешней среды, воздействующие на космические и боевые ракетные комплексы [1, 2]

разработки рабочей конструкторской документации (РКД), создания опытных конструкций отдельных узлов и систем РК реализуется значительная часть экспериментальных работ, связанных с подтверждением расчетных характеристик стойкости РК к ВВФ. По их результатам при необходимости вносятся уточнения в РКД, а иногда и в проектные решения. Завершающим этапом подтверждения стойкости к ВВФ для РК в целом являются опытная эксплуатация наземного комплекса и летно-конструкторские испытания. На каждом из этих этапов разработчику приходится решать проблемы новизны, оптимизации затрат и ограниченности ресурсов.

мированием комплексного плана эксперимен-

тальной отработки, в том числе, применитель-

но к подтверждению стойкости к ВВФ. В ходе

Таблица 2. Факторы внешней среды, воздействующие на боевые ракетные комплексы [4—6]

на космические и	ооевые ракетные комплексы [1, 2]	на обевые ракетные комплексы [4—6]			
Естественные климатические	Температура Приземный ветер Высотный ветер Атмосферные осадки Относительная влажность Атмосферное давление Солнечное излучение Атмосферное электричество	Поражающие факторы ядерного взрыва	Гамма-излучение Нейтронное излучение Рентгеновское излучение Световое излучение Электромагнитный импульс Воздушная ударная волна Сейсмическое воздействие Крупные частицы грунта в атмосфере		
Естественные и техногенные	Атмосферные коррозионные агенты Песок, пыль Биовредители Статическое электричество Электромагнитные поля линий электропередач Компоненты и пары ракетного топлива	Оружие на новых физических принципах	Радиационное загрязнение местности Лазерное Пучковое Кинетическое Электромагнитное импульсное оружие		
Функциональ- ные	Механические перегрузки Вибрационные воздействия Тепловые воздействия Аэродинамические воздействия Газодинамические воздействия	Оружие массового поражения Оружие с обычным	Химическое Бактериологическое Средства дезактивации, дега- зации, дезинфекции Осколки / пули		
Космические	Электроны и протоны радиационного поля Земли Солнечные космические лучи Галактические космические лучи	снаряжением Средства радиоэлектр Средства преодоления	Воздушная ударная волна		

Новизна технических решений порождается любым значительным изменением требований к разрабатываемому РК на каждом последующем этапе. Для этого необходимо совершенствование методик оценки стойкости к новым ВВФ, модернизация существующих методик оценки под новые диапазоны изменения ВВФ, подготовка новой или модернизация существующей испытательной базы.

На первом этапе — до середины 1960-х гг. к стратегическим БРК стационарного базирования предъявлялись требования обеспечения стойкости к набору ВВФ из табл. 1. Соответственно базовые технические решения, расчетная и экспериментальная база, применяемые при проектировании таких комплексов и их отработке, были разработаны под совокупность факторов в основном природного происхождения.

На втором этапе — в 1970—1990-х гг. с возникновением требований о необходимости обеспечения стойкости БРК к ПФ ЯВ (табл. 2) в составе исходных данных по ВВФ появилось около десятка новых факторов. В соответствии с новым подходом к ВВФ:

- проведен большой комплекс научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ разработчиков по созданию новых методик численного расчета и экспериментального моделирования для обеспечения и подтверждения стойкости БРК и его составных частей к ПФ ЯВ;
- стационарные БРК переместились в шахтные пусковые установки, что обеспечило качественный скачок по повышению уровня их стойкости;
- появились мобильные БРК стратегического назначения, менее уязвимые к ударам вероятного противника;
- в составе ракеты появился комплекс средств преодоления противоракетной обороны на конечном участке траектории;
- созданы высокоэнергетические твердые ракетные топлива, превосходящие мировые образцы;
- разработаны высокопрочные органические и высокомодульные углеродные волокна для корпусов двигателей и сопел ДУ, углеродные композиции с двух- и трехмерной ориентированной матрицей, высокопрочные термостой-

кие клеи, отработаны технология изготовления и методы неразрушающего контроля качества;

- проведены поисковые материаловедческие исследования, положившие основу применения наружных многофункциональных покрытий для ракеты и полезного груза, в конструкциях узлов появились новые металлические и неметаллические материалы;
- разработана новая радиационно стойкая элементная база, крупные интегральные схемы для БЦВМ, схемно-алгоритмическая защита системы управления и многие другие технические решения, обеспечивающие стойкость ракет к ПФЯВ.

Ситуация повторилась с возникновением доктрины «космических войн» и первыми серьезными проработками в США по созданию лазерного, пучкового, кинетического, электромагнитного импульсного оружия космического базирования [5]. Методология решения проблем новизны, созданная, проверенная и внедренная в ходе работ по обеспечению стойкости к ПФ ЯВ, оказалась полностью применимой, востребованной, и в конечном итоге успешной и к новому набору ВВФ.

Переход в независимой безъядерной Украине к новым условиям разработки ракетной техники потребовал расширения международного сотрудничества как с ведущими космическими державами, так и с другими странами, заинтересованными в мирном исследовании космоса. При таком подходе в условиях ограниченного бюджетного финансирования стала возможна коммерческая реализация ракетно-космических проектов.

Сегодня широко известны созданные в ГП «КБ «Южное» ракеты-носители «Зенит» для международных ракетно-космических комплексов «Морской старт», «Наземный старт», семейство РН «Циклон», «Днепр», а также новая совместная с США разработка — ракета «Таурус-II».

Реализация совместных проектов означает применение для новых или модернизируемых комплексов новых мест базирования. В процессе проектно-поисковых работ ГП «КБ «Южное» были рассмотрены существующие космодромы Ванденберг, Флорида, Уоллопс (США), ОТВ

(ЮАР), Алькантара (Бразилия), а также Кейп-Йорк (Австралия), новые космодромы в Индонезии, Малайзии, Нигерии и других странах.

На третьем этапе для разработчиков ракетыносителя и систем комплекса, базирующихся на новых международных космодромах, основными внешними факторами снова становятся факторы естественного происхождения. Срединих самыми проблемными являются: тропический ливень, высокая концентрация хлоридов в морском воздухе в сочетании с ветрами, а также биовредители. Кроме того, для перевозки ракет и систем наземного комплекса через океан впервые стала рассматриваться морская и авиационная транспортировка. Эти виды транспортировки характерны новой совокупностью нагрузок и вибраций, которые могут стать критичными для ракеты, как тонкостенной конструкции.

На сегодня первостепенной является экономическая составляющая разработки. Оптимизация затрат на реализацию требований к ВВФ имеет два аспекта. Первый вполне объективен и касается корректного определения совокупности ВВФ и диапазонов их изменения, в которых обеспечивается функционирование разрабатываемого РК. Диапазон разбросов любого фактора должен обеспечивать функционирование РК в заданных условиях при минимальных финансовых затратах. Например, введение погодных ограничений на пуск РКН [3]. Низкая стойкость к климатическим факторам усложняет эксплуатацию, повышает вероятность переноса пуска из-за неблагоприятных погодных условий. Обеспечение же высокой стойкости к этим ВВФ резко удорожает создание и изготовление РК. Для выбора оптимальных уровней, задаваемых ВВФ, и обеспечения стойкости разрабатываемого РК используются вероятностные методы. Результаты расчетов (в частности, вероятность преодоления высотной блокировки для БРК или вероятность переноса пуска при неблагоприятных погодных условиях для КРК) учитываются при оценке обобщенного показателя эффективности комплекса.

Второй аспект касается затрат на выбор и отработку технических решений по обеспечению стойкости к ВВФ. Он более субъективен и су-

щественно зависит от предыдущего опыта по созданию РК. Наличие задела по отработанным техническим решениям и организационно-техническим мерам в ряде случаев позволяет существенно снизить затраты и сократить сроки. Примеры — использование для обеспечения стойкости РК к воздействию молнии ранее отработанных технических решений по защите от ЭМИ ЯВ, или использование организационно-технических мер по молниезащите, отработанных на одном КРК, при разработке другого. Таким образом, методология решения проблем обеспечения воздействия к ВВФ апробирована в процессе создания БРК и КРК.

Проблема ограниченности ресурсов на разработку неразрывно связана с технической новизной комплекса. Она обусловлена ограниченностью всех видов ресурсного обеспечения разработки — информационного, материального, финансового, временного, кадрового, которые государство может предоставить для новой ракетно-космической разработки.

Используемая методология решения проблем новизны и оптимизации затрат при обеспечении стойкости РК к ВВФ была отработана и давала хорошие результаты на пике ресурсного обеспечения отрасли во времена СССР. Сегодня в Украине, при радикально изменившемся уровне ресурсного обеспечения, известные и отработанные пути решения проблем в значительной мере неприменимы из-за ограниченности ресурсов. В первую очередь это касается экспериментального подтверждения стойкости к ВВФ, для которого требуется большое количество дорогостоящих опытных конструкций и развитая экспериментальная база. Оптимизация затрат с учетом изменившихся социально-экономических условий в основном сводится к двум направлениям.

Первое — существенное перераспределение нагрузки между расчетными и экспериментальными методами оценки и подтверждения стойкости РК к ВВФ в пользу первых. Этому способствует значительный опыт, накопленный разработчиком за предыдущие десятилетия (с учетом системного аналитического подхода), а также доступность вычислительной техники и

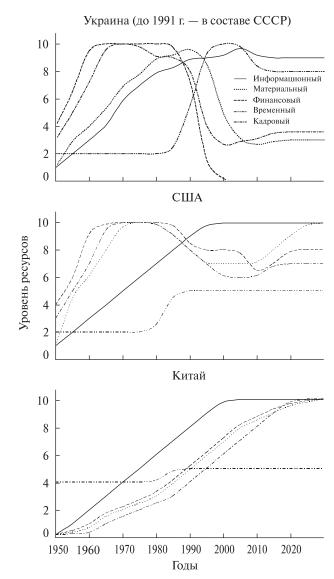
методов численного моделирования, адаптированных к инженерным приложениям.

Второе — экономный подход к использованию опытных конструкций для экспериментальной отработки (вплоть до ремонта после разрушающих испытаний и повторного использования для других экспериментов, когда это допустимо), совмещение некоторых видов испытаний с этапом опытной эксплуатации штатной материальной части, особенно для наземного технологического оборудования.

Рисунок иллюстрирует качественную динамику ресурсного обеспечения для Украины, США и Китая в 1950—2030 гг. (на 2015—2030 гг. прогноз). Каждая кривая отражает уровень соответствующего ресурса по 10-балльной шкале и построена на основе экспертных оценок. В Украине и США пик ресурсного обеспечения новых разработок уже пройден, а для Китая он наступит в ближайшие 15-20 лет. Количественное значение экспертной оценки по 10-бальной шкале отражает: для информационного ресурса — наличие прошлого опыта, простоту доступа к информации, уровень секретности; для материального — состояние производственной и испытательной базы, ее соответствие современному уровню; для финансового — доля ВВП, выделяемая отрасли; для временного — директивные сроки разработок; для кадрового - квалификационный и количественный уровень персонала, занятого в отрасли.

Системный аналитический подход к оценке влияния ВВФ на технический облик КРК в новых условиях впервые был осуществлен при разработке украинско-бразильского проекта «Циклон-4». При применении в новом КРК 80—90 % конструктивных решений по КРК «Циклон-3», это — модернизированная РКН, а космодром размещается в приэкваториальной зоне в нескольких километрах от берега Атлантического океана. Хотя в целом номенклатура ВВФ (см. табл. 1) по сравнению с Байконуром или Плесецком не изменилась, значительно изменились диапазоны изменения отдельных факторов:

• вместо умеренно холодного определяющим стал тропический влажный тип климата с высокими значениями среднегодовой температуры и



Динамика изменения ресурсного обеспечения для Украины, США и Китая

влажности, ярко выраженными сухим и дождливым сезонами, высоким уровнем осадков;

- в несколько раз увеличилась грозовая активность в месте расположения наземного комплекса;
- близость океанского побережья обусловила повышенное содержание хлоридов (морских солей) в атмосфере;
- впервые появился широкий спектр ранее неизвестных биовредителей;

• впервые появилась морская и воздушная транспортировка с существенно отличными, по сравнению с грунтовой и железнодорожной, уровнями воздействия механических перегрузок и вибраций.

Для обеспечения стойкости КРК «Циклон-4» к указанной совокупности ВВФ на стадии эскизного и технического проектов в условиях ограниченного финансирования был проведен беспрецедентный объем расчетных работ. Для РКН расчетным путем были обеспечены новые температурные режимы, стойкость к тропическому ливню, защита от молнии, прочность с учетом эксплуатационных перегрузок для новых типов транспортировки. Для сокращения объемов экспериментальной отработки максимально использовался опыт, полученный при отработке КРК «Циклон-3».

В части работоспособности технологического оборудования наземного комплекса в течение всего срока эксплуатации в тропическом влажном климате необходимо отметить, что подтверждение эффективности принятых технических решений, касающихся защиты от биовредителей и агрессивного воздействия хлоридов приморской атмосферы, отложены до этапа опытной эксплуатации, по сути до натурных испытаний штатного оборудования. Возможно, что уже после монтажа наземного оборудования и его ввода в опытную эксплуатацию может потребоваться доработка его отдельных элементов.

выводы

- 1. Обеспечение заданной стойкости ракетного комплекса к ВВФ определяет не только его технический облик с достигнутым уровнем новизны и надежности, но и объем затрат на разработку, изготовление и эксплуатацию.
- 2. При переходе от моделей воздействия к расчетным случаям как для ракеты, так и для пусковой установки разработчиком должен применяться вероятностный подход, поскольку поря-

док и величина воздействующих факторов носит случайный характер.

- 3. Новизна технических решений порождается любым значительным изменением требований к разрабатываемому РК, для чего необходима разработка новых методик оценки стойкости к новым ВВФ или модернизация имеющихся под новые диапазоны изменения ВВФ, а также подготовка новой или модернизация наличной испытательной базы.
- 4. Методология оптимизации затрат с учетом изменившихся социально-экономических условий в сегодняшних условиях сводится к двум направлениям. Первое существенное перераспределение нагрузки между расчетными и экспериментальными методами оценки и подтверждения стойкости РК к ВВФ в пользу первых. Второе экономный подход к использованию опытных конструкций для экспериментальной отработки, совмещение некоторых видов испытаний с этапом опытной эксплуатации штатной материальной части.
- Баллистические ракеты и ракеты-носители / Под ред.
 О. М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004. 512 с.
- 2. ГОСТ 15150-69. Машины, приборы и другие технические изделия. Исполнения для различных климатических районов. Категории, условия эксплуатации, хранения и транспортирования в части воздействия климатических факторов внешней среды.
- 3. Дегтярев А. В., Кашанов А. Э., Пышнев В. Н. и др. Анализ влияния погодных ограничений на проведение пусков РН «Циклон-4» с космодрома Алкантара: (Техн. отчет). Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2009. 141 с.
- 4. *Действие* ядерного оружия / Пер. с англ. М.: Воениздат, 1965. 680 с.
- Космическое оружие: дилемма безопасности / Под ред. Е. П. Велихова, Р. З. Сагдеева, А. А. Кокошина. — М.: Мир, 1986. — 182 с.
- Технические основы эффективности ракетных систем / Под ред. Е. Б. Волкова. М.: Машиностроение, 1989. — 256 с.

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

О. Е. Кашанов

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

ОЦІНКА ВПЛИВУ ЗОВНІШНІХ ФАКТОРІВ, ЩО ВПЛИВАЮТЬ НА РОЗРОБКУ РАКЕТНИХ КОМПЛЕКСІВ

Розглянуто проблеми новизни, оптимізації витрат і обмеженості ресурсів, які виникають під час забезпечення стійкості до зовнішніх факторів впливу ракетних комплексів, що розроблюються і модернізуються. Описано апробовані шляхи їхнього розв'язання та сформульовані нові підходи, які використовуються при розробці сучасних комплексів.

Ключові слова: зовнішні фактори впливу, уражальні фактори ядерного вибуху, технічні рішення, забезпечення стійкості, ракетно-космічні комплекси, економічна складова, методологія рішення, експериментальне відпрацювання.

O. Ye. Kashanov

Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

ASSESSMENT OF THE EFFECT OF EXPOSURE FACTORS ON ROCKET SYSTEMS DEVELOPMENT

Problems of novelty, cost optimization and limited resources that arise during assurance of resistance to exposure factors for rocket systems under development and modernization are considered. The proven solutions are described and new approaches doe development of modern systems are formulated.

Key words: external environment factors, nuclear-induced factors, technical solutions, provision of resistance, space launch systems, economic component, solution methodology, development testing.

УДК 629.783

К. Г. Белоусов, М. В. Вайсеро, В. В. Кавун, В. Н. Маслей, С. И. Москалев, Ю. А. Шовкопляс Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск

КОНЦЕПЦИЯ БЕСКОРПУСНОЙ ПЛАТФОРМЫ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Приведена концепция построения платформы малых космических аппаратов в бескорпусном исполнении с использованием технологии приборных рамочных модулей.

Ключевые слова: малые космические аппараты, бескорпусная платформа.

КОНЦЕПЦИЯ И ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ПЛАТФОРМЕ

Бурное развитие мировой космической отрасли, а также расширение задач, которые ставятся перед новой космической техникой, привели к созданию большого количества различных космических аппаратов (спутников). В то же самое время повышение технических требований к создаваемой космической технике и использование высоких технологий привели к значительному повышению стоимости производства и эксплуатации космических аппаратов (КА).

Одним из существенных способов удешевления производства, изготовления и эксплуатации KA является унификация отдельных систем, приборов и элементов конструкции KA.

Применение базовой платформы под различные типы полезной нагрузки (ПН) реализует принцип унификации при создании космической техники. Однако унификация при создании КА с использованием базовой платформы влечет за собой снижение качественных показателей по габаритным, массово-инерционным, энергетическим и других характеристикам всего КА. Выходом из данной ситуации является создание

базовых платформ разных классов (по весу) и использование более широкой гаммы приборов базовых платформ. Анализ предлагаемых на современном этапе полезных нагрузок показывает, что большинство создаваемых в космической технике спутников относится к классу микроспутников весом до 100 кг и миниспутников (малого космического аппарата) весом до 500 кг. Исходя из этого, создание базовой платформы в этих весовых категориях является предпочтительным.

Современные малые космические аппараты (МКА) создаются, как правило, в корпусном исполнении. Корпусное исполнение МКА предусматривает наличие самостоятельного корпуса, выполняющего силовую, терморегулирующую и защитную функции. Основным несущим силовым элементом МКА может быть ферма с установленными на ней панелями с аппаратурой, или силовой центральный цилиндр, вокруг которого крепятся панели с аппаратурой, либо силовой каркас, состоящий только из панелей, на которых располагаются все компоненты МКА.

Для МКА массой до 200 кг на нашем предприятии создана платформа МС-2 в безкорпусном исполнении, с возможностью установки полезной нагрузки до 100 кг, предназначенная для функционирования на околоземных орбитах высотой от 500 до 700 км.

[©] К. Г. БЕЛОУСОВ, М. В. ВАЙСЕРО, В. В. КАВУН, В. Н. МАСЛЕЙ, С. И. МОСКАЛЕВ, Ю. А. ШОВКОПЛЯС, 2015

Впервые платформа МС-2 была применена в ГП «КБ «Южное» для создания спутника «Egyptsat-1» и МКА «Січ-2». В настоящее время на ее основе создаются МКА «Мікросат» и МКА «Січ-2-1» (усовершенствованный МКА «Січ-2»).

Функцию корпуса в таком МКА выполняют корпуса самих приборов, из которых состоит МКА. При этом приборы выполняются плоскими в виде негерметичных рамочных модулей (РМ), из которых составляется пакет с двумя плитами на противоположных торцах пакета, скрепленный шпильками-стяжками.

Концепция использования базовой платформы МС-2 предполагает возможность установки различных ПН в данной весовой категории для решения поставленной перед МКА задачи. При этом базовая платформа МС-2 должна обеспечивать поддержку требуемой орбиты, требуемое электроснабжение, создание заданного теплового режима, требуемую ориентацию приборов полезной нагрузки, выполнение всех технических требований, предъявляемых к приборам ПН

и платформы, максимально возможный срок активного существования МКА.

Выполнение высоких требований, предъявляемых к базовой платформе MC-2, может привести к снижению таких показателей MKA, как минимально возможные габаритные размеры и масса. Однако их выполнение позволит построить качественную и гибкую систему, позволяющую при минимальных затратах создавать разнообразные по своему назначению MKA.

Платформа МС-2 состоит из подсистемы данных платформы, включающей бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) и модуль телеметрии, подсистемы определения и управления ориентацией (ПОУО), аппаратуры спутниковой навигации (приемника GPS), связной подсистемы (аппаратуры командно-телеметрической радиолинии S-диапазона), подсистемы электроснабжения (ПСЭС), подсистемы терморегулирования; двигательной установки (ДУ), кабельной сети и конструкции.

Структурная схема платформы МС-2 приведена на рис. 1.

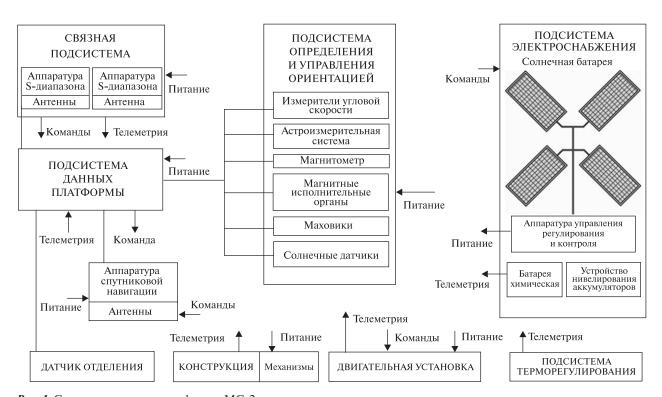


Рис. 1. Структурная схема платформы МС-2

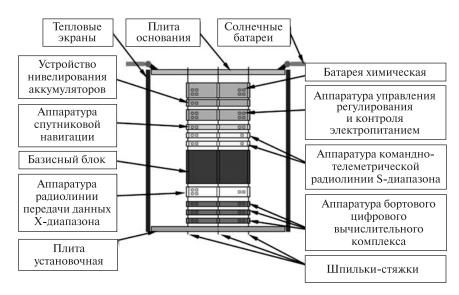


Рис. 2. Расположение приборов платформы в пакете приборных рамочных модулей

В зависимости от назначения и требований к создаваемому на основе платформы MC-2 MKA состав и комплектация аппаратуры платформы могут варьироваться.

Например, ПОУО может варьировать по составу и количеству устанавливаемых приборов, причем комплектовать платформу можно приборами разных производителей, имеющими различные интерфейсы.

Естественно, такой подход приводит к тому, что элементы конструкции платформы (плита основания, плита установочная, блок базисный) конструктивно могут отличаться в зависимости от того, какой МКА создается на базе этой платформы. Но эти элементы конструкции легко подвергаются изменениям и мало влияют на технико-экономические показатели платформы и на МКА в целом.

Малые космические аппараты, создаваемые с применением приборных PM, обладают следующими достоинствами по сравнению с МКА в корпусном исполнении:

- снижение массы за счет выполнения функции корпуса МКА корпусами приборных рамочных модулей (ПРМ);
- идентичность и простота конструкции корпусов ПРМ (отличаются высотой, расположением и количеством соединителей);

- применение в конструкции корпусов ПРМ традиционного в ракетно-космической отрасли Украины материала алюминиевого сплава АМг6;
- повышение точности углового положения приборов ПН и приборов системы управления (СУ), включающей БЦВК и ПОУО, путем их размещения на едином конструктиве базисном блоке, расположенном в центре пакета ПРМ;
- снижение температурных деформаций пакета ПРМ путем их оснащения тепловыми экранами, расположенными на боковых гранях торцевых плит;
- снижение длин и массы кабелей между ПРМ за счет расположения электрических соединителей преимущественно на одной из сторон пакета из ПРМ;
- удобство проведения сборочно-разборочных работ с МКА и удобство проведения электрических испытаний на космодроме.

Платформа состоит из пакета ПРМ, включая базисный блок, и двух прямоугольных плит на противоположных торцах пакета, скрепленных шестью стяжными шпильками. Боковые грани пакета ПРМ по торцам плит закрыты тепловыми экранами. К одной из плит (основанию) посредством механизмов поворота прикреплены четыре солнечные батареи, ко-

торые в транспортном положении МКА сложены вдоль пакета ПРМ и зачекованы к плите установочной.

Расположение ПРМ в пакете приведено на рис. 2.

Конструктивные особенности платформы MC-2 MKA «Січ-2»:

- использование оптимизированных по размерам и массе негерметичных приборных рамочных модулей, которые совместно с плитами и тепловыми экранами выполняют силовую, защитную от воздействия факторов космического пространства и терморегулирующую функцию корпуса платформы. Типовой приборный РМ изображен на рис. 3;
- расположение приборов ПОУО и ПН на едином конструктиве базисном блоке, что позволяет установить их с высокой точностью и обеспечить нестабильность углового положения на орбите относительно базовой системы координат платформы менее 3′. Базисный блок изображен на рис. 4;
- использование пассивной системы терморегулирования, включающей тепловые экраны, чехлы из ЭВТИ, тепловые изоляторы, терморегулирующие покрытия. Тепловые экраны трехслойной сотовой конструкции (в сборе) изображены на рис. 5. Расположение тепловых экранов под углом 45° к плоскости орбиты (см. рис. 9) обеспечивает более эффективное их использование;
- использование раскрываемых механизмами поворота на угол 90° солнечных батарей, панели которых выполнены в виде трехслойной сотовой конструкций. Солнечная батарея изображена на рис. 6;
- размеры плиты основания и плиты установочной в два раза превышают размер ПРМ, что позволяет установить приборы ПН как на наружной, так и на внутренней поверхностях плит вокруг пакета ПРМ. При этом плиты расположены по отношению к пакетам ПРМ под углом 45°, что увеличивает внутренний объем платформы для размещения ПН и в тоже время уменьшает внешние габариты платформы. Плита основания и плита установочная в сборе изображены на рис. 7 и 8.

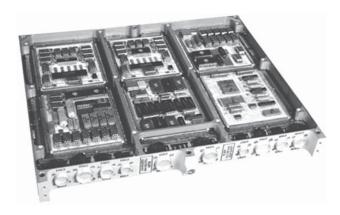


Рис. 3. Типовой приборный рамочный модуль



Рис. 4. Базисный блок



Puc. 5. Тепловые экраны в сборе

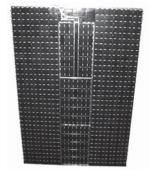


Рис. 6. Солнечная батарея

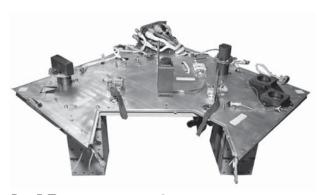


Рис. 7. Плита основания в сборе

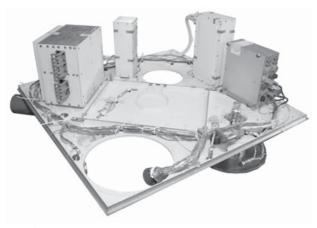


Рис. 8. Плита установочная в сборе

Конструктивно-компоновочная схема и конструкция МКА «Січ-2», созданная на базе платформы МС-2, защищена Патентом Украины № 79274 на «Супутник дистанційного зондування Землі».

РАЗМЕЩЕНИЕ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ НА ПЛАТФОРМЕ МС-2

Взаимное расположение основных компонентов платформы по отношению к направлению полета МКА приведено на рис. 9.

Полезная нагрузка на платформе МС-2 может устанавливаться как внутри платформы, так и снаружи. Общий объем аппаратуры ПН, устанавливаемой внутри платформы между плитами и тепловыми экранами, около 70 дм³, а на наружной части — 50 дм³. Размещение ПН на платформе представлено на рис. 10.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАТФОРМЫ МС-2

Платформа MC-2 представляет собой гибкую систему, позволяющую установить широкую гамму полезных нагрузок для создания MKA различного назначения.

Платформа МС-2 позволяет установить на нее различные ПН для решения задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), связи, научных исследований, технологических экспериментов и др.

Возможность использования различных типов и модификаций аппаратуры системы управления позволяет ей ориентировать МКА как на Землю, так и на Солнце (что повышает энерговооруженность платформы).

Использование двигательной установки позволяет не только поддерживать требуемые параметры орбиты, но и изменять их.

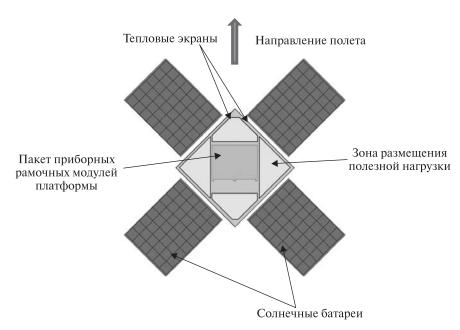
Основные характеристики платформы МС-2:

- орбита солнечно-синхронная околокруговая высотой от 500 до 700 км и местным солнечным временем в нисходящем узле от 10 до 14 ч;
 - ориентация трехосная, на Землю;
- погрешность ориентации во время работы $\Pi H 0.2^{\circ}$ (3σ) при наличии в составе платформы астроизмерительной системы и комплекта измерителей угловой скорости, в дежурном режиме или режиме ориентации на Солнце не хуже 5° (3σ);
- управление и телеметрия осуществляется по радиолинии S-диапазона со скоростью 32 Кбит/с (8 Кбит/с в неориентированном режиме);
- передача информации ПН по радиолинии X-диапазона со скоростью 32 Мбит/с (в ориентированном в орбитальной системе координат режиме);
 - срок активной жизни не менее 5 лет;
 - масса платформы до 100 кг.

На платформе возможна установка ПН, имеющей следующие характеристики:

• масса — до 100 кг, объемы снаружи платформы — до 50 дм³, внутри платформы три места до 70 дм³;

Рис. 9. Взаимное расположение основных компонентов платформы MC-2



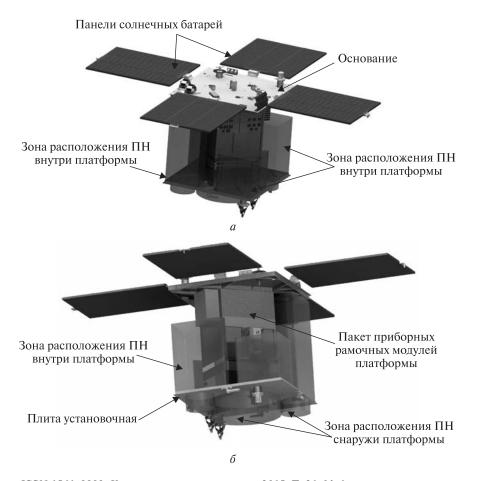
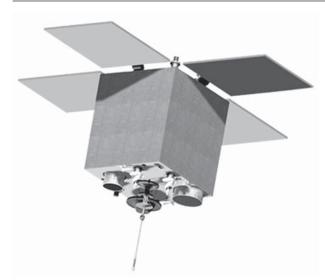


Рис. 10. Размещение полезной нагрузки на платформе: a — вид со стороны основания, δ — вид со стороны плиты установочной



Puc. 11. Спутник «Egyptsat-1»



Рис. 12. Малый космический аппарат «Січ-2»



Рис. 13. Малый космический аппарат «Мікросат»

- выделенная для ПН ПСЭС среднесуточная мощность электропитания до 15 Вт (до 300 Вт в течение 15 мин);
- количество команд управления: релейных (разовых и программных) до 69, интерфейсных (разовых и программных) до 143;
- интерфейс обмена данными «токовая петля» (три канала);
- количество телеметрируемых аналоговых параметров до 20, сигнальных до 52, температурных и потенциометрических до 28.

ПРИМЕРЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ПЛАТФОРМЫ МС-2 ДЛЯ СОЗДАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

На базе платформы МС-2 созданы спутник ДЗЗ «Egyptsat-1» в интересах Арабской Республики Египет и украинский МКА ДЗЗ «Січ-2». Кроме этого, на базе данной платформы создается МКА «Мікросат» научно-технологического назначения и МКА «Січ-2-1».

Спутник «Egyptsat-1» (см. рис. 11) предназначен для оперативного получения информации с поверхности Земли в видимом и в среднем инфракрасном диапазонах спектра, а также для передачи кратких сообщений с промежуточным хранением информации на борту спутника.

Полезная нагрузка спутника позволяет получать информацию с поверхности Земли в видимом диапазоне с разрешением в надире 7.8 м с шириной полосы обзора в надире 46.6 км, а также в среднем инфракрасном диапазоне с разрешением в надире 39.5 м с шириной полосы обзора в надире 55.3 км. Кроме того, спутник оборудован аппаратурой электронной почты, способной принимать и передавать краткие сообщения со скоростью 9.6 кбит/с. Масса спутника составляет 157 кг (масса $\Pi H - 49$ кг). Габаритные размеры спутника в рабочем положении $2.35 \times 2.36 \times 1.57$ м. Спутник запущен 17 апреля 2007 г. на солнечносинхронную орбиту с высотой 668 км и наклонением 98.0° и отработал на орбите 3.5 года.

Малый космический аппарат ДЗЗ «Січ-2» (см. рис. 12) предназначен для оперативного получения информации с поверхности Земли в видимом и в среднем инфракрасном диапазонах спектра, а также для сбора научной информации

о параметрах ионосферы Земли. Полезная нагрузка МКА позволяет получать информацию с поверхности Земли в видимом диапазоне с разрешением в надире 8.2 м с шириной полосы обзора в надире 48.8 км, а также в инфракрасном диапазоне с разрешением в надире 41.4 м с шириной полосы обзора в надире 58.1 км. Кроме того, МКА «Січ-2» оборудован комплексом научной аппаратуры «Потенциал», включающей датчик нейтральных частиц, датчик заряженных частиц, а также датчик электрического поля. Масса МКА составляет 176 кг (масса $\Pi H - 58$ кг). Габаритные размеры МКА в рабочем положении $2.38 \times 2.38 \times 1.12$ м. МКА имеет режим ориентации на Солнце, что позволяет повысить его энерговооруженность. МКА «Січ-2» запущен 17 августа 2011 г. на солнечно-синхронную орбиту с высотой 700 км и наклонением 98.24°.

Малый космический аппарат «Мікросат» (см. рис. 13) предназначен для проведения научных и технологических экспериментов в условиях космического пространства. Для проведения технологических экспериментов на МКА «Мікросат» установлены экспериментальные звездный датчик, высокоскоростная апаратура связной радиолинии X-диапазона, литий-ионная и солнечная батареи, панели с терморегулирующими покрытиями. В состав платформы МС-2 в МКА «Мікросат» включена амиачная двигательная установка. Все компоненты МКА — отечественного производства.

Для проведения ионосферных измерений МКА «Мікросат» оснащен комплексом научной

аппаратуры «Іоносат-Мікро», включающим в себя волновые зонды, магнитометры, датчики нейтральних и заряженных частиц, электрический зонд и анализатор спектра электрического поля. Масса МКА составляет 185 кг (масса ПН — 70 кг). Габаритные размеры МКА в рабочем положении $5.9 \times 5.6 \times 1.3$ м. МКА «Мікросат» планируєтся запустить на солнечно-синхронную орбиту с высотой 668 км и наклонением 98°.

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

К. Г. Білоусов, М. В. Вайсеро, В. В. Кавун, В. М. Маслей, С. І. Москальов, Ю. А. Шовкопляс Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

КОНЦЕПЦІЯ БЕЗКОРПУСНОЇ ПЛАТФОРМИ ДЛЯ ПРОВЕДЕННЯ КОСМІЧНИХ ЕКСПЕРИМЕНТІВ

Приведено концепцію побудови платформи малих космічних апаратів у безкорпусному виконанні з використанням технології приладових рамкових модулів.

Ключові слова: малі космічні апарати, безкорпусна платформа.

K. G. Belousov, M. V. Vaisero, V. V. Kavun, V. N. Masley, S. I. Moskalev, Yu. A. Shovkoplias Yuzhnove State Design Office, Dnipropetrovsk

CONCEPTION OF THE OPEN-FRAME PLATFORM FOR SPACE EXPERIMENTS

We describe the conception of development of an open-frame platform for small satellites, which is based on frame module technology.

Key words: small satellites, open-frame platform.

УДК 528:629.783

А. А. Жалило¹, А. И. Емец¹, Е. А. Бессонов², И. В. Дицкий², Е. М. Занимонский³

- 1 Главная астрономическая обсерватория Национальной академии наук Украины, Киев
- ² Харьковский национальный университет радиоэлектроники Министерства образования и науки Украины
- ³ Радиоастрономический институт Национальной академии наук Украины, Харьков

ПОСТРОЕНИЕ И ВАЛИДАЦИЯ РЕГИОНАЛЬНОЙ МОДЕЛИ ПОЛНОГО ЭЛЕКТРОННОГО СОДЕРЖАНИЯ ИОНОСФЕРЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДВУХЧАСТОТНЫХ ФАЗОВЫХ НАБЛЮДЕНИЙ В СЕТЯХ ПЕРМАНЕНТНЫХ ГНСС-СТАНЦИЙ

Изложены результаты построения, оптимизации и валидации региональной двумерной модели полного электронного содержания ионосферы. Моделирование основывается на использовании высокоточных однозначных фазовых «безгеометрических» ГНСС-наблюдений в сети перманентных референцных станций и осуществлении совместного МНК-оценивания параметров модели и неизвестных фазовых смещений. Показано, что предложенная модель позволяет на 65...80 % точнее выполнить абсолютное и дифференциальное позиционирование по сравнению с известной моделью GIM IONEX IGS.

Ключевые слова: глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС), перманентная референцная станция, наблюдения, моделирование, полное электронное содержание ионосферы.

ВВЕДЕНИЕ

Настоящая работа выполнена при финансовой поддержке Целевой комплексной программы НАН Украины по научным космическим исследованиям на 2012—2016 гг. в обеспечение выполнения международного проекта «Ионосат-Микро» [4]. Результаты были получены в 2013—2014 гг. сотрудниками ГАО НАН Украины и Харьковского национального университета радиоэлектроники МОН Украины при выполнении двух этапов НИР [5, 6].

Центральной задачей указанного проекта является изучение динамических процессов в ионосфере контактными методами. Также предусматривается использование двухчастотного

многосистемного приемника ГНСС в составе комплекса научной аппаратуры «Ионосат-Микро» на платформе низкоорбитального космического аппарата «Микросат» [4]. Принимаемые сигналы навигационных спутников ГНСС, проходящие через ионосферу, несут информацию о полном электронном содержании вдоль траекторий распространения сигналов. Решение обратной задачи позволяет построить модель вертикального профиля электронной концентрации ионосферы [4]. Для калибровки результатов будет необходимо использовать данные о распределении полного электронного содержания (ПЭС) в вертикальном направлении в том регионе, над которым определялись ионосферные профили.

В настоящей работе изложены основные результаты создания региональной двумерной (2D) модели ПЭС с высоким пространствен-

[©] А. А. ЖАЛИЛО, А. И. ЕМЕЦ, Е. А. БЕССОНОВ, И. В. ДИЦКИЙ, Е. М. ЗАНИМОНСКИЙ, 2015

но-временным разрешением по результатам высокоточных фазовых т. н. «безгеометрических» GF [1, 21] ГНСС-наблюдений и ее валидация в относительно «густой» сети перманентных референцных станций Украины с межбазовыми расстояниями 100-150 км. Эта задача отвечает таким направлениям проекта «Ионосат-Микро», как мониторинг динамики ионосферы на различных временных и пространственных масштабах, создание и пополнение базы данных возмущённой ионосферы, интеграция данных в геоинформационные системы и др. [2]. Также ставилась задача создать региональную модель ПЭС с более высокой точностью компенсации влияния ионосферных задержек сигналов ГНСС (по сравнению с известными ионосферными моделями Klobuchar, grid-моделями GIM IONEX, SBAS и др. [1, 8, 15, 21]) для навигационных определений и точного позиционирования на территории Украины [2].

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧИ ПРОЕКТА. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПОЛНОГО ЭЛЕКТРОННОГО СОДЕРЖАНИЯ

При моделировании ПЭС ионосферы мы будем использовать известное представление распределения электронного содержания в виде «тонкого слоя», который находится в интервале высот 300...450 км (высота «тонкого слоя» выбирается априори либо оценивается) [16, 21]. Моделирование распределения ПЭС выполнялось для региональной области пространства (сектор сферы — «шапка»), размер которой выбирался исходя из конфигурации сети ГНСС-станций Украины. Параметрами модели являлись текущие координаты т. н. «подыоносферных» точек, которые определяются по точкам прокола «тонкого слоя» ионосферы лучами «спутники ГНСС — наземные приемники». Для моделирования регионального пространственно-временного распределения ПЭС ионосферы использовано известное представление разложения ПЭС по сферическим функциям [21].

Традиционно для построения модели ПЭС ионосферы используют кодовые GF-наблюдения, которые, в отличие от фазовых наблюдений, яв-

ляются однозначными. Межчастотные аппаратные кодовые задержки спутников и приемников [21] учитываются с использованием оценок центров обработки IGS (International GNSS Service). Использование наблюдений станций только сети IGS накладывает существенное ограничение и не позволяет увеличить состав рабочей сети для повышения точности моделирования в противном случае необходимо дополнительно оценивать параметры аппаратных задержек в приемниках, не входящих в состав сети IGS. Уровень погрешностей из-за многолучевости и шумов кодовых наблюдений уменьшают путем сглаживания кодовых наблюдений с использованием фазовых. Однако погрешности сглаживания (эта процедура известна также под названием «leveling») могут достигать нескольких дециметров, что также ограничивает точность моделирования ПЭС.

Использование только фазовых GF-наблюдений позволяет исключить указанные недостатки кодовых наблюдений. Но в этом случае, как и при традиционном подходе, параметры ионосферной модели требуется совместно оценивать с мешающими параметрами — неизвестными фазовыми константами [7, 21]. В этом состоит одна из проблем моделирования ПЭС ионосферы по наблюдениям наземных станций. Совместное оценивание информационных и неинформационных параметров, как известно, влияет на точность определения информационных параметров, в данном случае - параметров ионосферной модели. Для ослабления или же исключения этого эффекта исследователями рассматривались различные подходы. Так, в работе [11] было предложено оценивать более точно задержки сигналов в аппаратуре ГНСС-спутников по наблюдениям бортовых ГНСС-приемников низкоорбитальных космических аппаратов, движущихся на высотах свыше 800 км, т. е. выше эффективного слоя ионосферы. Это позволило в значительной мере разделить, т. е. оценить раздельно аппаратурные задержки и параметры распределения ПЭС.

В нашей работе для точной совместной оценки указанных информационных (параметры модели ПЭС) и «мешающих» параметров пред-

ложен иной подход — использовать однозначные дифференциальные фазовые GF-наблюдения относительно «густых» сетей наземных перманентных референцных ГНСС-станций. Обязательным условием реализации такого подхода является выполнение разрешения фазовой неоднозначности (РФН) на всех базовых линиях сети станций. Это позволяет существенно уменьшить число неизвестных параметров и обеспечивает, как показали экспериментальные исследования, достижение существенного повышения точности совместного МНК-оценивания всех неизвестных параметров, включая параметры модели ПЭС. В свою очередь это обеспечивает повышение точности компенсации ионосферных задержек при навигации и позиционировании по сигналам ГНСС по сравнению с использованием известных ионосферных моделей ПЭС, таких как модель Klobuchar [15] и GIM IONEX IGS [21].

Для достижения поставленной цели научного проекта — построения региональной модели ПЭС по фазовым ГНСС-наблюдениям — реализован следующий подход, включающий несколько этапов [2, 5, 6].

На первом этапе выполнен полный цикл обработки наблюдений выбранной сети станций на заданных сутках, включая:

- предварительную обработку и редактирование наблюдений («пре-процессинг») задействованных в эксперименте станций и отбраковку по выбранным критериям контроля качества непригодных к дальнейшей обработке групп наблюдений:
- побазового разрешения фазовой неоднозначности наблюдений обеих частот и верификации его результатов;
- формирования линейных комбинаций («нулевых», одинарных и двойных разностей) «безгеометрических» ионосферных GF-комбинаций [1, 21] на избранных базовых линиях и их фильтрации/сглаживания (ниже кратко описаны указанные GF-комбинации).

При условии выполнения разрешения неоднозначности двойных разностей фазовых наблюдений GF-комбинации зависят только от ионосферных задержек на трассах «стан-

ции — спутники». Одинарные разности ионосферных задержек (разности на трассах «станции — спутники») известны с точностью до неизвестных смещений, постоянных на интервале наблюдений, которые вместе с информационными параметрами аппроксимирующей ПЭС-модели включаются в вектор оцениваемых параметров.

На втором этапе выполняются:

- выбор аппроксимирующей ПЭС-модели, ее предполагаемых параметров, построение 2D-модели ПЭС с использованием оценок GF-наблюдений; для моделирования была использована модель «тонкого слоя» и представление ПЭС в виде разложения по сферическим функциям;
- совместная МНК-оценка информационных параметров (в данном случае параметров региональной модели ПЭС) и «мешающих» параметров, т. е. решение обратной задачи восстановления распределения ПЭС ионосферы по пространству и во времени с использованием высокоточных фазовых наблюдений;
- оптимизация параметров модели минимального интервала «замороженности» ПЭС, на котором параметры модели принимаются постоянными, а также степени и порядка пространственного аппроксимирующего полинома.

В ходе выполнения проекта был выполнен сравнительный анализ зарубежных и отечественных источников по моделированию и мониторингу ПЭС ионосферы [7, 12—16, 18, 19, 21, 22] и отобраны варианты региональных математических моделей. Так, для моделирования ПЭС была использована апробированная модель «Spherical Cap Harmonic Model» [18, 19], которая относительно проста и эффективна в реализации и, как представляется авторам, наилучшим образом подходит для решения поставленной залачи.

На третьем этапе выполняется валидация полученной реализации модели, в процессе которой оценивается апостериорная точность восстановления пространственно-временного распределения ПЭС и осуществляется сравнение полученных результатов моделирования ионосферных задержек сигналов с аналогичными результатами, полученными с использованием

 $\it Tаблица~1.$ Общий перечень ГНСС-станций Украины, наблюдения которых были использованы при моделировании ПЭС ионосферы

N₂	Условное Принадлежность станции		Населенный пункт		
	наименование станции	(сеть/организация)	Tracesessissa nyiki		
1	ALCI	НИИ ГК, EPN	Алчевск, Луганская обл.		
2	BERY	System.NET	Берислав, Херсонская обл.		
3	BERZ	System.NET	Березовка, Одесская обл.		
4	BOBR	System.NET	Бобринец, Кировоградская обл.		
5	CHUG	NGCNET	Чугуев, Харьковская обл.		
6	CNIV	System.NET, EPN	Чернигов		
7	CRNI	ZAKPOS/UA-EUPOS	Черновцы		
8	DNCK	TNT-TPI GNSS Network	Донецк		
9	DNRS	СКНЗУ	Дунаевцы, Хмельницкая обл.		
10	EVPA	ГАО НАНУ, ЕРМ	Евпатория, Крым		
11	EVRS	СКНЗУ	Евпатория, Крым		
12	GLSV	ГАО НАНУ, IGS/EPN	Киев		
13	GLBN	System.NET	Глобино, Полтавская обл.		
14	IZRS	СКНЗУ	Измаил, Одесская обл.		
15	IZUM	NGCNET	Изюм, Харьковская обл.		
16	FDRS	СКНЗУ	Феодосия, Крым		
17	KHAR	ГАО НАНУ, IGS/EPN	Харьков		
18	KIRV	TNT-TPI GNSS Network	Кировоград, Кировоградская обл.		
19	KORP	ГАО НАНУ	Короп, Черниговская обл.		
20	KPSK	NGCNET	Купянск, Харьковская обл.		
21	KRRG	TNT-TPI GNSS Network	Кривой Рог, Днепропетровская обл.		
22	KTVL	ГАО НАНУ, EPN	Кацивели, Крым		
23	LOZV	NGCNET	Лозовая, Харьковская область		
24	LBRS	СКНЗУ	Лубны, Полтавская обл.		
25	LGRS	СКНЗУ	Луганск		
26	LUBR	SystemNET	луганск Любар, Житомирская обл.		
27	MAGD	SystemNET	Магдалиновка, Днепропетр. обл.		
28	MALN	SystemNET	Малин, Житомирская обл		
29	MIKL	НДІ ГК, IGS/EPN	Николаев		
30	NIZH	SystemNET	Нежин, Черниговская обл.		
31	NKRS	НПК «Європромсервіс»	Николаев		
32	NKPL	SystemNET	Николось Непропетровская обл.		
33	ORIH	TNT-TPI GNSS Network	Орехов, Запорожская обл.		
34	POLV	System.NET, IGS, EPN	Полтава		
35	PRVM	NGCNET	Первомайск, Харьковская обл.		
36	PRYL	SystemNET	Прилуки, Черниговская обл.		
37	RVNE	ZAKPOS/UA-EUPOS	прилуки, черниговская оол. Ровно		
38	SHAB	SystemNET	Шабо, Одесская обл.		
39	SHEV	SystemNET	Канев, Киевская обл.		
40					
40	SKVR SLVC	System.NET SystemNET	Сквира, Киевская обл. Славутич, Киевская обл.		
42	TERN	ZAKPOS/UA-EUPOS	Славутич, киевская оол. Тернополь		
42	UMAN	SystemNET	Умань, Черкасская обл.		
43 44	VATU	SystemNET	ватутино, Черкасская обл. Ватутино, Черкасская обл.		
45		TNT-TPI GNSS Network	Веселое, Запорожская обл.		
43 46	VESL VLCH	NGCNET	* *		
46 47	VLCH VNRS		Волчанск, Харьковская обл. Винница		
		CKH3Y SystemNET	•		
48 49	ZLST	SystemNET NGCNET	Златоустовка, Днепропетровская обл. Золочев, Харьковская обл.		
-	ZOCH	NGCNET			
50	ZPRS	СКНЗУ	Запорожье		

апробированных глобальных моделей Klobuchar и GIM IONEX IGS.

Такой подход, когда для решения задачи восстановления распределения ПЭС используются однозначные линейные комбинации высокоточных фазовых GF-наблюдений без использования кодовых ГНСС наблюдений, на взгляд авторов, представляется новым, реализующим более высокую точность моделирования и имеющим перспективы развития по сравнению с известными методами решения поставленной задачи. Правомочность этого оптимистичного утверждения подтверждена многочисленными экспериментальными результатами [5, 6, 9].

Для проведения экспериментальных исследований были спланированы и осуществлены сбор и послесеансная обработка ГНСС (GPS) наблюдений (темп 1 с) сети выбранных станций Украины (до 50 станций), накопленных на выбранных сутках (10 января и 19 июня 2013 г.) для сопоставления зимней и летней ионосферной активности. Следует отметить, что уровень солнечной активности в 2013 г. был близок к пику очередного 11-летнего цикла. GPS-наблюдения для проведения исследований были представлены следующими организациями: ГАО НАН Украины (Киев), АО НИИРИ/ГКАУ (Харьков, сеть станций «Системы космического навигационно-временного обеспечения Украины»), НИИ геодезии и картографии (Киев), ХНУРЭ (Харьков), коммерческими компаниями «System Solutions» (Киев), ТНТ-ТПИ (Днепропетровск), «Навигационно-геодезический центр» (Харьков), ZAKPOS/UA-EUPOS (Мукачево). Перечень станций «кооперативной» сети, наблюдения которых были включены в обработку, представлен в табл. 1.

Обработка накопленных данных выполнялась с использованием собственных разработок программно-математического обеспечения — программного комплекса ОСТАVA [3], а также с использованием известных зарубежных специализированных программных продуктов — BERNESE (Швейцария) и GrafNav/GrafNet (Канада) для сопоставления и верификации промежуточных результатов обработки ГНССнаблюдений.

АЛГОРИТМ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛНОГО ЭЛЕКТРОННОГО СОДЕРЖАНИЯ ИОНОСФЕРЫ

В практике обработки ГНСС-наблюдений применяется их линейное комбинирование с целью уменьшения (либо полной компенсации) погрешностей (дифференциальный метод), выделение ионосферных задержек («безгеометрические» комбинации), формирование комбинаций наблюдений с компенсацией тех или иных неизвестных (т. н. одинарные и двойные разности) и др. Все перечисленные линейные комбинации и их свойства детально описаны в многочисленных источниках, в частности в фундаментальных монографиях [1, 17, 20].

Для пояснения вышеизложенного приведём в упрощенном виде уравнения «безгеометрических» GF-комбинаций кодовых $(\widehat{S}_{GF,i}^{j})$ и фазовых $(\widehat{L}_{GF,i}^{j})$ псевдодальностей двух частот [1, 2], которые позволяют выделить информацию об ионосферных задержках сигналов ГНСС на трассах «спутники — приемники»:

$$\widehat{S}_{GF,i}^{j}(t_{k}) = \widehat{S}_{1,i}^{j}(t_{k}) - \widehat{S}_{2,i}^{j}(t_{k}) =$$

$$= -[\gamma^{2} - 1] \cdot I_{i}^{j}(t_{k}) + [DCB^{j} + IFB_{i}] + \delta S_{GF,i}^{j}(t_{k}),$$

$$\widehat{L}_{GF,i}^{j}(t_{k}) = \widehat{L}_{1,i}^{j}(t_{k}) - \widehat{L}_{2,i}^{j}(t_{k}) =$$

$$= [\gamma^{2} - 1] \cdot I_{i}^{j}(t_{k}) + [b_{\varphi_{GF,i}} - B_{\varphi_{GF}}^{j}] -$$

$$-[(N_{1,i}^{j} \cdot \lambda_{1} - N_{2,i}^{j} \cdot \lambda_{2}) + (\phi_{0,i} - \phi_{0}^{j})(\lambda_{2} - \lambda_{1})] +$$

$$+ \phi_{wup}^{j}(t_{k}) \cdot (\lambda_{2} - \lambda_{1}) + \delta L_{GF,i}^{j}(t_{k}),$$

$$(1)$$

где $\widehat{S}_{(1,2),i}^{j}$, $\widehat{L}_{(1,2),i}^{j}$ — измеренные кодовые и фазовые псевдодальности (i — индекс приемника, j — индекс спутника, t_k — текущий момент времени), $I_i^{j}(t_k)$ — наклонные ионосферные задержки на трассах «спутники — приемники» на частоте L1, задержки $I_i^{j}(t_k)$ могут быть представлены в эквивалентных значениях ПЭС (TEC) в единицах TECU [21] через известные соотношения, $\gamma = f_{L1} / f_{L2} = \lambda_2 / \lambda_1, \lambda_1, \lambda_2$ — длины волн несущих сигналов, IFB_i — кодовые межчастотные разности задержек в трактах приемников станций сети, DCB^j — кодовые межчастотные разности задержек в трактах спутников (оценки этих параметров формируют и предоставля-

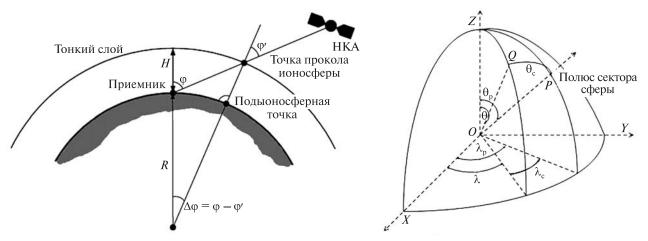


Рис. 1. Модель «тонкого слоя» и угловые координаты подыоносферных точек

ют потребителям международные центры IGS), $b_{\phi_{GF,i}}, B_{\phi_{GF}}^j$ — межчастотные фазовые задержки в трактах приемников (b) и спутников (B), $N_{(1,2)i}^j$ — целочисленные фазовые неоднозначности, ϕ_{0i} — случайные начальные (в циклах) фазы опорных генераторов приемников, ϕ_0^j — фазы спутников, $\phi_{wup}^j(t_k)$ — т. н. «wind-up» эффекты фазовых набегов, обусловленных вращением антенн спутников (моделируются с высокой точностью), $\delta S_{GF,i}^j(t_k)$, $\delta L_{GF,i}^j(t_k)$ — шумы и многолучевость кодовых и фазовых GF-наблюдений соответственно. Также полагаем известными (оцениваются с необходимой точностью) статистические характеристики шумовых и многолучевых погрешностей GF-наблюдений.

Моделирование распределения ПЭС выполнялось для региональной области пространства (сектор сферы — «шапка»), размер которой выбирался исходя из конфигурации сети ГНСС-станций Украины. Параметрами модели являются угловые координаты $\Theta_{C_{(i,r)}}$, $\lambda_{C_{(i,r)}}$ подыоносферных точек (см. рис. 1), которые определяются по точкам прокола «тонкого слоя» ионосферы лучами «спутники — приемники». Высота тонкого слоя ионосферы, с учетом рекомендаций ряда работ, была выбрана равной 400 км.

Для моделирования регионального пространственно-временного распределения ПЭС ионосферы использовано известное представление разложения ПЭС по сферическим функтиру простивать по представление разложения ПЭС по сферическим функтиру простивующего простивующего представление представление простивующего проститы простивующего простивующего простивующего простивующего простивующего простивующего простивующего простивующего простивующего

циям [21]:

$$A_{n}^{m} \cos m\lambda_{c_{(i,r)}} + B_{n}^{m} \sin m\lambda_{c_{(i,r)}} =$$

$$= (\cos[\phi'_{(i,r)}^{j}(t_{k})])^{-1} \cdot \sum_{n=0}^{N} \sum_{m=0}^{n} P_{n}^{m} (\cos\Theta_{c_{(i,r)}}) \times$$

$$\times [A_{n}^{m} \cos m\lambda_{c_{(i,r)}} + B_{n}^{m} \sin m\lambda_{c_{(i,r)}}],$$

$$I_{V(i,r)}^{j}(t_{k}) = VTEC_{(i,r)}^{j}(t_{k}) =$$

$$= VTEC \Big[\Theta_{C_{(i,r)}}^{j}(t_{k}), \lambda_{C_{(i,r)}}^{j}(t_{k}), A_{n}^{m}, B_{n}^{m}\Big],$$
(2)

где $(\cos[\phi'_{(i,r)}(t_k)])^{-1}$ — функции отображения, связывающие вертикальные ионосферные задержки $I_{V}^{j}(t_k)$ (или $VTEC_{(i,r)}^{j}(t_k)$) и наклонные задержки $I_{V}^{j}(t_k)$ (или $STEC_{(i,r)}^{j}(t_k)$) в «точках прокола»; $P_n^m(\cos\Theta_{C_{(i,r)}})$ — присоединенные полиномы Лежандра; A_n^m , B_n^m — коэффициенты сферического разложения; индекс r соответствует референцной станции; индекс i — другим станциям сети, параметры A_n^m , B_n^m рассмотренной модели оцениваются на отдельных равнодискретных интервалах времени, где ПЭС ионосферы условно предполагается «замороженным».

Существенное уменьшение числа оцениваемых параметров позволяет использование однозначных дифференциальных GF-наблюдений. Для этого выполнено РФН на всех базовых линиях сети. В этом случае линейное комбинирование GF-наблюдений референциой станции и однозначных дифференциальных GF-наблюдений

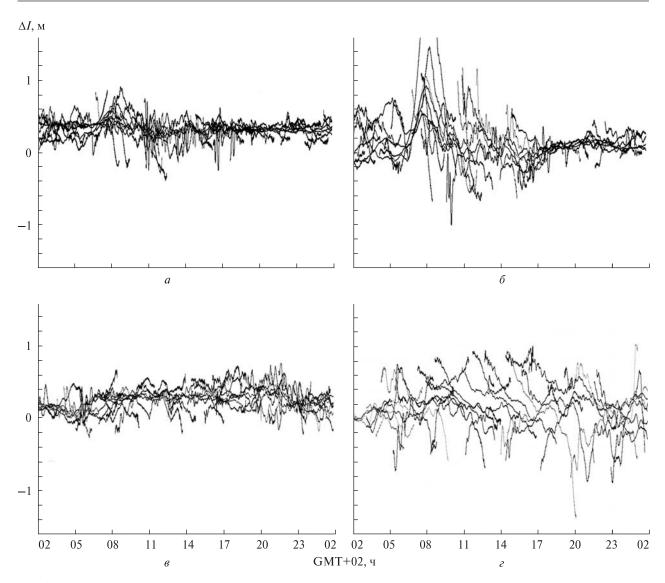


Рис. 2. Одинарные разности оценок GF-наблюдений на базовой линии «VATU — GLSV» (~154 км): a-10 января, b-19 июня 2013 г. и «ZPRS — GLSV» (~442 км): b-10 января, b-19 июня 2013 г.

сети дает финальную систему уравнений, которая с учетом (1), (2) имеет вид

$$\begin{cases} \widehat{F}_{r}^{j}(t_{k}) = (\cos[\phi_{(i,r)}^{j}(t_{k})])^{-1} \cdot I_{Vr}^{j}(t_{k}) + C_{r}^{j} + \delta F_{r}^{j}(t_{k}), \\ \widehat{F}_{i}^{j}(t_{k}) = (\cos[\phi_{(i,r)}^{j}(t_{k})])^{-1} \cdot I_{Vi}^{j}(t_{k}) + C_{r}^{j} + D_{i-r} + \delta F_{i}^{j}(t_{k}), \end{cases}$$

где

$$\widehat{F}_{(i,r)}^{j}(t_{k}) = (\gamma^{2} - 1)^{-1} \cdot [\widehat{L}_{GF, (i,r)}^{j}(t_{k}) - \hat{\Phi}_{wup_{i,r}}^{j}(t_{k}) \cdot (\lambda_{1} - \lambda_{2})],$$

$$\begin{split} D_{i-r} &= (\gamma^2 - 1)^{-1} \cdot \Delta b_{i-r} \,, \\ C_r^j &= (\gamma^2 - 1)^{-1} [(b_{\varphi_{GF,r}} - B_{\varphi_{GF}}^j) - \\ &- (\phi_{0,r} - \phi_0^j)(\lambda_2 - \lambda_1) - (N_{1,r}^j \cdot \lambda_1 - N_{2,r}^j \cdot \lambda_2)]. \end{split}$$

Здесь Δb_{i-r} — неизвестные параметры, принятые постоянными на суточном интервале наблюдений для каждой базовой линии «i-r» сети станций, не зависящие от спутников, включающие межчастотные аппаратурные задержки и случайные начальные фазы часов приемников.

МНК-решение системы уравнений (3) предполагало совместное оценивание параметров распределения ПЭС ионосферы A_n^m , B_n^m (на каждом подынтервале Δt «замороженности» ионосферы, обычно Δt выбирают в интервале 30...120 мин) и мешающих параметров C_r^j и D_{i-r} . Коэффициенты C_r^j являются «уникальными» для каждого из проходов спутников (в зоне радиовидимости) и общими для всех станций сети, а коэффициенты D_{i-r} оценивались для каждой базовой линии на всём (суточном) интервале наблюдений.

В качестве главной (референцной) была выбрана IGS-станция GLSV (Киев), а ее наблюдения были использованы для формирования и обработки «нулевых» GF-комбинаций и одинарных разностей наблюдений. Все GF-наблюдения были пересчитаны для частоты L1 GPS, после чего выполнялась фильтрация/сглаживание всех GF-наблюдений с использованием кубических сплайнов. На рис. 2 приведены оценки одинарных разностей GF-наблюдений, которые являются эквивалентом ионосферных задержек (с точностью до константы — остаточной неоднозначности референцного спутника), полученные на различных базовых удалениях.

Следует отметить, что форма представления модели является гибкой и разрешает сохранять данные в удобной для конкретной задачи форме. Например, это может быть представление модели в виде ионосферных карт, аналогично тому, как представлены модели GIM IONEX или SBAS. Также для расчета ионосферных задержек возможно использовать набор функций, описывающих изменения коэффициентов модели во времени.

Здесь и далее для рассматриваемой региональной модели ПЭС будем использовать условное наименование SCHM (Spherical Cap Harmonic Model) [18, 19].

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОЛНОГО ЭЛЕКТРОННОГО СОДЕРЖАНИЯ ИОНОСФЕРЫ. ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ МОДЕЛИ

В ходе выполнения пунктов *первого этапа* цикла обработки наблюдений (см. выше) перед моделированием ПЭС ионосферы из обработки были исключены участки наблюдений с дли-

тельностью менее получаса. Также из обработки были исключены проходы спутников, которые «видят» менее чем 10 станций. В результате для этапа моделирования ПЭС был получен уточненный перечень проходов спутников, на 10 % меньший исходного.

В ходе моделирования совместно оценивались параметры ионосферной модели и мешающие параметры. Оценки параметров модели ионосферной задержки выполнялись на интервалах «замороженности» от 300 до 7200 с с изменениями порядка и степени аппроксимирующих сферических функций — от 2-го до 4-го. Примеры статистических характеристик невязок модельных задержек относительно GF-наблюдений для 10 января 2013 г. представлены в табл. 2.

Анализ показал, что чрезмерное уменьшение интервала «замороженности» ионосферы или увеличение порядка и степени модели, так же, как и использование для оценивания длительных интервалов и малых значений порядка и степени модели приводят к увеличению расхождений модели и GF-наблюдений. Наибольшая точность аппроксимации фазовых GF-наблюдений достигается с использованием интервалов оценивания параметров \hat{A}_n^m , \hat{B}_n^m в диапазоне 900...1800 с (15...30 мин) для 2-го и 3-го порядка и степени модели.

Чтобы оценить влияние варьируемых параметров модели на восстановление распределения ПЭС для каждого из вариантов рассчитывались

 $Таблица\ 2$. Статистические характеристики невязок подбираемой модели относительно GF-наблюдений (10 января 2013 г.) при двух значениях угла места h

Интервал /	β=	25°	β = 10°		
порядок и степень модели	среднее, см	СКО, см	среднее, см	СКО, см	
300 c / 4	0.2	16.2	0.3	46.4	
900 c / 2	0.5	18.3	0	20.7	
900 c / 3	0.3	17.2	0	19.3	
1800 c / 2	0.5	19.7	0	22.7	
1800 c / 4	0.3	18.4	0	20.6	
3600 c / 2	0.7	24.4	0	27.8	
7200 c / 2	0.7	33.7	0	39.1	

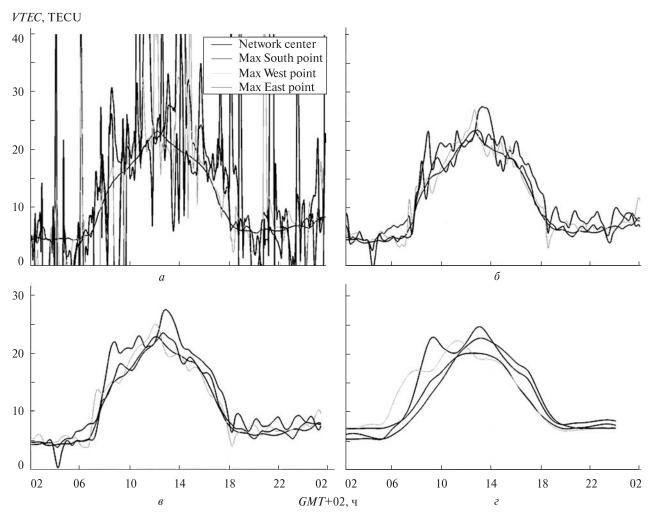


Рис. 3. Примеры суточных изменений вертикальных ионосферных задержек для крайних точек зоны моделирования ПЭС: a — интервал оценивания 5 мин, 4-й порядок модели; δ — интервал оценивания 15 мин, 2-й порядок модели; ϵ — интервал оценивания 2 ч, 2-й порядок модели

суточные вертикальные ионосферные задержки для виртуальных станций сети, расположенных на краях области моделирования по направлениям Юг, Запад, Восток и центр (рис. 3).

Как видно из приведенных рисунков, уменьшение интервала «замороженности» или увеличение порядка модели может приводить к возникновению значительных краевых эффектов в области моделирования, при увеличении же интервала «замороженности» параметров ПЭС или уменьшении порядка модели происходит потеря информации и увеличение погрешностей моделирования.

Причиной возникновения краевых эффектов является неравномерность распределения подыоносферных точек (точек прокола) ионосферы.

На рис. 4 приведены распределения точек прокола ионосферы в области моделирования для двух соседних интервалов оценивания параметров ПЭС ионосферы, длительностью 5 и 60 мин. Окружностью большего радиуса отмечена основная область моделирования (на поверхности Земли $R \approx 430$ км), окружностью меньшего радиуса (на поверхности Земли $R \approx 280$ км) отмечена область, где влияние краевых эффек-

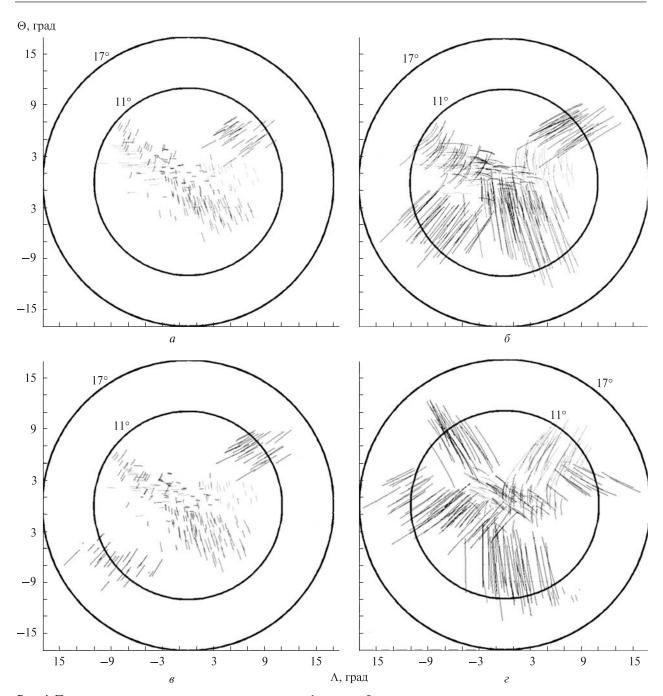


Рис. 4. Примеры распределения точек прокола ионосферы по области моделирования на интервалах оценки параметров \hat{A}_n^m , \hat{B}_n^m различной длительности

тов из-за малых интервалов оценки или высоких порядков полинома заметно меньше.

Из анализа распределений точек прокола ионосферы также следует важный вывод — даль-

нейшее увеличение плотности сети станций не приведет к существенному повышению точности модели. Увеличить равномерность распределения точек прокола и выполнить моделирование

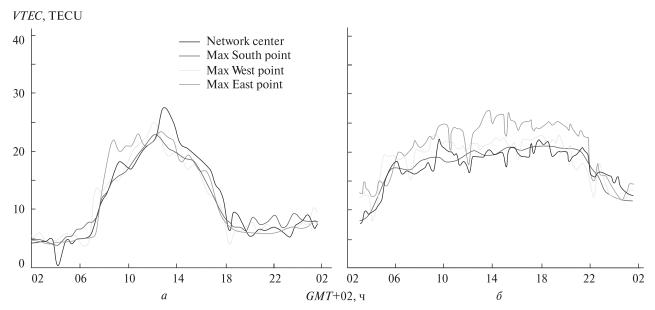


Рис. 5. Суточные изменения вертикальных ионосферных задержек для виртуальных ГНСС-станций, расположенных в центре и крайних точках сети (для расчетов использованы оптимальные параметры модели)

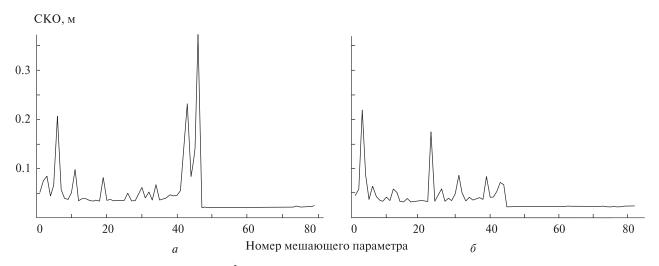


Рис. 6. Значения СКО параметров \hat{C}_r^j и \hat{D}_{i-r}

для более коротких интервалов оценки параметров ПЭС ионосферы позволит привлечение наблюдений спутников других ГНСС (ГЛОНАСС, Beidou/Compass, Galileo).

Таким образом, исходя из анализа полученных результатов, для моделирования ПЭС ионосферы и ряда тестовых сравнительных оценок рекомендовано использовать получасовой интервал

(1800 с) оценки и 2-й порядок модели. Примеры распределений ПЭС ионосферы для зимнего и летнего сезонов показаны на рис. 5.

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ПАРАМЕТРОВ РЕГИОНАЛЬНОЙ МОДЕЛИ ПОЛНОГО ЭЛЕКТРОННОГО СОДЕРЖАНИЯ ИОНОСФЕРЫ И ЕЕ ВАЛИДАЦИЯ

Для оценки точности определения параметров ионосферной модели SCHM, степени её близос-

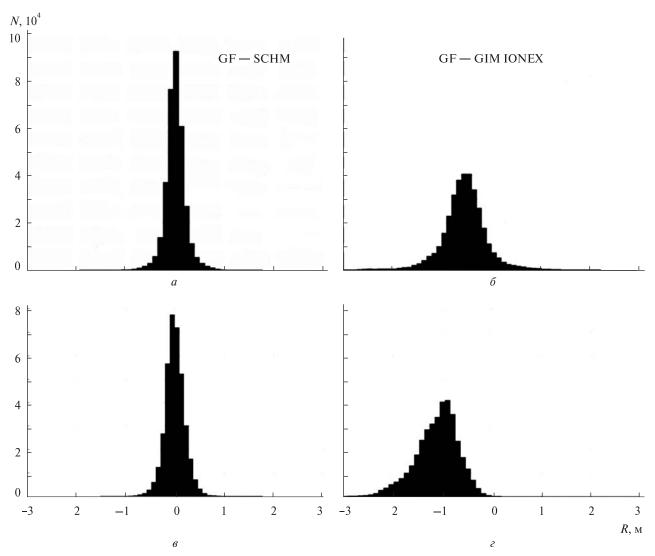


Рис. 7. Гистограммы невязок R «нулевых» разностей GF-наблюдений относительно различных ионосферных моделей для 10 января 2013 г. (a, δ) и 19 июня 2013 г. (s, ϵ)

ти глобальной модели GIM IONEX IGS выполнен сравнительный анализ расхождений фазовых GF-наблюдений и ионосферных задержек, рассчитанных с использованием моделей GIM IONEX и SCHM. Для валидации предложенной модели выполнены абсолютные и дифференциальные координатные определения с использованием трех различных моделей ПЭС ионосферы — моделей Klobuchar, GIM IONEX и SCHM.

Самым простым способом оценки точности параметров модели является анализ корреля-

ционной матрицы погрешностей МНК-оценок искомых параметров. В этом случае следует либо достаточно точно учитывать корреляцию GF-наблюдений по времени, что затруднительно, либо, оценив интервалы корреляции рядов GF-наблюдений, использовать для оценки точности некоррелированные отсчеты. В данной работе для оценки точности определяемых параметров был использован метод декорреляции погрешностей (вариаций ПЭС) GF-наблюдений.

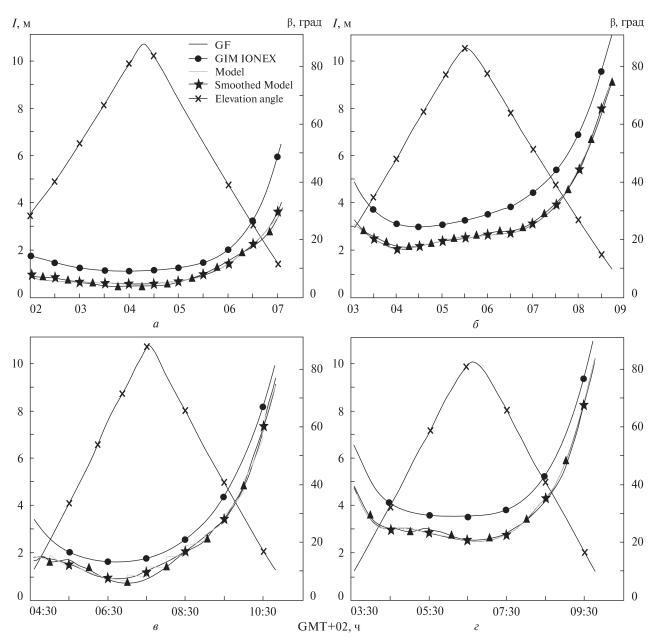


Рис. 8. Пример «нулевых» разностей оценок ионосферных задержек *I*: a — проход 8, спутник SV25, станция GLSV (10 января 2013 г.), δ — проход 8, спутник SV23, станция GLSV (19 июня 2013 г.), ϵ — проход 12, спутник SV21, станция GLSV (10 января 2013 г.), ϵ — проход 9, спутник SV13, станция GLSV (19 июня 2013 г.)

Оценки точности определения параметров модели $\widehat{A}_n^m, \widehat{B}_n^m$ только косвенно содержат информацию о погрешностях определения вертикальных ионосферных задержек по модели, в то время как точность оценок мешающих параметров (фазовых констант) $\widehat{C}_j^r, \widehat{D}_{i-r}$ фактически оп-

ределяет и точность моделирования вертикальных ионосферных задержек.

Оценки параметров \hat{C}_r^j , \hat{D}_{i-r} могут достигать больших значений и варьируются в зависимости от выбранных параметров модели ПЭС.

Как показали эксперименты, на интервалах оценивания параметров распределения ПЭС ионосферы до 30 мин оценки коэффициентов \widehat{C}_r^j и \widehat{D}_{i-r} изменяются незначительно. Отметим, что такие интервалы времени наблюдений характерны для радиозатменных методов восстановления профиля электронной концентрации, предусмотренных в проекте «Ионосат-Микро»). При увеличении интервала оценивания параметров модели ПЭС ионосферы (интервала «замороженности» ионосферы) до 2 ч коэффициенты \widehat{C}_r^j , рассчитанные по модели SCHM, становятся ближе к значениям коэффициентов \widehat{C}_r^j , рассчитанных с использованием модели GIM IONEX. Это объясняется тем, что сама модель GIM

IONEX также оценивается (и предоставляется потребителям в виде сеточных карт) на интервале 2 ч. Значения СКО параметров \hat{C}_r^j , \hat{D}_{i-r} показаны на рис. 6.

Как видно, оценивание параметров \widehat{C}_r^j и \widehat{D}_{i-r} (совместно с параметрами модели) выполняется очень точно. Так, СКО оценок \widehat{C}_r^j в среднем не превышает 10 см, а СКО оценок \widehat{D}_{i-r} в среднем составляет 2...3 см.

Один из важных способов оценки точности моделирования ПЭС ионосферы заключался в проведении сравнительного анализа «нулевых» и одинарных разностей оценок фазовых GF-наблюдений и ионосферных задержек, рассчитанных с использованием различных моделей.

 $\it Tаблица~3.$ Статистические характеристики невязок «нулевых» разностей GF-наблюдений и различных ионосферных моделей при двух значениях угла места $\it h$

Невязки	β = 25°			β = 10°				
певязки	среднее, см СКО, см <i>RMS</i> , см		среднее, см	СКО, см	RMS, cm			
10 января 2013 г.								
GF - SCHM	0	18	18	0	21	21		
«GF — GIM IONEX»	-49	34	59	-56	45	72		
«GIM IONEX — SCHM»	49	27	56	56	40	69		
19 июня 2013 г.								
GF - SCHM	3	18	18	0	20	20		
«GF — GIM IONEX»	-101	37	108	-111	44	120		
«GIM IONEX — SCHM»	102	31	106	111	39	119		

Таблица 4. Статистические характеристики невязок одинарных разностей GF-наблюдений и расчетных задержек с использованием моделей SCHM и GIM IONEX при двух значениях угла места h

Hangayer	β = 25°			β = 10°				
Невязки	среднее, см	СКО, см	RMS, cm	среднее, см	СКО, см	RMS, cm		
10 января 2013 г.								
«GF — SCHM»	-2	19	19	0	21	21		
«GF — GIM IONEX»	-3	23	23	-3	25	25		
«GIM IONEX — SCHM»	1	25	25	2	27	27		
19 июня 2013 г.								
«GF — SCHM»	-4	21	21	-1	22	22		
«GF — GIM IONEX»	-1	31	31	~0	29	29		
«GIM IONEX — SCHM»	-3	29	29	-1	32	32		

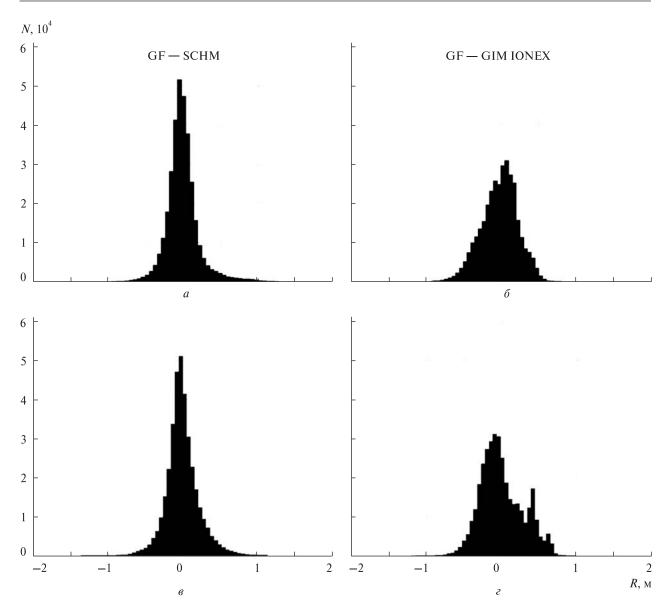


Рис. 9. Гистограммы невязок *R* одинарных разностей GF-наблюдений и расчетных задержек с использованием моделей SCHM и GIM IONEX 10 января (a, δ) и 19 июня 2013 г. (e, ε)

На рис. 7 представлены результаты расчетов гистограмм «нулевых» разностей GF-наблюдений и расчетных (по моделям) значений ионосферных задержек «GF — SCHM», «GF — GIM IONEX». Статистические характеристики указанных разностей представлены в табл. 3. Примеры сравнения оценок ионосферных задержек приведены на рис. 8.

Сравнительный анализ рассматриваемых характеристик ионосферных моделей SCHM и GIM IONEX показал наличие смещений, уровень которых достигает значений от 0.5 до 1 м, но лежит в пределах погрешности модели GIM IONEX IGS (2...8 TECU, или 30...130 см).

Сравнение моделей SCHM и GIM IONEX выполнено также и для дифференциального ре-

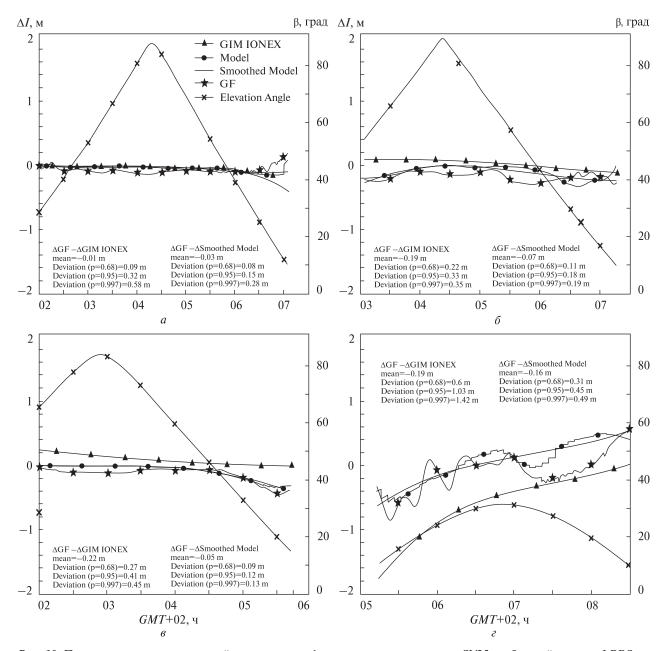


Рис. 10. Пример одинарных разностей оценок ионосферных задержек: a — для SV25 на базовой линии «LBRS — GLSV» (~182 км, 10 января 2013 г.), δ — для SV20 на базовой линии «LBRS — GLSV» (~182 км, 19 июня 2013 г.), ϵ — для SV12 на базовой линии «ALCI — GLSV» (~645 км, 10 января 2013 г.), ϵ — для SV16 на базовой линии «DNCK — GLSV» (~594 км, 19 июня 2013 г.)

жима позиционирования. Примеры гистограмм невязок одинарных разностей «GF — SCHM», «GF — GIM IONEX» показаны на рис. 9, а статистические характеристики невязок представлены в табл. 4.

Примеры сравнения оценок ионосферных задержек приведены на рис. 10. Как следует из представленных результатов, смещения расчетных значений ионосферных задержек между моделями SCHM и GIM IONEX в данном слу-

Таблица 5. Интегральные оценки точности координатных определений станций, полученных с использованием различных ионосферных коррекций, а также процентный выигрыш в точности позиционирования с использованием модели SCHM по сравнению с моделями Klobuchar и GIM IONEX

		Среднее,	Разброс, м		Klobuchar / SCHM		GIM IONEX / SCHM		
Станция Модель	p = 0.68		p = 0.95	p = 0.997	среднее, %	разброс, % p = 0.997	среднее, %	разброс, % p = 0.997	
		·		10 янва	ря 2013 г.				
GLSV	Klobuchar	2.01	2.85	4.66	5.85	99	69		
020.	GIM IONEX	0.20	0.54	1.14	1.88		0,5	85	5
	SCHM	0.03	0.58	1.12	1.79			05	J
ALCI	Klobuchar	0.79	2.74	4.83	5.6	82	38		
illei	GIM IONEX	0.12	0.67	1.35	2.09	02	50	-17	-3
	SCHM	0.14	0.70	1.38	2.15			1,	5
KTVL	Klobuchar	2.14	3.09	4.83	5.44	87	65		
ILI VE	GIM IONEX	0.54	0.86	1.77	2.57	0,	0.5	46	3
	SCHM	0.29	0.72	1.71	3.36			10	J
KHAR	Klobuchar	2.09	2.92	4.94	5.77	99	62		
KIII IIK	GIM IONEX	0.27	0.65	1.32	2.13	,,,	02	89	-4
	SCHM	0.03	0.67	1.30	2.22			0)	•
KRRS	Klobuchar	2.02	2.80	4.76	5.62	96	64		
TETETO	GIM IONEX	0.28	0.70	1.45	2.32	,,	01	68	13
	SCHM	0.09	0.64	1.34	2.02			00	15
LBRS	Klobuchar	2.00	2.77	4.80	5.66	96	66		
LDIKS	GIM IONEX	0.24	0.67	1.44	2.56	,,	00	67	24
	SCHM	0.08	0.69	1.29	1.94			07	2.
ZLST	Klobuchar	2.03	2.85	4.88	5.17	95	66		
ZLSI	GIM IONEX	0.30	0.60	1.24	1.95	75	00	30	9
	SCHM	0.10	0.58	1.0	1.77			50	
ZPRS	Klobuchar	2.10	2.90	4.91	5.39	98	63		
ZIKS	GIM IONEX	0.37	0.71	1.35	2.10	70	03	86	5
	SCHM	0.05	0.61	1.15	1.99				J
					ня 2013 г.				
GLSV	Klobuchar	0.44	1.09	1.86	2.47	86	38		
020,	GIM IONEX	0.52	0.90	1.47	2.00	00		89	22
	SCHM	0.06	0.58	1.15	1.88			0)	
ALCI	Klobuchar	0.79	2.74	4.83	5.6	88	36		
	GIM IONEX	0.12	0.67	1.35	2.09	00		89	25
	SCHM	0.14	0.70	1.38	2.15				
KTVL	Klobuchar	2.14	3.09	4.83	5.44	51	32		
	GIM IONEX	0.54	0.86	1.77	2.57			60	24
	SCHM	0.29	0.72	1.71	3.36				
KHAR	Klobuchar	2.09	2.92	4.94	5.77	93	28		
	GIM IONEX	0.27	0.65	1.32	2.13			93	24
	SCHM	0.03	0.67	1.30	2.22				
KRRS	Klobuchar	2.02	2.80	4.76	5.62	76	28		
	GIM IONEX	0.28	0.70	1.45	2.32			78	17
	SCHM	0.09	0.64	1.34	2.02				
LBRS	Klobuchar	2.00	2.77	4.80	5.66	82	34		
	GIM IONEX	0.24	0.67	1.44	2.56			83	31
	SCHM	0.08	0.69	1.29	1.94				
ZLST	Klobuchar	2.03	2.85	4.88	5.17	79	42		
	GIM IONEX	0.30	0.60	1.24	1.95			81	28
	SCHM	0.10	0.58	1.0	1.77				
ZPRS	Klobuchar	2.10	2.90	4.91	5.39	92	42		
	GIM IONEX	0.37	0.71	1.35	2.10			93	31
	SCHM	0.05	0.61	1.15	1.99				

чае существенно меньше, чем для «нулевых» разностей.

Для валидации предложенной модели были выполнены абсолютные и дифференциальные координатные определения с использованием трех различных моделей ПЭС ионосферы — Klobuchar, GIM IONEX и SCHM. Позиционирование выполнялось для станции GLSV и для станций, которые в отдельном варианте экспериментальных исследований не участвовали в моделировании ПЭС и расположены на различных базовых удалениях от геометрического центра сети. В частности, позиционирование было выполнено для станций ALCI, KTVL, KHAR, KRRS, LBRS, ZLST, ZPRS (10 января 2013 г.) и DNCK, KTVL, KHAR, KIRV, LBRS, ZLST, ZPRS (19 июня 2013 г.). Интегральные оценки точности абсолютного позиционирования приведены в табл. 5 для 10 января 2013 г. и 19 июня 2013 г. Выигрыш в точности (в процентах) координатных определений, выполненных с использованием предложенной модели SCHM по отношению к координатным определениям, выполненным с использованием моделей GIM IONEX и Klobuchar, представлен в четырех последних графах табл. 5.

Подводя итоги, отметим, что анализ невязок координатных определений и их статистических характеристик, полученных на суточном интервале наблюдений при автономном позиционировании, показал, что использование модели SCHM в среднем позволяет существенно уменьшить смещение координатных параметров станций (до 65 % зимой и до 80 % летом) и уменьшить СКО (до 10 % зимой и до 25 % летом) по отношению к случаю использования глобальной ионосферной модели GIM IONEX.

Для дифференциального режима позиционирования также выполнены координатные определения с использованием кодовых и однозначных фазовых наблюдений. Позиционирование было выполнено для базовых линий «ALCI — GLSV» (645 км), «KTVL — GLSV» (713 км) — 10 января 2013 г., а также для базовых линий «DNCK — GLSV» (594 км), «KTVL — GLSV» (713 км) — 19 июня 2013 г. Анализ статистических характеристик невязок дифференциальных

фазовых координатных определений, полученных на суточной выборке наблюдений, показал, что использование модели SCHM на длинных базах (700 км) позволяет существенно уменьшить смещение (до 50...80 % зимой и до 20...30 % летом) по сравнению с глобальной моделью GIM IONEX. С уменьшением базовых линий модели становятся сопоставимы по точности и на средних базовых линиях (до 200 км) практически не различаются.

Таким образом, в целом исследования показали, что использование предложенной региональной модели SCHM позволяет существенно уменьшить смещение и СКО оценивания координат пользователей ГНСС по сравнению с глобальной ионосферной моделью GIM IONEX как при абсолютном, так и при дифференциальном позиционировании.

Предложенная модель ионосферы рекомендуется к использованию при создании системы региональных полигонов для калибровки результатов определения ионосферных профилей по данным спутника «Ионосат-Микро». Она может быть также применена в многопозиционных системах широкозонной дифференциальной навигации типа EGNOS [8, 22] для точного позиционирования по фазовым наблюдениям в режиме PPP (Precise Point Positioning [10]).

выволы

- 1. В результате выполненных в 2013—2014 гг. теоретических и экспериментальных исследований показана возможность создания региональной модели пространственно-временного распределения ПЭС ионосферы с использованием двухчастотных однозначных фазовых ГНСС наблюдений. Валидация модели проведена по данным сети станций Украины. Разработан прототип соответствующего программно-математического инструментария.
- 2. Выполнено моделирование ПЭС ионосферы с использованием суточных (10 января 2013 г. и 19 июня 2013 г.) GPS-наблюдений «кооперативной» сети около 40 перманентных референцных станций. Проведена оптимизация параметров предложенной модели по выбранным критериям. Показано, что наибольшая точность

позиционирования с использованием предложенной модели достигается, если интервал «замороженности» ПЭС ионосферы составляет 30—60 мин, а ПЭС представляется в виде разложения по сферическим функциям второй степени и второго порядка.

Таким образом, подготовлена основа для подспутникового мониторинга региональной ионосферы и калибровки спутниковых профилей электронной концентрации.

- 3. Валидация предложенной региональной модели ПЭС выполнена путем применения различных моделей ПЭС при ГНСС-позиционирования станций с заранее известными точными эталонными координатами и последующего сравнения результатов. Полученные сравнительные оценки точности координатных определений с использованием известных глобальных моделей ПЭС и предложенной региональной модели показали, что использование последней позволяет существенно (до 65 -80 %) повысить точность абсолютного и дифференциального позиционирования в сравнении с глобальной моделью GIM IONEX IGS. Это объясняется главным образом использованием точных однозначных фазовых данных региональной сети вместо традиционно используемых кодово-фазовых линейных комбинаций данных глобальной сети.
- 4. Из анализа распределения так называемых «подыоносферных» точек на разных временных интервалах условной «замороженности» ПЭС следует, что высокая плотность наземных станций не приводит к существенному увеличению точности (пространственной разрешающей способности) моделирования ПЭС ионосферы. Увеличить точность моделирования позволит только использование наблюдений дополнительных ГНСС (ГЛОНАСС, GALILEO, BEIDOU/COMPASS). Это обеспечит более равномерное и практически независимое от интервала «замороженности» ПЭС пространственное распределение «подыоносферных» точек, и, как следствие, позволит увеличить порядок модели и улучшить ее согласованность с наблюдениями. Предложенный подход может быть реализован для регионального моделирования ПЭС в Евро-

- пе, Северной Америке и Японии, что позволит существенно расширить возможности калибровки результатов спутниковых определений профиля электронной концентрации в рамках проекта «Ионосат-Микро».
- 5. Дальнейшее развитие предложенной модели ПЭС ионосферы возможно по таким направлениям:
- адаптации техники моделирования к работе с наблюдениями нескольких ГНСС (ГЛОНАСС, Beidou/Compass, Galileo) с целью дальнейшего повышения разрешающей способности модели ПЭС;
- использования для моделирования так называемого «конусного» представления распределения электронного содержания [16, 22], когда ПЭС строится для каждого спутника отдельно в локальных областях пространства с целью точного моделирования не только трендовой, но и вариационной составляющих ионосферных задержек сигналов ГНСС.

Авторы благодарны руководству и сотрудникам организаций НАН Украины, оказавших организационную и финансовую поддержку проекта, а также организациям, предоставившим ГНСС-наблюдения для выполнения экспериментальных исследований.

- 1. *Гофманн-Велленгоф Б, Ліхтнеггер Г., Коллінз Д.* Глобальна система визначення місцеположення (GPS). Теорія і практика / Пер. з англ. під ред. Я. С. Яцківа. Київ: Наук. думка, 1995. 380 с.
- 2. Жалило А. А., Желанов А. А., Бессонов Е. А., Дицкий И. В. Экспериментальная отработка программно-математического инструментария обработки наблюдений сети наземных перманентных референцных ГНСС станций Украины для оценки и моделирования полного электронного содержания ионосферы в рамках международного проекта «Ионосат-Микро» // Космический проект «Ионосат-Микро» / Под общ. ред. С. А. Засухи, О. П. Фёдорова. Киев: Академпериодика, 2013. С. 200—209.
- 3. Жалило А. А., Желанов А. А., Шелковенков Д. А. и др. Совместные текущие разработки и исследования ХНУРЭ и ГАО НАН Украины в области точного ГНСС-позиционирования // Тр. 4-го Междунар. радиоэлектронного форума «Прикладная радиоэлектроника. Состояние и перспективы развития». Харьков, 2011.— 1, ч. 2. С. 18—20.

- 4. *Космический* проект «Ионосат-Микро» / Под общ. ред. С. А. Засухи, О. П. Фёдорова. Киев: Академпериодика, 2013. 218 с.
- 5. Створення системи збору, обробки та аналізу наземних і бортових космічних GPS/ГЛОНАСС спостережень для моніторингу, досліджень й моделювання повного електронного вмісту іоносфери у рамках міжнародного проекту «Іоносат-Мікро». Етап 1. Експериментальне відпрацювання апаратно-програмних засобів збору, обробки та аналізу спостережень мережі наземних перманентних референцних ГНСС станцій України для оцінки і моделювання складових іоносферної затримки: наук.-техн. звіт / ГАО НАН України. № ДР 0113 U002710. Київ, 2013. 69 с.
- 6. Створення системи збору, обробки та аналізу наземних і бортових космічних GPS/ГЛОНАСС спостережень для моніторингу, досліджень й моделювання повного електронного вмісту іоносфери у рамках міжнародного проекту «Іоносат-Мікро». Етап 2. Оптимізація алгоритмів оцінки та моделювання іоносферних і тропосферних затримок з використанням спостережень мереж перманентних ГНСС станцій: наук.-техн. звіт / ГАО НАН України. № ДР 0112U001418. Київ, 2014. 46 с.
- 7. *Хода О. А.* Программное обеспечение «Klio» для определения параметров ионосферы // Космічна наука і технологія. 1999. **5**, № 5/6. C. 25—32.
- Alcantarilla I., Zarraoa N., Caro J. On EGNOS and WAAS Performance // Proc. ION 61st Annual meeting The MI-TRE Corporation & Draper Laboratory. — Cambridge, MA, 2005. — P. 774—782.
- Bessonov E., Ditskiy I., Zhelanov A., Zhalilo A. Mapping the regional ionospheric TEC using observations of GNSS stations of Ukraine // TCSET'2014: thesis. Lviv, 2014 P. 792.
- Bisnath S., Gao Y. Precise point positioning: a powerful technique with a promising future / GPS World. — 2009. — P. 43—50.
- Calle Calle J. D., Rodríguez Pérez I., Cueto Santamaría M., et al. Using LEO GNSS data for precise calibration of space HW biases // Proc. 25th Int. Technical meeting of the satellite division of the Institute of Navigation. — Nashville TN, 2012. — P. 2249—2258.
- Colombo Oscar L. Resolving carrier-phase ambiguities on the fly, at more than 100 km from nearest reference site, With The help of ionospheric tomography // ION GPS

- 1999: Proc. 12th Int. technical meeting of the satellite division of the Institute of Navigation. Nashville, TN., 1999. P. 1635—1642.
- 13. Fedrizzi M., Langley R. B., Komjathy A., et al. The low-latitude ionosphere: Monitoring its behaviour with GPS // Proc. 14th Int. Technical meeting of the satellite division of the Institute of Navigation (ION GPS 2001). Salt Lake City, UT., 2001. P. 2468—2475.
- 14. Hernandez-Pajares M., Juan J. M., Sanz J., Colombo O. L. Application of ionospheric tomography to real-time GPS carrier-phase ambiguities resolution, at scales of 400—1000 km and with high geomagnetic activity // Geophys. Res. Lett. 2000. 27, N 13. P. 2009—2012.
- Klobuchar J. A. Ionospheric Time-Delay Algorithm for Single-Frequency GPS Users // IEEE Trans. Aerospace and Electron. Syst. — AES-23. — P. 325—331.
- Komjathy A. Global ionospheric total electron content mapping using the global positioning system: Ph. D. dissertation, Department of Geodesy and Geomatics Engineering Technical Report N 188. University of New Brunswick, Fredericton, New Brunswick, Canada, 1997. 248 p.
- 17. *Leick A.* GPS Satellite Surveying: 3-rd ed. New York: John Wiley, 2003. 464 p.
- 18. Liu J., Chen R., Kuusniemi H., et al. Mapping the regional ionospheric TEC using a spherical cap harmonic model and IGS products in high latitudes and the arctic region // Proc. IAIN 2009 World Congress. Stockholm, Sweden, 2009. Mode of access.
- 19. *Liu J.*, *Chen R.*, *Kuusniemi H.*, *et al.* A Preliminary study on mapping the regional ionospheric TEC using a spherical cap harmonic model in high latitudes and the arctic region // J. Global Posit. System. 2010. 9, N 1. P. 22—32.
- 20. *Rizos C*. Principles and practice of GPS surveying. School of engineering. The University of New South Wales, Australia, 1999. 555 p.
- 21. *Schaer S.* Mapping and predicting the Earth's ionosphere using the global positioning system: Ph. D. dissertation. Astronomisches Institut der Universität Bern, 1999. 228 p.
- 22. Sparks L., Komjathy A., Mannucci A. J. Estimating SBAS ionospheric delays without grids: The conical domain approach // ION NTM 2004: Proc. National technical meeting of the Institute of Navigation. San Diego, CA, 2004. P. 530—541.

Стаття надійшла до редакції 01.12.15

О. О. Жаліло¹, А. І. Ємець¹, Є. А. Безсонов², І. В. Ліцький², Є. М. Занімонський³

¹ Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ ² Харківський національний університет радіоелектроніки Міністерства освіти і науки України ³ Радіоастрономічний інститут Національної академії наук України, Харків

ПОБУДОВА І ВАЛІДАЦІЯ РЕГІОНАЛЬНОЇ МОДЕЛІ ПОВНОГО ЕЛЕКТРОННОГО ВМІСТУ ІОНОСФЕРИ З ВИКОРИСТАННЯМ ДВОЧАСТОТНИХ ФАЗОВИХ СПОСТЕРЕЖЕНЬ У МЕРЕЖАХ ПЕРМАНЕНТНИХ ГНСС-СТАНЦІЙ

Викладено результати побудови, оптимізації і валідації регіональної двовимірної моделі повного електронного змісту (ПЕС) іоносфери. Моделювання грунтується на використанні високоточних однозначних фазових «безгеометричних» ГНСС-спостережень у мережі перманентних референцних станцій і здійсненні спільного МНКоцінювання параметрів моделі і невідомих фазових зміщень. Показано, що запропонована модель дозволяє на 65...80 % точніше виконувати абсолютне і диференціальне позиціонування порівняно з відомою моделлю GIM IONEX (IGS).

Ключові слова: глобальні навігаційні супутникові системи (ГНСС), перманентна референцна станція, спостереження, моделювання, повний електронний вміст іоносфери.

A. A. Zhalilo¹, A. I. Yemets¹, Ev. A. Bessonov², I. V. Ditskiy², Ye. M. Zanimonskiy³

¹ Main Astronomical Observatory
of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv
 ² Kharkiv National University of Radio Electronics
of the Ministry of Education and Science of Ukraine
 ³ Institute of Radio Astronomy of the National Academy
of Sciences of Ukraine, Kharkiv

CONSTRUCTION AND VALIDATION OF THE REGIONAL MODEL OF IONOSPHERIC TOTAL ELECTRON CONTENT USING DUAL-FREQUENCY CARRIER-PHASE OBSERVATIONS OF NETWORKS OF PERMANENT GNSS-STATIONS

The results of construction, optimization and validation of the regional two-dimensional model of total electron content (TEC) of ionosphere are presented. Modeling is based on the use of high-precision non-ambiguous carrier phase «geometry-free» GNSS observations of permanent reference station networks and provided by the of joint LSM-estimation of model parameters and unknown phase biases. It is shown that the proposed model allows up to 65...80 % more accurately executing of absolute and differential positioning in comparison with the known GIM IONEX (IGS) model.

Key words: global navigation satellite systems (GNSS), permanent reference station, observations, modeling, total electron content (TEC) of ionosphere.

Моніторинг космічного простору і космічне сміття

УДК 629.764+581.567

Э. Г. Гладкий

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное», Днепропетровск

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЗОН ОПАСНОСТИ В РАЙОНАХ ПАДЕНИЯ ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ С УЧЕТОМ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ВЫСОТЫ ИХ ПЕРВОНАЧАЛЬНОГО РАЗРУШЕНИЯ

При штатном полете ракеты-носителя (PH) основная опасность для наземных объектов создается в районах падения отделяющихся частей (OЧ). Построена модель оценки риска для объектов в зоне падения ОЧ с учетом неопределенности высоты ее первоначального разрушения. Показано практическое использование разработанной модели для построения опасной зоны, в пределах которой риски для людей превышают допустимый уровень. Полученная опасная зона позволяет сделать более корректным назначение размера выделенного района для падения ОЧ.

Ключевые слова: ракета-носитель, отделяющаяся часть, высота первоначального разрушения, фрагментация, район падения, риск поражения объекта, опасная зона.

При проектировании и эксплуатации современных ракет-носителей (РН) вопросы обеспечения и оценки безопасности занимают одно из центральных мест. Традиционно принято считать, что уровень опасности от технической системы, которая функционирует в штатном режиме, предусмотренном проектной и эксплуатационной документацией, значительно ниже уровня опасности в случае ее аварии. Специфика современных РН состоит в том, что даже в процессе штатного выведения КА по трассе полета есть участки с высоким локальным уровнем риска. Он обусловлен падением отделяющихся частей (ОЧ) ракет-носителей: отработавших ступеней, створок головного аэродинамического обтекателя и т. л.

С целью обеспечения безопасности при штатной эксплуатации КРК для выбранных трасс полета РН специально предусматриваются зоны для падения ОЧ, так называемые выделенные районы для падения ОЧ. Традиционно такие районы представляются в виде эллипсов, куда с заданной вероятностью (например 0.997) будут попадать неразрушенные ОЧ или фрагменты ОЧ после их разрушения на участке пассивного падения. На суше выделенные для падения ОЧ районы представляют территории, в пределах которых нет населенных пунктов, объектов народного хозяйства и не ведется какая-либо хозяйственная деятельность. Кроме того, в таких районах осуществляется экологический мониторинг и проводится комплекс мероприятий по обнаружению упавших ОЧ или их фрагментов с целью дальнейшей утилизации, а при необходимости — дезактивации местности.

Особенностью процесса движения ОЧ на участке пассивного падения является возможность ее разрушения. Конструкция ступени РН проектируется таким образом, чтобы она не разрушалась при внешних и внутренних воздействиях на всех этапах штатной эксплуатации (при транспортировке, в процессе подготовки РН к

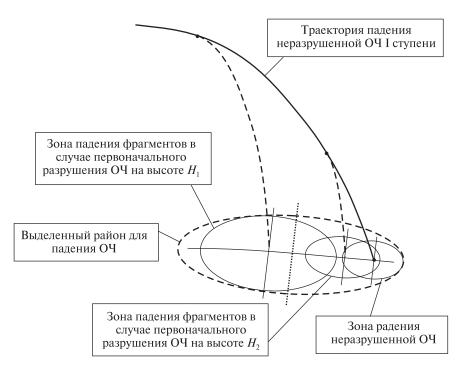


Рис. 1. Зоны падения фрагментов отделяющихся частей в зависимости от высоты первоначального разрушения

пуску, на активном участке траектории полета). Участок пассивного падения ОЧ после ее отделения, хотя и может рассматриваться как часть штатного этапа эксплуатации РН, однако разработчиками не ставится задача обеспечения прочности конструкции ОЧ на этом участке полета. Таким образом, на участке пассивного падения возможно разрушение конструкции ОЧ вследствие аэродинамического и теплового воздействия. Если для ОЧ первой ступени разрушение является случайным событием, то для ОЧ верхних ступеней (второй и последующих) это событие становится достоверным.

Возможность разрушения ОЧ первых ступеней жидкостных РН на траектории пассивного падения с одной стороны определяется характером траектории, высотой и параметрами движения на момент разделения, а с другой — процессами, протекающими в баках, и прочностными возможностями ступени. Статистические данные по пускам РН разработки ГП «КБ «Южное» показывают, что отсутствие разрушения ОЧ первой ступени в основном характерно для РН,

которые были созданы на базе боевых баллистических ракет. Для них существенная прочность конструкции приводит к тому, что ОЧ первой ступени на участке пассивного падения чаще всего не разрушаются.

Определяющей с точки зрения размеров выделенного района падения ОЧ и его расположения является высота первоначального разрушения ОЧ, которая носит случайный характер. В случае разрушения ОЧ ступени на больших высотах зона рассеивания фрагментов увеличивается, а ее центр смещается в сторону точки старта (в недолет), и, наоборот, при снижении высоты первоначального разрушения центр области рассеивания фрагментов ОЧ смещается в противоположную сторону, а ее размер уменьшается. Из-за неопределенности процесса разрушения ОЧ на участке пассивного падения район для ее падения выбирается таким образом, чтобы независимо от реализовавшейся высоты первоначального разрушения ОЧ, область рассеивания фрагментов целиком находилась в пределах выделенного района (рис. 1). Фрагментация корпуса ОЧ на участке пассивного падения определяет характер поражающих факторов. При падении неразрушенной ОЧ первой ступени возможен ее взрыв и заражение местности токсичными компонентами ракетного топлива для пары АТ+НДМГ. В случае разрушения ОЧ на участке пассивного падения основным поражающим фактором для наземных объектов является динамическое воздействие образовавшихся фрагментов. При этом в зависимости от реализовавшейся высоты первоначального разрушения ОЧ будет различаться и количество образующихся фрагментов, достигающих поверхности Земли: чем выше произошло разрушение ОЧ, тем большего количества фрагментов следует ожидать.

В последнее время при обеспечении безопасности технических систем за основу принимается концепция приемлемого риска [2]. Ее суть состоит в том, что разработчикам необходимо стремиться к достижению такого уровня риска от опасных факторов, порождаемых технической системой и процессом ее эксплуатации, который можно рассматривать как приемлемый. Уровень приемлемого риска для процесса эксплуатации КРК определяется национальными либо международными нормами и обычно находится в пределах 10^{-5} — 10^{-6} на один пуск РН.

Концепция приемлемого риска может быть использована для более корректного обоснования размеров выделенных для падения ОЧ районов, а также оценки общего фона опасности. С этой целью, прежде всего, необходимо определить опасные зоны, где риски для людей превышают допустимый уровень (в районах падения ОЧ какие-либо хозяйственные объекты отсутствуют). Для построения таких зон необходимо иметь корректные модели оценки безопасности, которые в том числе должны строится с учетом разрушения ОЧ на участке пассивного падения.

Поскольку наибольший уровень риска при пусках РН характерен для района падения ОЧ первой ступени, построим для него математическую модель оценки риска поражения наземного объекта. В общем случае событие поражения объекта, находящегося в районе падения ОЧ первой ступени, определяется следующим образом:

$$\mathbf{B}_{\text{OY}} = \mathbf{A}_{1} \cap [\mathbf{A}_{2}' \cup \mathbf{A}_{2}''], \tag{1}$$

где ${\bf B}_{{\rm O}^{
m H}}$ — событие поражения наземного объекта при падении отделяющихся частей I ступени; ${\bf A}_{\rm I}$ — событие нормального функционирования PH на этапе полета I ступени до момента отделения OЧ, включая процесс отделения ОЧ; ${\bf A}_2'$ — событие поражения наземного объекта в случае неразрушения OЧ; ${\bf A}_2''$ — событие поражения наземного объекта фрагментами отделяющихся частей I ступени в случае ее разрушения на участке пассивного падения.

Исходя из выражения (1), формулу для определения вероятности поражения наземного объекта, находящегося в районе падения ОЧ первой ступени, запишем так:

$$R_I = P_I(R_{p_3} + R_{Hp_3}),$$
 (2)

где $P_{\rm I}$ — вероятность безотказной работы РН на этапе полета I ступени (включая процесс отделения первой ступени), $R_{\rm p3}$ — вероятность поражения объекта при разрушении отделяющихся частей I ступени, $R_{\rm нp3}$ — вероятность поражения объекта в случае неразрушения отделяющихся частей I ступени.

Поскольку на участке пассивного падения внешнее воздействие на ОЧ и несущая способность ее конструкции носят случайный характер, при определении $R_{\rm p3}$ будем использовать вероятностную трактовку высоты первоначального разрушения ОЧ. С этой целью введем функцию вероятности разрушения ОЧ первой ступени на участке пассивного падения в зависимости от высоты полета $P_{\rm p3}(h)$. С ее помощью вероятность поражения объекта, находящегося в районе падения ОЧ I ступени, при разрушении ОЧ на участе пасивного падения может быть определена следующим образом:

$$R_{p3} = \frac{1}{h_*} \int_{0}^{h_*} P_{p3}(h) \cdot \Delta R_{p3}(h) dh, \qquad (3)$$

где h_* — начальная высота, начиная с которой возможно разрушение отделяющихся частей I ступени, $P_{\rm p3}(h)$ — вероятность разрушения отделяющихся частей I ступени на высоте h, $\Delta R_{\rm p3}(h)$ — вероятность попадания хотя бы одного фрагмента ОЧ в зону поражения объекта в случае фрагментации ОЧ на высоте h.

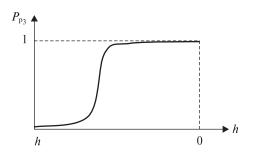


Рис. 2. Вероятность разрушения отделяющихся частей первой ступени

Учитывая увеличивающийся уровень нагрузок на ОЧ при ее падении, вероятность первоначального разрушения ОЧ первой ступени при уменьшении высоты полета носит возрастающий характер, как показано на рис. 2. Для получения функции $P_{\rm p3}(h)$ необходимо для атмосферного участка пассивного падения ОЧ провести оценку вероятности разрушения ступени (оценить прочностную надежность). С этой целью могут быть использованы параметрические вероятностные модели. Указанная задача фактически обратна задаче оценки прочностной надежности конструкции ОЧ ступени, таким образом, что

$$P_{p_3}(h) = 1 - Bep\{R(l,h) - S(l,h) > 0\},$$
 (4)

где R(l, h), S(l, h) — несущая способность конструкции отделяющихся частей I ступени и действующая на нее нагрузка в сечении l для высоты полета h.

Для построения функции $P_{\rm p3}(h)$ неоходимо определить значения вероятности разрушения ОЧ первой ступени для различных высот на участке пассивного падения ОЧ согласно (4). Далее с использованием полученных значений строится апроксимация $P_{\rm p3}(h)$. В качестве высоты h_* , начиная с которой возможно разрушение ОЧ, можно, например, принять высоту, для которой вероятность $P_{\rm p3}(h_*)$ пренебрежимо мала, например не превышает величины 10^{-3} .

Функция $\Delta R_{\rm p3}(h)$ в общем случае зависит от размера района рассеивания фрагментов и его положения, а также от количества фрагментов и их характеристик. При определении $\Delta R_{\rm p3}(h)$ можно принять, что центр рассеивания каждого фрагмента совпадает с центром общего района

рассеивания фрагментов, а среднее квадратичное отклонение соответствует эллипсу полного рассеивания для высоты первоначального разрушения ОЧ *h*. В этом случае вероятность поражения объекта фрагментами ОЧ может быть определена с использованием следующего соотношения:

$$\Delta R_{p_3}(h) = 1 - \prod_{N_{\text{dpp}}} (1 - \Delta R_{\text{dpp}}^{(i)}(h)) \approx$$

$$\approx \sum_{N_{\text{dpp}}} \Delta R_{\text{dpp}}^{(i)}(h) = N_{\text{dpp}} \cdot \Delta R_{\text{dpp}}(h), \tag{5}$$

где $N_{\rm dp}$ — количество образовавшихся фрагментов (обычно задаются некоторым предельным количеством фрагментов), $\Delta R_{\rm dp}(h)$ — риск попадания фрагмента в зону поражения объекта.

Под зоной поражения объекта (ЗПО) понимается зона, при попадании в которую отделяющихся частей (фрагментов ОЧ) происходит поражение объекта. Например, в случае представления зоны поражения объекта в виде прямоугольника, ориентированного вдоль главных осей рассеивания ОЧ (рис. 3) величина $\Delta R_{\rm dm}$ равна

$$\Delta R_{\text{dp}}(h) = \left[\Phi \left(\frac{X_1 - m_X(h)}{\sigma_X(h)} \right) - \Phi \left(\frac{X_0 - m_X(h)}{\sigma_X(h)} \right) \right] \times \left[\Phi \left(\frac{Z_1 - m_Z(h)}{\sigma_Z(h)} \right) - \Phi \left(\frac{Z_0 - m_Z(h)}{\sigma_Z(h)} \right) \right], \quad (6)$$

где $\Phi(\cdot)$ — функция нормального распределения (функция Лапласа), $m_X(h)$, $m_Z(h)$ — центр группирования точек падения фрагментов ОЧ относительно центра выделенного района в случае разрушения ОЧ на высоте h, $\sigma_X(h)$, $\sigma_Z(h)$ — средние квадратичные отклонения, характеризующие рассеивание точек падения фрагментов ОЧ в продольном и боковом направлениях.

Для практических расчетов может быть использована кусочно-непрерывная аппроксимация функции $P_{\rm p3}(h)$ для интервалов с концами $h_{\rm l}=h_*,h_2,...,h_{N_h}=0$ (N_h — количество интервалов разбиения высоты полета ОЧ первой ступени $[h_*,0]$, где возможно ее разрушение). При этом вероятность разрушения ОЧ в пределах каждого интервала высот постоянна. Таким образом, составляющая риска поражения наземного объекта $R_{\rm p3}$ с учетом неопределенности высоты пер-

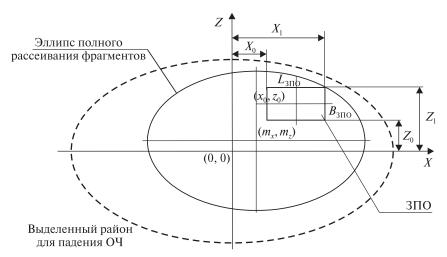


Рис. 3. Геометрическая модель для оценки риска поражения объекта, находящегося в районе падения отделяющихся частей

воначального разрушения ОЧ может быть определена как

$$R_{\rm p3} = \sum_{i=1}^{N_h} P_{\rm p3}_i \cdot \Delta R_{\rm p3}_i, \tag{7}$$

где $P_{\mathrm{p}_{3_{i}}}$ — вероятность разрушения ОЧ в интервале высот $[h_{,}h_{_{i+1}}],$

$$\Delta R_{\text{p3}_i} = \frac{1}{h_*} \int_{h_i}^{h_{i+1}} \Delta R_{\text{p3}}(h) dh$$
.

При проведении практических расчетов для оценки $\Delta R_{\mathrm{p}_{\mathrm{j}_{\mathrm{i}}}}$ можно принять некоторое максимальное количество образовавшихся фрагментов ОЧ для высоты первоначального разрушения h_{i} .

Вторая составляющая в (2) — риск для объекта в случае отсутствия фрагментации ОЧ первой ступени на участке пассивного падения — будет определяться так

$$\begin{split} R_{\rm Hp3} &= P_{\rm Hp3} \cdot \Delta R_{\rm Hp3}, \\ P_{\rm Hp3} &= 1 - \frac{1}{h_*} \int\limits_0^{h_*} P_{\rm p3}(h) dh \ \ - \end{split}$$

вероятность падения неразрушенной ОЧ первой ступени, $\Delta R_{\rm нрз}$ — вероятность поражения объекта в случае падения неразрушенной ОЧ первой ступени, для которого можно использовать соотношение (6).

Покажем практическое использование предложенной модели. Исходя из концепции при-

емлемого риска, в качестве примера построим опасную зону для людей в районе падения ОЧ первой ступени для допустимого уровня индивидуального риска 10^{-6} , и сформулируем рекомендации по организации выделенного района для падения ОЧ.

Будем полагать, что разрушение ОЧ первой ступени РН на участке пассивного падения может начаться с высоты 30 км (здесь и далее данные носят иллюстративный характер). Вероятности $P_{\rm p3}$ первоначального разрушения ОЧ первой ступени в интервалах высот Δh , а также количество N и максимальный размер $I_{\rm dp}$ фрагментов, представляющих опасность для людей, приведены в табл. 1.

Вероятность падения неразрушенной ОЧ первой ступени, исходя из данных табл. 1, составляет 0.1.

Характеристики рассеивания фрагментов по отношению к центру выделенного района падения ОЧ, полученного традиционными методами, приведены в табл. 2.

В случае падения неразрушенной ОЧ характеристики рассеивания точек падения равны $m_{\chi}=14$ км, $m_{Z}=0$ км, $\sigma_{\chi}=3$ км, $\sigma_{Z}=1.5$ км.

На рис. 4 показаны зоны падения фрагментов ОЧ для различных высот первоначального разрушения и границы выделенного района для падения ОЧ первой ступени, которые получаются

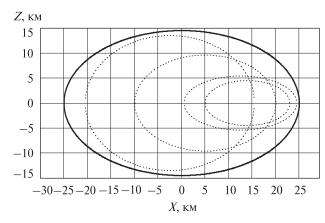


Рис. 4. Зоны падения фрагментов отделяющихся частей и границы выделенного района падения отделяющихся частей первой ступени

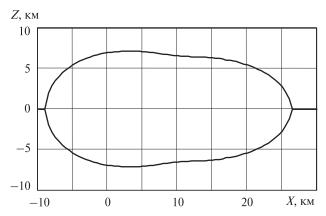


Рис. 5. Опасная зона для людей в районе падения отделяющихся частей I ступени

Таблица 1. Характеристики процесса разрушения отделяющихся частей первой ступени

Δh , km	$P_{\mathrm{p}_{3}}$	N	$l_{ m dp},$ M
30—20	0.1	30	4
20—10	0.3	20	
10—0	0.5	10	

Таблица 2. Характеристики районов падения фрагментов отделяющихся частей первой ступени для различных высот первоначальной фрагментации

<i>h</i> , км	m_{χ} , km	m_Z , km	σ_{χ} , km	σ _Z , κΜ
30	-2.5	0	6	4.5
20	5.0	0	5	3.2
10	12.5	0	4	1.8

традиционным образом. Размеры такого района будут составлять ± 25 км на ± 14.5 км. Дополнительно будем предполагать, что на борту неразрушенной ОЧ первой ступени при ударе о землю остается 1.5 т ракетного топлива O_2 + керосин.

Зону поражения отдельного человека будем представлять в виде квадрата со стороной $2R_{\text{пор}}$, где $R_{\text{пор}}$ — радиус поражения для человека. При падении пассивного фрагмента радиус поражения в соответствии с табл. 1 составляет 4 м. Радиус поражения для людей при падении неразрушенной ОЧ первой ступени с остатками ракетного топлива определялись в соответствии с [3]. При этом уровень поражающего давления во фронте взрывной ударной волны для людей принят равным 1 H/cm^2 .

В районе падения ОЧ первой ступени построим сетку с шагом 100 м в продольном и поперечном направлениях и определим индивидуальный риск в узлах сетки согласно (2). Далее находится кривая, для точек которой риск в точности соответствует уровню допустимого риска 10⁻⁶. Полученная таким образом опасная зона для людей приведена на рис. 5.

Сравнение зон, показанных на рис. 4 и 5, показывает, что опасная зона, где риск для людей превышает допустимый уровень, значительно меньше выделенного района для падения ОЧ первой ступени. При этом полученная опасная зона выходит за границы выделенного для падения ОЧ района, а следовательно, необходима организация дополнительных мероприятий по обеспечению безопасности. С другой стороны, значительная часть выделенного района не представляет опасности для людей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе показано, что наибольшая трудность при определении рисков поражения объектов в районах падения ОЧ связана с учетом возможной фрагментации ОЧ на участке пассивного падения.

Разработана математическая модель оценки риска поражения наземных объектов в районе падения ОЧ первой ступени с учетом неопределенности высоты первоначального разрушения. Использование предложенной модели в рамках

концепции приемлемого риска позволяет выдать рекомендации относительно организации специально выделенных районов падения ОЧ. В частности, такой подход может служить основой для обоснования сокращения размеров выделенных районов для падения ОЧ.

В заключение заметим, что полученные соотношения могут быть использованы для оценки риска поражения объектов в случае падения ОЧ верхних ступеней и створок головного обтекателя.

- 1. *Гладкий Э. Г., Перлик В. И.* Математические модели оценки риска для наземных объектов при пусках ракет-носителей // Космич. техн. Ракетное вооружение. 2010. Вып. 2. С. 3—19.
- 2. *Хенли Э., Дж. Кумамото Х.* Надежность технических систем и оценка риска / Под общ. ред. В. С. Сыромятникова. М.: Машиностроение, 1984. 528 с.
- Экологические проблемы и риски воздействия ракетно-космической техники на ОПС: Справочное пособие. — М.: «Анкил», 2000.

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

Е. Г. Гладкий

Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

ВИЗНАЧЕННЯ ЗОН НЕБЕЗПЕКИ В РАЙОНАХ ПАДІННЯ ВІДОКРЕМЛЮВАНИХ ЧАСТИН РАКЕТИ-НОСІЯ З УРАХУВАННЯМ НЕВИЗНАЧЕНОСТІ ВИСОТИ ЇХНЬОГО ПЕРВІСНОГО РУЙНУВАННЯ

При штатному польоті ракети-носія основна небезпека для наземних об'єктів створюється в районах падіння відокремлюваних частин (ВЧ). Побудовано модель оцінки ризику для об'єктів у зоні падіння ВЧ з урахуванням невизначеності висоти її первісного руйнування. Показано практичне використання розробленої моделі для побудови зони небезпеки, у межах якої ризик для людей перевищує допустимий рівень. Отримана зона небезпеки дозволяє зробити більш коректним призначення розміру виділеного району для падіння ВЧ.

Ключові слова: ракета-носій, відокремлювана частина, висота первісного руйнування, фрагментація, район падіння, ризик ураження об'єкта, зона небезпеки.

E. G. Gladky

Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

DETERMINATION OF THE HAZARDOUS ZONES IN THE IMPACT AREAS OF SEPARATED PARTS OF LAUNCH VEHICLES UNDER THE UNCERTAIN ALTITUDE OF THEIR INITIAL DESTRUCTION

The main hazard for ground facilities during launch vehicle (LV) nominal flight is in the separated parts (SP) impact areas. SP impact areas are specially allocated to ensure safety along LV ground tracks. The paper deals with a risk assessment model for facilities in the SP impact area, which takes into account the uncertainty of the altitude of SP initial destruction. Practical use of the developed model for determining hazardous area, within which the risks for people exceed the allowable level, is described. We show that the obtained hazardous area allows more adequate determination of the size of allocated area for SP impact.

Key words: launch vehicle, separated part, altitude of initial destruction, fragmentation, impact area, risk of damage facility, hazardous area.

УДК 531.13

А. П. Алпатов¹, К. Бомбарделли², С. В. Хорошилов¹

- ¹ Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Днепропетровск
- ² Мадридский технический университет, Мадрид, Испания

КОНЦЕПЦИЯ АКТИВНОГО УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Проведен анализ материалов и выделены основные результаты работы Украинско-европейского семинара по активному удалению космического мусора, который прошел 20—21 мая 2015 г. в городе Днепропетровск в рамках программы 5-й Международной конференции «Космические технологии: настоящее и будущее».

Ключевые слова: космический мусор.

ВВЕЛЕНИЕ

В последнее время ведущими космическими державами уделяется повышенное внимание проблеме загрязненности околоземного космического пространства большим количеством искусственно созданных объектов, не выполняющих полезных функций (обломки ступеней ракетносителей (РН), нефункционирующие космические аппараты (КА) и др.). Моделирование популяции космического мусора (КМ), выполненное ведущими космическими агентствами, показывает, что ситуация для некоторых околоземных орбит уже является критической и требуются решительные и эффективные действия для улучшения ситуации [15]. При этом многими экспертами высказывается мнение, что для решения проблемы необходимо выполнять операции по активному удалению КМ, предполагающие его непосредственный увод с околоземных орбит.

В настоящее время прорабатывается ряд концепций активного удаления орбитальных обломков, в которых рассматриваются различные подходы от непосредственного захвата объекта КМ с помощью вспомогательных устройств (например, сети или гарпуна) перед удалением их с орбиты, до применения лазерных систем [16] и электродинамических связок [17].

Одним из подходов для решения проблемы КМ является использование КА-пастуха с ионным лучом (ПИЛ) [14] для удаления космического мусора больших размеров из переполненных областей низких околоземных орбит (НОО). Основной принцип этой концепции заключается в использовании потока ионов электрореактивного двигателя (ЭРД) в качестве средства, передающего силовой импульс объекту КМ для его торможения. Концепция ПИЛ имеет ряд преимуществ по сравнению с другими концепциями, а именно: эффективность увода, низкий уровень риска, возможность повторного использования, технологическая готовность.

Проект LEOSWEEP [4], посвященный развитию технологии ПИЛ, объединил усилия 11 команд из ведущих научно-исследовательских и конструкторских центров Европейского Союза и Украины и финансировался в рамках 7-й Европейской рамочной программы. Рабочей программой этого проекта предусмотрена организация Украинскоевропейского семинара по активному удалению космического мусора. Проведение такого семинара обусловлено необходимостью обсуждения задач

проекта LEOSWEEP и достигнутых результатов, а также привлечения внимания широкой аудитории к проблеме космического мусора.

Семинар по активному удалению космического мусора прошел с 20 по 21 мая 2015 г. во Дворце студентов Днепропетровского национального университета и был включен в программу 5-й Международной конференции «Космические технологии: настоящее и будущее», которая организована Государственным космическим агентством Украины, ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля» и другими украинскими предприятиями и организациями под эгидой Международной академии астронавтики. Сопредседателями семинара выступили руководитель команды проекта LEOSWEEP профессор А. П. Алпатов, Институт технической механики (ИТМ) НАН Украины и ГКА Украины, и научный руководитель проекта доктор К. Бомбарделли, представляющий Мадридский технический университет.

В настоящей статье проведен анализ материалов семинара и выделены основные представленные на нем результаты.

Пленарный доклад о проблеме удаления орбитального мусора. Накануне начала работы семинара заведующий отделом системного анализа и проблем управления ИТМ НАН Украины и ГКА Украины, член руководящей группы Межагентского комитета по космическому мусору (МККМ) А. П. Алпатов выступил на пленарном заседании 5-й Международной конференции «Космические технологии: настоящее и будущее» с докладом, посвященным проблеме космического мусора и путям ее решения. Такой доклад позволил существенно расширить аудиторию, которой может быть интересна проблема космического мусора, учитывая то, что в этом году в конференции приняли участие более 300 специалистов из 20 стран. В докладе был представлен обзор деятельности ведущих космических держав, связанной с проблемой КМ, а также работы украинских экспертов в МККМ за весь период членства в комитете ГКАУ начиная с 2001 г. Особое внимание в докладе уделено вопросам моделирования популяции КМ, прогнозирования падения на Землю орбитальных объектов, разработки нормативных документов для уменьшения техногенного загрязнения космического пространства, проблеме увода с орбит космической техники, выполнившей свои задачи, контактным и бесконтактным методам активного удаления КМ.

На семинаре основное внимание было уделено задачам и результатам, связанным с развитием технологии ПИЛ в рамкам проекта LEOSWEEP.

Анализ эффективности увода с орбиты верхних ступеней ракет-носителей. В соответствии с международными правилами объекты космической техники необходимо уводить с НОО после завершения их миссии таким образом, чтобы срок их пребывания на орбите не превышал 25 лет. Традиционный подход при выполнении этой задачи приводит к существенному увеличению массы топлива реактивных двигателей (РД). Например, для увода верхней ступени РН массой 2000 кг масса ракетного топлива составляет 100 кг и более в зависимости от ее начальной орбиты. Учитывая эту особенность, рассмотрен сценарий, когда ПИЛ сначала выполняет операции по уводу верхней ступени РН, которая вывела его, а затем приступает к задачам удаления КМ [5]. Результаты расчетов показывают, что такой подход позволяет уменьшить массу топлива для увода верхней ступени в 4—8 раз. Например, при уводе верхней ступени РН массой 2100 кг с начальной орбиты высотой 900 км, использование технологии ПИЛ позволяет уменьшить массу топлива на 60 кг в сравнении со случаем использования РД с удельным импульсом 330 с. Предлагаемый подход дает возможность для рассмотренной задачи экономить 130 кг рабочего тела в сравнении со случаем применения двигателя с удельным импульсом 160 с. Эти особенности целесообразно учитывать при планировании будущих миссий по активному удалению КМ.

Пути снижения затрат химического топлива в системе управления пастуха с ионным лучом. В процессе увода выбранного объекта ПИЛ вынужден совершать перемещения как в плоскости орбиты увода, так и в перпендикулярном направлении. Для выполнения таких маневров в настоящее время в проекте LEOSWEEP предполагается использование химических двигателей малой тяги. С точки зрения авторов доклада [1] более

энергетически экономичным может быть метод, основанный на использовании механизма, перемещающего с помощью электрического привода оба основных ЭРД по граням корпуса КА-пастуха таким образом, чтобы относительно его центра масс не возникал дополнительный момент, усложняющий работу системы ориентации. Используя предлагаемое решение, можно существенно снизить применение химического топлива на борту ПИЛ, заменив его солнечной энергией. Для этого солнечные батареи (СБ) КА-пастуха должны получать максимальное количество энергии в любой точке орбиты, не находящейся в тени Земли. Один из немногих случаев, когда КА может не изменять ориентацию главного отсека и направлять СБ строго на Солнце только за счет их вращения вокруг их собственных продольных осей, соответствует расположению Солнца в плоскости орбиты КА. Во всех остальных случаях для совмещения орта нормали к рабочей поверхности СБ с ортом направления на Солнце КА должен совершать повороты относительно оси крена. В докладе представлены результаты расчетов, позволяющие определить необходимое значение такого угла поворота, а также графики изменения этого угла и угла поворота СБ во времени, соответствующие максимальному получению энергии на освещенных участках орбиты. Для иллюстрации результатов авторами были подготовлены и продемонстрированы анимации, позволяющие увидеть движение КА-пастуха и его СБ для различных случаев расположения орбиты по отношению к Солнцу.

Упрощенная модель сил ионного пучка, действующих на мишень. В докладе [8] представлены результаты по построению упрощенной модели сил ионного пучка, действующих на сферическую мишень. Создание такой модели позволяет лучше понять закономерности воздействия пучка на мишень, упростить синтез законов управления движением и выполнить аналитические оценки их эффективности. При проведении исследований предполагалось, что плотность ионного пучка имеет гауссовское распределение, а поверхность сферы не выходит за пределы пучка. В силу громоздкости вычисления интегралов по поверхности сферы в общем случае рассмотре-

на возможность приближенного аналитического описания силы. Для рассмотренного случая получены достаточно простые выражения с погрешностью описания силы в несколько процентов.

Исследование орбитального движения системы «пастух — цель». В докладе [11] рассмотрены особенности изменения орбиты космического объекта при малых трансверсальных ускорениях, обусловленных работой ЭРД. Такая задача занимает значимое место в проекте по активному удалению КМ с помощью технологии ПИЛ. Авторами показано, что постоянное трансверсальное ускорение не приводит к значительному увеличению эксцентриситету орбиты, и она остается квазикруговой.

Рассмотрены особенности задачи с учетом переменности ускорения, направленного вдоль трансверсали к орбите, обусловленного необходимостью отключения ЭРД при заходе системы в тень Земли. С учетом влияния на орбитальное движение второй зональной гармоники геопотенциала показана возможность существенного резонансного изменения эксцентриситета орбиты за счет отключения ЭРД на ее теневой стороне. Рассмотрена возможность управления орбитальным движением путем выбора времени включения / выключения двигателей и проведен анализ такой задачи.

Расчет воздействия факела электрореактивного двигателя на объект космического мусора. Одним из ключевых вопросов, возникающих при исследовании концепции ПИЛ, является определение силы, передаваемой пастухом объекту КМ. Знание этой силы необходимо как для успешной реализации выбранной программы увода, так для решения задач навигации и управления относительным движением системы «пастух — объект космического мусора».

Традиционный подход определения передаваемой силы основывается на интегрировании элементарных сил по поверхности объекта. Однако для его реализации необходима информация о точной форме, размерах объекта и его ориентации, а его применение для рассматриваемой задачи представляется затруднительным.

В связи с этим в докладе [2] предложен другой подход, позволяющий определять передаваемую

силу на основании существенно меньшего объема информации об уводимом объекте (мишени), а именно по его центральной проекции на выбранную плоскость.

Для получения изображения центральной проекции мишени на орбите предложено использовать фотокамеру. Разработаны алгоритмы вычисления контура мишени, определения на основании этого контура элементов луча, попадающих на уводимый объект, а также расчета передаваемой силы. Исследованы вопросы неточности определения контура мишени вследствие несовпадения фокальной точки фотокамеры с вершиной воображаемого конуса луча. Предложены алгоритмы коррекции контура, определенного по фотоснимкам смещенной камеры. Проведены численные расчеты, иллюстрирующие эффективность предложенного подхода. Представлен общий алгоритм обработки фотоснимков для получения контура мишени.

Управление относительным движением системы «пастух — мишень». В докладе [3] проанализирована возможность использования в законе управления относительным движением «пастух — объект космического мусора» информации о воздействии факела ЭРД на объект. При этом предполагается, что информация о величине воздействия факела получена на основе геометрии контура объекта на картинной плоскости фотокамеры. Задача решается путем сравнения результатов моделирования относительного движения рассматриваемой системы для случая, когда относительное пространственное положение элементов системы считается известным, и величина воздействия факела ЭРД определяется непосредственным интегрированием по поверхности объекта КМ, и для случая, когда величина воздействия факела получена на основе геометрии контура объекта КМ. Как один из возможных вариантов рассматривается также случай определения пространственного положения объекта КМ на основе геометрии его контура на картинной плоскости. Сделан вывод о применимости предложенного ранее подхода определения факела ЭРД на орбитальный объект в процессе управления относительным движением рассматриваемой системы.

Визуальное моделирование динамики в про**екте LEOSWEEP.** В докладе [13] представлены особенности разработки модели неуправляемого движения спутника в составе программного обеспечения Design Simulation Facility (DSF), предназначенного для моделирования в проекте LEOSWEEP. Разработка DSF ведется в пакете визуального моделирования Simulink. Разработана модель орбитального и углового движения с учетом действия возмущений, вызванных нецентральностью гравитационного поля Земли, притяжением Солнца и Луны, давлением солнечного излучения, аэродинамическим торможением и влиянием магнитного поля. Выполнены оценки величин возмущений с точки зрения необходимости их учета при моделировании движения спутника и объекта КМ в рамках задач проекта. Показано, что наиболее существенное влияние на орбитальное движение оказывают низшие гармоники геопотенциала и силы аэродинамического торможения, а на угловое движение — момент гравитационных сил, аэродинамический момент, и при определенных условиях — момент, действующий со стороны геомагнитного поля. Учет только этих возмущений позволяет существенно упростить компьютерную модель и сократить время расчетов. В докладе также отмечено, что применение пакетов визуального моделирования связано с рядом трудностей, возникающих при реализации моделей возмущений, описываемых громоздкими формулами, а также рассмотрены пути преодоления таких сложностей.

Некоторые правовые проблемы, возникающие в связи с активным удалением космического мусора. В докладе [7] отмечено, что проблема КМ является новой для международного космического права и национальных законодательств космических стран. Международное космическое право создавалось в 1960—1970-е гг., когда доминировал подход к космическому пространству как безграничному, и считалось, что емкость космических орбит неограниченна.

В настоящее время включение вопроса разработки международно-правового инструмента по минимизации КМ в качестве самостоятельного пункта повестки дня юридического подкомитета UN COPUOS блокируется рядом государств. Однако определенные шаги по формированию международно-правового режима обращения с КМ предпринимаются на уровне различных международных организаций. По информации, полученной UN COPUOS от 22 государств, ровно половина из них, включая Украину, имеют свои национальные инструменты по минимизации загрязнения космического пространства. Основное внимание в этих документах сосредоточено на предотвращении образования КМ, в то время как вопросы удаления уже существующего мусора рассмотрены лишь схематично.

В докладе отмечается, что в условиях отсутствия специальных обязательных международно-правовых механизмов обращения с КМ необходимо руководствоваться положениями пяти общих договоров ООН по космосу, рекомендациями международных организаций, национальными законодательствами, соглашениями между заинтересованными сторонами.

В докладе [12] освещены международно-правовые вопросы обеспечения транспарентности деятельности в космическом пространстве при решении задач активного удаления КМ.

Выездное заседание семинара. 21 мая 2015 г. состоялось выездное заседание Украинско-европейского семинара в лаборатории Института технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, где находится плазмоэлектродинамический стенд. В рамках выездного заседания с участием научного руководителя проекта LEOSWEEP K. Бомбарделли и заведующего отделом механики ионизированных сред ИТМ НАН Украины и ГКА Украины профессора В. А. Шувалова состоялось обсуждение задач проекта в части моделирования взаимодействия ионного пучка с конструкционными материалами объектов ракетно-космической техники. Был определен состав и перечень материалов, механизмы взаимодействия ионов пучка с объектами КМ, которые приводят к эрозии и разрушению поверхности материалов, уточнены сроки и задачи проекта, которые предстоит решить с использованием плазмоэлектродинамического стенда.

На семинаре также были представлены доклады, посвященные проблеме космического

мусора, которые непосредственно не связаны с выполнением проекта LEOSWEEP. Авторы доклада [10] представили аналитический обзор современных идей, методов, тенденций и проектов, посвященных проблеме космического мусора. В докладе [6] представлены результаты исследований различных схем увода в плотные слои атмосферы, построенные на совместном использовании как активных средств, таких как маршевые и электрореактивные двигательные установки, так и пассивных средств, выполненных на основе солнечного и аэродинамического паруса. Проведен анализ эффективности таких схем увода КМ с различных орбит. Доклад [9] посвящен методике проектирования аэродинамических систем увода КА с околоземных орбит, в которой реализован итерационный подход к расчету параметров и оценивания эффективности на различных этапах ее проектирования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе семинара было заслушано 14 докладов, посвященных как научно-техническим вопросам решения проблемы уменьшения загрязнения космического пространства, так и правовым вопросам международного сотрудничества. В работе семинара и обсуждении докладов приняли участие более 50 участников. Обсуждались различные методы удаления объектов космического мусора с рабочих орбит, среди которых активные и пассивные, контактные и бесконтактные. Наибольшее внимание было уделено решению задач реализации технологии «пастух с ионным лучом». Обсуждение проблем загрязнения околоземного космического пространства на Украинско-европейском семинаре по активному удалению космического мусора будет способствовать успешному выполнению проекта LEOSWEEP, решению общей проблемы космического мусора, а также повысит эффективность сотрудничества между украинскими и европейскими учеными.

Статья подготовлена в рамках выполнения проекта LEOSWEEP, финансируемого в рамках 7-й Европейской рамочной программы (грант N N 607457).

- 1. Алпатов А. П., Закржевский А. Е. Пути снижения затрат химического топлива в системе управления космического аппарата «пастух» // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. Днепропетровск, 2015. С. 80—81.
- 2. Алпатов А. П., Закржевский А. Е., Мерино М. Расчет воздействия факела электрореактивного двигателя на объект космического мусора // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. Днепропетровск, 2015. С. 84.
- 3. Алпатов А. П., Савчук А. П., Фоков А. А., Хорошилов С. В. Использование информации о контуре объекта космического мусора (КМ) в управлении относительным движением системы «пастух объект КМ» // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. Днепропетровск, 2015. С. 82.
- Бомбарделли К., Алпатов А. П., Пироженко А. В. и др. Проект «Космического пастуха» с ионным лучом. Идеи и задачи // Космічна наука і технологія. — 2014. — 20, № 2. — С. 55—60.
- 5. Бомбарделли К., Гонсало Х. Л., Уррутксуа О. Анализ эффективности увода с орбиты верхних ступеней ракет-носителей с использованием космического аппарата-пастуха с ионным лучом // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. Днепропетровск, 2015. С. 80.
- 6. Дронь Н. М., Голубек А. В., Хорольский П. Г., Дубовик Л. Г. Анализ схем увода космических объектов с околоземных орбит // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. Днепропетровск, 2015. С. 80.
- Малышева Н. Р. Некоторые правовые проблемы, возникающие в связи с активным удалением космического мусора // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. Днепропетровск, 2015. С. 81.
- Маслова А. И., Пироженко А. В. Упрощенная модель сил ионного пучка, действующих на шар // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. Днепропетровск, 2015. С. 81.
- Палий А. С. О методике проектирования аэродинамических систем увода космических аппаратов // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. Днепропетровск, 2015. С. 26.
- Панасенко О. Э., Бондаренко С. Г. К вопросу о методах борьбы с космическим мусором // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. — Днепропетровск, 2015. — С. 81.
- Пироженко А. В., Маслова А. И., Волошенюк О. Л. Об изменении орбитального движения системы пастухцель // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. — Днепропетровск, 2015. — С. 81.
- 12. Стельмах О. С. Международно-правовой режим обеспечения транспарентности деятельности в космичес-

- ком пространстве // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. Днепропетровск, 2015. С. 82.
- 13. *Храмов Д. В.* Визуальное моделирование динамики в проекте LEOSWEEP // Междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докл. Днепропетровск, 2015. С. 83.
- 14. *Bombardelli C.*, *Peláez J*. Ion beam Shepherd for contactless space debris removal // JGCD. 2011. **34**, N 3. P. 916—920.
- Liou J.-C., Anilkumar A. K., Bastida B., at al. Stability of the future Leo environment an IADC comparison study // Proc. "6th European Conference on Space Debris" Darmstadt, Germany, 22—25 April 2013 (ESA SP-723). 2013.
- 16. *Phipps C. R., Reilly J. P.* ORION: clearing near-Earth space debris in two years using a 30-kW repetitively-pulsed laser // SPIE Proceedings of the International Society for Optical Engineering. —1997. P. 728—731.
- 17. *Takeichi N*. Practical operation strategy for deorbit of an electrodynamic tethered system // J. Spacecraft and Rockets. 2006. 43, N 6. P. 1283—1288.

Стаття надійшла до редакції 17.11.15

А. П. Алпатов ¹, К. Бомбарделлі ², С. В. Хорошилов ¹ ¹ Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Дніпропетровськ ² Мадридський технічний університет, Мадрид, Іспанія

КОНЦЕПЦІЯ АКТИВНОГО ВИДАЛЕННЯ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

Проведено аналіз матеріалів і виділено основні результати роботи Українсько-європейского семінару з активного видалення космічного сміття, що відбувся 20—21 травня 2015 р. у м. Дніпропетровськ у рамках програми 5-ї Міжнародної конференції «Космічні технології: теперішнє і майбутнє».

Ключові слова: космічне сміття.

A. P. Alpatov¹, C. Bombardelli², S. V. Khoroshylov¹ Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Dnipropetrovsk ²Technical University of Madrid, Madrid, Spain

CONCEPTIONS OF THE ACTIVE SPACE DEBRIS

We review the presentations and summarize the main results, which were given during the Ukrainian — European seminar on active removal of space debris (20—21 May, 2015, Dnipropetrovsk, Ukraine). This seminar was hold as a part of the program of the 5th International Conference "Space Technologies: Present and Future".

Key words: space debris.

УДК 524.3

П. Н. Федоров¹, В. С. Ахметов¹, Г. Б. Величко¹, В. М. Шульга²

1 Научно-исследовательский институт астрономии

Харьковского национального университета им. В. Н. Каразина, Харьков

КИНЕМАТИКА ГАЛАКТИКИ ПО СОБСТВЕННЫМ ДВИЖЕНИЯМ ЗВЕЗД

Представлен кинематический анализ собственных движений звезд каталогов XPM2, PPMXL и UCAC4, который выполнен на основе линейной модели Огородникова — Милна. Показано, что кинематические параметры Галактики согласуются в яркой области с принятыми MAC значениями. Установлено, что постоянная Оорта В практически не зависит от звездной величины, и ее среднее значение равно примерно 10.5 км·с⁻¹кпк⁻¹. Вместе с тем полученные значения постоянной Оорта А оказались зависимыми от звездной величины и лежат в пределах от 14.22 до 5 км·с⁻¹кпк⁻¹. Одной из причин обнаруженного эффекта может быть наличие уравнения блеска в собственных движениях звезд используемых каталогов.

Ключевые слова: астрометрия, каталоги, кинематика, Галактика.

ВВЕДЕНИЕ

Уже почти два десятилетия HCRF (HIPPARCOS Celestial Reference Frame) является оптической реализацией ICRS (International Celestial Reference System [2]). Ее расширением в область слабых звездных величин примерно до $V = 11.5^m$ является каталог «Тусho-2» [14], содержащий положения и собственные движения около 2.5 млн звезд. Все остальные каталоги, которые распространяют систему HCRF в область слабых звездных величин, используют звезды HIPPARCOS [16, 17] и «Тусho-2» как опорные. Примерами таких каталогов являются каталоги PPMXL [19], SPM4 [12], UCAC4 [23], 2MASS [20] и др., полученные на основе либо только фотографических либо только ПЗС-наблюдений, или же из их комбинаций. Особенностями этих каталогов является то, что с помощью их данных в ярком конце диапазона звездных величин на любой момент времени система HIPPARCOS/«Tycho-2» воспроизводится надежно, а в слабом конце воспроизводимая система может значительно отличаться от системы HIPPARCOS/«Тусho-2», например, из-за остаточных зональных или систематических ошибок, таких как уравнение блеска

Так, в работах [7—9] отмечается, что система собственных движений каталога HIPPARCOS возможно отягощена систематической ошибкой примерно 2 мсд/год (миллисекунд дуги в год), вызванной привязкой к системе абсолютных собственных движений нескольких тысяч ярких звезд из используемых для этой цели каталогов SPM2 [18], NPM1 [13, 15] и KSZ [21]. В работах [11, 12, 22] отмечается, что каталог «Tycho-2», возможно, содержит систематические зональные ошибки, а также ошибки собственных движений, вызванные уравнением блеска. Таким образом, с каждым годом не только случайные, но и систематические погрешности каталогов, опирающихся на систему HCRF, будут увеличиваться, особенно в слабой области. Другими словами, указанные факты ставят под сомнение инерциальность системы HCRF, а значит и достоверность других приложений, например кинематических исследований в Млечном Пути,

² Радиоастрономический институт Национальной академии наук Украины, Харьков

[©] П. Н. ФЕДОРОВ, В. С. АХМЕТОВ, Г. Б. ВЕЛИЧКО, В. М. ШУЛЬГА, 2015

требующих как высокой систематической точности, так и высокой плотности звезд и полноты охвата всей небесной сферы.

В преддверии создания каталогов по проекту GAIA массовые астрометрические каталоги XPM [10], PPMXL и UCAC4 являются базой для проведения различных астрономических работ. В настоящее время в НИИ астрономии ХНУ им. В. Н. Каразина создан новый высокоплотный каталог ХРМ2. Этот каталог содержит примерно один миллиард объектов, для которых приведены положения, а также собственные движения. Каталог покрывает все небо в диапазоне звездных величин $10^m < B < 22^m$ и не имеет никаких пропусков в зоне галактического экватора. Кроме астрометрической информации, в каталоге ХРМ2 приведены звездные величины в видимом диапазоне B, R, I, а для некоторых объектов и в ближнем инфракрасном J, H, K с их ошибками из каталога 2MASS. Для северного неба использовались обзоры POSS-I (R) и POSS-II (B), а для южного неба — SERC-J и SERC-R со средней разностью эпох около 40 и 12 лет соответственно. Далее мы представляем некоторые результаты использования данных ХРМ2 для звезднокинематических исследований.

РАБОЧИЕ УРАВНЕНИЯ

В настоящей работе используется прямоугольная галактическая система координат, оси которой направлены от наблюдателя в сторону галактического центра ($l = 0^{\circ}, b = 0^{\circ}, \text{ ось } x$), в направлении галактического вращения ($l = 90^{\circ}$, $b = 0^{\circ}$, ось у) и в направлении северного полюса Галактики ($b = 90^{\circ}$, ось z). В модели Огородникова — Милна приняты обозначения, которые были введены в работах Клюба [3, 4] и применялись в работах Монта [5, 6]. Как известно из работы [1], при использовании только собственных движений звезд один из диагональных элементов матрицы деформации не может быть определен. Тем не менее, определение разностей диагональных элементов матрицы деформации, например в виде ($M_{11}^+ - M_{22}^+$) и ($M_{33}^+ - M_{22}^+$), является возможным.

При таком подходе рабочие уравнения записываются в следующем виде:

$$\mu_{l} \cos b = (1/r)(X_{0} \sin l - Y_{0} \cos l) - M_{32}^{-} \cos l \sin b - M_{13}^{-} \sin l \sin b + M_{21}^{-} \cos b + M_{12}^{+} \cos 2l \cos b - M_{13}^{+} \sin l \sin b + M_{23}^{+} \cos l \sin b - 0.5(M_{11}^{+} - M_{22}^{+}) \sin 2l \cos b, \quad (1)$$

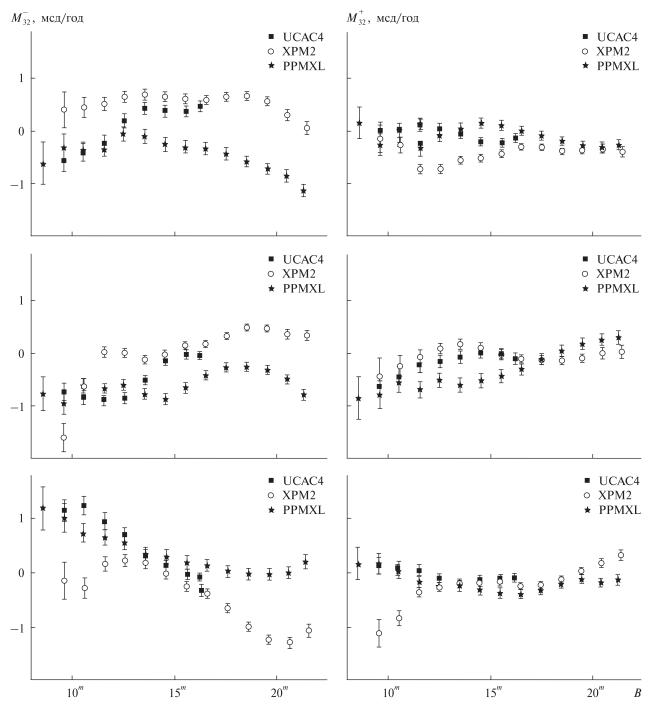
$$\mu_{b} = (1/r)(X_{0} \cos l \sin b + Y_{0} \sin l \sin b - Z_{0} \cos b) + M_{32}^{-} \sin l - M_{13}^{+} \cos l - 0.5M_{12}^{+} \sin 2l \sin 2b + M_{13}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{13}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{22}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{22}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{22}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{22}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{22}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{22}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{22}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{22}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{23}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{23}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{23}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{23}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{23}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{23}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{23}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{23}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \sin l \cos 2b - M_{23}^{+} \cos l \cos 2b + M_{23}^{+} \cos 2$$

где X_0 , Y_0 , Z_0 — компоненты скорости пекулярного движения Солнца, M_{12}^- , M_{13}^- , M_{23}^- — компоненты вектора твердотельного вращения бесконечно малой околосолнечной окрестности вокруг соответствующих осей. Каждая из величин M_{12}^+ , M_{13}^+ , M_{23}^+ описывает деформацию в соответствующей плоскости. Величины M_{21}^- и M_{12}^+ являются аналогами постоянных Оорта В и А и связаны коэффициентом пропорциональности 4.74. Диагональные компоненты тензора деформации M_{11}^+ , M_{22}^+ , M_{33}^+ описывают общее сжатие или расширение всей звездной системы.

Таким образом, имеется одиннадцать искомых неизвестных, которые мы определяем методом наименьших квадратов.

Величина 1/*r* — параллактический фактор, который в настоящей работе принимается равным единице. В этом случае звезды отнесены к единичной сфере. При таком подходе все определяемые параметры пропорциональны гелиоцентрическому расстоянию рассматриваемого центроида звезд и выражены в тех же единицах, что и компоненты собственного движения звезд, т. е. в мсд/год. Такой метод анализа звездных движений используется вынужденно, из-за отсутствия высокоточных параллаксов звезд.

Результаты решения системы уравнений (1), (2), полученные на основе звезд каталогов XPM2, PPMXL и UCAC4 смешанного спектрального состава, в зависимости от звездной величины, представлены на рис. 1. Нами были использованы только те звезды каталогов, которые удовлетворяли ограничению на модуль тангенциальной скорости звезд $|\mu_j|^2 = (\mu_\alpha^2 \cos^2 \delta + \mu_\delta^2) < 300$ мсд/год. При этом отбрасывались звезды, пространствен-



 $\it Puc.~1.~$ Компоненты тензоров вращения (слева) и деформации (справа) в зависимости от звездной величины $\it B$

ная скорость которых превышала гиперболическую, например звезды, имеющие гигантские пекулярные скорости, полученные в результате взрывов и сближений.

Разбивка производилась на интервалы звездных величин шириной в 1^m . В каждом интервале звездных величин вся небесная сфера разбивалась на 1633 области равной площади, так называемые

площадки Шарлье. Смысл разбивки состоит в том, что несмотря на разницу в количестве звезд, каждой площадке присваивается единичный вес при решении системы условных уравнений (1), (2). Полученные данные использовались для решения системы уравнений (1), (2). В каждом интервале звездных величин случайные ошибки определения всех искомых параметров составляют 0.05— 0.10 мсд/год, ошибки определения величин (M_{11}^+ — M_{22}^+) и (M_{33}^+ — M_{22}^+) — в два раза больше. Методика получения данных, используемых для решения системы уравнений (1), (2) для каталогов XPM2, UCAC4 и PPMXL совершенно одинаковая.

ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ КАТАЛОГИ

Недавно созданный и еще не опубликованный астрометрический каталог XPM2 в настоящее время является единственным массовым каталогом, в котором содержатся собственные движения примерно одного миллиарда звезд до $B < 23^m$. Имеется полное заполнение неба в интервале склонений $-90^\circ < \delta < 90^\circ$. Точность собственных движений слабых звезд в каталоге XPM2 лежит в пределах от 3 до 10 мсд/год. В отношении своих собственных движений каталог XPM2 представляет собой независимую от HCRF реализацию оптической системы отсчета.

Каталог UCAC4 содержит 113 миллионов покрывающих все небо звезд от 8^m до 16^m в нестандартной фотометрической полосе между V и R. Точность координат на среднюю эпоху оценивается в 15—100 мсд, а формальные ошибки собственных движений — в 1-10 мсд/год, в зависимости от звездной величины. Систематические ошибки собственных движений заключены в пределах 1—4 мсд/год. Каталог содержит координаты и собственные движения и считается полным вплоть до $R = 16^m$. Каталог UCAC4 является последним каталогом в проекте UCAC. В этом проекте не использовались фотографические наблюдения для получения положений и все измерения были выполнены между 1998 и 2004 гг. только с использованием ПЗС-приемников. Напротив, для получения собственных движений использовались фотографические наблюдения NPM и SPM. Каталог распространяет систему ICRS/«Tycho-2» на слабые звезды.

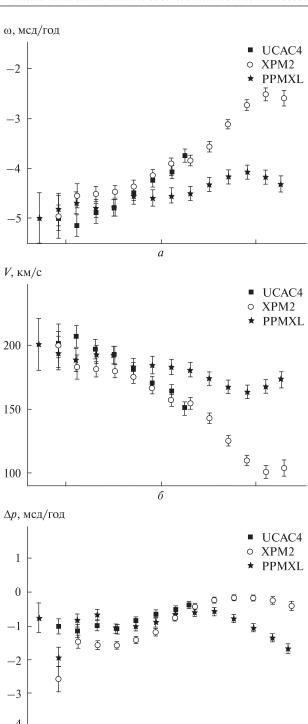


Рис. 2. Зависимость от звездной величины B угловой скорости вращения Галактики $\omega = M_{12}^+ - M_{12}(a)$, соответствующей ей на расстоянии 8.5 кпк линейной круговой скорость $V(\delta)$ и поправки Δp к постоянной прецессии (s)

 10^{m}

15^m

В

 20^{m}

Каталог PPMXL содержит информацию о положениях и собственных движениях в системе ICRS приблизительно 900 млн звезд до звездной величины $V = 20^m$ с полным покрытием неба. Средние ошибки собственных движений заключены в пределах от 4 до 10 мсд/год, а погрешность координат на эпоху 2000.0 оценивается значениями от 80 до 120 мсд для 410 млн объектов, для которых известны положения в каталоге 2MASS [20]. Для остальных звезд погрешность положений лежит между значениями 150—300 мсд. Нами были использованы те звезды каталога, для которых приведена хотя бы одна из звездных величин b1 или b2. Если приведены обе, то магнитуда принималась равной (b1 + b2)/2. В конечном итоге количество использованных звезд из каталога PPMXL составило 750 млн.

Как видно из рис. 1 (слева), компоненты тензора вращения, полученные по звездам XPM2 и UCAC4 в диапазоне звездных величин $B > 15^m$, хорошо согласуются между собой как по величине, так и по поведению. Эти же компоненты, полученные по данным PPMXL в яркой области, лучше согласуются с таковыми в UCAC4.

Этот же вывод можно сделать и для компонентов тензора деформации (рис. 1, справа). Их поведение для каталогов XPM2 и UCAC4 начинает совпадать примерно с 13^m . Только компонент M_{31}^+ для каталога PPMXL в слабой области согласуется с аналогичными компонентами для каталогов XPM2 и UCAC4. Другие компоненты отличаются более чем на 1 мсд/год. Это свидетельствует о том, что в слабой области системы собственных движений XPM2 и UCAC4 сравнительно лучше согласуются между собой, чем в яркой. Система собственных движений PPMXL заметно отличается в слабой области звездных величин как от UCAC4, так и от XPM2.

Полученная по собственным движениям ярких звезд используемых каталогов угловая скорость ω вращения Галактики (рис. 2) на расстоянии Солнца составляет примерно −5 мсд/год и не противоречит принятому значению МАС. Для более слабых звезд мы видим изменение угловой скорости вплоть до значений примерно −2.5 мсд/год, что соответствует изменению круговой скорости V галактического вращения от 200 км/с прибли-

зительно до 100 км/c на околосолнечном расстоянии 8.5 кпк.

Мы также получили значение поправки Δp к постоянной прецессии по собственным движениям звезд различных звездных величин. Оказалось, что только для слабых звезд каталога XPM2 такая поправка не требуется. Очевидно, что поправка прецессии не может зависеть от звездной величины, и то, что мы наблюдаем на рис. 2, вероятно вызвано наличием уравнения блеска в собственных движениях звезд используемых каталогов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Исследования показали возможность использования собственных движений звезд современных каталогов для кинематического анализа не только ярких звезд, находящихся сравнительно близко к Солнцу, но и звезд, расположенных далеко. Получены кинематические параметры Галактики по данным трех наиболее высокоплотных каталогов. Эти результаты хорошо согласуются в яркой области с результатами других исследований. Однако в слабом дипазоне звездных величин полученные результаты сравнивать не с чем, поскольку они получены фактически впервые. Приведенное сравнение кинематических параметров по данным трех каталогов свидетельствует о хорошем качестве собственных движений в каталоге XPM2, особенно в его слабом диапазоне звездных величин.

Данная работа была поддержана в рамках Целевой комплексной программы НАН Украины по научным космическим исследованиям на 2012— 2016 гг.

- 1. *Огородников К. Ф.* Динамика звездных систем. М.: Физматгиз, 1965. 627 с.
- 2. *Arias E. F., Charlot P., Feissel M., Lestrade J.-F.* The extragalactic reference system of the International Earth Rotation Service, ICRS // Astron. and Astrophys. 1995. **303**. P. 604—608.
- 3. *Clube S. V. M.* Galactic rotation and the precession constant // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 1972. —159. P. 289.
- 4. *Clube S. V. M.* Another look at the absolute proper motions obtained from the Lick pilot programme // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 1973. **161**. P. 445—463.
- 5. *du Mont B*. A three dimensional analysis of the kinematics of 512 FK5/FK4 sup stars // Astron. and Astrophys. 1977. **61**. P. 127—132.

- du Mont B. A rediscussion of determination of precession and Galactic rotation from Lick proper motions referred to galaxies // Astron. and Astrophys. — 1978. — 66. — P. 441—451.
- Fedorov P. N., Akhmetov V. S., Bobylev V. V. Residual rotation of the HIPPARCOS/Tycho2 system with respect to extragalactic system // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 2011. 416. P. 403—408.
- 8. Fedorov P. N., Akhmetov V. S., Bobylev V. V., Baikova A. T. An investigation of the absolute proper motions of the XPM catalogue // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 2010. 406. P. 1734—1744.
- Fedorov P. N., Akhmetov V. S., Bobylev V. V., Gontcharov G. A. The XPM catalogue as a realization of the ICRS in optical and near-infrared ranges of wavelengths // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. — 2011. — 415. — P. 665—672.
- Fedorov P. N., Myznikov A. A., Akhmetov V. S. The XPM Catalogue: absolute proper motions of 280 million stars // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. — 2009. — 393. — P. 133—138.
- 11. Finch C. T., Zacharias N., Wycoff G. L. UCAC3: Astrometric reductions // Astron. J. 2010. 139. P. 2200—2207.
- 12. Girard T. M., W. van Altena, Zacharias N., et al. The Southern proper motion program. IV. The SPM4 catalog // Astron. J. 2011. 142. 12 p.
- Hanson R. B., Klemola A. R., Jones B. F, Monet D. G. Lick Northern Proper Motion program: III. NPM2 Catalog // Astron. J. — 2004. — 128. — P. 1430—1445.
- Hög E., Fabricius C., Makarov V. V., et al. The Tycho-2 catalogue of the 2.5 million brightest stars // Astron. and Astrophys. — 2000. — 355. — P. 27—30.
- Klemola A. R., Hanson R. B., Jones B. F. Lick NPM program: NPM1 Catalog and its applications // Galactic and Solar System Optical Astrometry / Eds L. V. Morrison, G. F. Gilmore. Cambridge: Univ. Press, 1994. P. 20.
- Kovalevsky J., Lindegren L., Perryman M. A. C., et al. The HIPPARCOS catalogue as a realisation of the extragalactic reference system // Astron. and Astrophys. — 1997. — 323. — P. 620—633.
- 17. Perriman M. A. C., Lindegren L., Kovalevsky J., et al. The HIPPARCOS catalogue // Astron. and Astrophys. 1997. 323, N 1. P. 49—52.
- Platais I., Girard T. M., Kozhurina-Platais V., et al. The Southern Proper Motion program. II. A catalog at the South Galactic Pole // Astron. J. —1998. — 116. — P. 2556—2564.
- Roeser S., Demleitner M., Schilbach E. The PPMXL catalog of positions and proper motions on the ICRS. Combining USNO-B1.0 and the Two Micron All Sky Survey (2MASS) // Astron. J. — 2010. — 139, N 6. — P. 2440—2447.
- Rybka S. P., Yatsenko A. I. The GPM catalog (Rybka+, 1997—2001) // VizieR On-line Data Catalog: I/285 // Kinematics and Physics of Celestial Bodies. 1997. 13, N 5. P. 70—74.
- 21. *Skrutskie M. F., Cutri R. M., Stiening R.* The Two Micron All Sky Survey (2MASS) // Astron. J.—2006.—131, N 2.—P. 1163—1183.

- Zacharias N., Finch C., Girard T., et al. The Third US Naval Observatory CCD Astrograph Catalog (UCAC3) // Astron. J. 2010. 139, N 6. P. 2184—2199.
- Zacharias N., Urban S. E., Zacharias M. I., et al. The Fourth U. S. Naval Observatory CCD Astrograph Catalog (UCAC4) // Astron. J. — 2013. — 145. — P. 1538.

Стаття надійшла до редакції 10.12.15

П. М. Федоров¹, В. С. Ахметов¹, Г. Б. Величко¹, В. М. Шульга²

¹ Науково-дослідний інститут астрономії Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна, Харків

² Радіоастрономічний інститут Національної академії наук України, Харків

КІНЕМАТИКА ГАЛАКТИКИ ЗА ВЛАСНИМИ РУХАМИ ЗІРОК

Представлено кінематичний аналіз власних рухів зірок каталогів XPM2, PPMXL і UCAC4, який виконано на основі лінійної моделі Огородникова — Мілна. Показано, що кінематичні параметри Галактики узгоджуються в яскравій області з прийнятими МАС значеннями. Встановлено, що постійна Оорта В практично не залежить від зоряної величини, і її середнє значення дорівнює приблизно $10.5~{\rm km}\cdot{\rm c}^{-1}{\rm knr}^{-1}$. Разом з тим отримані значення постійної Оорта А виявились залежними від зоряної величини і змінюються в межах від $14.22~{\rm дo}~5~{\rm km}\cdot{\rm c}^{-1}{\rm knr}^{-1}$. Однією з причин виявленого ефекту може бути наявність рівняння блиску у власних рухах зірок використовуваних каталогів.

Ключові слова: астрометрія, каталоги, кінематика, Галактика.

P. N. Fedorov¹, V. S. Akhmetov¹, A. B. Velichko¹, V. M. Schulga²

¹Institute of Astronomy

of Kharkiv National University, Kharkiv

² Institute of Radio Astronomy,

National Academy of Sciences of Ukraine, Kharkiv

THE KINEMATICS OF THE GALAXY BY PROPER MOTIONS OF STARS

The kinematic analysis of proper motions of stars of the XPM2, PPMXL and UCAC4 catalogues, which was performed based on the linear Ogorodnikov-Milne model is present. It is shown that in the bright end of the whole magnitude interval the kinematic parameters of the Galaxy are in agreement with values accepted by the IAU. It is found that the Oort constant B is practically independent from the magnitude and its mean value is about 10.5 km·s⁻¹kpc⁻¹. At the same time, the Oort constant A depends on the magnitude and its values vary from 14.22 to 5 km·s⁻¹kpc⁻¹. One possible reason for this observed effect could be the presence of the magnitude equation in proper motions of stars of the used catalogues.

Key words: astrometry, catalogues, kinematics, Galaxy.

АЛПАТОВ Анатолій Петрович — завідувач відділу Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, доктор технічних наук, професор, Заслужений діяч науки і техніки України.

Напрям науки — системний аналіз, динаміка та керування космічними апаратами, динаміка багатокомпонентних керованих механічних систем, теорія рухливого керування, проблема космічного сміття.

АХМЕТОВ Володимир Сабірджанович — старший науковий співробітник лабораторії астрометрії та зоряної астрономії Науково-дослідного інституту астрономії Харківського національного університету ім. В. Н. Каразіна, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — астрометрія та зоряна астрономія.

БЕЗСОНОВ Євген Андрійович — молодший науковий співробітник Харківського національного університету радіоелектроніки Міністерства освіти і науки України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — моделювання іоносферних і тропосферних затримок за сигналами глобальних навігаційних супутникових систем.

БІЛОУСОВ Костянтин Георгійович — заступник головного конструктора-начальника проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, комплексів та систем Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

БОМБАРДЕЛЛІ Клаудіо — старший дослідник групи космічної динаміки при Технічному університеті Мадрида (Іспанія), доктор філософії, науковий керівник проекту LEOSWEEP.

Напрям науки — космічна динаміка, аналіз місій, орбітальний рух і космічні зв'язки.

ВАЙСЕРО Михайло Васильович — начальник групи проектного відділу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

ВЕЛИЧКО Ганна Борисівна — молодший науковий співробітник лабораторії астрометрії та зоряної астрономії Науково-дослідного інституту астрономії Харківського національного університету ім. В. Н. Каразіна.

Напрям науки — астрометрія та зоряна астрономія, астрофізика.

ГЛАДКИЙ Едуард Григорович — начальник сектору відділу системного аналізу характеристик якості Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук.

Напрям науки — математичні моделі оцінки показників польотної безпеки ракет-носіїв, нелінійні моделі оцінки параметричної надійності механічних систем ракет-носіїв.

ДАВИДЕНКО Сергій Олександрович — начальник комплексу випробувань і експлуатації ракетно-космічних комплексів, розробки систем управління і наземного технологічного устаткування Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля». Лауреат премії Кабінету Міністрів України за розробку і впровадження інноваційних технологій.

Напрям науки — проектування і розробка ракетнокосмічних комплексів, систем управління ракет і ракетносіїв, засобів автоматизації ракетних і ракетно-космічних комплексів, систем експлуатації ракетно-космічної техніки.

ДЕГТЯРЕВ Максим Олександрович — Головний конструктор напряму Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», член-кореспондент Міжнародної академії астронавтики.

Напрям науки — проектування і розробка ракетнокосмічних комплексів.

ДЕГТЯРЕВ Олександр Вікторович — Генеральний конструктор — Генеральний директор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», академік Національної академії наук України, доктор технічних наук, кандидат економічних наук, академік міжнародної академії астронавтики. Секретар українського регіонального відділення Міжнародної академії астронавтики. Лауреат Державної премії України, нагороджений орденами «За заслуги» ІІ і ІІІ ступеня.

Напрям науки — проектування, конструкція і виробництво літальних апаратів.

ДІЦЬКИЙ Ігор Володимирович — молодший науковий співробітник Харківського національного університету радіоелектроніки Міністерства освіти і науки України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — методи і алгоритми обробки фазових спостережень глобальних навігаційних супутникових систем.

ЄМЕЦЬ Адель Іванівна — молодший науковий співробітник Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрям науки — космічна геодинаміка.

ЖАЛІЛО Олексій Олександрович — старший науковий співробітник Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — технології точного позиціонування і навігації за сигналами глобальних навігаційних супутникових систем.

ЗАНІМОНСЬКИЙ Євген Михайлович — науковий співробітник Радіоастрономічного інституту Національної академії наук України, Харків, доктор філософії.

Напрям науки — дослідження властивостей середовища поширення сигналів глобальних навігаційних супутникових систем.

КАВУН Василь Вікторович — начальник сектору проектного відділу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

КАШАНОВ Олександр Єрикович — заступник Генерального конструктора із наукової і навчальної роботи Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук, академік Міжнародної академії астронавтики, заслужений працівник промисловості України.

Напрям науки — ракетно-космічна техніка.

МАКАРОВ Олександр Леонідович — заступник Генерального директора Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля» по питаннях створення і експлуатації космічних апаратів і супутникових систем, кандидат технічних наук, академік Міжнародної академії астронавтики.

Напрям науки — проектування і розробка ракетнокосмічних комплексів, космічних апаратів і супутникових систем.

МАСЛЕЙ Володимир Микитович — Головний конструктор-начальник проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, комплексів та систем Державно-

го підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

МОСКАЛЬОВ Сергій Ігорович — начальник відділу проектування космічних апаратів та космічних комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Півленне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

СІРЕНКО Володимир Миколайович — заступник головного конструктора Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля» з питань балістики, динаміки, аеродинаміки, газодинаміки, навантажень і міцності — начальник комплексу. Кандидат технічних наук, лауреат Державної премії України, Лауреат премії Ленінського комсомолу, Заслужений працівник промисловості України.

Напрям науки — проектування і розробка ракетнокосмічних комплексів, космічних апаратів і супутникових систем.

СНЄГІРЬОВ Максим Георгійович — начальник групи сектора динаміки Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — проектування і розробка ракетнокосмічних комплексів, космічних апаратів і супутникових систем.

ТИХОНОВ Валерій Леонідович — провідний фахівець з інерціальних систем навігації Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — проектування і розробка ракетнокосмічних комплексів, космічних апаратів і супутникових систем.

ФЕДОРОВ Петро Миколайович — завідувач лабораторії астрометрії та зоряної астрономії Науково-дослідного інституту астрономії Харківського національного університету ім. В. Н. Каразіна, доктор фізико-математичних наук, професор, лауреат премії ім. Є. П. Федорова Національної академії наук України.

Напрям науки — астрометрія та зоряна астрономія.

ХОРОШИЛОВ Сергій Вікторович — провідний науковий співробітник Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, доктор технічних наук, старший науковий співробітник.

Напрям науки — динаміка та керування космічними апаратами, керування великими космічними конструкціями, теорія адаптивного та робастного керування, проблема космічного сміття. **ШЕХОВЦОВ Володимир Степанович** — керівник відділу Дніпропетровського філіалу Національного інституту стратегічних досліджень, радник Генерального конструктора Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», доктор технічних наук. Лауреат державної премії України. Член секції Ради НАНУ по космічних дослідженнях.

Напрям науки — проектування, конструкція і виробництво літальних апаратів.

ШОВКОПЛЯС Юрій Анатолійович — заступник головного конструктора-начальника проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, комплексів та систем

Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

ШУЛЬГА Валерій Михайлович — заступник директора Радіоастрономічного інституту Національної академії наук України, академік Національної академії наук України, професор. Лауреат Державної премії України, премії ім. М. П. Барабашова Національної академії наук України.

Напрям науки — астрофізика та радіоастрономія.

```
Аврамов К. В., Чернобрывко М. В., Батутина Т. Я., Дег-
  тяренко П. Г., Тонконоженко А. М. Динамическая не-
 устойчивость обтекателей ракет // Космічна наука і
  технологія. — 2015. — 21, № 1. — С. 10—14.
Алпатов А. П., Бомбарделли К., Хорошилов С. В. Кон-
  цепция активного удаления космического мусора //
  Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 6. -
  C. 56-61.
Альперт С. I. - див. Попов М. О.
Андрющенко Л. А. — див. Дудник А. В.
Апостолов O. A. — див. Лялько B. I. (a)
Апостолов O. A. — див. Лялько B. I. (б)
Артеменко О. А. Особливості регуляції клітинного
  циклу рослин в умовах зміненої гравітації //
  Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 5. —
  C. 108-112.
Ахметов В. С. — див. Федоров П. Н.
Бабий Н. А. — див. Кунцевич В. М.
Бабик Ю. В. — див. Вавилова І. Б.
Бару Н. А., Колосков А. В., Ямпольский Ю. М. Эффект
  расщепления модовой структуры ионосферного аль-
  веновского резонатора // Космічна наука і техноло-
  гія. — 2015. — 21, № 1. — С. 58—63.
Басараб Р. М. — див. Куссуль Н. М.
Батутина Т. Я. — див. Аврамов К. В.
Батутіна Т. Я. — див. Шульженко М. Г.
Безсонов 𝓔. 𝑃. — див. Луценко В. І.
Белоусов К. Г. — див. Зайцева А. Ю.
Белоусов К. Г., Вайсеро М. В., Кавун В. В., Маслей В. Н.,
  Москалев С. И., Шовкопляс Ю. А. Концепция бес-
  корпусной платформы для проведения космических
  экспериментов // Космічна наука і технологія. —
  2015. - 21, No 6. - C. 20-27.
Беспалова А. В. — див. Черемних О. К. (б).
Бессонов Е. А. — див. Жалило А. А.
Білінський А. І. — див. Шульга О. В.
Благодир Я. Т. — див. Шульга О. В. Бовчалюк А. П. — див. Синявський І. І.
Бойко Р. С., Даневич Ф. А., Зуєва О. В., Кобичев В. В., Ко-
  бичева Л. М., Кобичев Р. В., Кропив'янський Б. М., Мо-
  кіна В. М., Пода Д. В., Поліщук О. Г., Тимошенко А. І.,
  Третяк В. І., Черняк Д. М. Дослідження властивостей
  нейтрино і пошуки ефектів за рамками стандартної
  моделі частинок // Космічна наука і технологія. —
  2015. - 21, No 4. - C. 44-50.
Бомбарделли К. — див. Алпатов А. П.
Бонкала Я. — див. Дудник А. В.
Борисов А. А. — див. Назарова А. Г.
Борисова Т. О. — див. Назарова А. Г.
Браженко А. І. — див. Калініченко М. М.
```

```
Бриков В. О. Біоенергетика рослинних клітин в умовах
  мікрогравітації // Космічна наука і технологія. —
  2015. - 21, No 4. - C. 84-93.
Бубнов І. М. — див. Станіславський О. О.
Буско Т. О. — див. Якубовський Д. А.
Вавилова І. Б., Іващенко Г. Ю., Бабик Ю. В., Сергієн-
  ко О. М., Добричева Д. В., Торбанюк О. О., Василен-
  ко А. А., Пулатова Н. Г. Астрокосмічні бази даних для
  досліджень мультихвильових і космологічних власти-
  востей позагалактичних об'єктів // Космічна наука і
  технологія. — 2015. — 21, № 5. — С. 94—107.
Вайсеро М. В. — див. Белоусов К. Г.
Ваколюк M. B. — див. Лялько В. I.
Василенко А. А. — див. Вавилова І. Б.
Величко Г. Б. — див. Федоров П. Н.
Відьмаченко А. П., Іванов Ю. С., Синявський І. І. Розробка
  поляризатора зображувального поляриметра на осно-
  ві поляризаційних плівок // Космічна наука і техно-
  логія. — 2015. — 21, № 4. — С. 19—23.
Вовчик ℳ. Б. — див. Шульга О. В.
Волков В. С. — див. Лобанов Л. М.
Волосов В. В. — див. Кунцевич В. М.
Вольвач Я. С. — див. Станіславський О. О.
Воробйова Т. В. — див. Кордюм €. Л.
Воронова О. О. — див. Назарова А. Г.
Гала І. В., Козак Л. В. Грозові розряди в атмосфері
  Землі // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21,
  № 3. - C. 18-26.
Галабурда Д. А. — див. Зайцева А. Ю.
Гармаш К. П., Чорногор Л. Ф. Результати спостережень
  динамічних процесів в іоносфері, що супроводжують
  вплив акустичного випромінювання на приземну ат-
  мосферу // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21,
  № 1. - C. 54-57.
Гладкий Э. Г. Определение зон опасности в районах
  падения отделяющихся частей ракеты-носителя с
  учетом неопределенности высоты их первоначального
  разрушения // Космічна наука і технологія. — 2015. —
  21, \mathbb{N}_{2} 6. — C. 49—55.
Гламаздин В. В. — див. Кириленко А. А.
Гонтаровський П. П. — див. Шульженко М. Г.
Гордиец И. Н. — див. Конох В. И.
Грахов В. П. — див. Кордюм €. Л.
Гримальський В. В. — див. Черемних О. К.
Губарев В. \Phi. — див. Кунцевич В. М.
Давиденко С. А. — див. Дегтярев А. В. (б)
```

Даневич Φ . *А*. — див. Бойко Р. С.

Данилевський В. О. — див. Синявський І. І.

Данилків І. С. — див. Лобачевська О. В.

Дегтярев А. В., Дегтярев М. А. Методологические аспекты проектирования и разработки ракетно-космических комплексов в международной кооперации // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 5. — С. 7—17 (а).

Дегтярев А. В., Дегтярев М. А., Давиденко С. А., Макаров А. Л., Снегирев М. Г., Сиренко В. Н., Тихонов В. Л., Шеховцов В. С. О возможности построения бесплатформенных систем управления ракетносителей с использованием аппаратуры спутниковой навигации GPS // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 6. — С. 3-12 (б).

Дегтярев М. А. — див. Дегтярев А. В. (a).

Дегтяренко П. Г. — див. Аврамов К. В.

Демченко В. Ф., Федоров О. П. Особливості управління структурою твердіння в невагомості методами спрямованої кристалізації з накладенням вібраційного впливу // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 2. — С. 73—80.

Демьяненко П. А., Зиньковский Ю. Ф. Волоконно-оптические датчики с импульсной модуляцией оптического потока // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 4. — С. 3—18.

Дицкий И. В. — див. Жалило А. А.

Діцький І. В. — див. Луценко В. І.

Добричева Д. В. — див. Вавилова І. Б.

Доровський В. В. — див. Калініченко М. М.

Доровський В. В. — див. Станіславський О. О.

Дуванський А. В., Соснін М. Г., Хируненко Л. І. Радіоелектронні елементи з підвищеною стійкістю до впливу космічного випромінювання // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 2. — С. 34—35.

Дугін С. С. — див. Лялько В. І. (б).

 $Дудкін \Phi$. Л. — див. Корепанов В. ϵ .

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 // Космічна наука і технологія. — $2015. - 21, \, \mathbb{N} \, 2. - \mathrm{C}. \, 3-14.$

Емец А. И. — див. Жалило А. А.

Ермоленко Е. А., Удовиченко Т. А. Разработка рыночных стратегий на рынке спутниковых технологий по результатам маркетинговых исследований и анализа привлекательности сегментов рынка // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 5. — C. 112—120.

Ефименко Н. В., Луценко Н. В., Паромова Т. А. Быстрые вращения космического аппарата посредством минимально-избыточной системы гиродинов // Космічна наука і технологія. — 2015. — **21**, № 5. — С. 47—55.

Єлістратова Л. О. — див. Лялько В. І. (а). *Єлішев В. П.* — див. Шульга О. В.

Жалило А. А., Емец А. И., Бессонов Е. А., Дицкий И. В., Занимонский Е. М. Построение и валидация региональной модели полного электронного содержания ионосферы с использованием двухчастотных фазовых наблюдений в сетях перманентных ГНСС-станций // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 6. — С. 28—48.

Жаліло О. О. — див. Луценко В. І.

Живолуб Е. Л., Лариончик В. Н., Перепеченко Б. И., Федоров О. П. Наземная отработка космического эксперимента МОРФОС-В — экспериментальное исследование динамики поверхности раздела фаз при направленном затвердевании модельного сплава на основе сукцинонитрила // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 3. — С. 63—68.

Жолобак Γ . M. — див. Лялько В. І. (б).

Жук І. Т. — див. Черемних О. К.

Жупанов І. В. — див. Кордюм €. Л.

Зайцев Б. П. — див. Шульженко М. Г. Зайцев С. С. — див. Зайцева А. Ю.

Зайцева А. Ю., Маслей В. Н., Галабурда Д. А., Белоусов К. Г., Москалев С. И., Зайцев С. С., Шовкопляс Ю. А. Электрореактивный буксир для межорбитальной транспортировки космических аппаратов // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, N 2. — 2.24-27.

Зайцевский И. Л. — див. Дудник А. В.

Занимонский Е. М., Ямпольский Ю. М., Лисаченко В. Н., Пазнухов А. В., Коленов Д. Ю., Колосков А. А. Многопозиционная диагностика среднеширотной ионосферы по данным региональной сети приемников ГНСС // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 1. — С. 77—83.

Занимонский Е. М. — див. Жалило А. А. Захаренко В. В. — див. Станіславський О. О. Зелінський С. О. — див. Яценко В. О. Зєлик Я. І. — див. Лялько В. І. (б). Зиньковский Ю. Ф. — див. Демьяненко П. А. Зуєва О. В. — див. Бойко Р. С.

Иванов Ю. С., Синявский И. И., Сосонкин М. Г. Оптическая схема эшеле-спектрометра MIR для миссии ЭкзоМарс // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 3. — С. 69—73.

Іванов Ю. С. — див. Відьмаченко А. П.

Іванов Ю. С. — див. Синявський І. І.

Івантишин О. Л. — див. Черемних О. К. (а).

Іващенко Г. Ю. — див. Вавилова І. Б.

Івченко В. Н. — див. Черемних О. К. (а).

Кавун В. В. — див. Белоусов К. Г.

Кайдаш В. Г., Шкуратов Ю. Г., Корохин В. В. Космическая фотометрия высокого разрешения как метод выявления аномалий структуры лунной поверхности // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 5. — C. 75—89.

Калініченко М. М., Коноваленко О. О., Яцків Я. С., Литвиненко Л. М., Доровський В. В., Браженко А. І., Ольяк М. Р., Литвиненко О. О., Мельник В. М. Дослідження радіовипромінювання Сонця, збурень сонячного вітру та іоносфери Землі з допомогою української системи декаметрових радіотелескопів УРАН та космічних апаратів // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 3. — C. 3—8.

Кара І. В. — див. Шульга О. В.

Карвацкий А. Я., Пулинец И. В., Лазарев Т. В., Педченко А. Ю. Численное моделирование сверхзвукового обтекания клина с применением свободного открытого программного кода OpenFOAM // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 2. — С. 47—52.

Катькова Е. В. — див. Родионова Н. В.

Кашанов А. Э. Оценка влияния внешних воздействующих факторов на разработку ракетных комплексов // Космічна наука і технологія. — 2015. — **21**, № 6. — С. 13—19.

Кириленко А. А., Перов А. О., Скресанов В. Н., Стешенко С. А., Гламаздин В. В., Натаров М. П., Шубный А. И. Многочастотный облучатель зеркальной антенны для криогенных приемных фокальных блоков радиотелескопов VLBI2010-сети нового поколения: синтез, проектирование, эксперимент // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 4. — С. 24—31.

Кияк Н. Я. — див. Лобачевська О. В.

Кіт Н. А. — див. Лобачевська О. В.

Клименко О. М. — див. Кордюм \mathfrak{C} . Л.

Клименко Ю. О. — див. Яценко В. О.

Клименко Ю. О., Мамуня Є. П., Левченко В. В., Семенів О. В., Пруцко Ю. В., Яценко В. О. Нові нанокомпозитні матеріали для електромеханічних космічних давачів // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 3. — С. 59—62.

Кобичев В. В. — див. Бойко Р. С.

Кобичев Р. В. — див. Бойко Р. С.

Кобичева Л. М. — див. Бойко Р. С.

Ковалинский М. — див. Дудник А. В.

Коваль А. О. — див. Станіславський О. О.

Козак Л. В., Костик Р. І., Черемних О. К., Прохоренков А. С. Прояви процесів самоорганізації плазми в атмосфері Сонця та навколоземному просторі // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 4. — С. 66—80.

Козак Л. В. — див. Гала І. В.

Козак Л. В. — див. Козак П. М.

Козак Л. В. — див. Черемних О. К. (а).

Козак П. М., Козак Л. В. Метод фотометрії слабких метеорів та штучних супутників Землі із спостережень з телевізійними системами суперізокон // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 1. — С. 38—47.

Козирев Є. С. — див. Шульга О. В.

Козлова А. О. — див. Лялько В. І. (б).

Коленов Д. Ю. — див. Занимонский Е. М.

Колосков А. А. — див. Занимонский Е. М.

Колосков А. В. — див. Бару Н. А.

Колотій А. В. — див. Куссуль Н. М.

Коноваленко О. О. — див. Калініченко М. М.

Коноваленко О. О. — див. Станіславський О. О.

Конох В. И., Гордиец И. Н. Пневмонасосная подача компонентов топлива в жидкостных ракетных двигателях и энергетических установках // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 5. — С. 35—41.

Кордюм Є. Л., Недуха О. М., Грахов В. П., Мельник А. К., Воробйова Т. В., Клименко О. М., Жупанов І. В. Дослідження впливу модельованої мікрогравітації на біліпідний шар цитоплазматичної мембрани рослинних клітин // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 3. — C. 40—47.

Корепанов В. Є., Лукенюк А. А., Проненко В. О., Дудкін Ф. Л., Марусенков А. А., Розробка комплексу апаратури для перспективних космічних досліджень // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 2. — С. 15—26.

Корохин В. В. — див. Кайдаш В. Г.

Костик Р. І. — див. Козак Л. В.

Кочкодан О. О. — див. Яценко В. О.

Кошкін М. I. — див. Шульга О. В.

Кошовий В. В. — див. Черемних О. К. (a).

Кравчук С. Г. — див. Шульга О. В.

Краснопір О. В. — див. Лялько В. І. (б).

Кривенко О. В., Лауш А. Г., Луценко В. І., Луценко І. В., Попов Д. О., Попов І. В., Соболяк О. В. Використання випромінювань штучних супутників Землі та телевізійних центрів для дослідження атмосферних процесів // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 3. — С. 83—90.

Крисанова Н. В. — див. Назарова А. Г.

Кропив'янський Б. М. — див. Бойко Р. С.

Крючков ℳ *I*. — див. Черемних О. К. (б).

Kудак В. I. — див. Шульга О. В.

Kуліченко M. O. — див. Шульга O. В.

Кунцевич В. М., Палагин А. В., Губарев В. Ф., Бабий Н. А., Волосов В. В., Лисовый А. Н., Мельничук С. В., Опанасенко В. Н., Шевченко В. Н. Разработка робастных методов прецизионного управления ориентацией малых космических аппаратов и их реализации на проблемно ориентированных процессорах // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 1. — С. 3—9.

Курбатов Е. В. — див. Дудник А. В.

Куссуль Н. М., Шелестов А. Ю., Скакун С. В., Басараб Р. М., Яйлимов Б. Я., Лавренюк М. С., Колотій А. В., Ящук Д. Ю. Ретроспективна регіональна карта земного покриву для України: методологія побудови та аналіз результатів // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 3. — С. 31—39.

Лавренюк М. С. — див. Куссуль Н. М.

Ладиков-Роев Ю. П., Логинов А. А., Черемных О. К. Влияние вибраций на процесс кристализации в условиях космического эксперимента // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 2. — C. 81—85.

Лазарев Т. В. — див. Карвацкий А. Я.

Лауш А. Г. — див. Кривенко О. В.

Лауш А. Γ . — див. Луценко В. I.

Левченко В. В. — див. Клименко Ю. О.

Лисаченко В. Н. — див. Занимонский Е. М.

Лимаренко Р. А. — див. Тараненко В. Б.

Лисовый А. Н. — див. Кунцевич В. М.

Литвиненко Л. М. — див. Калініченко М. М.

Литвиненко О. О. — див. Калініченко М. М.

Лихолит Н. И. — див. Тягур В. М.

Лобанов Л. М., Волков В. С. Створення та дослідження конструкцій перетворюваного об'єму космічного

```
призначення // Космічна наука і технологія. —
                                                           Мащенко А. Н. — див. Макаренко А. А.
  2015. - 21, No 4. - C. 32-38.
                                                           Мезенцев В. П. — див. Черемних О. К. (a).
Лобачевська О. В., Хоркавців Я. Д., Кияк Н. Я., Кіт Н. А.,
                                                           Меланченко О. Г. — див. Тараненко В. Б.
 Данилків І. С. Гравіморфогенез гаметофіту мохів //
                                                           Мельник А. К. — див. Кордюм €. Л.
  Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 4. —
                                                           Мельник В. М. — див. Калініченко М. М.
  C. 94-102.
                                                           Мельник М. Е. — див. Черемних О. К. (a).
Логинов А. А. — див. Ладиков-Роев Ю. П.
                                                           Мельничук С. В. — див. Кунцевич В. М.
Лукенюк A. A. — див. Корепанов В. €.
                                                           Милостна К. Ю. — див. Станіславський О. О.
\dot{\it Лукенюк} А. А. — див. Синявський І. І.
                                                           Митиков Ю. А. Математическое моделирование пара-
Луценко В. І., Попов Д. О., Лауш А. Г., Яценко В. О.,
                                                             метров сверххолодной системы наддува топливного
  Жаліло О. О., Діцький І. В., Безсонов Є. А. Визначен-
                                                             бака с керосином // Космічна наука і технологія. —
                                                             2015. - 21, No 5. - C.42-46.
  ня орієнтації, координат, взаємного положення та
                                                           Мищенко А. В. — див. Маслова А. И.
  параметрів руху об'єктів у космосі з використанням
  ГНСС-технологій // Космічна наука і технологія. —
                                                           Міліневський Г. П. — див. Синявський І. І.
  2015. - 21, No 2. - C.40-46.
                                                           Міщенко М. І. — див. Синявський І. І.
                                                           Мовчан Д. М. — див. Лялько В. І. (б).
Луценко B. I. — див. Кривенко О. В.
Луценко І. В. — див. Кривенко О. В.
                                                           Мокіна В. М. — див. Бойко Р. С.
                                                           Москалев С. И. — див. Белоусов К. Г.
Луценко H. B. — див. Ефименко H. B.
Любич І. В. — див. Шульга О. В.
                                                           Москалев С. И. — див. Зайцева А. Ю.
Лялько В. І., Єлістратова Л. О., Апостолов О. А. По-
  рівняльні дослідження посухи за супутниковими та
                                                           Набівач В. І. — див. Лялько В. І. (б).
  метеорологічними індексами на прикладі 2007 року в
                                                           Назарова А. Г., Позднякова Н. Г., Воронова О. О., Чуні-
  Україні // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21,
                                                             хін О. Ю., Піскова М. В., Пастухов А. О., Борисов А. А.,
  № 3. — C. 27—30 (a).
                                                             Крисанова Н. В., Борисова Т. О. Оцінка біомодулятор-
Лялько В. І., Попов М. О., Яценко В. О., Сахацький О. I.,
                                                             них властивостей та нейротоксичності аналогу місяч-
  Станкевич С. А., Зєлик Я. І., Козлова А. О., Мов-
                                                             ного ґрунту // Космічна наука і технологія. — 2015. —
  чан Д. М., Жолобак Г. М., Набівач В. І., Семенів О.
                                                             21, \mathbb{N}_{2} 4. — C. 103—111.
                                                           Натаров М. П. — див. Кириленко А. А.
  В., Підгородецька Л. В., Апостолов О. А., Дугін С. С.,
  Пєстова І. О., Семко І. Д., Ваколюк М. В., Красно-
                                                           He∂уха O. M. — див. Кордюм Є. Л.
 пір О. В. Розробка методів дистанційного оцінювання
                                                           Нестеренко О. Н. — див. Родионова Н. В.
                                                           Новиков А. В., Ткаченко В. Д. Подготовка инженерных
  біофізичних параметрів лісових рослинних угрупо-
  вань та агрофітоценозів у межах різних ландшафтно-
                                                             кадров для ракетно-космической отрасли: системный
  кліматичних зон території України // Космічна наука і
                                                             подход и взаимодействие // Космічна наука і техноло-
 технологія. — 2015. — 21, № 4. — С. 81—83 (б) .
                                                             гія. — 2015. — 21, № 5. — С. 121—124.
                                                           Ногач Р. Т. — див. Черемних О. К. (a).
Mажаєв О. E. — див. Шульга О. В.
Макаренко А. А., Мащенко А. Н., Шевцов Е. И. Создание
                                                           Ольяк М. Р. — див. Калініченко М. М.
  современных средств интеграции космических аппа-
                                                           Опанасенко В. Н. — див. Кунцевич В. М.
  ратов с ракетой-носителем // Космічна наука і техно-
 логія. — 2015. — 21, № 5. — С. 18—23.
                                                           Пазнухов А. В. — див. Занимонский Е. М.
Макаров А. Л. — див. Дегтярев А. В. (б)
                                                           Палагин А. В. — див. Кунцевич В. М.
Малетин Ю. А. — див. Яценко В. О.
                                                           Паромова Т. А. — див. Ефименко Н. В.
Малишева Н. Р., Семеняка В. В., Стельмах О. С. Забез-
                                                           Пастухов А. О. — див. Назарова А. Г.
  печення міжнародно-правової охорони космічного
                                                           \Piедченко А. HО. — див. Карвацкий А. Я.
                                                           Перепеченко Б. И. — див. Живолуб Е. Л.
  простору від засмічення // Космічна наука і техноло-
  гія. — 2015. — 21, № 2. — С. 86—88.
                                                           Перов А. О. — див. Кириленко А. А.
                                                           \Piєстова І. О. — див. Лялько В. І. (б).
Мамуня \mathcal{E}. \Pi. — див. Клименко Ю. О.
                                                           Пироженко А. В. — див. Маслова А. И.
Мартинюк-Лотоцький К. А. — див. Шульга О. В.
Мартиш \mathcal{E}. B. — див. Тараненко В. Б.
                                                           Підгородецька Л. В. — див. Лялько В. І. (б).
Марусенков А. А. — див. Корепанов В. €.
                                                           Піскова М. В. — див. Назарова А. Г.
Маслей В. Н. — див. Белоусов К. Г.
                                                           Пода Л. В. — лив. Бойко Р. С.
Маслей В. Н. — див. Зайцева А. Ю.
                                                           Подорван В. М. — див. Попов М. О.
Маслова А. И., Мищенко А. В., Пироженко А. В., Хра-
                                                           Позднякова Н. Г. — див. Назарова А. Г.
  мов Д. А. Исследования закономерностей динами-
                                                           Поліщук О. \Gamma. — див. Бойко Р. С.
  ки электродинамической космической тросовой
                                                           Попов Д. О. — див. Кривенко О. В.
  системы для определения возможности создания
                                                           Попов Д. О. — див. Луценко В. I.
  высокоэффективного устройства пассивного увода
                                                           Попов І. В. — див. Кривенко О. В.
                                                           Попов М. О., Подорван В. М., Альперт С. І. Метод класи-
  космического мусора с низких околоземных орбит //
  Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 1. —
                                                             фікування гіперспектральних космічних зображень з
```

C. 20—24.

використанням комбінаційного правила Демпстера //

Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 1. — С. 25—37.

Попов М. О. — див. Лялько В. І. (б).

Потапов А. М. Композиты: перспективы использования в ракетно-космической технике // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 5. — C. 69—74.

Прокопчук А. А., Шульга В. А. Линейка перспективных жидкостных ракетных двигателей ГП «КБ «Южное» для создания новых семейств ракет-носителей // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 5. — С. 28—34.

Проненко В. О. — див. Корепанов В. €. Протасова Т. В. — див. Шульженко М. Г. Прохоренков А. С. — див. Козак Л. В. Пруцко Ю. В. — див. Клименко Ю. О. Пулатова Н. Γ . — див. Вавилова І. Б.

Рапопорт Ю. Г. — див. Черемних О. К. (a).

Резниченко Н. П. — див. Шувалов В. А.

Пулинец И. В. — див. Карвацкий А. Я.

Родионова Н. В., Катькова Е. В., Нестеренко О. Н., Скрипченко Е. В. Структурно-функциональные изменения в клетках костной ткани в условиях космического полета // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 3. — С. 48—53.

Розенбуш В. К. — див. Синявський І. І. Романюк Я. О. — див. Шульга О. В.

Савченко Д. О. — див. Якубовський Д. А. Сахацький О. I. — див. Лялько В. І. (б).

Селіванов Ю. О. — див. Черемних О. К. (а).

Семенів О. В. — див. Клименко Ю. О.

Семенів О. В. — див. Лялько В. І. (б).

Семеняка В. В. — див. Малишева Н. Р.

Семко І. Д. — див. Лялько В. І. (б).

Сергієнко О. М. — див. Вавилова І. Б.

Сибірякова ϵ . С. — див. Шульга О. В.

Сильвестер Я. — див. Дудник А. В.

Синявский И. И. — див. Иванов Ю. С.

Синявський І. І., Міліневський Г. П., Іванов Ю. С., Сосонкін М. Г., Данилевський В. О., Розенбуш В. К., Бовчалюк А. П., Лукенюк А. А., Міщенко М. І. Методика, апаратне забезпечення та валідація супутникових досліджень атмосферного аерозолю: перші результати підготовки до космічного експерименту АЕРОЗОЛЬ-UA // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, $N \ge 3$. — С. 9—17.

Синявський І. І. — див. Відьмаченко А. П.

Сиренко В. Н. — див. Дегтярев А. В. (б).

Скакун С. В. — див. Куссуль Н. М.

Скресанов В. Н. — див. Кириленко А. А.

Скрипник Ю. Д. — див. Стрижало В. О.

Cкрипченко E. B. — див. Родионова H. В.

Снегирев М. Г. — див. Дегтярев А. В. (б).

Соболяк О. В. — див. Кривенко О. В.

Соснін М. Г. — див. Дуванський А. В.

Сосонкин М. Γ . — див. Иванов Ю. С.

Сосонкін М. Γ . — див. Синявський І. І.

Станіславський О. О., Коноваленко О. О., Захаренко В. В., Бубнов І. М., Вольвач Я. С., Доровський В. В., Коваль А. О., Милостна К. Ю. Скоординовані синхронні спостереження об'єктів сонячної системи методами наземно-космічної низькочастотної радіоастрономії // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 4. — С. 51—55.

Станкевич С. А. — див. Лялько В. І. (б).

Стельмах О. С. — див. Малишева Н. Р.

Стешенко С. А. — див. Кириленко А. А.

Стрижало В. О., Скрипник Ю. Д. Експериментальні засоби дослідження циклічної втоми конструкційних матеріалів космічного призначення // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 4. — С. 39—43.

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 наука і технологія. — 2015. — 21, № 2. — С. 53—55.

Тарасов В. А. — див. Дудник А. В.

Терпан С. С. — див. Шульга О. В.

Тимошенко А. І. — див. Бойко Р. С.

Тихонов В. Л. — див. Дегтярев А. В. (б).

Ткаченко А. И. О координатной привязке наземных объектов по космическим снимкам // Космічна наука і технологія. — 2015. — **21**, № 2. — С. 65—72.

Ткаченко В. Д. — див. Новиков А. В.

Токмак Н. А. — див. Шувалов В. А.

Тонконоженко А. М. — див. Аврамов К. В.

Топольніков В. О. — див. Тараненко В. Б.

Торбанюк О. О. — див. Вавилова І. Б.

Третяк В. І. — див. Бойко Р. С.

Тягур В. М., Лихолит Н. И. Трехзеркальный анастигматический квазиортоскопический объектив с внеосевым полем зрения // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 2. — C. 27—33.

Удовиченко T. A. — див. Ермоленко Е. А.

 Φ едоренко А. К. — див. Черемних О. К. (б).

 Φ едоров О. П. — див. Демченко В. Φ .

 Φ едоров О. П. — див. Живолуб Е. Л.

Федоров П. Н., Ахметов В. С., Величко Г. Б., Шульга В. М. Кинематика галактики по собственным движениям звезд // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 6. — С. 62—67.

Хируненко Л. І. — див. Дуванський А. В. *Хода О. А.* Центр анализа ГНСС-данных ГАО НАН Украины: результаты обработки наблюдений для GPS-недель 1400-1631 // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 2. — С. 56-64.

Хода О. А. Определение координат восточноевропейских перманентных ГНСС-станций по данным наблюдений для GPS-недель 1632—1708 // Космічна наука і технологія. — 2015. — **21**, № 4. — С. 56—65.

Хоркавців Я. Д. — див. Лобачевська О. В.

Хорошилов С. В. — див. Алпатов А. Π .

Храмов Д. А. — див. Маслова А. И.

Черемних О. К., Гримальський В. В., Івантишин О. Л., Івченко В. Н., Козак Л. В., Кошовий В. В., Мезенцев В. П.,

Мельник М. Е., Ногач Р. Т., Рапопорт Ю. Г., Селіванов Ю. О., Жук І. Т. Експериментальні та теоретичні дослідження штучної акустичної модифікації атмосфери та іоносфери // Космічна наука і технологія. — 2015. - 21, No 1. - C. 48-53 (a). Черемних О. К., Федоренко А. К., Крючков \mathcal{C} I., Черемних С. О., Беспалова А. В. Експериментальні та теоретичні дослідження резонансних явищ в магнітосферно-іоносферній плазмі // Космічна наука і технологія. — 2015. — **21**, № 1. — С. 64—69 (б). *Черемних О. К.* — див. Козак Л. В. 4 Ремных О. К. — див. Ладиков-Роев Ю. П. *Черемних С. О.* — див. Черемних О. К. (б). *Чернобрывко М. В.* — див. Аврамов К. В. Черняк Д. M. — див. Бойко Р. С. Чолій В. Я. До питання про точність моделей гравітаційного поля Землі // Космічна наука і технологія. — 2015. - 21, No 1. - C. 70 - 76. *Чорногор Л.* Φ . — див. Гармаш К. П. *Чуніхін О. Ю.* — див. Назарова А. Г. **Ш**акун Л. С. — див. Шульга О. В. *Шевцов Е. И.* — див. Макаренко А. А. *Шевченко В. Н.* — див. Кунцевич В. М. *Шелестов А. Ю.* — див. Куссуль Н. М. Шендерук С. Г. — див. Корепанов В. €. *Шеремет І. В.* — див. Шульженко М. Г. *Шеховцов В. С.* — див. Дегтярев А. В. Шкуратов Ю. Г. — див. Кайдаш В. Г. *Шовкопляс Ю. А.* — див. Белоусов К. Г. Шовкопляс Ю. А. — див. Зайцева А. Ю. Шубный А. И. — див. Кириленко А. А. Шувалов В. А., Токмак Н. А., Резниченко Н. П. Деградация полимерных пленок космических аппаратов при длительном воздействии потоков атомарного кислорода и вакуумного ультрафиолетового излучения // Космічна наука і технологія. — 2015. — **21**, № 5. — C. 56-68.Шульга О. В., Кравчук С. Г., Сибірякова €. С., Білінський А. І., Благодир Я. Т., Вовчик Є. Б., Єпішев В. П., Кара І. В., Козирєв Є. С., Кошкін М. І., Кудак В. І., Куліченко М. О., Любич І. В., Мажаєв О. Е., Мартинюк-Лотоцький К. А., Романюк Я. О., Терпан С. С., Шакун Л. С. Розвиток Української мережі оптичних станцій УМОС як складового елементу системи контролю

навколоземного космічного простору // Космічна на-

ука і технологія. — 2015. — **21**, № 3. — С. 74—82.

Шульженко М. Г., Зайцев Б. П., Гонтаровський П. П., Протасова Т. В., Батутіна Т. Я., Шеремет І. В. Оцінка динамічної реакції вузлів системи розділення космічного апарата та носія при імпульсних навантаженнях // Космічна наука і технологія. — 2015. — 21, № 1. - C. 15-19.**Я**йлимов Б. Я. — див. Куссуль Н. М. Якубовський Д. А., Савченко Д. О., Побудова карт неба в рентгенівському діапазоні та їхнє застосування для пошуку лінії розпаду темної матерії // Космічна наука і технологія. — 2015. — **21**, № 5. — С. 90—93. Ямпольский Ю. М. — див. Бару Н. А. Ямпольский Ю. М. — див. Занимонский Е. М. 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 // Космічна наука і технологія. -2015. - 21, No 2. - C. 36-39. Яценко В. О. — див. Клименко Ю. О. Яценко В. О. — див. Луценко В. I. Яценко В. О. — див. Лялько В. І. (б). *Яценко В. О.* — див. Тараненко В. Б. Яцків Я. С. — див. Калініченко М. М. *Ящук Д. Ю.* — див. Куссуль Н. М. ХРОНІКА // Космічна наука і технологія. — 2015. — **21**, № 1. - C. 84 - 86.Demets R. — see Zaets I. de Vera J.-P. P. — see Zaets I. Haidak A. — see Zaets I. Khirunenko L. — see Zaets I. Kozyrovska N. – see Zaets I. Kukharenko O. — see Zaets I. Orlovska I. — see Zaets I. Podolich O. — see Zaets I. Rabbow E. — see Zaets I. Reva O. — see Zaets I. Rogutskyy I. — see Zaets I. Shpvlova S. — see Zaets I. Zaets I., Podolich O., Kukharenko O., Orlovska I., Haidak A., Shpylova S., Khirunenko L., Rogutskyy I., Reva O., Rab-

bow E., de Vera J.-P. P., Demets R., Kozyrovska N. Pre-

flight kombucha samples testing before exposition out-

технологія. — 2015. — 21, № 3. — С. 54—58.

board the international space station // Космічна наука і