

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ + ЗАСНОВАНО В ЛЮТОМУ 1995 р. + ВИХОДИТЬ 6 РАЗІВ НА РІК + КИЇВ

3MICT

Динаміка та керування космічними апаратами

Васильев В. В., Годунок Л. А., Деркач С. В., Матвиенко С. А. Стенд для отработки и испытаний систем взаимных из- мерений положения двух космических аппаратов	3	Vas S. 1 sur
Хорошилов С. В. Алгоритм управления относительным движением в плоскости орбиты космического аппара- та для бесконтактного удаления космического мусора	14	Kh rela ren
<i>Ефименко Н. В.</i> Явные алгоритмы настройки силовых гироскопических комплексов кратных схем в задачах управления ориентацией космического аппарата	27	<i>Yef</i> sco tro
Космічна й атмосферна фізика		Spa
<i>Черногор Л. Ф.</i> Эффективность мониторинга ката- строфических процессов космического и земного происхождения	38	Che pro
Федоренко А. К., Крючков Є. І., Черемних О. К., Жук І. Т., Войцеховська А. Д. Дослідження хвильових збурень у середньоширотній мезосфері за даними мережі ДНЧ-радіостанцій	48	Fea Zhi bai net

CONTENTS

Spacecraft Dynamics and Control

<i>Vasylyev V. V., Godunok L. A., Derkach S. V., Matviienko S. A.</i> A stand for working out and testing of mutual measurement systems for the position of two spacecraft	3
<i>Khoroshylov S. V.</i> The algorithm to control the in-plane relative motion of a spacecraft for contactless space debris removal	14
<i>Yefymenko M. V. Explicit</i> algorithms for tuning power gyroscopic complexes of multiple circuits in problems of controlling the orientation of a spacecraft	27
Space and Atmospheric Physics	
<i>Chernogor L. F.</i> Effectiveness of monitoring catastrophic processes of space and terrestrial origin	38
Fedorenko A. K., Kryuchkov E. I., Cheremnykh O. K., Zhuk I. T., Voitsekhovska A. D. Studies of wave distur- bances in the mid-latitude mesosphere on VLF radio network data	48

Дослідження Землі з космосу

Шевякіна Н. А., Трофимчук О. М., <u>Красовський Г. Я</u> , Клименко В. І. Методи і моделі космічного моніто- рингу зон впливу полігонів твердих побутових від- ходів на довкілля	62	Sheviakina N. A., Trofymchuk O. M., Krasovsky G. Y., Kli- menko V. I. Methods and models of space monitoring of zones of effect of solid domestic waste landfill on the envi- ronment	62
Соціогуманітарні аспекти космічних досліджень		Social Sciences in Space Exploration	
Малишева Н. Р., Гурова А. М. Правові форми державно- приватного партнерства для космічної галузі України та відмежування його від суміжних форм договірної співпраці	73	<i>Malysheva N. R., Hurova A. M.</i> Legal forms of public-private partnership for the space activity of Ukraine and its distinction from related forms of contractual cooperation	73
Наші автори	85	Our authors	85

Study of the Earth from Space

На першій сторінці обкладинки — Єлихівське звалище твердих побутових відходів станом на 7 жовтня 2006 р. та на 9 вересня 2013 р. (див. статтю Н. А. Шевякіної та ін. на с. 62)

Журнал «Космічна наука і технологія» включено до переліку наукових фахових видань України, в яких публікуються 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 Веб-сайт: space-scitechnjournal.org.ua Свідоцтво про реєстрацію КВ № 1232 від 2 лютого 1995 р. Перереєстровано Міністерством юстиції України 21.11.2018 р., Свідоцтво серія КВ № 23700-13540 ПР

Підписано до друку 02.04.2019. Формат 84 × 108/16. Гарн. Ньютон. Ум. друк. арк. 9,03. Обл.-вид. арк. 9,48. Тираж 101 прим. Зам. № 5579.

Оригінал-макет виготовлено і тираж віддруковано ВД «Академперіодика» НАН України вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01004

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

doi: https://doi.org/10.15407/knit2019.01.003

УДК 629.784

В. В. Васильев¹, Л. А. Годунок², С. В. Деркач², С. А. Матвиенко²

¹ Приватное акционерное общество «ЕЛМІЗ», Киев, Украина

² Приватное акционерное общество «Научно-производственный комплекс «Курс», Киев, Украина

СТЕНД ДЛЯ ОТРАБОТКИ И ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМ ВЗАИМНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПОЛОЖЕНИЯ ДВУХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Сближение КА становится одной из наиболее применяемых и одновременно наиболее сложных и ответственных операций в космосе. Разрабатываемые сегодня системы нацелены на выполнение задач сближения некооперируемых вращающихся объектов, должны обеспечить уход от столкновений и возможное дальнейшее безаварийное причаливание (захват, стыковку). Система управления сближением становится одной из наиболее ответственных, сложных и дорогостоящих систем КА. Увеличение сложности и ответственности систем сближения предъявляет новые требования к их наземной экспериментальной отработке и испытаниям. Проведен обзор замкнутых моделирующих стендов, созданных мировыми космическими компаниями, имитирующих полный цикл операций от сближения активного КА до стыковки или захвата пассивного объекта. Приведены характеристики действующего стенда Приватного акиионерного общества «Научно-производственный комплекс «Курс» и Приватного акционерного общества «ЕЛМІЗ» в части проведения электрических и механических испытаний аппаратуры системы взаимных измерений. Комплексный стенд отработки систем взаимных измерений представляет собой не только инструмент исследований и разработки новых систем взаимных измерений, но и обслуживает серийное производство этих высокосложных систем. Аппаратное укомплектование стенда позволяет проводить отработку сенсоров радиотехнического и оптического диапазонов системы взаимных измерений для сближения двух кооперируемых объектов и для сближения двух некооперируемых объектов. Рассмотрены состав, конфигурация и алгоритмы работы имитационного стенда отработки систем, использующих различные сенсоры для реализации задачи взаимных измерений положения и параметров движения активного КА, реализующего маневры сближения, и пассивного объекта. Приведена схема стенда для обеспечения испытаний оптической системы измерений.

Ключевые слова: безэховая камера, захват, испытательный стенд, космический аппарат, крен, позиционирование, симулятор, система взаимных измерений, стыковка, тангаж.

введение

За последние два десятилетия мировыми космическими компаниями накоплен богатый опыт проведения операций сближения и стыковки космических кораблей с МКС («Союз», «Прогресс», «Dragon», ATV, «Cignus»), космических аппаратов (КА) между собой, КА и различных космических объектов («Rosetta», «Astro-Next»).

Новый всплеск интереса к сложным орбитальным робототехническим операциям вызван

© В. В. ВАСИЛЬЕВ, Л. А. ГОДУНОК,

активным развитием новых видов деятельности человека в космосе [1], таких как уборка космического мусора, космический туризм, орбитальное сервисное обслуживание, строительство крупных орбитальных объектов (станций), разработка полезных ископаемых на астероидах и Луне и доставка их потребителю.

Сближение космических аппаратов становится одной из наиболее применяемых и одновременно наиболее сложных и ответственных операций в космосе. Разрабатываемые сегодня системы нацелены на выполнение задач сближе-

С. В. ДЕРКАЧ, С. А. МАТВИЕНКО, 2019



Рис. 1. Стенд EPOS 1 для моделирования относительной ориентации между двумя космическими аппаратами



Рис. 2. Стенд EPOS 2 для моделирования относительной ориентации между двумя космическими аппаратами

ния некооперируемых вращающихся объектов, должны обеспечить уход от столкновений и возможное дальнейшее безаварийное причаливание (захват, стыковку). Система управления сближением становится одной из наиболее ответственных, сложных и дорогостоящих систем КА.

Увеличение сложности и ответственности систем сближения предъявляет новые требования к их наземной экспериментальной отработке и испытаниям.

В работе [10] прямо говорится о том, что в ближайшее время в США системы управления сближением будут стандартизированы, а также будут введены стандарты отработки таких систем, без чего запуск КА, оборудованных ими, будет невозможен.

В настоящей статье рассмотрены состав, конфигурация и алгоритмы работы имитационного стенда отработки систем, использующих различные сенсоры для реализации задачи взаимных измерений положения и параметров движения активного КА, реализующего маневры сближения, и пассивного космического объекта. Стенд разработан специалистами компании Приватное акционерное общество «Научно-производственный комплекс «Курс» (Киев) и реализован в компании Приватное акционерное общество «ЕЛМІЗ» (Киев).

Разработка стендового оборудования отработки систем сближения берет свое начало с конца 1960-х гг., когда в США и Советском Союзе осуществлялись миссии «Джемини-Аджена», «Союз-Аполлон» и продолжились строительством орбитальных станций, организацией доставки экипажей и грузов на МКС кораблями «Союз», «Прогресс», ATV, HTV и кораблями многоразового использования «Шаттл». Первоначально проводилась отработка в основном стыковочного узла аппаратов.

Возникшие новые задачи потребовали разработки современного имитационного испытательного оборудования систем сближения и стыковки. К такому оборудованию следует отнести так называемые замкнутые моделирующие стенды HIL (Hardware In the Loop), имитирующие полный цикл операций от сближения до стыковки или захвата.

Так, стенд EPOS 1 (European Proximity Operations Simulator) [5-7], позволил моделировать относительную ориентацию между двумя космическими аппаратами. EPOS использует в качестве программного обеспечения комбинацию программных продуктов VxWorks и Matlab / Simulink Real-Time Workshop для создания системы управления в реальном времени (рис. 1) и обеспечивает такие значения параметров относительного движения и ориентации: расстояние — до 20 м, боковое смещение — до 1 м; крен — до 60°, тангаж до 60°, рыскание — до 15°. Он также обеспечивает максимальную линейную скорость 2 м/с, максимальную круговую скорость 180°/с. Параметры командного интерфейса стенда: командная скорость 250 Гц, собственная частота 8...10 Гц.

Стенд EPOS-2 [5, 8] (рис. 2), существенно улучшил характеристики предшественника и обеспечил:



• повышенную точность позиционирования (коэффициент 10 по сравнению с EPOS 1,0);

Photo Courtesy NSL

• возможность имитировать в 6D относительное движение макетов двух космических аппаратов в течение фазы сближения в диапазоне от 25 до 0 м;

• динамические возможности, такие как высокую скорость управляющих команд, необходимую для имитации в 6D динамического поведения контактного оборудования во время процесса стыковки;

• близкие к реальным космическим условия освещения;

• возможность монтировать и перемещать крупные макеты клиентских КА, датчиков и оборудование стыковки;

• возможность интеграции бортовых компьютеров КА;

• возможность подключения объекта с диспетчерской (модуль ТМ / ТС обмена с консолями сенсоров сближения и стыковки) и возможность управлять всем объектом в режиме реального времени.

Имитатор, который по своей природе аналогичен EPOS (рис. 3), также был разработан и в

Рис. 3. Имитатор-стенд моделирования операций сближения

настоящее время эксплуатируется в Агентстве перспективных исследований США (DARPA) и Лаборатории морских исследований (NRL). Этот симулятор известен как Стенд моделирования операций сближения (Proximity Operations Test bad (POT)). РОТ представляет собой двухплатформенный симулятор движения, которое выполняют космические аппараты в процессе сближения и стыковки с реалистичными динамическими условиями в трех измерениях [9].

Кроме того, DARPA имеет испытательный стенд Gravity Ofset Test (GOT), который построен на платформах на воздушных подушках с тремя степенями свободы. Этот симулятор специализирован для имитации динамического контакта с высокой точностью, для отработки операции захвата в условиях моделирования нулевой гравитации [9]. В дополнение к упомянутым здесь симуляторам компании такие как «Боинг» и «Локхид Мартин», также работали над собственными средствами тестирования систем сближения космических аппаратов, которые включают в себя HIL-симуляторы.

На рис. 4 показан стенд, созданный Китайской технологической Академией CAST для



Рис. 4. Стенд для отработки систем технического зрения: 1 — промышленный робот, 2 — камера робота манипулятора, 3 — визуальный маркер, 4 — компьютер кинематического эквивалента, 5 — центральный контроллер космического робота, 6 — совместный электронный симулятор, 7 — компьютер для моделирования динамики



Рис. 5. Стенд MDA



Рис. 6. Стенд отработки операций сближения и стыковки

отработки систем технического зрения, применяемых для выполнения операций сближения с орбитальной станцией и отработки операций сервисного обслуживания.

Стенд MDA [7] был разработан для космического агентства Канады (рис. 5).

Стенд отработки операций сближения и стыковки RDOTS Японского космического Агентства JAXA [8] показан на рис. 6.

КОМПЛЕКСНЫЙ СТЕНД ОТРАБОТКИ СИСТЕМ ВЗАИМНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Комплексный стенд отработки систем взаимных измерений (КСОСВИ) [4] компании ПрАО «ЕЛМІЗ» представляет собой не только инструмент исследований и разработки новых систем взаимных измерений (СВИ), но и обслуживает серийное производство этих высокосложных систем.

Структурная схема КСОСВИ приведена на рис. 7, где обозначены такие узлы:

БИП — блок имитации параметров дальности между объектами и радиальной скорости сближения;

БФОС — блок формирования ответных сигналов, предназначенный для формирования сигналов, излучаемых кооперируемым ответчиком, из сигналов, принятых от СВИ;

БЭК — безэховая камера;

ВК1 — вычислительный комплекс, состоящий из имитатора бортовой вычислительной машины (БЦВМ) и телеметрической станции (TC);

ВК2 — вычислительный комплекс управления ПУ, УПО и ИПС;

контейнер СВИ — вычислительная часть радиотехнической СВИ двух кооперируемых объектов;

ПУ — поворотное устройство;

СВЧ-коммутаторы — комплекс элементов СВИ для создания фидерных трактов СВИ, предназначен для коммутации антенных устройств СВИ в зависимости от заданных режимов работы, а также для регулирования уровней СВЧ-сигналов на входе и выходе СВИ;

УПО — устройство перемещения объектов.

Аппаратное укомплектование стенда позволяет проводить отработку следующих сенсоров систем взаимных измерений:

• радиотехнического (РТ) диапазона для сближения двух кооперируемых объектов;



Рис. 7. Структурная схема комплексного стенда отработки систем взаимных измерений

• РТ-диапазона для сближения двух некооперируемых объектов;

• оптического диапазона для сближения двух кооперируемых объектов;

• оптического диапазона для сближения двух некооперируемых объектов.

Имитация работы СВИ в условиях распространения радиоволн в космическом пространстве обеспечивается размещением СВИ, антенных устройств и макетов цели в БЭК. Взаимное расположение антенн в БЭК для испытаний СВИ радиотехнического диапазона для сближения двух кооперируемых объектов показано на рис. 8.

Для имитации угловых рассогласований между сближающимися объектами в рабочей зоне БЭК размещены ПУ с тремя степенями свободы (рис. 9) и кронштейн УПО, которое находится за стеной БЭК (рис. 10).

Фундаменты расположения устройств развязаны.

Размещение устройств СВИ на ПУ и УПО для проведения испытаний описано в таблице.

Управление устройствами ПУ и УПО для задания углов рассогласования между КА и исследуемым объектом осуществляется автоматически с аппаратной (рис. 11).

В состав КСОСВИ также входит комплекс устройств для проведения механических испытаний. Устройства для проведения механических испытаний включают в себя:

• вибростенд, обеспечивающий испытания аппаратуры массой до 100 кг в диапазоне частот от 5 до 2000 Гц и амплитудой виброускорений 1...12 g;

• ударный стенд, обеспечивающий пиковые ударные ускорения до 100 g при длительности импульса 1...20 мс.

Размещение камеры тепла/холода, обеспечивающей проведение испытаний СВИ в диапазоне рабочих температур от -5 °C до +40 °C, в экранированной зоне (рис. 12) позволяет проводить климатические испытания аппаратуры, имеющей значительные габариты.

Инженерные сооружения стенда. К инженерным сооружениям относятся капитальные сооружения с планировками под соответствующие помещения стенда:

• аппаратные площадью не менее 20 м²;

• радиоэкранированные помещения для устранения влияния посторонних излучений в диапазоне рабочих частот контрольно-испытательной аппаратуры и радиотехнической системы;

• безэховые камеры (БЭК).

Ослабление уровня мощности экранированных помещений обеспечивается на уровне не менее 70 дБ.

Цепи питания для КСОСВИ и вспомогательного оборудования подводятся извне в рабочее помещение через развязывающие фильтры, обеспечивающие ослабление уровня паразитного просачивания сверхвысокочастотных (СВЧ) сигналов на 70...60 дБ. Рабочие помещения оборудованы приточно-вытяжной вентиляцией, обеспечивающей температуру в пределах 20...30 °С.

Имитация параметров сближения. Алгоритм имитации параметров сближения задается программно с ВК2. В зависимости от характера изменения параметров сближения на стенде проводится исследования динамических и точностных характеристик измерительных каналов СВИ.

Имитация дальности между объектами осуществляется путем изменения задержки модуляционного сигнала дальности по следующему алгоритму:

• в устройстве БФОС выделяется модуляционная частота дальности принятого от бортовой аппаратуры сигнала;



Рис. 8. Взаимное расположение антенн в безэховой камере

• в устройстве БИП устанавливается значение задержки, необходимое для имитации нужной дальности, и в виде кода выдается в устройство БФОС;

• в устройстве БФОС производится задержка по фазе модуляционной частоты на значение, пропорциональное полученному коду от устройства БИП;

Размещение устройств систем взаимных измерений на поворотном устройстве и устройств перемещения объектов для проведения испытаний

Вид систем взаимных измерений	Устанавливается на поворотном устройстве	Устанавливается на устройстве перемещения объектов
РТ-диапазон для сближения двух кооперируе- мых объектов	Антенные устройства СВИ	Антенны излучения ответных сигналов
РТ-диапазон для сближения двух некоопериру- емых объектов	Макет цели	СВИ *
Оптический диапазон для сближения двух коо- перируемых объектов	Оптические мишени	СВИ
Оптический диапазон для сближения двух не- кооперируемых объектов	Макет цели	СВИ

* — антенны СВИ, если антенный и вычислительный модули СВИ разнесены.



Рис. 9. Поворотное устройство с тремя степенями свободы



Рис. 10. Кронштейн устройства перемещения объектов



Рис. 11. Аппаратная

• в устройстве БФОЗ производится модуляция задержанным по фазе сигналом излучаемого ответного сигнала.



Рис. 12. Камера тепла/холода в экранированной зоне

По аналогичному алгоритму производится имитация радиальной скорости между объектами. В зависимости от кода, полученного от устройства УДС, в устройстве ФКС в сигнал добавляется значение доплеровского сдвига частоты, пропорциональное принятому коду.

Имитация углов осуществляется путем поворота антенн СВИ относительно линии визирования (ЛВ) на заданный угол. Задание углов поворота и скорости от изменения углов устройствам ПУ производится с ВК2. Индикация заданных углов поворота и измеренных бортовой аппаратурой углов пеленга осуществляется на ВК2.

С помощью устройств ПУ и УПО обеспечивается имитация угловых рассогласований в БЭК по курсу, тангажу и крену и угловых скоростей по курсу и тангажу между КА и целью. Имитация угловых скоростей производится горизонтальным линейным перемещением УПО относительно объекта, установленного на ПУ. Скорость перемещения задается с ВК2.

Характеристики устройств стенда. С помощью устройств ПУ и УПО обеспечивается имитация угловых рассогласований в БЭК по курсу, тангажу и крену и угловых скоростей по курсу и тангажу между КА и целью.

Поворотное устройство обеспечивает разворот антенн по курсу и тангажу в пределах 0...±183° с погрешностью не более 6' и скоростью обработки углов от 0.01 до 2.80 °/с, перемещение по высоте относительно среднего положения ±150 мм. Рис. 13. Схема стенда для отработки модуля «Азимут-О»: 1 — 3D-модель КА, 2 — направляющая, 3 — направляющая для продольного перемещения (дальность), 4 — платформа (поворотная на 90°) для размещения СТЗ и ЛД, 5 — фара, 6 — осветители, 7 — мишень для проверки измерений скорости, 8 — постамент, 9 — осветители (фоновое освещение, помеха)



Скорость перемещения устройства УПО в пределах от 0.86 до 1.45 мм/с. Перемещение от среднего положения составляет ±975 мм, количество дискретных скоростей — 18, погрешность отработки — 1.5 %.

В рабочей зоне БЭК сигнал переотражения в полосе рабочих частот должен ослабляться не менее чем на 28 дБ.

Конфигурация стенда для испытаний оптических сенсоров СВИ. Для реализации процесса сближения с некооперируемыми объектами кроме радиотехнических сенсоров широко используются оптические и лазерные. В аппаратуре СВИ «Азимут» [3], разрабатываемой АО «НПК «Курс», для сближения с некооперируемым КА использована комбинированная схема, обеспечивающая на дальнем участке поиск и сближение радиотехническими средствами, а на ближнем участке — оптическими средствами. Использование современных аппаратных средств и методов обработки сигналов в аппаратуре «Азимут» потребовало модернизации существующего стенда как в части обеспечения испытаний РТС, так и в доукомплектовании стенда необходимыми устройствами для обеспечения испытаний оптической системы измерений.

На данном этапе создан стенд для проверки оптического модуля «Азимут-О» СВИ «Азимут». Модуль «Азимут-О» состоит из системы технического зрения (СТЗ) [2] и лазерного дальномера-скоростемера (ЛД). Схема стенда для отработки модуля «Азимут-О» приведена на рис. 13.

Для проведения испытаний изготовлен макет предполагаемого некооперируемого КА в масштабе 1:10 (примерно 30 × 30 × 50 см). Точность изготовления макета 0.5 мм. Макет жестко закреплен на ПУ, которое позволяет осуществлять высокоточные повороты макета вокруг трех перпендикулярных осей.

Предусмотрена возможность жесткой фиксации СТЗ и фары, освещающей объект стыковки (макет), на различных расстояниях от макета. По направляющей 3 перемещается платформа 4, обеспечивая изменение расстояния до модели КА от 5 м до 15 см. Расстояние от макета до СТЗ измеряются с помощью лазерного дальномера. На поворотной платформе 4 размещается СТЗ, ЛД и фара 5. С помощью устройства перемещения УПО обеспечивается горизонтальное перемещение СТЗ и ЛД. Платформа 4 — поворотная от 0 до 90°. При повороте платформы на 90° проводятся испытания СТЗ и ЛД при различных величинах линейных скоростей, задаваемых устройством перемещения УПО относительно мишени 7. Осветители 9 предназначены для имитации фонового освещения Земли, засветки, создания световых помех. Осветители 6 предназначены для имитации прямого освещения от Солнца и других объектов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Современный рынок космических услуг требует создания широкого спектра аппаратуры, ее отработки в кратчайшие сроки при минимальных затратах, что обязывает промышленные предприятия космической отрасли наряду с поддержкой в надлежащем техническом состоянии имеющейся производственно-технологической базы, создавать перспективную, соответствующую современным тенденциям развития техники соответствующего направления.

Комплексный стенд отработки систем взаимных измерений построен на базе стенда, используемого для проверки и испытаний аппаратуры СВИ, которая в настоящее время эксплуатируется при сближении космических кораблей серии «Союз» и «Прогресс» с МКС.

ЛИТЕРАТУРА

- 1. *Васильев В. В.* Введение в орбитальное сервисное обслуживание. — К.: «Элмис», 2013.
- 2. Губарев В. Ф., Боюн В. П., Мельничук С. В., Сальников Н. Н., Симаков В. А., Годунок Л. А. и др. Использование систем технического зрения для определения параметров относительного движения космических аппаратов // Проблемы управления и информатики. — 2016. — № 6. — С. 103—118.
- 3. *Концепция* построения комплекса средств сближения и захвата «Азимут»: (Отчет) / КБ АО НПК «Курс». Киев, 2016. С. 30.
- 4. *Обоснование* необходимости модернизации экспериментального испытательного стенда АО НПК «Курс» и ПрАО «Елміз»: (Отчет) / КБ АО НПК «Курс». — Киев, 2017. — С. 11—20.
- Benninghoff H., Rems F., Boge T. Development and hardware-in-the-loop test of a guidance, navigation and control system for on-orbit servicing // Acta Astronautica. – 2014. – 102. – P. 67–80. – URL: http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.05.023.
- Boge T., Rupp T., Landzettel K., Wimmer T., Mietner C., Bosse J., Thaler B. Hardware in the Loop Simulator for Rendezvous and Docking Maneuvers // Proc. German Aerospace Congress of DGLR. – Aachen, Germany, 2009.
- Boge T., Schreutelkamp E. A New Commanding and Control Environment for Rendezvous and Docking Simulations at the EPOS-Facility // Proc. 7th Int. Workshop on Simulation for European Space Programmes (SESP). – Noordwijk, The Netherlands. 2002.
- 8. *Boge T., Wimmer T., Ma O., Tzschichholz T.* EPOS Using Robotics for RvD Simulation of On-Orbit Servicing

Missions // Proc. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. – Toronto, 2010.

- Debus T. J., Dougherty S. P. Overview and Performance of the Front-End Robotics Enabling Near-Term Demonstration (FREND) Robotic Arm // Proc. AIAA Infotech@ Aerospace Conf. and Exhibit and AIAA Unmanned...Unlimited. – 2009. – Vol. 2. – P. 750–761.
- Reesman R., Rogers A. Getting in your space: Learning from past rendevouz and proximity operations. The Aerospace Corporation. – 2018. – 13 p. – URI: https:// aerospace.org/sites/default/.../GettingInYourSpace.pdf.

Стаття надійшла до редакції 03.10.2018

REFERENCES

- 1. *Vasylyev V. V.* (2013). Introduction to orbital service. K .: Elmiz [in Russian].
- Gubarev V. F., Boyun V. P., Melnichuk S. V., Salnikov N. N., Simakov V. A., Godunok L. A., et al. (2016). Use of technical vision systems for determining parameters of the relative motion of spacecrafts. Problemy upravleniya i informatiki. - Problems of control and informatics, № 6. 103–118 [in Russian].
- DO JSC RPC «KURS» (2016). Kontseptsiya postroyeniya kompleksa sredstv sblizheniya i zakhvata «Azimut»: (Otchet) [The building concept of «Azimuth» approaching and capturing means set: (Report)] - Kiev - p. 30 [in Russian].
- 4. DO JSC RPC »KURS« (2017). Substantiation of necessity to upgrade the experimental test stand of JSC RPC «KURS» and PrJSC «ELMIZ»: (Report). Kiev. 11–20 [in Russian].
- Benningho H., Rems F., Boge T. (2014). Development and hardware-in-the-loop test of a guidance, navigation and control system for on-orbit servicing. Acta Astronautica, 102. 67–80. http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2014. 05.023.
- 6. Boge T., Rupp T., Landzettel K., Wimmer T., Mietner C., Bosse J., Thaler B. (2009). Hardware in the Loop Simulator for Rendezvous and Docking Maneuvers. Proc. German Aerospace Congress of DGLR. Aachen, Germany.
- 7. *Boge T., Schreutelkamp E.* (2002). A New Commanding and Control Environment for Rendezvous and Docking Simulations at the EPOS-Facility. Proc. 7th Int. Workshop on Simulation for European Space Programmes (SESP). Noordwijk, The Netherlands.
- Boge T., Wimmer T., Ma O., Tzschichholz T. (2010). EPOS – Using Robotics for RvD Simulation of On-Orbit Servicing Missions. Proc. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Toronto.
- 9. *Debus T. J., Dougherty S. P.* (2009). Overview and Performance of the Front-End Robotics Enabling Near-

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25. № 1

Term Demonstration (FREND) Robotic Arm. Proc. AIAA Infotech@Aerospace Conf. and Exhibit and AIAA Unmanned...Unlimited. Vol. 2. 750–761.

 Reesman R., Rogers A. (2018). Getting in your space: Learning from past rendevouz and proximity operations. The Aerospace Corporation. 13 p. URI: https://aerospace. org/sites/default/.../GettingInYourSpace.pdf.

Received 03.10.2018

В. В.Васильєв ¹, Л. Я. Годунок ², С. В. Деркач ², С. А. Матвієнко ²

- ¹ Приватне акціонерне товариство «ЕЛМІЗ», Київ, Україна
- ² Приватне акціонерне товариство «Науково-виробничий комплекс «Курс», Київ, Україна

СТЕНД ДЛЯ ВІДПРАЦЮВАННЯ ТА ВИПРОБУВАНЬ СИСТЕМ ВЗАЄМНИХ ВИМІРЮВАНЬ ПОЛОЖЕННЯ ДВОХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

Зближення КА стає однією з найбільш застосовуваних і одночасно найбільш складних і відповідальних операцій у космосі. Системи, які розробляються сьогодні і націлені на виконання завдань зближення некооперованих об'єктів, що обертаються, повинні забезпечити уникнення зіткнень і можливе подальше безаварійне причалювання (захват, стикування). Система управління зближенням стає однією з найбільш відповідальних, складних і дороговартісних систем КА. Збільшення складності і відповідальності систем зближення висуває нові вимоги до їхнього наземного експериментального відпрацювання та випробувань. Проведено огляд замкнутих моделювальних стендів, створених світовими космічними компаніями, що імітують повний цикл операцій від зближення активного КА до стикування або захвату пасивного об'єкта. Наведено характеристики діючого стенда АТ «НВК«Курс» і ПрАТ «ЕЛМІЗ» в частині проведення електричних і механічних випробувань апаратури системи взаємних вимірювань. Комплексний стенд відпрацювання систем взаємних вимірювань являє собою не тільки інструмент досліджень і розробки нових систем взаємних вимірювань, але й обслуговує серійне виробництво цих систем високої складності. Апаратне укомплектування стенда дозволяє проводити відпрацювання сенсорів радіотехнічного та оптичного діапазонів системи взаємних вимірювань для зближення двох кооперованих об'єктів і для зближення двох некооперованих об'єктів. Розглянуто склад, конфігурацію та алгоритми роботи імітаційного стенда відпрацювання систем, що використовують різні сенсори для реалізації задачі взаємних вимірювань положення і параметрів руху активного КА, який виконує маневри зближення, і пасивного об'єкта. Наведено схему стенда для забезпечення випробувань оптичної системи вимірювань.

Ключові слова: безлунна камера, захват, випробувальний стенд, космічний апарат, крен, позиціонування, симулятор, система взаємних вимірювань, стикування, тангаж.

V. V.Vasylyev¹, L. A. Godunok², S. V. Derkach², S. A. Matviienko²

 ¹ Private Joint Stock Company ELMIZ, Kyiv, Ukraine
 ² Private Joint Stock Company "Research and Production Complex "Kurs", Kyiv, Ukraine

A STAND FOR WORKING OUT AND TESTING OF MUTUAL MEASUREMENT SYSTEMS FOR THE POSITION OF TWO SPACECRAFTS

We present the full cycle review carried out for closed and simulating operations of active spacecraft from rendez-vous to docking or capturing of a passive object, including simulating stands created by world space companies. The rendez-vous of spacecraft becomes one of the most used and at the same time the most complex and responsible operations in space. The systems being developed today are aimed at accomplishing the rendez-vous tasks of non-cooperative rotating objects. They should provide collision avoidance and possible further trouble-free mooring (capture, docking). The rendez-vous control system is becoming one of the most responsible, complex, and expensive spacecraft systems. The increasing complexity and responsibility of rendez-vous systems make new demands on their ground-based experimental development and testing. The characteristics of the JSC RPC "Kurs" and PrJSC ELMIZ operating stand obtained in electrical and mechanical tests of the mutual measurement system equipment are given. A comprehensive stand for testing mutual measurement systems is not only a tool for research and development of new ones but also serves the mass production of these highly complex systems. The hardware staffing of the stand allows the development of radio and optical sensors of the mutual measurement system for the rendez-vous of two cooperative objects and for the rendez-vous of two non-cooperative objects. Composition, configuration and operating algorithms of the simulation stand for testing systems which use different sensors for mutual measurements of position and parameters of active spacecraft motion performing rendez-vous maneuvers and passive object have been considered. The scheme of the stand for tests of the optical measurement system is given.

Keywords: anechoic chamber, capture, test stand, spacecraft, roll, positioning, simulator, mutual measurement system, docking, pitch.

doi: https://doi.org/10.15407/knit2019.01.014

УДК 629.5

С. В. Хорошилов

Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Днепр, Украина

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ В ПЛОСКОСТИ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ БЕСКОНТАКТНОГО УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

Статья посвящена совершенствованию технологии бесконтактного удаления космического мусора, получившей название «Пастух с ионным лучом». Синтезирован алгоритм управления, позволяющий поддерживать требуемое положение космического аппарата-пастуха относительно объекта космического мусора в плоскости орбиты за счет изменения тяги только одного компенсирующего электрореактивного двигателя в небольшом диапазоне относительно ее номинального значения. Для синтеза использован метод смешанной чувствительности, который позволил обеспечить необходимый компромисс между робастной устойчивостью, качеством и затратами на управление с учетом особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, внешних возмущений, неточности определения относительного положения, а также неидеальности реактивного исполнительного органа. Требования к синтезируемому регулятору заданы в частотной области с помощью выбранных весовых функций. Результаты синтеза подтверждены как с помощью формального критерия, основанного на понятии структурированных сингулярных чисел, так и путем компьютерного моделирования с использованием нелинейной математической модели, учитывающей широкий спектр орбитальных возмущений, действующих на систему. Алгоритм управления обеспечивает движение космического аппарата-пастуха на небольшом расстоянии перед объектом космического мусора и эффективную передачу ему тормозящего импульса ионным лучом в фазе увода. Показано существенное преимущество предложенного способа управления с точки зрения расхода рабочего тела в сравнении с традиционным подходом, основанном на использовании гидразиновых реактивных двигателей. Это преимущество является одним из ключевых факторов при выборе управления вследствие значительной продолжительность фазы увода космического мусора.

Ключевые слова: космический мусор, пастух с ионным лучом, алгоритм управления, компенсирующий двигатель, затраты рабочего тела, робастность.

1. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время космическим сообществом активно изучается вопрос непосредственного удаления объектов с околоземных орбит для решения проблемы космического мусора. Концепция бесконтактного увода орбитальных объектов, которая получила название «Пастух с ионным лучом» (ПИЛ) [10], имеет ряд преимуществ. В отличие от других известных подходов ей характерны: высокая эффективность увода, низкий уровень риска, возможность повторного использования, технологическая готовность.

Концепция ПИЛ предполагает установку на космическом аппарате (КА) основного и компенсаторного электрореактивных двигателей (рис. 1). Поток ионов основного электрореактивного двигателя (ОЭД) направлен на объект космического мусора (ОКМ) и используется в качестве средства, передающего ему тормозя-

[©] С. В. ХОРОШИЛОВ, 2019

щий силовой импульс. Компенсаторный электрореактивный двигатель (КЭД) направлен таким образом, чтобы компенсировать реактивную силу ОЭД.

Для обеспечения эффективности увода необходимо поддерживать определенное расстояние между КА-ПИЛ и ОКМ, которое не должно превышать нескольких диаметров уводимого объекта. Для решения этой задачи недостаточно только лишь компенсировать реактивную силу ОЭД, поскольку неуправляемое движение КА-ПИЛ относительно ОКМ в плоскости орбиты неустойчиво. Поэтому на КА-ПИЛ должна быть предусмотрена система управления движением его центра масс относительно ОКМ [10].

В принципе для управления относительным движением КА-ПИЛ могут быть использованы системы, которые применяются на КА, выполняющих операции маневрирования вокруг другого спутника. Традиционный подход для построения таких систем представлен в работах [21, 24]. При проведении этих исследований предполагалось, что в качестве исполнительных органов выступают химические реактивные двигатели. Система таких двигателей с использованием модуляции тяги позволяет реализовать необходимые силовые воздействия в трех ортогональных направлениях для управления положением центра масс КА. Однако удельный импульс таких двигателей существенно меньше, чем у электрореактивных. Учитывая эту особенность, а также продолжительность фазы увода, можно сделать вывод о необходимости иметь на борту значительные запасы рабочего тела для управления относительным движением КА-ПИЛ. Увеличение массы топлива снижает экономическую привлекательность концепции ПИЛ и ограничивает возможности ее многоразового использования. В связи с этим представляет интерес рассмотреть альтернативные подходы для управления относительным движением КА-ПИЛ.

Как отмечено выше, концепция ПИЛ предполагает наличие двух реактивных двигателей, создающих силовые воздействия на КА-ПИЛ в направлении по касательной к орбите. Для обеспечения эффективности увода тягу ОЭД желательно поддерживать максимальной. В тоже время для управления относительным движением КА-ПИЛ может быть использована вариация тяги КЭД. Как показывают последние публикации, для электрореактивных двигателей может быть реализовано достаточно плавное регулирование тяги [14].

Среди исследований, посвященных КА-ПИЛ, следует отметить работу [10], в которой сформулирована проблема управления относительным движением пастуха и отмечается ее сложность и важность, однако не приведены пути ее решения. В работе [8] предложен оригинальный метод определения силы, переданной ионным лучом, который может быть реализован непосредственно на борту КА-ПИЛ с использованием фотокамеры [7]. В работах [3, 9] представлены результаты валидации и анализа ошибок этого метода, но вопрос его применения к решению задачи управления так и не был поставлен.

Динамике и управлению КА-ПИЛ посвящена работа [11], где исследовано влияние сил, переданных ионным лучом, на устойчивость относительного движения. Было показано, что при разомкнутом контуре относительное движение в плоскости орбиты всегда неустойчиво, а движение из плоскости орбиты устойчиво только лишь для случая, когда дестабилизирующий эффект ионного луча меньше гравитационной силы в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты. В работе [11] регулятор был синтезирован при допущении, что параметры относительного движения измеряются без погрешностей, а масса ОКМ известна точно. Такие допущения существенно ограничивают использование этих результатов на практике. В работах [1, 6] представлены результаты синтеза и анализа системы управления движением КА-ПИЛ относительно ОКМ при использовании гидразиновых реактивных двигателей в качестве исполнительных



Рис. 1. Концепция ПИЛ

органов. Задача решена с учетом необходимого компромисса между робастной устойчивостью, качеством и затратами на управление, особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, внешних возмущений, неточности определения относительного положения, неидеальности реактивных исполнительных органов. Однако такой подход требует существенных запасов рабочего тела вследствие значительной продолжительности фазы увода ОКМ, что снижает привлекательность концепции ПИЛ.

Известен ряд работ, исследующих стратегию управления относительным положением двух спутников путем приложения управляющих воздействий только по касательной к орбите. В работе [19] исследована такая возможность путем изменения баллистических коэффициентов обоих КА группировки, но ОКМ является некооперируемым объектом, что не позволяет применить эти результаты для КА-ПИЛ. В работе [23] представлены результаты синтеза и применения линейно-квадратичного регулятора без управляющих воздействий в радиальном направлении. В публикации [17] изложены результаты разработки и исследования простого линейного регулятора, создающего управляющие воздействия только по касательной к орбите. Возможность обеспечить точность управления относительным положением с точностью ±10 м подтверждена компьютерным моделированием. Вместе с тем публикации [17, 19, 23] не учитывают особенностей управления КА-ПИЛ в режиме увода, среди которых, прежде всего, следует отметить следующие:

• наличие возмущающего воздействия от ионного луча,

• измерения вектора состояния искажены шумами,

• масса ОКМ точно не известна,

• математическая модель относительной динамики является нестационарной,

• необходим компромисс между робастной устойчивостью, качеством управления и затратами на поддержание необходимого относительного положения.

Кроме отмеченных выше работ, стоит также указать ряд публикаций в области теории управ-

ления, которые могут быть полезными при решении рассматриваемой задачи. В работе [16] представлены практические результаты разработки многомерных систем управления с обратной связью в условиях неопределенности. В работе [25] выполнен H_2 -синтез с учетом параметрической неопределенности объекта управления. Проблема обеспечения робастного качества для объектов с неопределенностью, зависящей от времени, исследована в работе [27]. В работах [4, 5] для управления неопределенным объектом использован наблюдатель расширенного состояния. Однако результаты [4, 5, 16, 25, 27] получены для случая, когда имеются исполнительные органы в каждом канале управления, поэтому они не могут быть непосредственно использованы для управления только с использованием КЭД.

Таким образом, до сих пор задача синтеза алгоритма управления относительным движением КА-ПИЛ путем изменения тяги КЭД оставалась нерешенной. В нашей работе сделана попытка восполнить этот пробел. Ниже будут изложены результаты исследований особенностей управления КА-ПИЛ в плоскости орбиты путем изменения тяги КЭД в некотором небольшом диапазоне относительно ее номинального значения. Задача рассмотрена с учетом необходимого компромисса между робастной устойчивостью, качеством и затратами на управление, особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, широкого спектра орбитальных возмущений, неточности определения относительного положения и реализации управляющих значений, а также в условиях нестационарности и параметрической неопределенности объекта управления.

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Рассмотрим процесс увода ОКМ с квазикруговой низкой околоземной орбиты с помощью КА-ПИЛ. Сила тяги ОЭД постоянна. В качестве исполнительного органа для поддержания заданного положения пастуха относительно ОКМ в плоскости орбиты будем использовать КЭД, считая, что этот двигатель позволяет варьировать тягу в некотором диапазоне относительно номинального значения. При проведении исследований ограничимся лишь рассмотрением относительной динамики в плоскости орбиты, предполагая, что каким-либо образом обеспечивается необходимая точность положения КА-ПИЛ относительно ОКМ в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты. Такие ограничения обусловлены, с одной стороны, результатами работы [11], где показано, что при разомкнутом контуре относительное движение из плоскости орбиты всегда неустойчиво, а с другой стороны — тем, что использование ускорений, направленных по касательной к орбите, может обеспечить управляемость группировки только в плоскости орбиты.

Предполагается также, что в составе системы управления имеются датчики, позволяющие измерять координаты вектора, определяющего положения КА-ПИЛ относительно ОКМ. В качестве таких датчиков могут, например, применяться оптические камеры [22] или LIDAR [12].

Целью исследования является синтез алгоритма управления движением КА-ПИЛ в плоскости орбиты путем изменения тяги КЭД, позволяющего поддерживать с заданной точностью его положение относительно ОКМ при наличии параметрической неопределенности объекта управления, возмущений от ионного луча, орбитальных возмущений, шумов измерителей и погрешностей изменения тяги КЭД. Для достижения этой цели необходимо выполнить упрошенное математическое описание объекта управления и анализ его управляемости, получить алгоритм управления с использованием этого математического описания, проверить выполнение заданных требований с учетом отличий реального объекта управления от использованной математической модели.

Синтез регулятора и анализ динамики выполним для следующих исходных данных:

начальная высота орбиты, км	640
конечная высота орбиты, км	340
наклонение орбиты	92.57°
эксцентриситет орбиты	≤ 0.05
масса КА-ПИЛ, кг	500 ± 50
масса ОКМ, кг	1575 ± 315
период дискретизации системы управле-	
ния, с	1

точность определения положения ОКМ по каждой из осей ОСК, м не хуже 0.1 диапазон вариации тяги КЭД относительно номинального значения, % ±20 точность реализации управляющих воздействий по каждой из осей, мН не хуже 0.1

3. МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Для математического описания движения КА-ПИЛ относительно ОКМ используем орбитальную систему координат (ОСК) Oxyz, начало которой совпадает с центром масс КА-ПИЛ. Ось Oxy совпадает с направлением радиуса-вектора, определяющего центр масс КА-ПИЛ относительно центра масс Земли. Ось Oz совпадает с нормалью к плоскости, проходящей через ось Oxи вектор орбитальной скорости КА-ПИЛ, и направлена в сторону положительных значений его орбитального кинетического момента. Ось Oy дополняет систему координат до правой.

Положение центра масс ОКМ относительно центра масс КА-ПИЛ будем описывать радиусом-вектором L. Относительная динамика системы «КА-ПИЛ — ОКМ» может быть описана в плоскости орбиты с помощью следующей линеаризованной системы уравнений [18]:

$$\ddot{x} - \omega^2 x - 2\omega \dot{y} - \dot{\omega} y - k x = \frac{f_x^a}{m^d} - \frac{f_x^s}{m^s},$$

$$\ddot{y} - \omega^2 y + 2\omega \dot{x} + \dot{\omega} x + k y = \frac{f_y^d}{m^d} - \frac{f_y^s}{m^s},$$
(1)

где x, y — проекции вектора L на оси ОСК, m^s , m^d — массы КА-ПИЛ и ОКМ соответственно, f_x^d , f_y^d — проекции на оси ОСК суммарного вектора сил \mathbf{F}^d , действующих на ОКМ, f_x^s , f_y^s — проекции на оси ОСК суммарного вектора сил \mathbf{F}^s , действующих на КА-ПИЛ.

Векторы сил \mathbf{F}^{d} и \mathbf{F}^{s} определяются следующим образом:

$$\mathbf{F}^{d} = \mathbf{F}_{I}^{d} + \mathbf{F}_{D}^{d} + \mathbf{F}_{P}^{d},$$
$$\mathbf{F}^{s} = \mathbf{F}_{T}^{s} + \mathbf{F}_{C}^{s} + \mathbf{F}_{D}^{s} + \mathbf{F}_{P}^{s}.$$

Здесь нижними индексами обозначены следующие возмущения: I — сила, передаваемая ионным лучом ОКМ, T и C — силы тяги ОЭД и КЭД соответственно, D и P — возмущения,

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25. № 1

обусловленные соответственно сопротивлением атмосферы и солнечным давлением.

Коэффициенты ω , $\dot{\omega}$ и k, входящие в (1), определяются выражениями

$$\omega = \sqrt{\frac{Gm}{p^3}} (1 + \varepsilon \cos \upsilon), \quad p = a(1 - \varepsilon^2),$$
$$\dot{\omega} = -2\varepsilon \sqrt{\frac{Gm}{p^3}} \sin \upsilon (1 + \varepsilon \cos \upsilon) \omega,$$
$$k = \frac{Gm}{R^3}, \qquad R = \frac{a(1 - \varepsilon^2)}{1 + \varepsilon \cos \upsilon},$$

где Gm — гравитационная постоянная Земли, υ — истинная аномалия, ε — эксцентриситет, a — большая полуось.

Сила ионного луча является специфическим возмущением, характерным для систем рассматриваемого класса. В связи с этим остановимся подробнее на особенностях учета воздействия ионного луча при решении задачи управления.

С использованием ряда упрощающих предположений элементарную силу, передаваемую ОКМ, запишем в виде [8]:

$$d\mathbf{F} = mn\mathbf{U}(-\mathbf{V}\cdot\mathbf{U})ds,$$
 (2)

где m — масса частицы, \mathbf{U} — вектор скорости частицы, ds — площадь элементарной площадки поверхности мишени, \mathbf{V} — единичный вектор нормали к элементарной площадке.

Сила **F**, передаваемая ОКМ ионным лучом, может быть вычислена путем интегрирования элементарных сил (2) по облучаемой поверхности S:

$$\mathbf{F} = \int_{S} d\mathbf{F}$$

Параметры ионных двигателей

Параметр	Значение
Плотность плазмы в начале дальней области луча, м ⁻³	$4.3 \cdot 10^{-13}$
Масса частицы (ксенон), кг	$2.8 \cdot 10^{-25}$
Начальный радиус луча, м	0.0808
Аксиальная составляющая скорости	
ионов, _м /с	71580
Начальный угол расхождения луча	7°
Удельный импульс, с	3400
Сила тяги ОЭД, Н	0.03

С использованием безразмерной функции подобия $h(\tilde{z})$ плотность плазмы в произвольной точке с координатами r, z может быть выражена формулой [8]:

$$n = \frac{n_0}{h^2(\tilde{z})} \exp\left(-C\frac{\tilde{r}^2}{2h^2(\tilde{z})}\right), \quad \tilde{r} = r/R_0, \quad (3)$$

где n_0 — плотность плазмы в начале дальней области луча, C — коэффициент, определяющий, какая часть потока плазмы попадает в окружность радиуса R_0 (например, C = 3 соответствует 95 % попадания потока).

При числе Маха $M_0 \ge 40$ и расстоянии до ОКМ менее 10 м характер распространения плазмы можно считать коническим. В этом случае функция подобия, используемая в формуле (3), может быть определена выражением

$$h=1+\tilde{z}$$
tg α_0 .

В таблице представлены параметры ионных двигателей, использованные при моделировании относительной динамики.

4. АНАЛИЗ УПРАВЛЯЕМОСТИ

где

Будем считать, что КА-ПИЛ постоянно ориентирован в орбитальной системе координат таким образом, что сила тяги КЭД направлена по касательной к орбите. Представим силу тяги КЭД в виде двух составляющих:

$$f_c = f_c^n + f_c^v ,$$

где f_c^n и f_c^v — постоянная и переменная составляющие тяги КЭД соответственно.

Используя вектор состояния $\mathbf{X} = [x, y, \dot{x}, \dot{y}]^{\mathrm{T}}$, вектор возмущений $\mathbf{F} = [df_x, df_y]^{\mathrm{T}}$, а также управление $u = f_c^{\nu}$, представим описание объекта управления (1) в форме пространства состояний:

$$\dot{\mathbf{X}} = A\mathbf{X} + B_0\mathbf{F} + B_2u , \qquad (4)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \omega^2 + 2k & \dot{\omega} & 0 & 2\omega \\ -\dot{\omega} & \omega^2 - k & -2\omega & 0 \end{bmatrix}$$

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25. № 1

$$B_{0} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}, \qquad B_{2} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ -1/m^{s} \end{bmatrix},$$
$$df_{x} = \frac{f_{x}^{d}}{m^{d}} - \frac{f_{x}^{s}}{m^{s}}, \quad df_{y} = \frac{f_{y}^{d}}{m^{d}} - \frac{f_{y}^{s} - f_{c}^{v}}{m^{s}}.$$

Матрица управляемости

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} B_2 & AB_2 & A^2B_2 & A^3B_2 \end{bmatrix}$$

для объекта (4) имеет полный ранг, что позволяет сделать вывод об управляемости системы.

5. СИНТЕЗ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ

Для синтеза алгоритма управления используем методологию H_{∞} . Такой подход позволяет синтезировать регулятор, минимизирующий выход замкнутой системы для наихудшего случая входных возмущений.

Для синтеза представим исходный объект (4) в следующей стандартной форме:

$$\mathbf{X} = A\mathbf{X} + B_1 \mathbf{w} + B_2 u ,$$

$$\mathbf{z} = C_1 \mathbf{X} + D_{11} \mathbf{w} + D_{12} u , \qquad (5)$$

 $\mathbf{v} = C_2 \mathbf{X} + D_{21} \mathbf{w} + D_{22} u ,$

где **w** — возмущения, *u* — управление, **z** — минимизируемый выход, **v** — измеряемый выход.

В качестве входных сигналов будем рассматривать следующие возмущения: w_1 — внешние возмущения, w_2 — требуемое значение вектора **L**, w_3 — ошибка измерения вектора **L**, w_4 ошибка реализации управляющих воздействий.

В составе минимизируемого вектора выхода будем учитывать ошибку поддержания заданного положения КА-ПИЛ относительно ОКМ z_1 и величину управляющего воздействия z_2 .

Зависимость между входом **w** и выходом **z** имеет вид

$$\mathbf{z} = F_{I}(P, K)\mathbf{w},$$

где P — передаточная функция объекта управления, K — передаточная функция регулятора, $F_l(P, K)$ — передаточная функция замкнутой системы.





Рис. 2. Структурная схема дополненной системы



Рис. 3. Система со структурированной неопределенностью

Регулятор найдем из условия минимизации $||H||_{\infty}$ — нормы передаточной функции замкнутой системы [24]:

$$\left\|F_{l}(P,K)\right\|_{\infty} \to \min$$

Для того чтобы обеспечить необходимое качество управления, а также ограничить величину управляющих воздействий, дополним исходную систему весовыми функциями $W_1(s)$ и $W_2(s)$ таким образом, как показано на рис. 2.

Для взвешивания выхода \mathbf{z}_1 используем фильтры низких частот первого порядка в следующей форме:

$$W_{1x}(s) = \frac{s / M_{1x} + \Omega_{1x}}{s + A_{1x}\Omega_{1x}},$$

$$W_{1y}(s) = \frac{s / M_{1y} + \Omega_{1y}}{s + A_{1y}\Omega_{1y}}.$$
(6)

Параметры Ω_{1x} , Ω_{1y} выбираются исходя из необходимой полосы пропускания регулятора. Требуемая ошибка управления в установившемся режиме может быть обеспечена выбором параметров A_{1x} и A_{2x} , а параметры M_{1x} , M_{1y} выбираются таким образом, чтобы ограничить перерегулирование.

Весовые функции для управляющего сигнала имеют вид, аналогичный (6):

$$W_2(s) = \frac{s/M_2 + \Omega_2}{s + A_2 \Omega_2}.$$
 (7)

Параметры фильтра (7) выбираются таким образом, чтобы незначительно ограничить управление на низких частотах и минимизировать его на высоких частотах. Такой выбор позволяет обеспечить вариацию тяги в требуемом диапазоне и минимизацию отслеживания высокочастотных шумов.

Структурная схема дополненной системы (5) представлена на рис. 3.

Связь между матричными передаточными функциями $G_{ij}(s)$ и представлением объекта G(s) в пространстве состояний (5) определяется выражениями вида

$$G_{ii}(s) = C_i(sl - A)^{-1} B_i + D_{ii}, i, j = 1, 2.$$

Передаточная функция дополненной системы определяется следующим образом:

$$P(s) = G(s)W(s), \qquad (8)$$

где W(s) — диагональная матрица с диагональными элементами $W_{11}(s) = W_{1x}(s), W_{22}(s) = W_{1y}(s), W_{33}(s) = W_2(s).$

Для объекта (5) с помощью известных алгоритмов [20], основанных на решении линейных матричных неравенств, синтезирован регулятор K(s) 7-го порядка в форме

$$\dot{\mathbf{X}}_{K} = A_{K}\mathbf{X}_{K} + B_{K}\mathbf{v} ,$$
$$u = C_{K}\mathbf{X}_{K} + D_{K}\mathbf{v} ,$$

исходя из условия

$$\left\|F_l(P,K)\right\|_{\infty} \leq \gamma_{\min}$$

В результате применения итерационной процедуры найдены матрицы \mathbf{A}_{K} , \mathbf{B}_{K} , \mathbf{C}_{K} , \mathbf{D}_{K} субоптимального регулятора K(s) для $\gamma_{\min} = 0.978$. Параметры весовых функций W_{1x} , W_{1y} , W_{2}

Параметры весовых функций W_{1x} , W_{1y} , W_2 выбраны таким образом, чтобы обеспечить компромисс между качеством и затратами на управ-

ление: $\Omega_{1x} = \Omega_{1y} = 1.709 \cdot 10^{-4}, \ \Omega_2 = 0.684,$ $A_{1x} = A_{1y} = 0.6, A_2 = 0.3, \ M_{1x} = M_{1y} = 4.5, \ M_2 = 0.003.$

6. АНАЛИЗ РОБАСТНОСТИ

В предыдущем разделе синтезирован алгоритм управления при номинальных значениях параметров математической модели. Вместе с тем в реальных условиях эти параметры будут отличаться от номинальных. Например, масса ОКМ точно не известна, масса КА-ПИЛ уменьшается по мере расходования рабочего тела, коэффициенты математической модели (1) изменяются при уменьшении высоты орбиты. Кроме того, в процессе увода может увеличиваться и эксцентриситет орбиты. В этом случае коэффициенты математической модели, строго говоря, зависят от величины истинной аномалии. В связи с этим необходимо проанализировать влияние этих факторов на устойчивость и качество управления.

Значения параметров ω , $\dot{\omega}$, k ограничены и изменяются плавно. Эта особенность позволяет заменить задачу анализа устойчивости объекта с переменными коэффициентами задачей исследования робастной устойчивости системы по отношению к неопределенным параметрам m^s , m^d , ω , $\dot{\omega}$, k.

С помощью линейно-дробного преобразования [15] неопределенные параметры модели $\omega = \omega_n \pm d\omega, \dot{\omega} = \dot{\omega}_n \pm d\dot{\omega}, k = k_n \pm dk, m^s = m_n^s \pm dm^s, m^d = m_n^d \pm dm^d$ представлены следующим образом:

$$\begin{split} \omega &= \omega_n + d \,\omega \Delta_1 = F_L(M_{\omega}, \Delta_1) \,, \\ \dot{\omega} &= \dot{\omega}_n + d \,\dot{\omega} \Delta_2 = F_L(M_{\dot{\omega}}, \Delta_2) \,, \\ k &= k_n + d \,k \Delta_3 = F_L(M_k, \Delta_3) \,, \\ m^s &= m_n^s \pm d \,m^s \Delta_4 = F_L(M_m^s, \Delta_4) \,, \\ m^d &= m_n^d \pm d \,m^d \,\Delta_5 = F_L(M_m^d, \Delta_5) \,, \\ M_{\omega} &= \begin{bmatrix} \omega_n & d \,\omega \\ 1 & 0 \end{bmatrix} , \quad M_{\dot{\omega}} = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_n & d \,\dot{\omega} \\ 1 & 0 \end{bmatrix} , \\ M_k &= \begin{bmatrix} k_n & d \,k \\ 1 & 0 \end{bmatrix} , \end{split}$$

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25. № 1

$$M_m^s = \begin{bmatrix} m_n^s & dm^s \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, \quad M_m^d = \begin{bmatrix} m_n^d & dm^d \\ 1 & 0 \end{bmatrix},$$
$$\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3, \Delta_4, \Delta_5 \in [-1, 1].$$

где n — индекс, обозначающий номинальные параметры модели; условная запись $F_L(M, \Delta)$ обозначает то обстоятельство, что нижний контур матричной передаточной функции M замкнут матрицей Δ .

С использованием такого представления параметров математической модели структурная схема системы, изображенная на рис. 3, может быть представлена в виде системы, состоящей из блока N (номинальный объект управления и регулятор) и блока возмущений Δ . Такая система представлена на рис. 3, где возмущение Δ структурировано и имеет блочно-диагональную форму.

В случае структурированных возмущений целесообразно использовать меру робастности, которая использует понятие структурированных сингулярных чисел [15]. Будем считать, что удовлетворительное качество управления обеспечивается при выполнении условия

$$\|N^{\Delta}\|_{\infty} \leq 1$$

где N^{Δ} — передаточная функция от **w** к **z**.

Известно [26], что система обладает робастной устойчивостью и робастным качеством по отношению ко всем структурированным возмущениям Δ только если структурированное сингулярное число $\mu(N)$ меньше единицы.

На рис. 4 представлена зависимость верхней границы структурированных сингулярных чисел от частоты. Как видно, максимальное значение сингулярных чисел не превышает 1 ($\mu_{max} = 0.845$). Это позволяет сделать вывод, что синтезированный алгоритм управления обеспечивает робастную устойчивость и робастное качество с учетом рассмотренных вариаций параметров математической модели системы.

7. МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ СИСТЕМЫ «КА-ПИЛ — ОКМ»

Для проверки эффективности предложенного управления использовались известные нелиней-

ные уравнения, описывающие движение спутника в центральном поле тяготения с учетом действующих на него возмущений. В составе возмущений учитывались сопротивление движению в атмосфере, солнечное давление, силы ОЭД и КЭД, действующие на КА-ПИЛ, а также сила, передаваемая ионным лучом ОКМ. Другие орбитальные возмущения, такие как нецентральная часть поля тяготения Земли, притяжение Солнца и Луны, не учитывались, поскольку их влияние на относительное движение незначительно в случае, когда расстояние между объектами мало. Предполагалось, что КА-ПИЛ ориентирован таким образом, что вектор тяги ОЭД направлен по касательной к орбите. Номинальная тяга КЭД определялась выражением

$$f_{c}^{n} = -f_{T}(1+m^{s}/m^{d})$$

В качестве OKM рассматривалась третья ступень ракеты-носителя «Циклон-3», которая моделировалась цилиндром с высотой 2.6 м и диаметром основания 2.2 м. Силы и моменты, передаваемые ионным лучом OKM, рассчитывались с помощью алгоритмов [8].

При расчетах также моделировалось движение ОКМ вокруг центра масс. Для этого использовались известные уравнения, описывающие угловое движение твердого абсолютно жесткого тела под действием возмущений [2]. В составе возмущений уравнений углового движения учитывалось влияние гравитационного, аэродинамического момента, а также моментов сил солнечного давления и ионного луча.

Шумы измерений относительного положения и погрешности регулирования тяги КЭД моделировались в виде случайных величин с гауссовым законом распределения.

Синтезированный выше регулятор преобразован к дискретной форме с использованием билинейного преобразования. При таком методе преобразования сохраняется H_{∞} -норма регулятора. Эквивалентность характеристик дискретного и непрерывного регуляторов подтверждалась совпадением кривых частотных характеристик в нужном диапазоне частот.

На рис. 5—7 приведены модельные характеристики, полученные для случая, когда в начальный



Рис. 4. Зависимость верхней границы структурированных сингулярных чисел от частоты



Рис. 5. Вариации ошибки σ_{Π} поддержания относительного положения КА-ПИЛ



Рис. 6. Вариации силы \mathbf{F}_{I}^{d} , переданной ионным лучом ОКМ

момент времени высота перигея составляла 490 км, эксцентриситет 0.025. Массы КА-ПИЛ и ОКМ принимались при этих расчетах равными соответственно $m^s = 450$ кг и $m^d = 1890$ кг.

Как видно из рис. 5, регулятор позволяет обеспечить требуемое положение КА-ПИЛ относительно ОКМ с погрешностью $\sigma_{\rm n}$ не более 0.4 м.



Рис. 7. Изменение переменной составляющей тяги КЭД: *а* — при учете помех измерителей; *б* — без учета помех измерителей

Эта ошибка в основном вызвана периодическим изменением параметров объекта управления при ограниченной полосе пропускания регулятора. Такое ограничение полосы пропускания позволило добиться того, что при наличии шумов измерителей амплитуда вариации тяги КЭД не превышает 10 % от ее номинального значения (рис. 7, *a*). Согласно зависимости на рис. 6 достигнутая точность управления относительным движением КА-ПИЛ позволяет обеспечить приемлемую передачу ионным лучом силы ОКМ.

На рис. 7, б представлена зависимость изменения переменной составляющей тяги КЭД для случая, когда отсутствуют шумы измерителей. Сравнивая эту зависимость с графиком на рис. 7, *a*, можно сделать вывод, что шумы измерителей приводят к существенному увеличению амплитуды управляющих воздействий. Вместе с тем такое увеличение амплитуды не приводит к значительному увеличению расхода рабочего тела. Так, например, на интервале 25000 с суммарный импульс переменной составляющей тяги составляет 2.27 Н·с для случая, представленного на рис. 7, *a*, и –2.2 Н·с для случая, изображенного на рис. 7, *b*. Это обуславливается тем, что положительные значения f_c^{ν} приводят к увеличению тяги КЭД, а отрицательные — к ее уменьшению. Учитывая то, что импульс тяги f_c^n на рассматриваемом интервале равен –1 кH·с, можно утверждать, что затраты рабочего тела для компенсации возмущений незначительны.

Результаты расчетов для различных вариантов исходных данных, представленных в разд. 3, показывают, что ошибка управления относительным движением КА-ПИЛ не превышает 0.5 м.

В заключение оценим затраты рабочего тела для поддержания относительного положения КА-ПИЛ в плоскости орбиты. Для параметров ОЭД, приведенных в таблице, скорость увода рассматриваемого ОКМ составляет примерно 3 км/сут [1]. Миссия увода для параметров, представленных в разд. 3, длится около 100 сут. Суммарный импульс тяги КЭД на этом интервале равен 352.5 кН·с. При удельном импульсе двигателя, равном 3400 с, масса ксенона, потребленного КЭД, составит 10.58 кг.

Для сравнения рассмотрим систему управления, которая использует КЭД с постоянной тягой и две пары гидразиновых двигателей с широтной модуляцией тяги для создания управляющих воздействий в х-и у-направлениях. В этом случае тяга КЭД позволяет компенсировать реактивную силу ОЭД и учесть торможение ОКМ ионным лучом, а гидразиновые двигатели обеспечивают устойчивость относительного движения. Основные параметры химических двигателей: сила тяги — 2 Н; минимальный импульс тяги — 0.01 H·c; удельный импульс тяги — 230 с. Для проведения расчетов синтезирован H_{∞} -регулятор с двумя выходами, позволяющий поддерживать относительное положение КА-ПИЛ с ошибкой ±0.1 м. Для такой системы управления расход ксенона и гидразина соответственно составил 10.59 и 12.93 кг. Здесь следует отметить, что расход гидразина может быть иным при использовании других регуляторов. Тем не менее, это не влияет на основной вывод, что предлагаемая здесь система управления позволяет обойтись совсем без гидразина при примерно одинаковом расходе ксенона для поддержания относительного положения КА-ПИЛ в фазе увода.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе получен алгоритм управления относительным движением в плоскости орбиты «пастуха с ионным лучом». Основным его отличием от известных алгоритмов является то, что управление реализовано путем изменения тяги лишь одного компенсаторного электрореактивного двигателя в небольшом диапазоне относительно ее номинального значения. Алгоритм синтезирован таким образом, чтобы обеспечить необходимый диапазон изменения тяги и качество управления с учетом особенностей воздействий, передаваемых ионным лучом, внешних возмущения, неточности определения относительного положения и реализации управляющих воздействий. С помощью формального критерия показано, что алгоритм управления обеспечивает робастную устойчивость и качество по отношению к изменениям параметров объекта управления в процессе увода объекта космического мусора. Выполнена валидация алгоритма управления путем компьютерного моделирования с использованием нелинейной математической модели с учетом широкого спектра орбитальных возмущений, действующих на систему. Расчеты показали, что использование предложенного алгоритма управления позволяет существенно уменьшить необходимую массу рабочего тела реактивных исполнительных органов пастуха с ионным лучом.

Несмотря на то что для управления относительным движением в направлении, перпендикулярном к плоскости орбиты, могут быть использованы традиционные решения, представляет интерес поиск альтернативных подходов, имеющих преимущества с точки зрения расхода рабочего тела.

Представленные в работе результаты получены при выполнении проекта LEOSWEEP, который финансировался в рамках 7-й Европейской рамочной программы (грант № N. 607457).

ЛИТЕРАТУРА

- Алпатов А. П., Маслова А. И., Хорошилов С. В. Бесконтактное удаление космического мусора ионным лучом. Динамика и управление. — Beau Bassin: LAP Lambert Academic Publishing, 2018. — 330 с.
- 2. Алпатов А. П., Хорошилов С. В. Анализ способов управления ориентацией космической солнечной электростанции // Техн. мех. 2005. Вып. 1. С. 3—12.
- 3. Фоков А. А., Хорошилов С. В. Валидация упрощенного метода расчета силы воздействия факела электрореактивного двигателя на орбитальный объект // Авиационно-космическая техника и технология. — 2016. — № 2/129. — С. 55—66.
- Хорошилов С. В. Управление ориентацией солнечной электростанции космического базирования с использованием наблюдателя для расширенного вектора состояния // Техн. мех. 2011. Вып. 3. С. 117—125.
- 5. *Хорошилов С. В.* Синтез субоптимальных компенсаторов возмущений в форме наблюдателя расширенного вектора состояния // Техн. мех. 2014. Вып. 2. С. 79—92.
- 6. *Хорошилов С. В.* Система керування відносним рухом космічного апарата для безконтактного видалення космічного сміття // Наука та інновації. 2018. 14, № 4. С. 5—18.
- Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A. Algorithm for determination of force transmitted by plume of ion thruster to orbital object using photo camera // 66th Int. Astronautical Congress (12–16 October 2015). – Jerusalem, 2015.
- Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A. Determination of the force transmitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object // Acta Astronautica. – 2016. – 119. – P. 241–251.
- Alpatov A. P., Fokov A. A., Khoroshylov S. V., Savchuk A. P. Error analysis of method for calculation of non-contact impact on space debris from ion thruster // Mechanics, Materials Science & Engineering J. — July 2016. — 13 p.
- Bombardelli C., Peláez J. Ion beam shepherd for contactless space debris removal // J. Guidance, Control, and Dynamics. – 2011. – 34, N 3. – P. 916–920.
- Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Peláez J. Relative dynamics and control of an ion beam Shepherd satellite // Advs Astronautical Sci. – 2012. – 143.
- Clark F., Spehar P., Brazzel J., Hinkel H. Laser based relative navigation and guidance for space shuttle proximity operations // Advs Astronautical Sci. 2003. 113. P. 171–186.
- Clohessy W., Wiltshire R. Terminal guidance system for satellite rendezvous // J. Aerospace Sci. – 1960. – 27, N 9. – P. 653–658.

- 14. Corbett M. H., Edwards C. H. Thrust control algorithms for the GOCE ion propulsion assembly // The 30th Int. Electric Propulsion Conf. (17–20 September 2007). Italy, Florence, 2007.
- Doyle J., Packard A., Zhou K. Review of LFTs, LMIs and μ // IEEE Conf. on Decision and Control (December 1991). — Brighton, England, 1991.
- Doyle J. C., Stein G. Multivariable feedback design: Concepts for a classical / Modern Synthesis // IEEE Transactions on Automatic Control. 1981. N 26 (1). P. 4–16.
- 17. *Kumara K. D., Bang H. C., Tahk M. J.* Satellite formation flying using along-track thrust // Acta Astronautica. 2007. **61**, N 7–8. P. 553–564.
- Lawden D. F. Optimal Trajectories for Space Navigation. London: Butterworths, 1963. 126 p.
- Leonard C. L., Hollister W. M., Bergmann E. V. Orbital formation keeping with differential drag // J. Guidance, Control, and Dynamics. – 1989. – 12, N 1. – P. 108–113.
- Nesterov Y., Nemirovskii A. The Projective Method for Solving Linear Matrix Inequalities // Math. Programming Ser. B. – 1997. – 77. – P. 163–190.
- Redding D. C., Adams N. J., Kubiak E. T. Linear quadratic stationkeeping for the STS orbiter // Charles Stark Draper Laboratory, Cambridge, MA, 1986. — Kept. CSDL-R-1879.
- 22. Rems F., Risse E. A., Benninghoff H. Rendezvous GNCsystem for autonomous orbital servicing of uncooperative targets // 10th Int. ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems (29 May – 2 June 2017). – Salzburg, Austria, 2017.
- Starin R. S., Yedavalli R. K., Sparks A. G. Spacecraft formation flying maneuvers using linear-quadratic regulation with no radial axis inputs // AIAA Paper. — 2001. — August. — P. 2001—4029.
- 24. V*assar R. H., Sherwood R. B.* Formationkeeping for a pair of satellites in a circular orbit // J. Guidance, Control, and Dynamics. 1985. **8**. P. 235-242.
- Zhao K., Stoustrup J. Computation of the maximal robust H2 performance radius for uncertain discrete time systems with nonlinear parametric uncertainties // Int. J. Control. – 1997. – N 67(1). – P. 33–43.
- 26. *Zhou K., Doyle J. C., Glover K.* Robust and optimal control. N. J., USA: Prentice-Hall, 1996. 596 p.
- Zhou K., Khargonekar P., Stoustrup J., Niemann H. Robust performance of systems with structured uncertainties in state space // Automatica. — 1995. — N 31(2). — P. 249—255.

Стаття надійшла до редакції 28.09.2018

REFERENCES

 Alpatov A. P., Maslova A. I., Khoroshylov S. V. Contactless de-orbiting of space debris by the ion beam. Dynamics and control. — Beau Bassin: LAP Lambert Academic Publishing. 330 p. (2018) [In Russian].

- Alpatov A. P., Khoroshylov S. V. Analiz sposobov upravleniya orientatsiei kosmicheskoi solnechnoi elektrostantsii [Analysis of ways of the attitude control of the space solar station]. *Tekhnicheskaya mekhanika*. vol 4, 3–12 (2005) [In Russian].
- Fokov A. A., Khoroshylov S. V. Validation of simplified method for calculation of impact of electric thruster plume to orbital object. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. N 2/129, 55–66 (2016) [In Russian].
- Khoroshylov S. V. Attitude control of space-based solar power station using extended state observer. *Tehnicheskaja mehanika*. N 3, 117–125 (2011) [In Russian].
- Khoroshylov S. V. Synthesis of suboptimal compensators in form of extended state observer. *Tehnicheskaja mehanika*. N 2, 79–92 (2014) [In Russian].
- Khoroshylov S. V. Relative Motion Control System of Spacecraft for Contactless Space Debris Removal. *Sci. innov.* Vol 14(4), 5–16 (2018).
- Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A. Algorithm for Determination of Force Transmitted by Plume of Ion Thruster to Orbital Object Using Photo Camera. 66th International Astronautical Congress (12–16 October 2015, Jerusalem) (2015).
- Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A. Determination of the force transmitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object. *Acta Astronautica*. Vol. 119, 241–251 (2016).
- Alpatov A. P., Fokov A. A., Khoroshylov S. V., Savchuk A. P. Error Analysis of Method for Calculation of Non-Contact Impact on Space Debris from Ion Thruster. *Mechanics, Materials Science & Engineering Journal*. July, 13 pages (2016).
- Bombardelli C., Peláez J. Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics.* Vol. 34, N 3, 916–920 (2011).
- Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Peláez J. Relative Dynamics and Control of an Ion Beam Shepherd Satellite. *Advances in the Astronautical Sci.* Vol. 143 (2012).
- Clark F., Spehar P., Brazzel J., Hinkel H. Laser based relative navigation and guidance for space shuttle proximity operations. *Advances in the Astronautical Sciences.* Vol. 113, 171–186 (2003).
- Clohessy W., Wiltshire R. Terminal guidance system for satellite rendezvous . *Journal of the Aerospace Sciences*. Vol. 27, N 9, 653–658 (1960).

- Corbett M. H., Edwards C. H. Thrust Control Algorithms for the GOCE Ion Propulsion Assembly. *The 30th International Electric Propulsion Conference (17–20 September 2007. Italy, Florence)* (2007).
- Doyle J., Packard A., Zhou K. Review of LFTs, LMIs and μ. *IEEE Conference on Decision and Control (December* 1991, Brignton, England), (1991).
- Doyle J. C., Stein G. Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical. Modern Synthesis. *IEEE Transactions on Automatic Control*. N 26(1), 4–16 (1981).
- Kumara K. D., Bang H. C., Tahk M. J. Satellite formation flying using along-track thrust. *Acta Astronautica*. Vol. 61, N 7–8, 553–564 (2007).
- Lawden D. F. Optimal Trajectories for Space Navigation, London: Butterworths, 1963. 126 p.
- Leonard C. L., Hollister W. M., Bergmann E. V. Orbital formation keeping with differential drag. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics.* Vol. 12 (1), 108–113 (1989).
- Nesterov Y. The Projective Method for Solving Linear Matrix Inequalities. *Math. Programming Ser. B.* Vol. 77, 163–190 (1997).
- Redding D. C., Adams N. J., Kubiak, E. T. Linear quadratic stationkeeping for the STS orbiter // Charles Stark Draper Laboratory, Cambridge, MA, Kept. CSDL-R-1879. (1986).
- Rems F., Risse E. A., Benninghoff H. Rendezvous GNCsystem for autonomous orbital servicing of uncooperative targets. 10th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems (29 May – 2 June 2017, Salzburg, Austria) (2017).
- Starin R. S., Yedavalli R. K., Sparks A. G. Spacecraft formation flying maneuvers using linear-quadratic regulation with no radial axis inputs. *AIAA Paper*. August, 2001–4029 (2001).
- 24. Vassar R. H., Sherwood R. B. Formationkeeping for a pair of satellites in a circular orbit. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics.* Vol. 8, 235–242 (1985).
- 25. Zhao K., Stoustrup J. Computation of the maximal robust H2 performance radius for uncertain discrete time systems with nonlinear parametric uncertainties. *Inter. J. Control.* N 67(1), 33–43 (1997).
- 26. Zhou K., Doyle J. C., Glover K. Robust and Optimal Control, N. J., USA: Prentice-Hall, 1996. 596 p.
- Zhou K., Khargonekar P., Stoustrup J., Niemann H. Robust Performance of Systems with Structured Uncertainties in State Space. *Automatica*. N 31(2), 249– 255 (1995).

Received 28.09.2018

С. В. Хорошилов

Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Дніпро, Україна

АЛГОРИТМ КЕРУВАННЯ ВІДНОСНИМ РУХОМ У ПЛОЩИНІ ОРБІТИ КОСМІЧНОГО АПАРАТА ДЛЯ БЕЗКОНТАКТНОГО ВИДАЛЕННЯ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

Статтю присвячено вдосконаленню технології безконтактного видалення космічного сміття, що отримала назву «Пастух з іонним променем». Синтезовано алгоритм керування, який дозволяє підтримувати необхідне положення космічного апарата-пастуха відносно об'єкта космічного сміття у площині орбіти за рахунок зміни тяги тільки одного компенсаторного електрореактивного двигуна у невеликому діапазоні щодо її номінального значення. Для синтезу використано метод змішаної чутливості, який дозволив забезпечити необхідний компроміс між робастною стійкістю, якістю і витратами на керування з урахуванням особливостей впливів, переданих іонним променем, зовнішніх збурень, неточності визначення відносного положення, а також неідеальності реактивного виконавчого органу. Вимоги до синтезованого регулятора задано в частотній області за допомогою обраних вагових функцій. Результати синтезу підтверджено як за допомогою формального критерію, що базується на понятті структурованих сингулярних чисел, так і шляхом комп'ютерного моделювання з використанням нелінійної математичної моделі, яка враховує широкий спектр орбітальних збурень, що діють на систему. Алгоритм керування забезпечує рух космічного апарата-пастуха на певній невеликій відстані перед об'єктом космічного сміття і ефективну передачу йому гальмувального імпульсу іонним променем у фазі відведення. Показано суттєву перевагу запропонованої моделі керування з точки зору витрат робочого тіла у порівнянні з традиційним підходом, основаному на використанні гідразинових реактивних двигунів. Ця перевага є одним з ключових чинників при виборі керування внаслідок значної тривалості фази виведення космічного сміття.

Ключові слова: космічне сміття, пастух з іонним променем, алгоритм керування, компенсаторний двигун, витрати робочого тіла, робастність.

S. V. Khoroshylov

Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Dnipro, Ukraine

THE LAW TO CONTROL THE IN-PLANE RELATIVE MOTION OF A SPACECRAFT FOR CONTACTLESS SPACE DEBRIS REMOVAL

The article is devoted to the improvement of the technology for contactless space debris removal called "Ion Beam Shepherd". The control law has been synthesized to maintain the required position of the shepherd spacecraft relative to the space debris object in the orbital plane by changing the thrust of only one compensating ion thruster in a certain small range compared to its nominal value. The synthesis is carried out using the method of mixed sensitivity. The method provides the necessary trade-off between robust stability, performance, and control costs. This takes into account the impact of the ion beam, external disturbances, inaccurate determination of the relative position, as well as non-ideal reactive actuator. The requirements for the synthesized controller are set in the frequency domain using the selected weight functions. The results of the synthesis are verified using a formal criterion based on the concept of structured singular values and by computer simulation using a non-linear mathematical model. The latter takes into account a wide range of orbital perturbations acting on the system. The control law ensures that the shepherd spacecraft moves at a certain small distance in front of a debris object while the ion beam effectively transfers the de-orbiting impulse to it. A significant advantage of the proposed control from the point of view of the propellant consumption is shown in comparison with the traditional approach based on the use of hydrazine thrusters. This advantage is one of the key factors for the choice of control due to the significant duration of the phase of space debris removal.

Keywords: space debris, ion beam shepherd, control law, compensating thruster, propellant consumption, robustness.

doi: https://doi.org/10.15407/knit2019.01.027 УДК 681.518.5

Н. В. Ефименко

Научно-производственное предприятие «ХАРТРОН-ЮКОМ», Запорожье, Украина

ЯВНЫЕ АЛГОРИТМЫ НАСТРОЙКИ СИЛОВЫХ ГИРОСКОПИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ КРАТНЫХ СХЕМ В ЗАДАЧАХ УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В настоящее время наиболее эффективным способом получения данных о поверхности Земли является спутниковая съемка. При этом для получения высококачественных изображений земной поверхности спутник должен быть ориентирован в пространстве с очень высокой точностью. Требуемая точность ориентации составляет 2...5', а погрешность стабилизации по угловой скорости, в зависимости от пространственного разрешения, должна быть не хуже 10⁻³...10⁻⁴ °/с. Кроме того, к таким аппаратам предъявляются высокие требования к динамическим характеристикам пространственных разворотов во время съемки. Разворот должен происходить из любого текущего в любое заданное положение. Угловые скорости во время разворота могут достигать величины 2...3 °/с. Для обеспечения таких высоких динамических характеристик спутников в их системах ориентации в качестве исполнительных органов используются, как правило, силовые гироскопические комплексы (СГК), представляющие собой избыточную (более трех) систему двухстепенных силовых гироскопов (гиродинов). Рассмотрена задача пространственной переориентации космического аппарата при помощи СГК. Предложен алгоритм управления СГК, обеспечивающий заданную ориентацию космического аппарата и оптимальную конфигурацию гиродинов. В основу предлагаемого алгоритма положены явные алгоритмы настройки СГК, представляющие собой нелинейные алгебраические уравнения относительно параметров настройки. В отличие от известных работ доказано, что нелинейные алгебраические уравнения, лежащие в основе явных алгоритмов настройки, представляют собой сжимающее отображение, и для нахождения параметров настройки из этих уравнений можно использовать метод простой итерации. В вычислительном отношении метод является очень простым и допускает использование в бортовых алгоритмах. Приведены результаты численного моделирования предложенных алгоритмов.

Ключевые слова: космический аппарат, гиродин, управление ориентацией.

введение

Задачи управления ориентацией КА представляют собой задачи управления угловым движением корпуса КА вокруг центра масс. Эти задачи в настоящее время являются очень актуальными в связи со все возрастающими требованиями к динамическим характеристикам пространственных маневров КА. Разворот должен происходить из любого текущего положения в любое заданное. При этом точность ориентации в развернутом положении должна составлять единицы угловых минут, а угловые скорости разворота могут достигать величины 2—3°/с. Например, французский КА «Spot-7», выведенный на орбиту 30 июня 2014 г. для получения снимков зем-

ной поверхности высокого разрешения, обеспечивает следующие динамические характеристики пространственных маневров:

точность ориентации —1.7';

максимальная скорость разворота — 2.1 °/с.

Обеспечение таких высоких динамических характеристик усложняется тем, что для спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) высокого разрешения есть тенденция увеличения массы. Если масса более ранних спутников «Ikonos», «OrbView-3» составляла 720 и 304 кг соответственно, то масса последующих «QuickBird-2», «WorldView-1», «Geoeye-1», «WorldView 2» превышает две тонны. Известно, что при значительной массе КА наиболее эффективными исполнительными органами системы ориентации являются силовые гироскопические комплексы (СГК),

[©] Н. В. ЕФИМЕНКО, 2019

представляющие собой избыточную (более трех) систему двухстепенных силовых гироскопов (гиродинов) [7, 15]. Основным достоинством СГК является то, что они обладают наилучшим среди прочих типов исполнительных устройств соотношением «создаваемый управляющий момент»/ «собственная масса» и при этом позволяют осуществлять сложные вращательные движения аппарата, необходимые для решения многих практически важных задач управления ориентацией. Задачи управления угловым движением при помощи СГК являются одними из наиболее сложных среди задач управления ориентацией КА. Общие подходы к их решению и некоторые фундаментальные результаты в отечественной литературе впервые были представлены в работах Е. Н. Токаря в 1970-1980-х гг. Заметный вклад в развитие тематики внесли также ученые Ю.А. Карпачев, Е.И. Сомов, А. В. Сорокин, В. Н. Васильев, Е. М. Потапенко и многие другие. Как правило, решение этих задач осуществляется в два этапа.

Первый этап состоит в определении требуемого динамического момента, прикладываемого к КА со стороны исполнительных органов системы управления, второй этап — в реализации такого момента с помощью гиродинов. Центральным вопросом при этом является вопрос синтеза алгоритмов управления углами прецессии отдельных гиродинов при их избыточности. Необходимо определить скорости прецессии гиродинов, реализующие требуемый управляющий момент, прикладываемый к КА. С математической точки зрения задача отыскания скоростей прецессии гиродинов представляет собой решение системы трех линейных уравнений вида

$$L(\alpha) \cdot u = -M(t),$$
$$L(\alpha) = \left(\frac{\partial h_1}{\partial \alpha_1} \cdots \frac{\partial h_N}{\partial \alpha_N}\right),$$

где M(t) — требуемый управляющий момент, $\alpha = (\alpha_1, ..., \alpha_N)^T$ — вектор углов прецессии гиродинов, $u = (u_1, ..., u_N)$ — вектор искомого управления гиродинами (вектор скоростей прецессии гиродинов), $L(\alpha) \in \mathbb{R}^{3 \times N}$ — градиентная матрица Якоби СГК, $h_i(\alpha_i)$, i = 1, 2, ..., N вектор кинетического момента *i*-го гиродина, заданный проекциями на оси связанной системы координат.

Для того чтобы эта система имела единственное решение, ранг матрицы $L(\alpha)$ должен быть равен трем. Для обеспечения этого требования вводят специальный критерий (целевую функцию), характеризующий линейную независимость строк матрицы $L(\alpha)$. Целевая функция должна быть такой, что при всех значениях кинетического момента СГК ее максимизация приводила бы к конфигурации кинетических моментов при которой ранг градиентной матрицы все время оставался равным трем. Так как целевая функция является нелинейной функцией N аргументов, то задача нахождения ее максимума при ограничении $L(\alpha) \cdot u = -M(t)$ является нетривиальной. Есть различные подходы в выборе целевой функции. Так, в работе [18] для минимально-избыточной компланарной системы СГК в качестве критерия настройки предлагается использовать степень насыщения коллинеарных пар гиродинов по независимым осям. Как отмечено в работе [13], такой подход нашел широкое практическое применение. Усовершенствованию этого метода посвящены работы [8, 11, 12], в которых описаны алгоритмы, исключающие возможность реализации установившихся особых состояний СГК, а также гарантирующие в любой момент времени возможность создания вектора управляющего момента в любом пространственном направлении. Заметный вклад в развитие рассматриваемой тематики внесли результаты, изложенные в [2-4, 6]. В частности, алгоритм равномодульного управления, предложенный в работе [6], обеспечивает сохранение наилучших условий по созданию управляющего момента для минимально-избыточного компланарного СГК. Такой алгоритм управления оптимален в режиме долговременной угловой стабилизации КА. Современные подходы к построению алгоритмов управления ориентацией КА с помощью силовых гироскопов нашли отражение в работах [12, 17]. Несмотря на то, что задаче управления ориентацией КА с помощью гиродинов было уделено большое внимание, она актуальна и в настоящее время. Решению этой задачи и посвящена данная работа.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ ГИРОДИНОВ

В классе гиродинных систем наиболее рациональными являются СГК, построенные на основе коллинеарных пар. Объединение гиродинов в так называемые коллинеарные группы, в которых оси прецессии располагаются параллельно, дает одно очень важное преимущество - при наличии шести и более гиродинов все сингулярные состояния таких схем являются строго проходимыми [16]. В оригинальной работе [18] коллинеарная пара названа «Scissored Pair Ensemble» (SPE), а избыточные кратные схемы на основе трех и двух коллинеарных пар ГД — как 3-SPE и 2-SPE соответственно. В данной работе рассмотрены особенности управления ориентацией КА с помощью СГК, построенного по схеме 3-SPE.

Будем полагать, что оси прецессии гиродинов первой группы совпадают с осью z_R , оси прецессии второй группы совпадают с осью у_в, оси прецессии третьей группы — с осью x_в. Для этой схемы расположения гиродинов (рис. 1) направляющие косинусы нормированных векторов кинетических моментов гиродинов g₁, суммарный кинетический момент Н и градиентная матрица Якоби $L(\alpha)$ описываются соотношениями:

$$g_{1} = \begin{pmatrix} x_{1} \\ y_{1} \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha_{1} \\ \sin \alpha_{1} \\ 0 \end{pmatrix}, g_{2} = \begin{pmatrix} x_{2} \\ y_{2} \\ 0 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \alpha_{2} \\ \sin \alpha_{2} \\ 0 \end{pmatrix}, (1)$$

$$g_{3} = \begin{pmatrix} x_{3} \\ 0 \\ z_{3} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin \alpha_{3} \\ 0 \\ \cos \alpha_{3} \end{pmatrix}, g_{4} = \begin{pmatrix} x_{4} \\ 0 \\ z_{4} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin \alpha_{4} \\ 0 \\ \cos \alpha_{4} \end{pmatrix}, (2)$$

$$g_{5} = \begin{pmatrix} 0 \\ y_{5} \\ z_{5} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ \cos \alpha_{5} \\ \sin \alpha_{5} \end{pmatrix}, g_{6} \begin{pmatrix} 0 \\ y_{6} \\ z_{6} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ \cos \alpha_{6} \\ \sin \alpha_{6} \end{pmatrix}, (3)$$

$$H = \sum_{i=1}^{6} g_{i} = \begin{pmatrix} \cos \alpha_{1} + \cos \alpha_{2} + \sin \alpha_{3} + \sin \alpha_{4} \\ \sin \alpha_{1} + \sin \alpha_{2} + \cos \alpha_{5} + \cos \alpha_{6} \\ \cos \alpha_{3} + \cos \alpha_{4} + \sin \alpha_{5} + \sin \alpha_{6} \end{pmatrix},$$

$$L(\alpha) = \begin{pmatrix} -\sin \alpha_{1} & -\sin \alpha_{2} & \cos \alpha_{3} & \cos \alpha_{4} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\sin \alpha_{3} & -\sin \alpha_{4} & \cos \alpha_{5} & -\sin \alpha_{6} \\ 0 & 0 & -\sin \alpha_{3} & -\sin \alpha_{4} & \cos \alpha_{5} & \cos \alpha_{6} \end{pmatrix}.$$



Или, с учетом выражений (1)—(3) для проекций векторов g_i , —

$$H = \begin{pmatrix} x_1 + x_2 + x_3 + x_4 \\ y_1 + y_2 + y_5 + y_6 \\ z_3 + z_4 + z_5 + z_6 \end{pmatrix},$$
$$L(\alpha) = \begin{pmatrix} -y_1 & -y_2 & z_3 & z_4 & 0 & 0 \\ x_1 & x_2 & 0 & 0 & -z_5 & -z_6 \\ 0 & 0 & -x_3 & -x_4 & y_5 & y_6 \end{pmatrix}.$$

Обозначим проекции кинетических моментов коллинеарных пар на оси связанной системы координат следующим образом:

$$\begin{aligned} x_{12} &= x_1 + x_2, & x_{34} &= x_3 + x_4, \\ y_{12} &= y_1 + y_2, & y_{56} &= y_5 + y_6, \\ z_{34} &= z_3 + z_4, & z_{56} &= z_5 + z_6. \end{aligned}$$

Пусть $\Delta = (\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3)^T$ — вектор, компонентами которого являются разности одноименных проекций кинетических моментов коллинеарных пар на оси связанной системы координат:

$$\Delta_{1} = x_{12} - x_{34},$$

$$\Delta_{2} = y_{12} - y_{56},$$

$$\Delta_{3} = z_{34} - z_{56}.$$
(4)

Если вектор $\mathbf{H} = (h_x, h_y, h_z)^{\mathrm{T}}$ известен и задан вектор Δ , то справедлива следующая система уравнений для определения проекций кинетических моментов коллинеарных пар через их разности:

 $-\sin\alpha$

cosa

$$\begin{aligned} h_x &= x_{12} + x_{34}, \quad x_{12} - x_{34} = \Delta_1, \\ h_y &= y_{12} + y_{56}, \quad y_{12} - y_{56} = \Delta_2, \\ h_z &= z_{34} + z_{56}, \quad z_{34} - z_{56} = \Delta_3. \end{aligned}$$

Решение полученной системы имеет вид

$$x_{12} = \frac{h_x + \Delta_1}{2}, \quad x_{34} = \frac{h_x - \Delta_1}{2},$$

$$y_{12} = \frac{h_y + \Delta_2}{2}, \quad y_{56} = \frac{h_y - \Delta_2}{2},$$

$$z_{34} = \frac{h_z + \Delta_3}{2}, \quad z_{56} = \frac{h_z - \Delta_3}{2}.$$
(5)

Соотношения (5) с учетом того, что $||g_i||^2 = 1$, позволяют записать три независимых системы уравнений для определения проекций векторов g_i на оси связанной системы координат

$$\begin{aligned} x_1 + x_2 &= \frac{h_x + \Delta_1}{2}, \ z_3 + z_4 = \frac{h_z + \Delta_3}{2}, \ z_5 + z_6 = \frac{h_z - \Delta_3}{2}, \\ y_1 + y_2 &= \frac{h_y + \Delta_2}{2}, \ x_3 + x_4 = \frac{h_x - \Delta_1}{2}, \ y_5 + y_6 = \frac{h_y - \Delta_2}{2}, \\ x_1^2 + y_1^2 &= 1, \qquad x_3^2 + z_3^2 = 1, \qquad z_5^2 + y_5^2 = 1, \end{aligned}$$

Найдя решение систем (6), получим [9, 14]

$$\begin{aligned} x_{1} &= \frac{h_{x} + \Delta_{1}}{4} + \frac{h_{y} + \Delta_{2}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{21}}{2}, \\ y_{1} &= \frac{h_{y} + \Delta_{2}}{4} - \frac{h_{x} + \Delta_{1}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{21}}{2}, \\ x_{2} &= \frac{h_{x} + \Delta_{1}}{4} - \frac{h_{y} + \Delta_{2}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{21}}{2}, \\ y_{2} &= \frac{h_{y} + \Delta_{2}}{4} + \frac{h_{x} + \Delta_{1}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{21}}{2}, \\ x_{3} &= \frac{h_{x} - \Delta_{1}}{4} - \frac{h_{z} + \Delta_{3}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{43}}{2}, \\ z_{3} &= \frac{h_{z} + \Delta_{3}}{4} + \frac{h_{x} - \Delta_{1}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{43}}{2}, \\ z_{4} &= \frac{h_{x} - \Delta_{1}}{4} - \frac{h_{x} - \Delta_{1}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{43}}{2}, \\ z_{4} &= \frac{h_{z} + \Delta_{3}}{4} - \frac{h_{x} - \Delta_{1}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{43}}{2}, \end{aligned}$$
(7)

$$y_{5} = \frac{h_{y} + \Delta_{2}}{4} + \frac{h_{z} - \Delta_{3}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{65}}{2},$$

$$z_{5} = \frac{h_{z} - \Delta_{3}}{4} - \frac{h_{y} + \Delta_{2}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{65}}{2},$$

$$y_{6} = \frac{h_{y} + \Delta_{2}}{4} - \frac{h_{z} - \Delta_{3}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{65}}{2},$$

$$z_{6} = \frac{h_{z} - \Delta_{3}}{4} + \frac{h_{y} + \Delta_{2}}{4} \operatorname{tg} \frac{\Delta \alpha_{65}}{2},$$

где

$$tg(\Delta \alpha_{21}) = \sqrt{4 - \frac{(h_x + \Delta_1)^2}{4} - \frac{(h_y + \Delta_2)^2}{4}},$$

$$tg(\Delta \alpha_{43}) = \sqrt{4 - \frac{(h_x - \Delta_1)^2}{4} - \frac{(h_z + \Delta_3)^2}{4}},$$
 (8)

$$tg(\Delta \alpha_{65}) = \sqrt{4 - \frac{(h_y - \Delta_2)^2}{4} - \frac{(h_z - \Delta_3)^2}{4}}.$$

Формулы (7) позволяют, задавая вектор Δ , перераспределять кинетический момент между коллинеарными группами гиродинов без изменения суммарного кинетического момента H, и таким образом формировать требуемую конфигурацию кинетических моментов гиродинов в СГК. Так как вектор Δ является некоторой функцией углов α_i (i = 1, 2, ..., 6):

$$\Delta = f(\alpha_i),$$

то произвольно его координаты Δ_i задавать нельзя. Для корректного нахождения вектора $\Delta = (\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3)^T$ вводят уравнение настройки гиродинов

$$\chi(\Delta,\rho) = 0, \qquad (9)$$

где $\rho > 0$ — параметр настройки гиродинов. Решая при заданном $\rho > 0$ уравнение (9) относительно вектора Δ и находя по формулам (7), (8) соответствующие кинетические моменты g_i , добиваются требуемой конфигурации гиродинов [10]. При выборе левой части уравнения (9) необходимо учитывать следующее.

1. Найденные координаты Δ_i вектора Δ при любых допустимых значениях координат вектора $\mathbf{H} = (h_x, h_y, h_z)^{T}$ и параметра $\rho > 0$ всегда должны быть одного знака. Это необходимо для исключения несанкционированных перестроек конфигурации СГК.

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25. № 1

2. В допустимом интервале изменения координат вектора Δ уравнение (9) должно иметь один корень.

Для выполнения этих требований определим уравнение (9) следующим образом:

$$\chi(\Delta, \rho) = \Delta - \varphi(\Delta, \rho) = 0$$

или

$$\Delta = \varphi(\Delta, \rho) \,. \tag{10}$$

Уравнение (10) является частным случаем уравнения вида

x = g(x).

Для уравнений такого вида есть теорема [1], согласно которой, если g(x) — сжимающее отображение на [a, b], то

1) уравнение x = g(x) имеет единственный корень x^* в [a, b];

2) итерационная последовательность $x_{n+1} = g(x_n)$ при $n \to \infty$ сходится к этому корню.

Отображение g(x) является сжимающим, если для $x \in [a, b]$ функция $g(x) \in [a, b]$, и существует такое q < 1, что для $x_1, x_2 \in [a, b]$ выполняется условие

 $|g(x_1) - g(x_2)| \le q |x_1 - x_2|,$

где q < 1. Найдем функцию φ , осуществляющую сжимающее отображение. Для этого введем в рассмотрение нормированные проекции кинетических моментов коллинеарных пар \tilde{x}_{12} , \tilde{y}_{12} , \tilde{x}_{34} , \tilde{z}_{34} , \tilde{y}_{56} , \tilde{z}_{56} на оси ССК. При этом под нормированием проекцией будем понимать выполнение условий

В зависимости от принятого правила нормирования, нормированные проекции кинетических моментов коллинеарных пар на оси ССК можно представить следующим образом:

a)

$$\tilde{x}_{12} = \frac{x_{12}}{\sqrt{4 - y_{12}}}, \quad \tilde{y}_{12} = \frac{y_{12}}{\sqrt{4 - x_{12}}},$$

$$\tilde{x}_{34} = \frac{x_{34}}{\sqrt{4 - z_{34}}}, \quad \tilde{z}_{34} = \frac{z_{34}}{\sqrt{4 - x_{34}}},$$

$$\tilde{y}_{56} = \frac{y_{56}}{\sqrt{4 - z_{56}}}, \quad \tilde{z}_{56} = \frac{z_{56}}{\sqrt{4 - y_{56}}},$$

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25. № 1

$$\tilde{5} \qquad \tilde{x}_{12} = \frac{x_{12}}{\sqrt{x_{12}^2 + y_{12}^2}}, \quad \tilde{y}_{12} = \frac{y_{12}}{\sqrt{x_{12}^2 + y_{12}^2}}, \\ \tilde{x}_{34} = \frac{x_{34}}{\sqrt{x_{34}^2 + z_{34}^2}}, \quad \tilde{z}_{34} = \frac{z_{34}}{\sqrt{x_{34}^2 + z_{34}^2}}, \\ \tilde{y}_{56} = \frac{y_{56}}{\sqrt{y_{56}^2 + z_{56}^2}}, \quad \tilde{z}_{56} = \frac{z_{56}}{\sqrt{y_{56}^2 + z_{56}^2}}, \\ \tilde{s} \end{cases}$$

$$\tilde{x}_{12} = \frac{x_{12}}{2}, \quad \tilde{y}_{12} = \frac{y_{12}}{2}, \\ \tilde{x}_{34} = \frac{x_{34}}{2}, \quad \tilde{z}_{34} = \frac{z_{34}}{2}, \\ \tilde{y}_{56} = \frac{y_{56}}{2}, \quad \tilde{z}_{56} = \frac{z_{56}}{2}. \end{cases}$$

Выберем функцию $\phi(\Delta)$ в виде

$$\varphi(\Delta) = \rho \begin{pmatrix} 1 - \tilde{x}_{12} \tilde{x}_{34} \\ 1 - \tilde{y}_{12} \tilde{y}_{56} \\ 1 - \tilde{z}_{34} \tilde{z}_{56} \end{pmatrix}, \qquad (11)$$

Очевидно, что

$$\|\varphi(\Delta)\| \le 2\rho\sqrt{3} .$$

Из соотношений (4) с учетом формул (1)—(3) следует, что $|\Delta_i| \le 4$. Будем полагать, что все $\Delta_i \ge 0$. Тогда для $\Delta \in [0, 4]$ при $0 < \rho \le 1$ $\varphi(\Delta) \in [0, 4]$. Покажем, что при этом функция $\varphi(\Delta)$ осуществляет сжимающее отображение. Из соотношения (11) имеем

$$\begin{split} \| \varphi(\Delta_1) - \varphi(\Delta_2) \|^2 &= \\ &= \rho^2 \{ [\tilde{x}_{12}(\Delta_2) \tilde{x}_{34}(\Delta_2) - \tilde{x}_{12}(\Delta_1) \tilde{x}_{34}(\Delta_1)]^2 + \\ &+ [\tilde{y}_{12}(\Delta_2) \tilde{y}_{56}(\Delta_2) - \tilde{y}_{12}(\Delta_1) \tilde{y}_{56}(\Delta_1)]^2 + \\ &+ [\tilde{z}_{34}(\Delta_2) \tilde{z}_{56}(\Delta_2) - \tilde{z}_{34}(\Delta_1) \tilde{z}_{56}(\Delta_2)]^2 \} \end{split}$$

Так как выражения в квадратных скобках зависят только от нормированных проекций кинетического момента на оси СГК, то для этих выражений справедливы следующие неравенства

$$\begin{split} & [\tilde{x}_{12}(\Delta_2)\tilde{x}_{34}(\Delta_2) - \tilde{x}_{12}(\Delta_1)\tilde{x}_{34}(\Delta_1)]^2 \leq 4, \\ & [\tilde{y}_{12}(\Delta_2)\tilde{y}_{56}(\Delta_2) - \tilde{y}_{12}(\Delta_1)\tilde{y}_{56}(\Delta_1)]^2 \leq 4, \\ & [\tilde{z}_{34}(\Delta_2)\tilde{z}_{56}(\Delta_2) - \tilde{z}_{34}(\Delta_1)\tilde{z}_{56}(\Delta_2)]^2 \leq 4. \end{split}$$

Следовательно,

$$\|\varphi(\Delta_1) - \varphi(\Delta_2)\| \le 2\rho\sqrt{3} \quad . \tag{12}$$

Из соотношений (10), (11) для вектора Δ справедливо соотношение

$$\Delta = \varphi(\Delta) = \rho \begin{pmatrix} 1 - \tilde{x}_{12} \tilde{x}_{34} \\ 1 - \tilde{y}_{12} \tilde{y}_{56} \\ 1 - \tilde{z}_{34} \tilde{z}_{56} \end{pmatrix}.$$
 (13)

Из этого соотношения вытекают следующие неравенства $\|A\| = \alpha \| \phi(A) \| < 2\alpha \sqrt{3}$

$$\begin{split} \|\Delta\| &= \rho \|\varphi(\Delta)\| \le 2\rho\sqrt{3} , \\ \|\Delta_1 - \Delta_2\| \le 4\rho\sqrt{3} . \end{split}$$
(14)

Для того чтобы $\phi(\Delta)$ представляла собой сжимающее отображение, необходимо, чтобы выполнялось следующее неравенство

$$\left|\varphi(\Delta_{1},\rho) - \varphi(\Delta_{2},\rho)\right| \leq q \left|\Delta_{1} - \Delta_{2}\right|, \quad (15)$$

где *q* <1. Из соотношений (12) и (14) имеем для параметра *q* неравенство

$$\frac{1}{2} \le q < 1,$$

Следовательно, $\phi(\Delta)$ — сжимающее отображение. Таким образом, уравнение

$$\Delta = \rho \begin{pmatrix} 1 - \tilde{x}_{12} \tilde{x}_{34} \\ 1 - \tilde{y}_{12} \tilde{y}_{56} \\ 1 - \tilde{z}_{34} \tilde{z}_{56} \end{pmatrix}$$
(16)

на интервале [0, 4] имеет один корень, координаты которого Δ_i для всех внутренних точек области вариации вектора суммарного кинетического момента СГК и параметре настройки $0 \le \rho \le 1$ всегда больше нуля. На основании изложенного выше справедливо следующее утверждение.

Утверждение. Функция

$$\varphi(\Delta) = \rho \begin{pmatrix} 1 - \tilde{x}_{12} \tilde{x}_{34} \\ 1 - \tilde{y}_{12} \tilde{y}_{56} \\ 1 - \tilde{z}_{34} \tilde{z}_{56} \end{pmatrix}$$

при $0 \le \rho \le 1$ является сжимающим отображением, и уравнение настройки гиродинов $\Delta = \varphi(\Delta)$ имеет единственный корень Δ^* в [0, 4]. При этом итерационная последовательность $\Delta_{n+1} = \varphi(\Delta_n)$ при $n \to \infty$ сходится к этому корню.

выбор параметра настройки ρ

Для исключения особых состояний в работе СГК и сохранения управляемости системы конфигурацию гиродинов необходимо выбирать таким образом, чтобы ранг матрицы $L(\alpha)$ все время был равен 3. Для обеспечения этого требования в СГК организуют «нуль-движение», заключающееся в изменении взаимной ориентации кинетических моментов гиродинов таким образом, что суммарный кинетический момент Н СГК оставался неизменным. Для этого вводят критерий настройки Ψ(α), представляющий собой некоторую целевую функцию, зависящую от углов прецессии и являющуюся характеристикой линейной независимости строк матрицы $L(\alpha)$. Выберем в качестве такой целевой функции определитель $\Psi(\alpha) = \det(L(\alpha)L^{T}(\alpha))$. Согласно формулам (7) проекции кинетических моментов гиродинов на оси связанной системы координат являются функцией вектора Δ , который в свою очередь является функцией параметра настройки р. При этом для физической реализации «нуль-движения», как следует из выражения (8), необходимо, чтобы выполнялись неравенства

$$\frac{(h_x + \Delta_1(\rho))^2}{4} + \frac{(h_y + \Delta_2(\rho))^2}{4} < 4,$$

$$\frac{(h_x - \Delta_1(\rho))^2}{4} + \frac{(h_z + \Delta_3(\rho))^2}{4} < 4,$$

$$\frac{(h_y - \Delta_2(\rho))^2}{4} + \frac{(h_z - \Delta_3(\rho))^2}{4} < 4.$$
(17)

Тогда задачу определения параметра ρ можно сформулировать следующим образом: найти максимум функции $\Psi(\rho)$ по параметру ρ при ограничении (17).

Аналитически решить эту оптимизационную задачу невозможно. Решить ее можно только численным методом. При этом необходимо учитывать, что функция $\Psi(\rho)$ не является выпуклой и имеет несколько точек экстремума. В этих точках $\Psi(\rho)$ может принимать как минимальное, так и максимальное значение. Есть много методов нахождения максимума функции одной переменной. Самым простым из этих методов является метод пассивного поиска. Метод заключается в следующем. В точках $\rho_{i+1} = \rho_i + h_{\rho}$, i = 0, 1, 2, ..., N, где $\rho_0 = 0$, $\rho_N = 1$, а h_{ρ} — заданный шаг изменения ρ , из уравнения настройки гиродинов (16) находится вектор Δ , вычисляется значение функции $\Psi(\rho)$ и проверяется выполнение неравенств (17). Если параметр р удовлетворяет указанным неравенствам, то это значение р является допустимым, и перенастройка возможна. Если параметр р не удовлетворяет указанным неравенствам, то это значение р является недопустимым, и перенастройка невозможна, т. е. СГК находится в особом состоянии. В этом случае полагаем $\Psi(\rho) = 0$. Значение параметра р, соответствующее максимальному элементу полученной таким образом последовательности, в первом приближении является точкой максимума функции Ψ(ρ) по параметру р на отрезке [0, 2]. Найдя оптимальное значение параметра р и соответствующий ему вектор $\Delta(\rho)$, по формулам (7) можно найти оптимальную конфигурацию гиродинов. Так как параметр р выбирается таким образом, что при заданном значении определитель $\Psi(\rho) =$ $= \det(L(\rho)L^{T}(\rho))$ достигает максимального значения, то предложенная методика определения конфигурации гиродинов обеспечивает отсутствие сингулярных состояний в СГК.

СИНТЕЗ АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО ТРЕБУЕМУЮ ОРИЕНТАЦИЮ И ОПТИМАЛЬНУЮ КОНФИГУРАЦИЮ ГИРОДИНОВ

Предположим, что известен алгоритм управления $M_u(t) = (M_x, M_y, M_z)^T$, обеспечивающий требуемую ориентацию КА. Это управление может быть найдено различными способами, например можно воспользоваться подходом, изложенным в работе [5]. Вектор управления гиродинами *и* и управление $M_u(t)$ связаны зависимостью

$$L(\alpha) \cdot u = -M_{\mu}(t)$$
.

Разобьем вектор *и* на две составляющие:

$$u = u_1 + u_2 \tag{18}$$

и потребуем, чтобы эти составляющие удовлетворяли равенствам

$$L(\alpha) \cdot u_1 = -M_u(t) , \qquad (19)$$

$$L(\alpha) \cdot u_2 = 0 . \tag{20}$$

Составляющая u_2 в соответствии с уравнением (20) сохраняет суммарный вектор кинетиче-

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25. № 1

ского момента СГК неизменным. Эта составляющая представляет собой алгоритм настройки (определения конфигурации) СГК. Управление u_2 должно выбираться таким образом, что при всех допустимых значениях суммарного кинетического момента СГК текущая конфигурация гиродинов была максимально «удалена» от сингулярных состояний. Для нахождения составляющей u_2 рассмотрим уравнение настройки $\chi(\Delta, \rho) = 0$. Обозначим через u_{χ} производную по времени от функции $\chi(\Delta, \rho)$. Используя соответствующие правила дифференцирования неявной функции, можно записать

где

$$\frac{d}{dt}(\chi(\Delta,\rho)) = C(\alpha)\dot{\alpha} = C(\alpha)u = u_{\chi},$$
$$C(\alpha) = \frac{d}{d\alpha^{T}}(\chi(\Delta,\rho)).$$

С учетом уравнения (18) имеем

$$u_{\chi} = C(\alpha)u_1 + C(\alpha)u_2$$

$$C(\alpha)u_2 = u_{\chi} - C(\alpha)u_1.$$

Таким образом, для составляющей *u*₂ справедлива система уравнений

 $\Omega \cdot u_2 = b$,

где

$$\Omega = \begin{pmatrix} L(\alpha) \\ C(\alpha) \end{pmatrix}, \ b = \begin{pmatrix} 0 \\ u_{\chi} - C(\alpha)u_{1} \end{pmatrix}.$$

Если матрица Ω не вырождена, то система имеет единственное решение, которое определяется выражением

$$u_2 = \Omega^{-1}b . \tag{21}$$

Пусть ρ^* — оптимальное значение параметра р, при котором определитель $\det(L(\rho)L^{T}(\rho))$ достигает максимального значения при заданном значении H, а Δ^* — соответствующее ему оптимальное значение разности кинетических моментов. Переменные ρ^* и связаны соотношением

$$\chi(\Delta^*, \rho^*) = 0.$$
 (22)

Продифференцировав по времени выражение (22), получим

$$\frac{d}{dt}(\chi(\Delta^*,\rho^*)) = 0.$$
 (23)

Введем в рассмотрение ошибку

$$e = \chi(\Delta, \rho^*) - \chi(\Delta^*, \rho^*) = \chi(\Delta, \rho^*)$$

33



Рис. 2. Изменение во времени угла ориентации ϕ (углы $\Psi = \theta = 0$) КА в орбитальной системе координат



Рис. 3. Изменение во времени абсолютных угловых скоростей КА: $1 - w_x$, $2 - w_y$, $3 - w_z$

С учетом уравнения (23) для переменной е справедливо дифференциальное уравнение

 $\dot{e} = u_{\gamma}$.

Определим *и*_χ следующим образом:

$$u_{\gamma} = -k \cdot e, \ k > 0$$

Несложно показать, что выбранный алгоритм управления u_{χ} обеспечивает асимптотическую устойчивость положению e = 0, и следовательно, функция $\chi(\Delta, \rho^*)$ стремится к значению $\chi(\Delta^*, \rho^*)$. При этом определитель $\Psi(\rho)$ стремится к своему максимальному значению $\Psi^* = \Psi(\rho^*)$, т. е. обеспечивается оптимальная конфигурация гиродинов. Зная u_{χ} , по соотношениям (19), (21) находим составляющие u_1 и u_2 .

РЕЗУЛЬТАТЫ ЦИФРОВОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАЗРАБОТАННЫХ АЛГОРИТМОВ

Для проверки полученных теоретических результатов было проведено численное моделирование управляемого движения КА с тензором



Рис. 4. Изменения во времени текущего определителя $\Psi(\rho(t))$ и расчетного оптимального определителя $\Psi_{\text{опт}}(\rho(t))$

инерции
$$J = \begin{pmatrix} 150 & 0 & 0 \\ 0 & 145 & 0 \\ 0 & 0 & 145 \end{pmatrix}$$
. Размерность тен-

зора инерции — $H \cdot M \cdot c^2$. Все гиродины имели одинаковые собственные кинетические моменты $h_0 = 4 H \cdot M \cdot c$. Моделировался разворот спутника по крену из режима орбитальной ориентации на угол 30° длительностью 20 с. Для расчета управления M(t), обеспечивающего требуемую ориентацию KA, использовался подход, изложенный в работе [17].

На рис. 2 и 3 изображены графики изменения углов ориентации и угловых скоростей при движении КА из начального в конечное положение.

На рис. 4 изображены графики изменения во времени текущего определителя $\Psi(\rho(t))$ и расчетного оптимального определителя $\Psi_{ont}(\rho(t))$, полученного в соответствии с приведенным алгоритмом. Как видно из рисунков, параметры углового движения КА в конце разворота соответствуют заданным значениям. При этом определитель $\Psi(\rho)$ стремится к своему максимальному значению $\Psi_{ont}(\rho)$. Это подтверждает работоспособность разработанных алгоритмов.

выводы

Предложен метод синтеза алгоритмов гиросилового управления ориентацией КА. Метод основан на явных алгоритмах настройки СГК, представляющих собой нелинейные алгебраические уравнения относительно параметров настройки. Доказано, что уравнения, лежащие в основе явных алгоритмов настройки, представляют собой сжимающее отображение, и для нахождения параметров настройки из этих уравнений можно использовать метод простой итерации. В отличие от известных работ [9, 10, 14], предлагаемый подход позволяет получать алгоритмы управления угловой ориентацией спутника, обеспечивающие заданную ориентацию спутника и оптимальную конфигурацию гиродинов. Разработаны простые численные методы нахождения оптимальных параметров настройки СГК. Приведены результаты численного моделирования предложенных алгоритмов. Методика может быть полезной разработчикам систем ориентации КА.

ЛИТЕРАТУРА

- 1. Бахвалов Н. С., Жидков Н. П., Кобельков Г. М. Численные методы. — 6-е изд. — М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2008. — 636 с.
- 2. *Васильев В. Н.* Управление системой двухстепенных силовых гироскопов с параллельными осями прецессии // Изв. АН СССР. Мех. твердого тела. — 1982. — № 3. — С. 14—20.
- 3. *Васильев В. Н.* Оптимизация настройки минимально избыточной системы гиродинов // Изв. РАН. Мех. твердого тела. 1999. № 4. С. 3—10.
- 4. Васильев В. Н., Вейнберг Д. М., Шереметьевский Н. Н. Управление угловым положением долговременной орбитальной станции при помощи двухстепенных силовых гироскопов // Изв. АН СССР. Мех. твердого тела. — 1978. —№ 5. — С. 3—9.
- 5. Ефименко Н. В. Синтез алгоритмов управления пространственной переориентацией космического аппарата с использованием динамических уравнений вращательного движения твердого тела в параметрах Родрига — Гамильтона // Пробл. упр. и инфор. —2015. — № 3. — С. 145—155.
- 6. *Карпачев Ю. А.* Равномодульное программно-частотное управление минимально избыточной структурой двухстепенных силовых гироскопов // Изв. АН СССР. Mex. твердого тела. — 1986. — № 2. — С. 3—10.
- Легостаев В. П., Токарь Е. Н. Область применения гиросиловых систем // Космические исслед. — 1990. — 28, вып. 3. — С. 352—359.
- 8. *Сомов Е. И.* Динамика прецизионного гиросилового управления космическими аппаратами земле обзора // Гироскопия и навигация. 2002. № 4 (39). С. 54—55.
- 9. Сомов Е. И. Оптимизация поворотного маневра и синтез законов гиросилового наведения космических аппаратов и свободнолетающих роботов // Изв. Самарского науч. центра Российской академии наук. 2007. 9, № 3. С. 824—834.

- Сомов Е. И. Топологический анализ сингулярных состояний и синтез явных законов настройки силовых гирокомплексов кратных схем // Изв. Самарского науч. центра Российской академии наук. — 2009. — 11, № 3. — С. 132—140.
- Сомов Е. И., Бондаренко Е. А., Капитонова Н. Б. Синтез гиросиловой системы пространственной стабилизации на основе векторных функций Ляпунова и параметрической оптимизации // Проблемы аналитической механики, устойчивости и управления движением. — Новосибирск: Наука, 1991. — С. 257—264.
- Сомов Е. И., Бутырин С. А. Явный логико-динамический закон настройки минимально избыточной системы гиродинов для маневрирующего космического аппарата // Управление движением и навигация летательных аппаратов. — Самара: СГАУ, 2002. — С. 179—184.
- Сомов Е. И., Бутырин С. А., Сорокин А. В., Платонов В. Н. Управление силовыми гирокомплексами космических аппаратов // Тр. Х Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам (26—28 мая 2003 г.). — СПб., 2003. — С. 278— 294.
- 14. Сомов Е. И., Мещеряков С. С. Оценка реализуемости поворотного маневра космического аппарата при неопределенности накопленного кинетического момента силового гирокомплекса // Изв. Самарского науч. центра Российской академии наук. — 2008. — 10, № 3. — С. 799—807.
- Сорокин А. В., Бакшеев Н. И. Сравнительный анализ силовых гироскопических комплексов высокодинамичных космических аппаратов // Тр. Х Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам (26—28 мая 2003 г.). — СПб., 2003. — С. 272—277.
- 16. *Токарь Е. Н.* Критерий настройки гиросиловых систем // Космич. исслед. 1980. **18**, вып. 3. С. 77—82.
- Avanzini G., Radice G., Ali I. Potential approach for constrained autonomous maneuvers of a spacecraft equipped with a cluster of control moment gyroscopes // J. Aerospace Engineering. – 2009. – 223, N 3. – P. 285–296.
- Crenshaw J. W. 2-Speed, a single gimbal control moment gyro attitude control system // AIAA Paper. — 1973. — N 73-895. — P. 1—10.
- Leeghim H., Bang H., Park Jong-Oh. Singularity avoidance of control moment gyros by one-step ahead singularity index // Acta Astronautica. — 2009. — 64, N 9/10. — P. 935—945.

Стаття надійшла до редакції 26.12.2018

REFERENCE

 Bakhvalov N. S. Numerical methods / Bakhvalov N. S., Zhidkov N. P., Kobelkov G. M. – 6th ed. M.: BINOM. Laboratory of Knowledge, 2008. 636 p. [in Russian].

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25. № 1

- Vasiliev V. N. Control of a system of two-stage power gyroscopes with parallel precession axes. *Izv. Academy of Sciences of the USSR. Solid mechanics*. N 3. 14–20 (1982) [in Russian].
- Vasiliev V. N. Optimization of setting the minimum redundant system of girodins. *Izv. RAS. Solid mechanics*. N 4. 3–10 (1999) [in Russian].
- Vasiliev V. N. Controlling the angular position of a longterm orbital station with the help of two-degree power gyroscopes / V. N. Vasiliev, D. M. Weinberg, N. N. Sheremetyevsky. *Izv. Academy of Sciences of the USSR. Solid mechanics.* N 5. 3–9 (1978) [in Russian].
- 5. Efimenko N. V. Synthesis of control algorithms for spatial reorientation of a spacecraft using dynamic equations of the rotational motion of a rigid body in the Rodrig Hamilton parameters. *Control problems and informatics*. N 3. 145–155 (2015) [in Russian].
- Karpachev Yu. A. Equal-modular program-frequency control of the minimally redundant structure of two-degree power gyroscopes. *Izv. Acadamy of Science USSR. Solid mechanics.* N 2. 3–10 (1986) [in Russian].
- Legostaev V. P. The scope of power gyrosystems / V. P. Legostaev, E. N. Turner. *Space Research*. Vol. 28, N 3. 352–359 (1990) [in Russian].
- Somov E. I. Dynamics of control spacecraft for earth view the power gyrosystems. *Gyroscopy and navigation*. N 4 (39). 54–55 (2002) [in Russian].
- 9. Somov E. I. Optimization of the rotational maneuver and synthesis of the laws of governance of power gyrosystems guidance of spacecraft and free-flying robots. *Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*. Vol. 9, N 3. 824–834 (2007) [in Russian].
- Somov E. I. Topological analysis of singular states and the synthesis of explicit laws for tuning power gyroscopic complexes of multiple schemes. *Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*. Vol. 11, N 3. 132–140 (2009) [in Russian].
- Somov E. I. Synthesis of a gyrosil system of spatial stabilization based on Lyapunov vector functions and parametric optimization / E. I. Somov, E. A. Bondarenko, N. B. Kapitonova. *Problems of Analytical Mechanics, Stability and Motion Control.* 257–264 (Novosibirsk: Nauka, 1991) [in Russian].
- Somov E. I. Explicit logical-dynamic law of control the minimum redundant system of gyrodynes for a maneuvering spacecraft / E. I. Somov, S. A. Butyrin. *Traffic control* and aircraft navigation. 179–184 (Samara: SSAU, 2002) [in Russian].
- Somov E. I. Control the power gyrocomplexes spacecrafts / E. I. Somov, S. A. Butyrin, A. V. Sorokin, V. N. Platonov. *Proceedings of the X St. Petersburg International Conference* on Integrated Navigation Systems. 278–294 (SPb., 2003) [in Russian].
- 14. Somov E. I. Assessment of the feasibility of a spacecraft turning maneuver with uncertainty of the accumulated ki-

netic moment of a force gyro complex / E. I. Somov, S. S. Meshcheryakov. *Proceedings of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences*. Vol. 10, N 3. 799–807 (2008) [in Russian].

- Sorokin A. V. Comparative analysis power gyroscopic complexes of high-dynamic spacecraft / A. V. Sorokin, N. I. Baksheev. *Proceedings of the X St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems*. 272–277 (SPb., 2003) [in Russian].
- 16. Tokar E. N. Criterion for setting up power gyro systems. *Space research*. Vol. 18, N 3. 77–82 (1980) [in Russian].
- Avanzini G., Radice G., Ali I. Potential approach for constrained autonomous maneuvers of a spacecraft equipped with a cluster of control moment gyroscopes. *Journal of Aerospace Engineering*. Vol. 223, N 3. 285–296 (2009).
- Crenshaw J. W. 2-Speed, a single gimbal control moment gyro attitude control system. *AIAA Paper*. N 73-895. 1–10. (1973).
- Leeghim H. Singularity avoidance of control moment gyros by one-step ahead singularity index / H. Leeghim, H. Bang, Park Jong-Oh. *Acta Astronautica*. Vol. 64, N 9/10. 935–945 (2009).

Received 26.12.2018

М. В. Єфименко

Науково-виробниче підприємство «ХАРТРОН-ЮКОМ», Запоріжжя, Україна

ЯВНІ АЛГОРИТМИ НАСТРОЮВАННЯ СИЛОВИХ ГІРОСКОПІЧНИХ КОМПЛЕКСІВ КРАТНИХ СХЕМ У ЗАДАЧАХ КЕРУВАННЯ ОРІЄНТАЦІЄЮ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

В даний час найбільш ефективним способом отримання даних про поверхню Землі є супутникова зйомка. При цьому для отримання високоякісних зображень земної поверхні супутник повинен бути орієнтований у просторі з дуже високою точністю. Необхідна точність орієнтації становить 2...5', а похибка стабілізації по кутовій швидкості, в залежності від просторового розділення, повинна бути не гіршою за 10⁻³...10⁻⁴ °/с. Крім того, для таких апаратів ставляться високі вимоги до динамічних характеристик просторових розворотів під час зйомки. Розворот повинен відбуватися з будь-якого поточного в будь-яке задане становище. Кутові швидкості під час розвороту можуть досягати величини 2...3 °/с. Для забезпечення таких високих динамічних характеристик супутників у їхніх системах орієнтації як виконавчі органи використовуються, як правило, силові гіроскопічні комплекси (СГК), які є надлишковою (більше трьох) системою двоступеневих силових гіроскопів (гіродинів). Розглянуто задачу просторової переорієнтації космічного апарата за допомогою СГК. Запропоновано алгоритм керування СГК, що забезпечує задану орієнтацію кос-
мічного апарата і оптимальну конфігурацію гіродинів. В основу запропонованого алгоритму покладено явні алгоритми настроювання СГК, що є нелінійними алгебраїчними рівняннями відносно параметрів настройки СГК. На відміну від відомих робіт доведено, що нелінійні алгебраїчні рівняння, що лежать в основі явних алгоритмів настроювання СГК, являють собою стискне відображення, і для визначення параметрів настройки з цих рівнянь можна використовувати метод простої ігерації. В обчислювальному відношенні метод є дуже простим і допускає застосування у бортових алгоритмах. Наведено результати чисельного моделювання запропонованого алгоритму.

Ключові слова: космічний апарат, гіродин, керування орієнтацією.

M. V. Yefymenko

"Hartron-UKOM" scientific manufacturing company, LLC, Zaporizhzhia, Ukraine

EXPLICIT ALGORITHMS FOR TUNING POWER GYROSCOPIC COMPLEXES OF MULTIPLE CIRCUITS IN PROBLEMS OF CONTROLLING THE ORIENTATION OF A SPACECRAFT

Currently, the most effective way to obtain data on the Earth's surface is satellite imagery. To obtain high-quality images of the Earth's surface, the satellite must be oriented in space with very high accuracy. The required orientation accuracy is 2-5angular minutes, and the error of stabilization in angular velocity, depending on the spatial resolution, should be no worse than 10^{-3} ... 10^{-4} degrees per second. In addition, such devices are subject to high demands on the dynamic characteristics of spatial turns during shooting. The turn must be carried out from any current to any given position. The angular velocity during the rotation can reach a value of 2-3 degrees per second. Power gyroscopic complexes (PGC) are usually used as the actuators to ensure such high dynamic characteristics of satellites in their orientation systems. PGC is a redundant system (more than 3) of two-degree power gyroscopes (gyrodynes). The article deals with the problem of spatial reorientation of a spacecraft using a PGC. A control algorithm for the PGC is proposed, which ensures a given orientation of the spacecraft and the optimal configuration of gyrodynes. The proposed algorithm is based on explicit laws for tuning gyroscopic complexes, which are nonlinear algebraic equations relative to tuning options. In contrast to the well-known works, it is proved that the nonlinear algebraic equations underlying the explicit laws of the setting are compressive mappings. Thereby, the simple iteration method can be applied to find the settings from these equations. Computationally, the method is very simple and can be used in onboard algorithms. The results of numerical modeling of the proposed algorithm are given.

Keywords: spacecraft, gyrodyne, attitude control.

doi: https://doi.org/10.15407/knit2019.01.038

УДК 533.6.011.6+523.682

Л. Ф. Черногор

Харьковский национальный университет имени В. Н. Каразина, Харьков, Украина

ЭФФЕКТИВНОСТЬ МОНИТОРИНГА КАТАСТРОФИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ КОСМИЧЕСКОГО И ЗЕМНОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ

Работа посвящена актуальной проблеме — оценке эффективности мониторинга катастрофических процессов космического и земного происхождения. Целью настоящей работы является количественная оценка эффективности мониторинга, направленного на прогнозирование катастрофических процессов, вызванных космическими и земными источниками. Эффективность оценивается с использованием методов математической статистики и теории обнаружения сигналов. Получены соотношения, позволяющие рассчитать коэффициенты эффективности предупреждения опасностей (катастроф) и затрат, связанных с предсказанной катастрофой, за счет организации непрерывного комплексного мониторинга физических полей и их параметров, характеризующих катастрофы космического и земного происхождения. Показано, что коэффициент предупреждения катастрофы зависит только от условной вероятности пропуска опасности. Коэффициент затрат зависит от пяти параметров: априорной вероятности катастрофы, условных вероятностей ложной тревоги и пропуска опасности, относительных затрат, связанных с ложной тревогой и предотвращением последствий катастрофы при правильном ее предсказании. Оценен выигрыш от использования мониторинга для ряда катастроф космического и земного происхождения. В качестве космических катастроф выбраны солнечная супербуря, падение крупных космических тел, вспышки космического гамма-излучения и вспышки сверхновых звезд. В качестве земных катастроф выбраны извержения вулканов, землетрясения и другие опасности. Показано, что во многих случаях выигрыш может быть значительным. В других случаях малость выигрыша связана с невозможностью в настоящее время добиться низких значений вероятностей ложной тревоги и пропуска опасности.

Ключевые слова: катастрофические процессы, коэффициент затрат, коэффициент предупреждения, выигрыш, солнечная супербуря, падение космических тел, вспышки гамма-излучения, вспышки сверхновых, извержение вулкана, землетрясение, вероятность ложной тревоги, вероятность пропуска опасности.

введение

Жителям нашей планеты угрожают возможные катастрофы как космического, так и земного происхождения. К первым относятся солнечные супербури, сопровождаемые мощными вспышками и выбросами корональной массы; падения крупных космических тел (более 10 м в диаметре); вспышки космического гамма-излучения; вспышки сверхновых звезд в окрестности Солнечной системы и др. [1, 6, 7, 11, 12, 20, 23—25]. К катастрофам земного происхождения относятся извержения вулканов, мощные землетрясения, ураганы, лавины, оползни, цунами и многие другие процессы [6, 9, 10, 13, 14, 16, 17, 22].

Рост численности и плотности населения на Земном шаре, объема потребляемой энергии, увеличение добычи полезных ископаемых, исчерпание ресурсов, урбанизация, увеличение выбросов в атмосферу тепла и вредных веществ, усиление глобального потепления привели к образованию чуждой природе техносферы. В результате этого увеличилось количество техно-

[©] Л. Ф. ЧЕРНОГОР, 2019

генных и природных катастроф [4, 5, 13, 19, 21]. Считается, что это количество будет только увеличиваться [4, 19].

Изучению рисков катастроф и разработке превентивных мер посвящено большое количество работ (см., например, [2, 5, 13, 15, 18, 19, 21]). В работах [2, 18, 19] оцениваются вероятностные характеристики катастроф.

Так, в обзоре [18] приведена детальная информация о более чем 25 метриках для оценки рисков индивидуума, а также социальных, экономических, экологических и других рисков, вызванных катастрофами. Риск описывается при помощи функции вероятности наступления катастрофы и наносимого ею ущерба.

В работе [2] оценивается риск на основе разнородной геопространственной информации. Авторами предложен и обоснован метод решения поставленной задачи оценки риска и приведена схема системы оценивания плотности вероятности катастрофы.

Большинство катастроф, за исключением некоторых техногенных, невозможно предотвратить, но их можно предсказать. Главной задачей по обеспечению снижения негативных последствий катастроф космического и земного происхождения является организация непрерывного комплексного мониторинга многих параметров среды в системах «Солнце — межпланетная среда — магнитосфера — ионосфера — атмосфера — Земля (внутренние оболочки)» и «Земля — атмосфера — ионосфера — магнитосфера». Сюда относится мониторинг сейсмических и вулканических процессов, атмосферной и космической погод, активности Солнца и т. д. При таком мониторинге будет получен огромный объем научной информации, подлежащий обработке и хранению, а также использованию в интересах минимизации ущерба от возможных катастроф различной природы.

Реализация мониторинга предполагает следующее.

1. Обеспечение непрерывного сбора данных о состоянии физических полей и процессах, спо-собных привести к катастрофам.

2. Наличие суперкомпьютеров для обработки поступающих данных в реальном масштабе времени. 3. Наличие телекоммуникационных систем для обмена данными в глобальном масштабе.

4. Наличие прогностических моделей для выдачи прогнозов в различных пространственных и временных масштабах.

Другими словами, считается, что есть «предвестники» катастроф, и именно они подлежат выявлению. Для этого необходим комплексный и непрерывный мониторинг физических полей и их параметров.

Организация современного мониторинга потребует значительных финансовых затрат. В то же время затраты на ликвидацию последствий от произошедшей катастрофы в случае необнаружения ее наступления (в случае отсутствия мониторинга) могут значительно превысить затраты на создание непрерывного комплексного мониторинга, работы по предотвращению (ослаблению негативных последствий) предсказанной катастрофы и мероприятий при ложной тревоге.

Таким образом, важнейшей задачей является изучение эффективности мониторинга катастрофических процессов на нашей планете.

Целью настоящей работы является количественная оценка эффективности мониторинга, направленного на прогнозирование катастрофических процессов, вызванных космическими и земными источниками.

ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ

Задача оценки эффективности мониторинга, направленного на предсказание катастрофических процессов на нашей планете, является статистической. Она должна решаться с привлечением методов теории вероятностей и математической статистики.

Будем считать, что непрерывно работающая система мониторинга выдает сигнал об отсутствии или наличии тревоги. Качественными показателями системы мониторинга при условии априорного наличия сигнала *S* являются вероятность правильного обнаружения опасности *D* и вероятность пропуска с игнала, причем при этом образуется полная группа событий, а сумма названных вероятностей равняется 1.

Качественными показателями системы при условии априорного отсутствия сигнала являют-

ся вероятность ложной тревоги и вероятность правильного необнаружения. При этом образуется полная группа событий, а сумма соответствующих вероятностей равняется 1.

Поскольку в общем случае отсутствует априорная информация о наличии или отсутствии сигнала, группу полных событий составляют следующие ситуации: правильное обнаружение, правильное необнаружение, ложная тревога и пропуск опасности.

Следовательно, при мониторинге возможны ошибки двух типов: ложная тревога с условной вероятностью $\alpha = P_{+}^{\dagger}S_{-}\overline{D}$, т. е. обнаружение сигнала *S* при отсутствии опасности (\overline{D}) и пропуск опасности с условной вероятностью $\beta = P(\overline{S}/D)$, т. е. необнаружение сигнала при наличии опасности. В системах мониторинга катастроф целесообразно неравенство $\alpha >> \beta$, поскольку пропуск опасности приводит к непоправимым последствиям. Сигнал ложной тревоги приводит к дополнительным затратам. Разумеется, практический интерес представляет случай, когда $\beta << \alpha << 1$.

Эффективность предупреждения об опасности катастрофы определим при помощи следующего коэффициента:

$$k_D = \frac{P(D)}{P(D\overline{S})},\tag{1}$$

где P(D) — априорная, т. е. в отсутствие мониторинга, вероятность катастрофы, P(DS) — вероятность необнаружения катастрофы при работе системы мониторинга. Конечное значение этой вероятности свидетельствует о том, что модель, связывающая измеряемые параметры с катастрофой, является не до конца полной. Используемые «предвестники» не дают полной гарантии в предсказании катастрофы.

По теореме об умножении вероятностей

$$P(D\overline{S}) = P(D)P(\overline{S} / D).$$
⁽²⁾

Тогда из выражений (1) и (2) получаем

$$k_{D} = \frac{1}{P(\overline{S} / D)} = \frac{1}{\beta}.$$
 (3)

Из (3) следует, что при уменьшении β эффективность предупреждения об опасности катастрофы быстро увеличивается. Важно, что k_D не зависит от априорной вероятности $p \equiv P(D)$. В качестве априорных примем следующие затраты: затраты L от катастрофы при ее непредсказании; затраты l на мероприятия по минимизации последствий катастрофы при правильном ее предсказании; l_{β} — затраты на мероприятия в случае ложной тревоги. Введем параметры $\delta = l / L <<1$, $\gamma = l_{\beta} / l \le 1$.

Реально затраты ξ являются случайной величиной. Будем их описывать при помощи математического ожидания. Математическое ожидание затрат в отсутствие мониторинга [2] равно

$$M[\xi_0] = Lp , \qquad (4)$$

а при его наличии —

$$M[\xi] = L\beta p + l(1-\beta)p + l_{\beta}\alpha(1-p).$$
⁽⁵⁾

Как видно из соотношения (4), в отсутствие мониторинга математическое ожидание определяется лишь априорными значениями L и p. При наличии мониторинга (соотношение (5)) математическое ожидание состоит из трех частей: первая из них пропорциональна затратам L, априорной вероятности p наступления катастрофы и вероятности пропуска опасности β , вторая — затратам l, априорной вероятности (1 – β), а третья — затратам l_{β} , вероятности ложной тревоги α и априорной вероятности от ревоги α и априорной вероятности ложной тревоги α и априорной вероятности ложной тревоги.

Из (4) и (5) получаем выражение для коэффициента эффективности затрат; представляющих собой выигрыш в затратах за счет организации мониторинга (далее — выигрыш):

$$K = \frac{1}{\beta + [(1-\beta) + \alpha\gamma(1-p)p^{-1}]\delta}.$$
 (6)

При 1*—р* « 1 имеем

$$K \approx \frac{1}{\beta + (1 - \beta)\delta}, \qquad (7)$$

т. е. *К* не зависит от α и γ , а также от *p*. Если к тому же $\beta <<1$, то из (7) получим

$$K \approx \frac{1}{\beta + \delta} \,. \tag{8}$$

Если же *p* << 1, то

$$K \approx \frac{1}{\beta + [(1 - \beta) + \alpha \gamma p^{-1}]\delta}.$$
 (9)

При β<<1 выражение (9) несколько упрощается:

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25. № 1

$$K \approx \frac{1}{\beta + (1 + \alpha \gamma p^{-1})\delta}.$$
 (10)

Из выражения (9) следует, что *K* зависит от α , β , γ и δ , а также от *p*. При $\alpha \gamma p^{-1} \ll 1$ из выражения (10) имеем

$$K \approx \frac{1}{\beta + \delta},\tag{11}$$

т. е. выражение (11) совпадает с (8). В случае обратного неравенства

$$K \approx \frac{1}{\beta + \alpha \gamma p^{-1} \delta} \,. \tag{12}$$

Из выражения (12) видно, что при уменьшении p коэффициент K может уменьшаться, т. е. эффективность мониторинга будет снижаться.

Оптимальное значение K_{opt} , независимо от значения *p*, дается выражениями (8) и (11) при $\beta <<\delta$. Тогда

$$K_{\text{opt}} \approx \frac{1}{\delta} = \frac{L}{l} >> 1$$

РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

Для расчета выигрыша использовалось соотношение (6). При этом рассматривались два предельных случая: априорная вероятность катастрофы большая ($p \approx 0.9$) и ее априорная вероятность достаточно мала ($p \approx 10^{-2}$). В обоих случаях параметры $\gamma = 0.5$, α и β изменялись от 10^{-6} до 10^{-1} . В таких же пределах варьировался и параметр δ .

Большая априорная вероятность катастрофы. Результаты расчета $K(\alpha, \beta)$ при $p \approx 0.9$, $\gamma = 0.5$ и $\delta = 10^{-4}$ приведены на рис. 1. Видно, что при увеличении β выигрыш уменьшается от 10^4 до 10, причем *K* практически не зависит от вероятности ложных тревог.

Зависимость $K(\alpha, \delta)$ для p = 0.9, $\gamma = 0.5$ и $\beta = 10^{-5}$ показана на рис. 2. Можно видеть, что при увеличении δ от 10^{-6} до 10^{-1} значения K уменьшаются от 10^5 до 10. При этом значения K также практически не зависят от величины а.

Результаты расчета $K(\beta, \delta)$ для p = 0.9, $\gamma = 0.5$ и $\alpha = 10^{-4}$ представлены на рис. 3, из которого видно, что при малых $\delta = 10^{-6}$ и $\beta = 10^{-6}$ достигается максимальный выигрыш ($K_{\text{max}} = 5 \cdot 10^5$). При увеличении как β , так и δ значения K постепенно уменьшаются до 5—10.





Рис. 1. Зависимость выигрыша $K(\alpha, \beta)$ от вероятностей ложной тревоги и пропуска опасности при p = 0.9, $\gamma = 0.5$, $\delta = 10^{-4}$: I -при $\beta = 10^{-6}$, 2 -при $\beta = 10^{-5}$, 3 -при $\beta = 10^{-4}$, 4 -при $\beta = 10^{-3}$, 5 -при $\beta = 10^{-2}$, 6 -при $\beta = 10^{-1}$



Рис. 2. Зависимость выигрыша *К*(α , δ) от вероятности ложной тревоги и относительных затрат при *p* = 0.9, γ = 0.5, $\beta = 10^{-5}$: *I* – при $\delta = 10^{-6}$, *2* – при $\delta = 10^{-5}$, *3* – при $\delta = 10^{-4}$, *4* – при $\delta = 10^{-3}$, *5* – при $\delta = 10^{-2}$, *6* – при $\delta = 10^{-1}$



Рис. 3. Зависимость выигрыша $K(\beta, \delta)$ от вероятности пропуска опасности и относительных затрат при p = 0.9, $\gamma = 0.5$, $\alpha = 10^{-4}$: I — при $\delta = 10^{-6}$, 2 — при $\delta = 10^{-5}$, 3 — при $\delta = 10^{-4}$, 4 — при $\delta = 10^{-3}$, 5 — при $\delta = 10^{-2}$, 6 — при $\delta = 10^{-1}$



Рис. 4. Зависимость выигрыша $K(\alpha, \beta)$ от вероятностей ложной тревоги и пропуска опасности при p = 0.01, $\gamma = 0.5$, $\delta = 10^{-4}$: $I - при \beta = 10^{-6}$, $2 - при \beta = 10^{-5}$, $3 - при \beta = 10^{-4}$, $4 - при \beta = 10^{-3}$, $5 - при \beta = 10^{-2}$, $6 - при \beta = 10^{-1}$



Рис. 5. Зависимость выигрыша K (α , δ) от вероятности ложной тревоги и относительных затрат при p = 0.01, $\gamma = 0.5$, $\beta = 10^{-5}$: 1 -при $\delta = 10^{-6}$, 2 -при $\delta = 10^{-5}$, 3 -при $\delta = 10^{-4}$, 4 -при $\delta = 10^{-3}$, 5 -при $\delta = 10^{-2}$, 6 -при $\delta = 10^{-1}$



Рис. 6. Зависимость выигрыша K (β , δ) от вероятности пропуска опасности и относительных затрат при p = 0.01, $\gamma = 0.5$, $\alpha = 10^{-4}$: 1 -при $\delta = 10^{-6}$, 2 -при $\delta = 10^{-5}$, 3 -при $\delta = 10^{-4}$, 4 -при $\delta = 10^{-3}$, 5 -при $\delta = 10^{-2}$, 6 -при $\delta = 10^{-1}$

Малая априорная вероятность катастрофы. Зависимость $K(\alpha, \beta)$ при $p = 10^{-2}$, $\gamma = 0.5$ и $\delta = 10^{-4}$ показана на рис. 4, из которого следует, что при малых значениях β коэффициент K существенно зависит от вероятности ложных тревог. С увеличением α от 10^{-6} до 10^{-1} максимальное значение K уменьшается от 10^4 до $6.7 \cdot 10^2$. При $\beta = 10^{-2} ... 10^{-1}$ величина K от α практически не зависит.

Результаты расчета $K(\alpha, \delta)$ для $p = 10^{-2}$, $\gamma = 0.5$ и $\beta = 10^{-5}$ приведены на рис. 5, из которого можно видеть, что при $\alpha \ge 10^{-2}$ выигрыш существенно зависит от α .

Зависимость $K(\beta, \delta)$ при $p = 10^{-2}$, $\gamma = 0.5$ и $\alpha = 10^{-4}$ показана на рис. 6. Видно, что она практически ничем не отличается от зависимости, приведенной на рис. 3. Это означает, что при $p \ge 5 \cdot 10^{-4}$ и $\alpha = 10^{-4}$ коэффициент K практически не зависит от p. Если же $p = 10^{-6}$, $\gamma = 0.5$ и $\alpha = 10^{-4}$, то $K_{\text{max}} \approx 2 \cdot 10^4$ (при $\beta = \delta = 10^{-6}$), т. е. в 25 раз меньше, чем при p = 0.9, $\gamma = 0.5$ и $\alpha = 10^{-4}$. При $\alpha = 10^{-6}$ зависимость от p снова становится малосущественной.

обсуждение

Рассмотрим несколько примеров катастроф космического и земного происхождения. Заметим, что строгая оценка параметров p, α , β , γ и δ затруднена и далеко не тривиальна. Поэтому ниже в качестве примеров приводятся ориентировочные, но вполне возможные значения перечисленных параметров. Их выбор, конечно, не лишен некоторого субъективизма. По мере совершенствования мониторинга эти параметры будут уточняться.

Солнечная супербуря. Супербуря на Солнце может сопровождаться увеличением на несколько порядков энергии вспышек и корональных выбросов массы. При этом на Земле может возникнуть геокосмическая супербуря. Обычно энергия и мощность вспышек не превышает значений 10²⁵ Дж и 10²² Вт соответственно. Такие вспышки случаются один-два раза за 11-летний цикл солнечной активности.

К катастрофическим последствиям могут привести супервспышки с энергией около 10²⁹ Дж и мощностью 10²⁶ Вт. При этом полностью разрушится озоносфера, которая сможет восстановиться примерно в течение одного года. Многие виды флоры и фауны не перенесут усиленного потока ультрафиолетового излучения. Вспышка может послужить триггером для начала оледенения поверхности Земли. Таких вспышек не было последние 7000 лет.

Вспышка с энергией 10^{26} Дж и мощностью 10^{23} Вт может произойти, например, раз в 300 лет $\approx 10^{10}$ с. При ее длительности, равной 10^3 с, $p \approx 10^{-7}$. Если положить $\alpha = 10^{-5}$, $\beta = 10^{-6}$, $\gamma = 0.5$ и $\delta = 10^{-4}$, из (6) получим, что мониторинг обеспечит выигрыш $K \approx$ ≈ 200 . Если же $\delta = 10^{-6}$, то $K \approx 2 \cdot 10^4$.

Кинетическая энергия выбросов корональной массы составляет $10^{24}...10^{26}$ Дж, ей соответствует мощность около $10^{20}...10^{23}$ Вт. В экстремальном случае эти параметры могут достичь 10^{27} Дж и $10^{23}...10^{24}$ Вт соответственно [7]. При тех же значениях *p*, α , β , γ и δ имеем *K* \approx 200...20000.

Падение крупных космических тел. Тела с кинетической энергией 10...100 Мт ТНТ могут упасть на Землю с частотой одно событие в 300 лет $\approx 10^{10}$ с [6]. При длительности воздействия на планету, равной 10 с, $p = 10^{-9}$. Пусть $\alpha = 10^{-5}$, $\beta = 10^{-6}$, $\gamma = 0.5$ и $\delta = 10^{-6}$. Тогда $K \approx 200$.

Вспышки космического гамма-излучения. Всплески этого излучения открыты в конце 1960-х гг. Их продолжительность Δt изменяется в широких пределах: от 10^{-3} до 10^4 с. Плотность потока энергии обычно не превышает 10^{-6} Дж/м², а общая энергия, падающая на поверхность Земли — 0.5 ГДж. Гамма-всплески приводят к разрушению озонового слоя. По нашим оценкам, при потоке порядка 1 МДж/м² объем озонового слоя за месяц сократится на 98 %.

Вероятность значительного (на 10...12 порядков) увеличения интенсивности космического гамма-излучения очень невелика, но она отлична от нуля. Для оценки $p = \Delta t/T$, где T — средний интервал между двумя событиями, необходимо изучить типы звезд, которые могут взрываться как сверхновые, оценить количество таких звезд в окрестности Солнечной системы. Примем для примера, что $\Delta t = 10$ с, $T = 3 \cdot 10^5$ лет $\approx 10^{13}$ с, т. е. $p = 10^{-12}$, $\alpha = 10^{-5}$, $\beta = 10^{-6}$, $\gamma = 0.5$ и $\delta = 10^{-6}$. Тогда $K \approx 0.2$, т. е. выигрыш от мониторинга не достигается. Для увеличения *К* необходимо значительно уменьшить α и δ . Например, при $\alpha \approx 10^{-10}$, $\delta = 10^{-8}$ и тех же *p*, β и γ имеем $K \approx 6.6 \cdot 10^5$.

Вспышки сверхновых звезд. Для Земли опасность представляют лишь взрывы близких сверхновых звезд, удаленных на расстояния не более 10...100 световых лет. В этом случае выделяется энергия 10⁴⁶ Дж, ей соответствует мощность около 10⁴⁰...10⁴¹ Вт. Энергия жесткого электромагнитного излучения при этом составляет 10⁴²...10⁴³ Дж, мощность — 10³⁶...10³⁸ Вт. Плотность потока энергии близка к 10⁵...10⁸ Дж/м², а плотность потока мощности — 0.1...1000 Вт/м². Для сравнения укажем, что плотность потока мощности излучения солнца на орбите Земли близка к 10³ Вт/м².

Вспышки сверхновых приводят к истощению озонового слоя, экранированию земной поверхности плотными облаками, изменению климата и вымиранию биосферы.

В Галактике сверхновые вспыхивают один раз в 20...60 лет, но близкие к Земле из них возникают один раз в 300 млн лет. При длительности процесса $\Delta t = 3$ года априорная вероятность $p = 10^{-8}$. Положим, что $\alpha = 10^{-5}$, $\beta = 10^{-6}$, $\gamma = 0.5$ и $\delta = 10^{-8}$. Тогда $K \approx 1.7 \cdot 10^5$. Если же б увеличить до 10^{-6} , то $K \approx 1.7 \cdot 10^3$. При $\Delta t \approx 0.3$ года и $p = 10^{-9}$, $\alpha = 10^{-5}$, $\beta = 10^{-6}$, $\gamma = 0.5$ и $\delta = 10^{-5}$, $\beta = 10^{-6}$, $\alpha = 10^{-5}$, $\beta = 10^{-6}$, $\gamma = 0.5$ и $\delta = 10^{-8}$ имеем $K \approx 2 \cdot 10^4$.

Добавим, что данные [7] свидетельствуют, что вспышка, имевшая место 2.5 млн лет назад, могла существенно повлиять на развитие земной жизни.

Извержения вулканов. Положим, что длительность извержения вулкана $\Delta t \approx 1$ сут $\approx 10^5$ с, а $T \approx \approx 30$ лет. Тогда $p = 10^{-4}$, $\alpha = 10^{-5}$, $\beta = 10^{-6}$, $\gamma = 0.5$ и $\delta = 10^{-6}$ и получим, что $K \approx 5 \cdot 10^5$. Выигрыш от мониторинга достигает значительных величин.

Землетрясения. В настоящее время предсказывать момент землетрясения с заданной достоверностью не удается. Поэтому вероятность ложных тревог очень велика, близка к единице. Велика и вероятность пропуска опасности. Положим что при длительности сейсмического процесса с афтершоками $\Delta t \approx 1$ сут $\approx 10^5$ с, а $T \approx 30$ лет $\approx 10^9$ с. Тогда при $p = 10^{-4}$, $\alpha = 1$, $\beta = 0.5$, $\gamma = 0.5$ и $\delta = 10^{-4}$ имеем $K \approx 1$. Как видим, выигрыша нет. Для увеличения K необходимо уменьшать α и β . Например, при $\alpha = \beta = 10^{-3}$ имеем $K \approx 700$.

Другие опасности. Как и для землетрясений, в настоящее время нет надежных методов предсказания моментов наступления многих других катастроф, к которым относятся цунами, лавины, оползни и др. Из-за больших значений α и β выигрыш $K \sim 1$.

Лучше других дело обстоит с прогнозом ураганов, тропических циклонов и тайфунов. В этом случае p = 0.9, $\alpha = 10^{-2}$, $\beta = 10^{-3}$. При $\gamma = 0.5$ и $\delta = 10^{-4}$ имеем $K \approx 10^3$. В этом случае выигрыш $K \approx \beta^{-1}$, т. е. определяется в основном значением β .

ОБЩИЙ ИТОГ

Анализ соотношений (6) и (9) показывает, что при достаточно малых значениях априорной вероятности наступления катастрофы *p* значения выигрыша могут уменьшаться. Такая ситуация неприемлема. Для ее устранения необходимо уменьшать вероятность ложных тревог α и параметр относительных затрат $\delta = l/L$. При достаточно малых α и δ имеем $K \approx \beta^{-1} \approx k_D$. В этом случае выигрыш близок к коэффициенту эффективности предупреждения и не зависит от α , γ , δ и *p*.

Приведенные оценки показали, что в ряде случаев выигрыш в затратах за счет применения непрерывного комплексного мониторинга опасностей может быть достаточно высоким, что подтверждает целесообразность такого мониторинга. Его применение существенно снижает негативные последствия космических и земных катастроф.

Добавим, что оценки рисков для космических и земных катастроф методически различаются. Земные катастрофы являются локализованными. Их характерный масштаб изменяется в пределах 1...1000 км. Применительно к локализованным катастрофам необходимо развивать подход, аналогичный подходу в работах [2, 18]. Он состоит в оценивании совокупного ожидаемого риска (совокупных ожидаемых затрат) в определенной области как интеграла от локального риска. Последний вычисляется как математическое ожидание функции ущерба с использованием плотности распределения вероятности катастрофы в заданной области пространства. Плотность распределения может быть оценена на основе совместной обработки данных разнородного геопространственного мониторинга физических полей и их параметров. Такой подход является предметом другой работы.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

1. Получены соотношения, позволяющие рассчитать коэффициенты эффективности предупреждения опасностей (катастроф) и затрат, связанных с предсказанной катастрофой, за счет организации непрерывного комплексного мониторинга катастроф космического и земного происхождения. Параллельно с мониторингом необходимо совершенствовать модели «предвестников».

2. Показано, что коэффициент предупреждения катастрофы зависит только от условной вероятности пропуска опасности.

Коэффициент затрат зависит от пяти параметров: априорной вероятности катастрофы, условных вероятностей ложной тревоги и пропуска опасности, относительных затрат, связанных с ложной тревогой и предотвращением последствий катастрофы при правильном ее предсказании.

3. Оценен выигрыш от использования мониторинга для ряда катастроф космического и земного происхождения. Показано, что во многих случаях выигрыш может быть значительным. В других случаях малость выигрыша связана с невозможностью в настоящее время добиться низких значений вероятностей ложной тревоги и пропуска опасности.

ЛИТЕРАТУРА

- Вспышка сверхновой могла повлиять на развитие земной жизни. — URL: https://universemagazine.com/3700/
- Зелык Я. И., Куссуль Н. Н., Скакун С. В., Шелестов А. Ю. Оценка рисков стихийных бедствий на основе ансамблевой обработки и технологии слияния разнородных геопространственных данных // Космічна наука і технологія. — 2011. — 17, № 1. — С. 60—64.
- Куракин А. Л., Лобковский Л. И. Экономическая оптимизация требований к системам геоэкологического мониторинга // ДАН. — 2012. — 446, № 1. — С. 86— 88.
- Осипов В. Н. Геоэкология междисциплинарная наука о экологических проблемах геосфер // Геоэколо-

гия. Инженерная геология. Гидроэкология. Геокриология. — 1993. — № 1. — С. 4—18.

- 5. *Турчин А*. Природные катастрофы и антропный принцип. Проблемы управления рисками и безопасностью // Тр. Ин-та системного анализа РАН. 2007. **31.** С. 306—332.
- Черногор Л. Ф. Физика и экология катастроф. Х.: XHУ им. В. Н. Каразина, 2012. — 556 с.
- Черногор Л. Ф., Домнин И. Ф. Физика геокосмических бурь: Монография. — Х.: ХНУ им. В. Н. Каразина, Ин-т ионосферы НАН и МОН Украины, 2014. — 408 с.
- Bormann P.; Saul J. Earthquake magnitude // Encyclopedia of Complexity and Systems Science. – Springer-Verlag, New York, 2009. – Vol. 3. – P. 2473–2496.
- Bryan S. E.; Peate I. U.; Peate D. W.; Self S.; Jerram D. A.; Mawby M. R.; Marsh J. S.; Miller J. A. The largest volcanic eruptions on Earth // Earth-Sci. Revs. – 2010. – 102, N 3–4. 207–229. DOI:10.1016/j.earscirev.2010.07.001.
- Engdahl E. R., Villaseñor A. Chapter 41: Global Seismicity: 1900–1999 // International handbook of earthquake and engineering seismology / Eds W. H. K. Lee, P. C. Jennings, C. Kisslinger, H. Kanamori. – Acad. Press, 2002. – Part A. – P. 665–690. – ISBN 0-12-440652-1.
- Fan Y.; Piran T. Gamma-ray burst efficiency and possible physical processes shaping the early afterglow // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. – 2006. – 369, N 1. – P. 197–206: arXiv:astro-ph/0601054. Bibcode:2006MNRAS.369..197F: – DOI:10.1111/ j.1365-2966.2006.10280.x.
- Gendre B., Stratta G., Atteia J. L., Basa S., Boër M., Coward D. M., Cutini S., d'Elia V., Howell E. J., Klotz A., Piro L. The ultra-long gamma-ray burst 111209A: The Collapse of a Blue Supergiant? // Astrophys. J. – 2013. – 766, N 1. – P. 30. – DOI:10.1088/0004-637X/766/1/30.
- Global Catastrophic Risks / Eds N. Bostrom, M. M. Cirkovic. — Oxford: Univ. Press, 2011. — 576 p.
- Grünthal G. Earthquakes, intensity // Encyclopedia of Solid Earth Geophysics / Ed. by H. Gupta. – 2011. – P. 237–242. – ISBN 978-90-481-8701-0.
- Handbook of Cosmic Hazards and Planetary Defense / Eds J. N. Pelton, F. Allahdadi. — Springer, Cham, New York, NY, 2015. — LXX. — 1127 p.
- 16. Hatakeyama N., Uchida N., Matsuzawa T., Nakamura W. Emergence and disappearance of interplate repeating earthquakes following the 2011 M9.0 Tohoku-Oki earthquake: Slip behavior transition between seismic and aseismic depending on the loading rate // J. Geophys. Res.: Solid Earth. – 2017. – 122, N 7. – P. 5160–5180.
- Hurricanes: climate and socioeconomic impacts 1 / Eds H. F. Diaz, R. S. Pulwarty. — Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1997. — 292 p.
- 18. Jonkman S. N., van Gelder P. H. A. J. M., Vrijling J. K. An overview of quantitative risk measures for loss of life and

economic damage // J. Hazard. Mater. — 2003. — **A99**. — P. 1—30.

- Kent A. A critical look at risk assessment for global catastrophes // J. Ref.: Risk Anal. 2004. 24. P. 157— 168.
- Levan A. J., Tanvir N. R., Starling R. L. C., Wiersema K., Page K. L., Perley D. A., Schulze S., Wynn G. A., Chornock R., Hjorth J., Cenko S. B., Fruchter A. S., O'Brien P. T., Brown G. C., Tunnicliffe R. L., Malesani D., Jakobsson P., Watson D., Berger E., Bersier D., Cobb B. E., Covino S., Cucchiara A., de Ugarte Postigo A., Fox D. B., Gal-Yam A., Goldoni P., Gorosabel J., Kaper L., et al. (2013-12-30). A new population of ultra-long duration gamma-ray bursts // Astrophys. J. – 2014. – **781**, N 1. – P. 1–28. – DOI:10.1088/0004-637x/781/1/13.
- Natural hazards, unnatural disasters: the economics of effective prevention. — The World Bank and The United Nations, 2010. — 254 p.
- 22. *Rappaport N. E., Fernandez-Partagas J.* The deadliest atlantic tropical cyclones, 1492 – 1996 / NOAA Technical Memorandum NWS NHC 47.
- Scalo J., Wheeler C. J. Astrophysical and astrobiological implications of gamma-ray burst properties // Astrophys. J. – 2002. – 566. – P. 723–737.
- Vedrenne G., Atteia J.-L. Gamma-Ray Bursts: The brightest explosions in the Universe. — Springer, 2009. ISBN 978-3-540-39085-5.
- Woosley S. E., Bloom J. S. The Supernova Gamma-Ray Burst Connection // Annu. Rev. Astron. and Astrophys. – 2006. – 44. – P. 507–556. – DOI:10.1146/annurev. astro.43.072103.150558.

Стаття надійшла до редакції 29.10.2018

REFERENCES

- 1. Burst of supernova could affect on development Earth life. URL: https://universemagazine.com/3700/
- Zyelyk Ya. I., Kussul' N. M., Skakun S. V., Shelestov A. Yu. Natural disaster risk assessment based on the ensemble processing and technology of heterogeneous geospatial data fusion. *Kosmichna nauka i technologiya*, **17** (1), 60– 64 (2011). DOI: 10.15407/knit2011.01.060
- Kurakin A. L., Lobkovsky L. I. Economic optimization of specifications for geoecological monitoring systems. *Doklady Earth Sciences*, 446 (1), 1086–1088 (2012). DOI: 10.1134/S1028334X12090048
- 4. Osipov V. N. Geoecology is interdisciplinary science about ecological problems of geospheres. *Geoecology. Engineering geology. Hydroecology. Geocriology*, 1, 4–18 (1993) [in Russian].
- 5. Turchin A. Natural catastrophes and antropic principle. Problems of risk control and safety. *Proceeding of System Analyze Institute of RAS.* **31**, 306–332 (2007) [in Russian].

- Chernogor L. F. *Physics and Ecology of Disasters*, 556 p. (Kharkiv, Ukraine: V. N. Karazin Kharkiv National University Publ., 2012) [in Russian].
- Chernogor L. F., Domnin I. F. *Physics of Geospace Storms:* monograph, 408 p. (Kharkiv, Ukraine: Kharkiv V. N. Karazin National University Publ., 2014) [in Russian].
- Bormann P.; Saul J. Earthquake Magnitude, in *Encyclopedia of Complexity and Applied Systems Science*, 3, 2473–2496 (Springer-Verlag New York, 2009).
- Bryan S. E.; Peate I. U.; Peate D. W.; Self S.; Jerram D. A.; Mawby M. R.; Marsh J. S.; Miller J. A. The largest volcanic eruptions on Earth. *Earth-Science Reviews*. **102**, (3–4). 207–227. (2010). Bibcode:2010ESRv.102..207B. doi:10.1016/j.earscirev.2010.07.001.
- Engdahl E. R., Villaseñor A. Chapter 41: Global Seismicity: 1900–1999, in Lee, W.H.K., Jennings, P.C., Kisslinger, C., Kanamori, H. *International Handbook of Earthquake and Engineering Seismology, Part A*, 665–690 (Academic Press, 2002). ISBN 0-12-440652-1.
- Fan Y.; Piran T. Gamma-ray burst efficiency and possible physical processes shaping the early afterglow. *Monthly Notices of the Royal Astronomical Society*, **369** (1), 197–206 (2006). arXiv:astro-ph/0601054. Bibcode:2006MNRAS.369..197F. doi:10.1111/j.1365-2966.2006.10280.x.
- Gendre B., Stratta G., Atteia J. L., Basa S., Boër M., Coward D. M., Cutini S., D'Elia V., Howell E., Klotz A., Piro L. The Ultra-Long Gamma-Ray Burst 111209A: The Collapse of a Blue Supergiant? *The Astrophysical Journal*, **766** (1), 30 (2013). DOI:10.1088/0004-637X/766/1/30.
- Bostrom N., Cirkovic M. M. (Eds.) *Global Catastrophic Risks*, 576 p. (Oxford University Press, 2011).
- Gr nthal G. Earthquakes, Intensity, in Gupta H. eds, Encyclopedia of Solid Earth Geophysics, 237–242 (2011). ISBN 978-90-481-8701-0.
- 15. *Handbook of Cosmic Hazards and Planetary Defense* [edited by Pelton J. N., Allahdadi F.], LXX, 1127 p. (Springer, Cham, New York, NY, 2015).
- 16. Hatakeyama N., Uchida N., Matsuzawa T., Nakamura W. Emergence and disappearance of interplate repeating earthquakes following the 2011 M9.0 Tohoku-Oki earthquake: Slip behavior transition between seismic and aseismic depending on the loading rate. *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, **122** (7), 5160–5180 (2017).
- Hurricanes: climate and socioeconomic impacts 1 [Eds by Henry F. Diaz, Roger S. Pulwarty], 292 p. (Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1997).
- Jonkman S. N., van Gelder P. H. A. J. M., Vrijling J. K. An overview of quantitative risk measures for loss of life and economic damage. *Journal of Hazardous Materials*, A99, 1–30 (2003). DOI: 10.1016/S0304-3894(02)00283-2
- 19. Kent A. A critical look at risk assessment for global catastrophes. J. Ref.: Risk Anal., 24, 157–168 (2004).

- Levan A. J.; Tanvir N. R.; Starling R. L. C.; Wiersema K.; Page K. L.; Perley D. A.; Schulze S.; Wynn G. A.; Chornock R.; Hjorth J.; Cenko S. B.; Fruchter A. S.; O'Brien P. T.; Brown G. C.; Tunnicliffe R. L.; Malesani D.; Jakobsson P.; Watson D.; Berger E.; Bersier D.; Cobb B. E.; Covino S.; Cucchiara A.; de Ugarte Postigo A.; Fox D. B.; Gal-Yam A.; Goldoni P.; Gorosabel J.; Kaper L.; et al. (2013-12-30). A new population of ultra-long duration gamma-ray bursts. *The Astrophysical Journal*, **781** (1), 1–28 (2014). DOI:10.1088/0004-637x/781/1/13.
- 21. Natural hazards, unnatural disasters: the economics of effective prevention, 254 p. (The World Bank and The United Nations, 2010).
- 22. Rappaport N. E., Fernandez-Partagas J. The Deadliest Atlantic Tropical Cyclones, 1492-1996 / NOAA Technical Memorandum NWS NHC 47.
- Scalo J., Wheeler C. J. Astrophysical and Astrobiological Implications of Gamma-Ray Burst Properties. *Astrophys. J.*, 566, 723–737 (2002).
- Vedrenne G.; Atteia J.-L. Gamma-Ray Bursts: The brightest explosions in the Universe. (Springer, 2009). ISBN 978-3-540-39085-5.
- Woosley S. E., Bloom J. S. The Supernova Gamma-Ray Burst Connection. *Annual Review of Astronomy and Astrophysics*, 44, 507–556 (2006). DOI:10.1146/annurev. astro.43.072103.150558.

Received 29.10.2018

Л. Ф. Чорногор

Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна, Харків, Україна

ЕФЕКТИВНІСТЬ МОНІТОРИНГУ КАТАСТРОФІЧНИХ ПРОЦЕСІВ КОСМІЧНОГО ТА ЗЕМНОГО ПОХОДЖЕННЯ

Роботу присвячено актуальній проблемі — оцінці ефективності моніторингу катастрофічних процесів космічного та земного походження. Метою цієї роботи є кількісна оцінка ефективності моніторингу, спрямованого на прогнозування катастрофічних процесів, викликаних космічними та земними джерелами. Ефективність оцінюється з використанням методів математичної статистики та теорії виявлення сигналів. Отримано співвідношення, що дозволяють розрахувати коефіцієнти ефективності попередження небезпек (катастроф) і витрат, пов'язаних з передбаченою катастрофою, за рахунок організації безперервного комплексного моніторингу фізичних полів і їх параметрів, що характеризують катастрофи космічного та земного походження. Показано, що коефіцієнт попередження катастрофи залежить тільки від умовної ймовірності пропуску небезпеки. Коефіцієнт витрат залежить від п'яти параметрів: апріорної ймовірності катастрофи, умовних ймовірностей хибної тривоги та пропуску небезпеки, відносних витрат, пов'язаних з хибною тривогою та запобіганням наслідків катастрофи при правильному її передбаченні. Оцінено виграш від використання моніторингу для низки катастроф космічного та земного походження. У якості космічних катастроф обрані сонячна супербуря, падіння великих космічних тіл, спалахи космічного гамма-випромінювання та спалахи наднових зірок. У якості земних катастроф обрано виверження вулканів, землетруси та інші небезпеки. Показано, що в багатьох випадках виграш може бути значним. В інших випадках малість виграшу пов'язана з неможливістю в даний час домогтися низьких значень ймовірностей хибної тривоги та пропуску небезпеки.

Ключові слова: катастрофічні процеси, коефіцієнт витрат, коефіцієнт попередження, виграш, сонячна супербуря, падіння космічних тіл, спалахи гамма-випромінювання, спалахи наднових, виверження вулкану, землетрус, ймовірність хибної тривоги, ймовірність пропуску небезпеки.

L. F. Chernogor

V. N. Karazin Kharkiv National University, Kharkiv, Ukraine

EFFECTIVENESS OF MONITORING CATASTROPHIC PROCESSES OF SPACE AND TERRESTRIAL ORIGIN

The work concerns an urgent problem — the assessment of the effectiveness of monitoring catastrophic processes of space and terrestrial origin. The purpose of this study is to provide quantitative estimates for the effectiveness of the monitoring

aimed at predicting catastrophic processes caused by space and terrestrial sources. The efficiency is assessed using the methods of mathematical statistics and signal detection theory. The obtained relations allow calculation indexes of the effectiveness of early warning of hazards (catastrophes) and of the costs of organizing the continuous complex multi-instrument monitoring of physical fields and their parameters characterized catastrophes of both origins. The index of the efficiency of the catastrophe warning has been shown to depend only on the conditional probability of the omission of a hazard. The cost index depends on five parameters: (1) the a priori probability of the catastrophe, (2) the conditional probability of a false alarm and (3) the conditional probability of the omission of a hazard, (4) the relative costs associated with a false alarm, and (5) costs saved by a successful prevention of catastrophe consequences, if prediction is correct. The gain from monitoring a few kinds of catastrophes of space and terrestrial origin has been estimated. Solar superstorms, the fall of large cosmic bodies, space gamma-ray bursts, and supernovae bursts have been chosen as cosmic catastrophes. Volcano eruptions, earthquakes, and other hazards have been chosen as terrestrial catastrophes. It has been shown that in many cases the gain could be significant. In other cases, the insignificance of the gain is due to the impossibility to attain low values of probabilities of the omission of a hazard and of a false alarm.

Keywords: catastrofic processed index of the costs, index of the early warning, gane, solar superstorm, celestial bodies entering, space gamma ray bursts, supernova star bursts, volcano eruption, earthquake, false alarm probability, miss probability.

doi: https://doi.org/10.15407/knit2019.01.048

УДК 551.51; 551.511.31; 551.510.413.5

А. К. Федоренко, Є. І. Крючков, О. К. Черемних, І. Т. Жук, А. Д. Войцеховська

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

ДОСЛІДЖЕННЯ ХВИЛЬОВИХ ЗБУРЕНЬ У СЕРЕДНЬОШИРОТНІЙ МЕЗОСФЕРІ ЗА ДАНИМИ МЕРЕЖІ ДНЧ-РАДІОСТАНЦІЙ

Широка світова мережа передавачів та приймачів радіохвиль дуже низьких частот (ДНЧ) дозволяє систематично досліджувати стан нижньої іоносфери в глобальному масштабі. Проте визначення характеристик іоносферної плазми та нейтральної атмосфери за даними вимірювань амплітуд і фаз ДНЧ-радіосигналів стикається зі значними труднощами. Їхньою причиною є складний характер взаємодії радіохвиль із середовищем під час відбиття хвиль від іоносфери, а також складність хімічних процесів, що протікають при наявності заряджених і нейтральних частинок у нижній іоносфері. У даній роботі в рамках уявлень геометричної оптики досліджено можливість встановлення властивостей акустико-гравітаційних хвиль за даними вимірювань амплітуд радіосигналів на відносно коротких трасах (протяжністю менше 1500 км). Проаналізовано можливі фізичні механізми впливу поширення акустико-гравітаційних хвиль на іоносферних висотах на амплітуди ЛНЧрадіосигналів. Отримано теоретичні співвідношення, що дозволяють розрахувати флуктуації електронної концентрації, вертикальне зміщення висоти відбиття радіосигналів та оцінити амплітуди флуктуацій нейтральної концентрації внаслідок поширення акустико-гравітаційних хвиль. Досліджено сезонні та добові флуктуації амплітуд ДНЧ-радіохвиль на кількох свропейських трасах протягом 2013—2014 pp., для чого було використано дані передавачів на станціях в Німеччині (DHO38), Великобританії (GQD) та Італії (ICV) з пунктом прийому у Франції (A118). Проаналізовано особливості флуктуацій амплітуд радіосигналів у денних та нічних умовах. За вимірами амплітуд ДНЧ-радіосигналів розраховано фоновий рівень акустико-гравітаційних хвиль на висотах відбиття, який становить 200...400 м для флуктуацій вертикального зміщення об'єму та 1...2 % для флуктуацій відносної концентрації нейтральних частинок. Показано, що значення фонових рівнів акустико-гравітаційних хвиль у мезосфері середніх широт вдень на висотах 70 км і вночі на висотах 90 км є близькими.

Ключові слова: акустико-гравітаційна хвиля, іоносферне збурення, радіохвиля дуже низької частоти.

вступ

Широка світова мережа передавачів та приймачів радіохвиль дуже низьких частот (ДНЧ) відкриває можливості для глобального моніторингу та діагностики стану нижньої іоносфери в режимі реального часу. Поширення ДНЧ-радіохвиль відбувається у хвилеводі Земля — іоносфера з висотою відбиття вдень на висотах 70...74 км (D-область іоносфери) і вночі на висотах 85...90 км (Е-область іоносфери) [1, 21]. Вказаний інтервал висот є важкодоступним для інших експериментальних методів, а фізика процесів у нижній іоносфері значно менш вивчена, ніж у вищих областях іоносфери. Дані вимірювань мережі ДНЧ-радіостанцій можна використовувати для розв'язання низки наукових задач, зокрема для дослідження впливу різних факторів космічного та приземного походження на стан нижньої іоносфери та уточнення моделі іоносфери. Діагностика іоносферних збурень за даними спостережень ДНЧ-радіохвиль представляє не тільки науковий, а і практичний інтерес. Збурення іоносфери створюють завади для поширення ДНЧ-радіохвиль, що обмежує точність їхнього

[©] А. К. ФЕДОРЕНКО, Є. І. КРЮЧКОВ,

О. К. ЧЕРЕМНИХ, І. Т. ЖУК, А. Д. ВОЙЦЕХОВСЬКА, 2019

застосування для технічних потреб радіозв'язку, радіонавігації, служби точного часу тощо.

Для теоретичного дослідження поширення ДНЧ-радіохвиль у хвилеводі Земля — іоносфера традиційно застосовують два основних підходи: теорію мод [11] та наближення геометричної оптики (wave-hop theory) [6, 22]. В теорії мод досліджуються властивості хвилевода на всій його протяжності від передавача до приймача. В рамках цієї теорії розроблено спеціальне програмне забезпечення для розрахунку концентрації електронів та градієнта електронної концентрації в залежності від геометрії траси і з урахуванням зміни гео- та геліофізичних умов [10]. Цей метод ефективно використовується для дослідження іоносфери за реакцією ДНЧ-радіосигналів на сонячні спалахи. Сонячний рентгенівський спалах є своєрідними «тестовим» збуренням іоносфери, яке носить глобальний характер і охоплює всю освітлену півкулю. Під час спалахів рівень іонізації в D-області збільшується на 2—3 порядки. Реакція іоносфери на сонячний спалах є прогнозованою і досить добре вивченою [12, 14]. Проте спостерігаються флуктуації радіосигналів, викликані багатьма іншими чинниками [1, 15]. Зокрема флуктуації амплітуд ДНЧ-радіохвиль з періодами десятки хвилин, які пов'язують з поширенням акустико-гравітаційних хвиль (АГХ), добре помітні у нічних вимірюваннях, а також на термінаторі [17, 18].

Взаємодія ДНЧ-радіохвиль з іоносферою визначається такими основними чинниками: концентрацією електронів на рівні відбиття, висотним градієнтом електронної концентрації і частотою зіткнень електронів з нейтральними частинками [21]. При зміні параметрів іоносфери геометрія хвилеводу та коефіцієнти відбиття радіохвиль від іоносфери також зазнають відповідних змін, що в результаті призводить до флуктуацій амплітуд і фаз ДНЧ-радіосигналів у пункті прийому [1]. Таким чином, є можливість за вимірами амплітуд ДНЧ-радіохвиль опосередковано відтворювати властивості іоносфери і нейтральної атмосфери. Діагностика АГХ за допомогою мережі ДНЧ-радіостанцій є можливою внаслідок періодичних змін параметрів нейтральної атмосфери та іоносфери на висотах відбиття радіохвиль.

Значний науковий інтерес до вивчення АГХ за допомогою ДНЧ-радіохвиль пов'язаний з тим, що нічний рівень відбиття від іоносфери є близьким до висот мезопаузи (85 км). На цьому висотному рівні, що відповідає абсолютному мінімуму температури у земній атмосфері, можливе захоплення АГХ з певними спектральними характеристиками у мезосферний хвилевід. Так, спостереження АГХ у світінні атмосферних емісій гідроксилу показують, що на висотах мезопаузи часто реєструються хвильові збурення з характеристиками, які відповідають хвилевідним та еванесцентним АГХ (поширюються лише горизонтально) [19]. З простих геометричних міркувань зрозуміло, що еванесцентні АГХ, які поширюються горизонтально на висотах відбиття радіохвиль, більше впливають на флуктуації їхніх амплітуд, ніж АГХ, які вільно поширюються в атмосфері під певним кутом до горизонту.

Як показують дані супутникових і наземних вимірювань, поширення АГХ на різних висотних рівнях іоносфери і нейтральної атмосфери проявляється у вигляді флуктуацій з періодами від 5 хв. до кількох годин. Зокрема, ці хвильові збурення з відносною амплітудою у кілька відсотків систематично спостерігаються у F2-області іоносфери, як свідчать дані прямих вимірювань на супутнику «Dynamic Explorer 2» [4, 8, 9].

МЕХАНІЗМИ ВПЛИВУ АКУСТИКО-ГРАВІТАЦІЙНИХ ХВИЛЬ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ РАДІОСИГНАЛІВ ДУЖЕ НИЗЬКИХ ЧАСТОТ

Поширення АГХ супроводжується періодичними змінами атмосферних та іоносферних параметрів, що суттєво впливає на поширення ДНЧрадіохвиль у хвилеводі Земля — іоносфера. Внаслідок великої щільності нейтрального газу швидкості хімічних реакцій в нижній іоносфері з участю електронів протікають настільки швидко, що їхнім механічним переносом на часових масштабах АГХ (десятки хвилин) можна знехтувати. Тому на цих висотах вплив АГХ на поширення ДНЧ-радіохвиль проявляється переважно через флуктуації електронної концентрації, які виникають внаслідок змін швидкостей протікання хімічних реакцій, що визначають утворення та втрати електронів у областях стиснення і розрідження нейтрального атмосферного газу [2]. Внаслідок цього змінюються ефективна висота та коефіцієнти відбиття ДНЧ-радіохвиль від іоносфери. Тому, їхня амплітуда і фаза у пункті прийому будуть зазнавати часових флуктуацій з періодами АГХ. В даній роботі ми виділимо основні чинники, що визначають вплив поширення АГХ на іоносферних висотах на зміну амплітуд ДНЧ-радіосигналів.

В D-області іоносфери основним джерелом заряджених частинок у незбурених умовах є іонізація молекул NO в лінії L_{α} і переважає іон NO⁺ [2]. У денних умовах іонізація відбувається прямим сонячним випромінюванням, а вночі випромінюванням, розсіяним у геокороні. Втрати електронів переважно визначаються рекомбінацією з іонами NO⁺ та молекулярними іонамизв'язками, серед яких у D-області зазвичай переважають кластери NO⁺(N₂). У D-області рівноважна концентрація електронів $N_{\rho} \propto 1/\alpha_{ef}$, де α_{ef} ефективний коефіцієнт рекомбінації, який визначається відносним вмістом молекулярних іонів, іонів-кластерів та негативних іонів [2]. Для формування іоносферного відгуку на поширення АГХ важливо, що коефіцієнт рекомбінації іонів-кластерів є на порядок більшим, ніж для молекулярних іонів, а їхній відносний вміст різко залежить від температури. Збільшення (зменшення) температури відносно середніх незбурених значень призводить до сповільнення (прискорення) утворення іонів кластерів у цих областях.

В теорії АГХ зазвичай розглядають відносні флуктуації атмосферних параметрів, що виникають при поширенні цих хвиль: концентрації $\Delta N_n / N_n$, температури $\Delta T_n / T_n$ і тиску $\Delta p / p$, які пов'язані між собою так званими «поляризаційними» співвідношеннями [13]. В ізотермічній атмосфері варіації густини в АГХ можна представити у вигляді [16]:

$$\frac{\Delta \rho}{\overline{\rho}} = \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma}\right) \frac{\Delta z_n}{H} + \frac{V_x U_x}{c_s^2}, \qquad (1)$$

де $\overline{\rho}$ — незбурене значення густини атмосфери, Δz_n — вертикальне зміщення елемента об'єму, H — висота однорідної атмосфери, γ — показник адіабати, U_x — горизонтальна фазова швидкість АГХ, V_x — горизонтальна швидкість частинок, c_s — швидкість звуку.

Нижче турбопаузи всі гази інтенсивно перемішуються, тому $\Delta \rho / \overline{\rho} = \Delta N_n / \overline{N}_n$, де $N_n -$ концентрація нейтральних частинок. Для спрощення будемо розглядати характерні для цих висот АГХ з періодами $T > T_B$, де T_B — період Брента — Вяйсяля, і малими у порівнянні з C_S горизонтальними фазовими швидкостями. В такому наближенні, а також додатково враховуючи зміну температури з висотою, з виразу (1) отримаємо

$$\frac{\Delta N_n}{\overline{N}_n} \approx \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma} + \frac{dH}{dz}\right) \frac{\Delta z_n}{H}, \qquad (2)$$

де $\frac{dH}{dz} = \frac{H}{T_n} \frac{dT_n}{dz} \approx -0.08$ для характерних значень $H \approx 6 \text{ км}, T_n \approx 200 K, \quad \frac{dT_n}{dz} \approx -3 \text{ K/км}$ на висотах

D-області іоносфери (верхня мезосфера).

Фізичний зміст формули (2) легко зрозуміти з таких міркувань. При поширенні АГХ-область адіабатичного стиснення атмосферного газу опускається під дією сили тяжіння вниз до того висотного рівня, де тиск всередині об'єму приблизно зрівнюється з фоновим атмосферним тиском. Проте при цьому шільність газу всередині об'єму залишається меншою, ніж фонова, і тому області стиснення спостерігаються на фіксованому висотному рівні як мінімуми концентрації $(\Delta N_n / N_n)_{\min}$ [5, 7]. Області розрідження, навпаки, спливають нагору, проте щільність всередині об'єму залишається більшою, ніж фонова. Такі області спостерігаються у вигляді максимумів концентрації $(\Delta N_n / N_n)_{\text{max}}$. В результаті для АГХ наближено виконується $\Delta N_n / N_n \approx -\Delta T_n / T_n$, тобто області мінімумів концентрації відповідають максимумам температури і навпаки. Відхилення від протифази коливань концентрації і температури при поширенні АГХ визначається вкладом другого доданку у правій частині виразу (1).

Рівноважні концентрації електронів періодично змінюються в областях мінімумів і максимумів концентрації нейтральних частинок. В областях $(\Delta N_n / N_n)_{max}$ рекомбінаційні втрати електронів є більшими. До того ж в областях $(\Delta N_n / N_n)_{\text{max}}$ АГХ температура є мінімальною, що призводить до збільшення відносного вмісту іонів-кластерів, які швидко рекомбінують, внаслідок чого втрати електронів додатково збільшуються. Тому збіг максимумів концентрації з мінімумами температури в АГХ призводить до більш різкого зменшення електронної концентрації в цих областях. В областях $(\Delta N_n / N_n)_{\min}$, навпаки, швидкість рекомбінації електронів зменшується, також зменшується і швидкість утворення іонів-кластерів. Тому в областях $(\Delta N_n / N_n)_{\min}$ спостерігатимуться $(\Delta N_e / N_e)_{\text{max}}$.

Таким чином, при поширенні АГХ на висотах D-області іоносфери, концентрації нейтральних частинок та електронів змінюються у протифазі. При цьому, флуктуації нейтрального середовища спричинюють більший по амплітуді відгук в електронній концентрації через різку залежність швидкості рекомбінації електронів від температури.

ФЛУКТУАЦІЇ АМПЛІТУД РАДІОСИГНАЛІВ ПРИ ЗМІНІ ВИСОТИ ВІДБИТТТЯ

Для досліджень ми використали дані передавачів ДНЧ-радіохвиль на трьох середньо-широтних станціях: у Німеччині (DHO38, f = 23.4 кГц), Великобританії (GQD, f = 22.1 кГц) та Італії (ICV, f = 20.74 кГц) з пунктом прийому у Франції (A118). Ці дані представлено на сайті https:// sidstation.loudet.org/data. Довжини обраних трас становлять 764 км (ICV — A118), 1163 км (DHO — A118), 1279 км (GQD – A118). На таких відносно коротких трасах (<1500 км) можна застосовувати наближення геометричної оптики [22].

Для наближених розрахунків амплітуду у пункті прийому розглянемо як інтерференцію приземної хвилі з амплітудою A_g та двох іонос-ферних хвиль з амплітудами A_1 і A_2 , які відбилися від іоносфери один і два рази відповідно [22]. Поширення ДНЧ-радіохвиль у хвилеводі Земля — іоносфера схематично показано на рис. 1. В такому наближенні квадрат амплітуди сигналу:

$$A^{2} = A_{1}^{2} + A_{2}^{2} + A_{g}^{2} + 2A_{1}A_{2}\cos\Delta\phi_{12} + + 2A_{1}A_{g}\cos\Delta\phi_{1g} + 2A_{2}A_{g}\cos\Delta\phi_{2g}.$$
 (3)

Сумарна амплітуда залежить від амплітуд A_1, A_2, A_g та зсувів фаз, що набігають між різни-

ми хвилями внаслідок різної довжини шляху: $\Delta \phi_{1g}$ і $\Delta \phi_{2g}$ — зсуви фаз між одно- і дворазово відбитими від іоносфери хвилями та приземною хвилею, $\Delta \phi_{12}$ — зсув фаз між першою і другою іоносферними хвилями.

З геометричних міркувань з урахуванням сферичності Землі неважко отримати вираз для довжини шляху *n*-кратно відбитої від іоносфери хвилі в залежності від висоти відбиття:

$$s_n = 2n[h^2 + 4R(h+R)\sin^2(\theta/(4n))]^{1/2}$$

де R — радіус Землі, h — ефективна висота відбиття, $\theta = d/R$, d — відстань між передатчиком та приймачем.

Для першої та другої іоносферних хвиль довжини шляху становлять відповідно

$$s_{1} = 2[h^{2} + 4R(h+R)\sin^{2}(\theta/4)]^{1/2},$$

$$s_{2} = 4[h^{2} + 4R(h+R)\sin^{2}(\theta/8)]^{1/2},$$
(4)

а зсуви між різними хвилями дорівнюють

$$\begin{split} \Delta \phi_{1g} &= (2\pi / \lambda)(s_1 - d) ,\\ \Delta \phi_{2g} &= (2\pi / \lambda)(s_2 - d) ,\\ \Delta \phi_{12} &= (2\pi / \lambda)(s_2 - s_1) , \end{split}$$

де λ — довжина хвилі.

Оцінимо, як зміниться амплітуда прийнятого сигналу при зміні ефективної висоти відбиття на деяку малу величину Δh . З формули (3) отримаємо

$$A\Delta A \approx A_1 A_2 \Delta f_{12} + A_1 A_g \Delta f_{1g} + A_2 A_g \Delta f_{2g} ,$$

ле

$$f_{12} = \cos \Delta \varphi_1, \quad \Delta f_{12} = f'_{12}(h)\Delta h ,$$

$$f_{1g} = \cos \Delta \varphi_{1g}, \quad \Delta f_{1g} = f'_{1g}(h)\Delta h ,$$

$$f_{2g} = \cos \Delta \varphi_{2g}, \quad \Delta f_{2g} = f'_{2g}(h)\Delta h .$$

При отриманні цієї формули ми знехтували величинами ΔA_1 і ΔA_2 , тобто змінами коефіцієнтів відбиття внаслідок поширення АГХ. При цьому ми припустили, що зміни частот зіткнень електронів з нейтральними частинками внаслідок флуктуацій нейтральної густини при поширенні АГХ (кілька відсотків) значно менше впливають на амплітуду прийнятого радіосигналу, ніж зміщення ефективної висоти відбиття на величину порядку сотень метрів.



Рис. 1. Схема поширення ДНЧ-радіохвиль у хвилеводі Земля — іоносфера



Рис. 2. Коефіцієнт K в залежності від ефективної висоти відбиття h при трьох значеннях параметра $\eta + 1/\eta = 2.2, 2.5, 3.0$ (числа біля кривих) для трас DHO — A118 (a) і GQD — A118 (δ)

Доцільно розглядати відносні флуктуації амплітуд ДНЧ-радіохвиль $\Delta A / \overline{A}$, де \overline{A} — усереднене незбурене значення амплітуди, а ΔA — збурення. Такий розгляд дозволяє виключити ряд факторів як технічного характеру, так і фізичної природи, без врахування яких аналіз абсолютних величин ΔA є неможливим. Наприклад, різні калібрування антени і приймача, зміну висотного рівня відбиття ДНЧ-хвиль від іоносфери протягом доби та інших можливих чинників, зокрема нерегулярного характеру, які не завжди можна врахувати з достатньою точністю. При отриманні \overline{A} використовувався метод ковзного середнього з інтервалом вікна усереднення 2 год. Такий вибір вікна дозволяє виділити характерні періоди середньомасштабних АГХ (5...60 хв).

Представимо амплітуду сигналу у вигляді $A = \overline{A} + \Delta A$. Тоді для малих відносних флуктуацій амплітуд ДНЧ-радіохвиль отримаємо

$$\frac{\Delta A}{\overline{A}} \approx \Delta h [A_1 A_2 f_{12}'(h) + A_1 A_g f_{1g}'(h) + + A_2 A_g f_{2g}'(h)] / [A_1^2 + A_2^2 + A_g^2 + 2A_1 A_2 f_{12} + + 2A_1 A_g f_{1g} + 2A_2 A_g f_{2g}] = K \Delta h .$$
 (5)

Таким чином, у розглянутому наближенні $\Delta A / \overline{A} \propto \Delta h$, при цьому коефіцієнт пропорційності *K* залежить від довжини траси, частоти сигналу і співвідношення між амплітудами різних хвиль. Цей результат неважко узагальнити на випадок довільної кількості відбитих від іоносфери хвиль.

Вираз (5) справедливий, якщо висота відбиття зміщується на однакову величину Δh на всій протяжності траси, як це відбувається, наприклад, після рентгенівського спалаху [12]. Проте іоносферні збурення у переважній більшості випадків носять локальний характер, при цьому Δh змінюється вздовж траси випадковим чином. Наприклад, при поширенні АГХ флуктуації Δh залежатимуть від довжини хвилі, протяжності цугу, напрямку руху хвильового фронту відносно траси та ін.

Наведемо прості геометричні міркування, з яких зрозуміло, що за наявності значних флуктуацій Δh уздовж траси ймовірність потрапляння на приймач хвиль, відбитих від іоносфери більше одного разу, зменшується. Оскільки кут падіння дорівнює куту відбиття, то для того, щоб хвиля після другого відбиття від іоносфери потрапила на приймач, зміни Δh в обох точках відбиття повинні бути узгодженими, що не виконується при випадкових флуктуаціях (див. рис. 1). Тому збільшення хвильової активності в іоносфері, що супроводжується значними локальними змінами Δh уздовж траси, призводить до зменшення вкладу другої іоносферної хвилі і хвиль вищих порядків у сумарну амплітуду сигналу. Під час кожного відбиття як від іоносфери, так і від земної поверхні радіохвиля втрачає значну частину енергії [1, 21], тому амплітуда другої хвилі зазвичай у декілька разів менша від амплітуди першої іоносферної хвилі.

З урахуванням вищесказаного для локалізації збурення вздовж траси припустимо, що основний внесок у сумарну амплітуду дають збурення Δh , які виникають у точці відбиття першої іоносферної хвилі, тобто посередині між приймачем і передавачем. У такому наближенні

$$\frac{\Delta A}{\overline{A}} \approx \frac{A_1 A_g f_{1g}'(z)}{A_1^2 + A_g^2 + 2A_1 A_g f_{1g}} \Delta h =$$
$$= \frac{f_{1g}'}{\eta + 1/\eta + 2f_{1g}} \Delta h = K(f_{1g}, \eta) \Delta h, \quad (6)$$

де

$$\eta = A_1 / A_g, \ K = \frac{f_{1g}}{\eta + 1/\eta + 2f_{1g}}$$

Для подальших чисельних оцінок використаємо результати роботи [22], згідно з якими для радіосигналу з частотою 20 кГц на трасах довжиною 700...1000 км $A_1 \approx A_g$, а на довших трасах $A_1 > A_g$. За допомогою графіка на рис. 3, *b* у роботі [22] оцінимо відношення $\eta = A_1 / A_g$ для розглядуваних трас. Для DHO — A118 (d = 1163 км) і GQD — A118 (d = 1279 км) отримаємо $\eta \approx 2.5$, для ICV — A118 (d = 764 км) — $\eta \approx 2$. Тобто, величина $\eta + 1/\eta$, яка фігурує у знаменнику виразу для $K(f_{1g}, \eta)$, змінюється на розглянутих трасах у відносно невеликих межах 2.5...2.9.

Залежності K від ефективної висоти відбиття для двох з розглянутих трас наведено на рис. 2 при різних значеннях величини $\eta + 1/\eta$. Фактично на цих графіках показано залежності флуктуацій амплітуд $\Delta A/\overline{A}$ від h, якщо $\Delta h = 1$ км. Видно, що на обох трасах флуктуації амплітуд сигналу при зміні висоти відбиття на Δh в денних умовах (h = 70...74 км) є значно меншими, ніж вночі



Рис. 3. Хід амплітуди ДНЧ-сигналу на трасі GQD — A118 протягом доби 22 вересня 2012 р.: a — амплітуда A, δ — відносні флуктуації $\Delta A / A$ (дані сайту: https://sidstation.loudet.org/data)

(h > 85 км). Також відмітимо, що денні флуктуації амплітуд є малочутливими до відношення A_1/A_g , в той час як нічний відгук істотно залежить від цього відношення. При $f_{1g}(h) = -1$ досягаються мінімуми вислідної амплітуди, що спостерігається вранці та ввечері [22].

РЕЗУЛЬТАТИ СПОСТЕРЕЖЕНЬ ФЛУКТУАЦІЙ АМПЛІТУД

З експериментальних даних випливає, що вдень флуктуації амплітуд радіосигналів майже на порядок менші, ніж вночі (рис. 3). Співвідношення між $(\Delta A / \overline{A})_{day}$ і $(\Delta A / \overline{A})_{night}$ визначається не тільки фізичними причинами, а більшою мірою величиною K та її залежністю від ефективної висоти відбиття ДНЧ-сигналів. Як це видно з рис. 2, на розглянутих трасах нічний відгук в $\Delta A / \overline{A}$ при h = 85...90 км виявляється значно більшим, ніж денний при h = 70...75 км саме внаслідок більших значень K. Відмітимо також, що вночі інтерференційна картина є нестабільною, і будь-яка незначна зміна Δh чи відношення A_s / A_g спричинює відчутні зміни амплітуди прийнятого сигналу.



Рис. 4. Флуктуації амплітуд ДНЧ-радіохвиль у вечірні години на трасах ICV—A118 (a, e, d) і DHO—A118 (δ , e, e): a, δ — амплітуда A, e, e— відносні флуктуації $\Delta A / A$, d, e— амплітудні вейвлет-спектри (дані сайту: https://sidstation.loudet.org/data)

Ми виконали аналіз флуктуацій $\Delta A/A$ на різних трасах у вечірні та нічні години. На рис. 4 показано результати обробки даних, отриманих увечері 15 вересня 2017 р. для трас ICV — A118 (рис. 4, *a*, *b*, *d*) та DHO — A118 (рис. 4, *b*, *c*, *e*): *a*, *b* — значення амплітуди (у вольтах), *b*, *c* — флуктуації $\Delta A/\overline{A}$, *d*, *e* — амплітудні вейвлет-спектри.

Вейвлет-аналіз нічних значень амплітуд ДНЧсигналів на різних трасах показує наявність систематичних періодичних флуктуацій у діапазоні від 4...5 хв до 1 год, що відповідає характерним періодам АГХ в атмосфері (рис. 4). При цьому для періодів, менших за 5 хв (граничний для АГХ період Брента — Вяйсяля), хвильова активність різ-



Рис. 5. Середні відносні флуктуації амплітуд $\Delta A / A$ у вечірні години ($UT = 20...24^h$) на трасах DHO — A118 (зірочки) і GQD — A118 (світлі кружечки) у 2013—2014 рр. По горизонтальній осі вказано порядковий номер *М* місяця, починаючи з січня 2013 р.

ко знижується (див. спектри на рис. 4, ∂ , e). Це опосередковано підтверджує АГХ-природу спостережуваних флуктуацій амплітуд радіосигналів. Особливий інтерес представляють коливання в діапазоні 4...5 хв, що ймовірно відповідають модам, захопленим у мезосферний хвилевід. У вечірні години часто спостерігаються флуктуації з великими періодами 40...50 хв, які можуть бути пов'язані з проходженням вечірнього термінатора. Результати аналізу даних в цілому показують, що на висотах D-області іоносфери часто спостерігаються флуктуації амплітуд ДНЧ-радіохвиль у вигляді суперпозиції різних часових масштабів, які характерні для АГХ.

Оцінки флуктуацій амплітуд ДНЧ-радіосигналів на трасах DHO — А118 та GQD — А118 було узагальнено за різні сезони впродовж 2013—2014 рр. Всього розглянуто близько 100 діб спостережень. Усереднені за вечірні години ($UT = 20...24^h$) флуктуації амплітуд показано на рис. 5. Відносні флуктуації на трасі DHO — А118 змінюються у межах 2...6 % з середнім значенням 3.5 %. Досить чітко виявляється мінімальний рівень коливань 2 %, що, ймовірно, відображає мінімальній рівень амплітуд АГХ у мезосфері. На трасі GQD — А118 середній рівень коливань амплітуд ДНЧ-радіохвиль дещо нижчий (\approx 3 %), а мінімальний — менше, ніж 2 %.

Як випливає з рис. 5, флуктуації амплітуд з періодами АГХ спостерігаються у різні сезони з тенденцією до збільшення амплітуд у літні місяці на обох трасах. На перший погляд, це протирічить даним інших спостережень, згідно з якими, навпаки, АГХ зимою спостерігаються значно частіше, ніж влітку, і мають більші амплітуди [3]. Понад 40 років тому було розроблено так звану «концепцію метеорологічного контролю» D-області іоносфери [3]. Згідно з цією концепцією АГХ від тропосферних та приземних джерел мають вирішальний вплив на стан нижньої іоносфери. Щоб досягти іоносферних висот, ці АГХ повинні подолати систему сильних стратосферних вітрів, які сприяють поширенню АГХ взимку, а влітку — навпаки, блокують. В результаті взимку більша частина АГХ, що поширюються від тропосферних та наземних джерел, досягають D-області іоносфери, а влітку більшість таких АГХ зазнає дисипації у стратосфері.

Дані рис. 5 не протирічать згаданій вище концепції. Насправді спостережуване переважання літніх значень $\Delta A / \overline{A}$ не означає дійсно більші амплітуди АГХ, а обумовлене іншими причинами. По-перше, влітку ефективний рівень $h \in$ систематично вищим, ніж взимку. За рахунок цього значення K і, відповідно, спостережувані значення $\Delta A / \overline{A}$ будуть теж більшими (див. рис. 2). Друга причина може бути пов'язана з різним вкладом іонів-кластерів на висотах відбиття радіохвиль взимку та влітку. Оскільки швидкість рекомбінації кластерів є на порядок більшою, ніж для звичайних молекулярних іонів, то збільшення їхнього відносного вкладу супроводжується більшими втратами електронів в областях максимумів нейтральної густини влітку, ніж взимку.

На основі отриманих результатів оцінимо зміни ефективної висоти відбиття радіохвиль внаслідок поширення АГХ. Як випливає з рис. 5, спостережувані значення $\Delta A / \overline{A}$ на трасі DHO — A118 дещо перевищують флуктуації на трасі GQD — A118. Для траси GQD — A118 $\eta + 1/\eta \approx \approx 2.9$, тоді згідно з рис. 2 спостережувані флуктуації $\Delta A / \overline{A} = 0.02...0.04$ відповідають зміщенню висоти відбиття ДНЧ-радіохвиль на $\Delta h = 0.3...$ 0.4 км. Для траси DHO — A118 $\eta + 1/\eta \approx 2.5$ і $\Delta A / \overline{A} = 0.025...0.05$, що відповідає $\Delta h =$ = 0.25...0.5 км. Отримані результати вказують, що значення середнього рівня коливань Δh є близькими на різних європейських трасах.

ПАРАМЕТРИ ІОНОСФЕРНИХ ЗБУРЕНЬ ЗА ВИМІРАМИ ФЛУКТУАЦІЙ АМПЛІТУД РАДІОХВИЛЬ

Проведемо модельні розрахунки флуктуацій амплітуд електронної концентрації за даними вимірювань амплітуд ДНЧ-радіохвиль. На висотах нижньої іоносфери (50...90 км) висотний профіль електронної концентрації можна подати у вигляді такої теоретичної залежності [20]:

$$N_e(z) = 1.43 \cdot 10^{13} \exp(-0.15h) \exp[(\beta - 0.15)(z - h)].$$
(7)

Тут *h*, км — ефективний висотний рівень відбиття ДНЧ-радіохвиль і параметр β , км⁻¹ визначаються з емпіричних формул [20]:

$$h = 74.37 - 8.087 \cos \chi + 5.779 \cos \Theta -$$

-1.213 \cos \alpha - 0.0044 X₄ - 6.035 X₅, (8)
$$\beta = 0.5349 - 0.1658 \cos \chi -$$

-0.08584 \cos \Overline + 0.1296 X₅,

де χ — зенітний кут Сонця, Θ — географічна широта, $\alpha = 2\pi (m - 0.5)/12$, m — порядковий

номер місяця року, X_4 — кількість сонячних плям, $X_5 = 0$ чи 1 для спокійного чи збуреного рівня геомагнітної активності відповідно.

Відбиття ДНЧ-радіосигналів від іоносфери безпосередньо залежить від градієнта висотного розподілу електронів. Як випливає з формули (7), флуктуації електронної концентрації на фіксованому висотному рівні пов'язані з Δh простим співвідношенням:

$$\frac{\Delta N_e}{N_e} = -\beta \Delta h \,. \tag{9}$$

Згідно з (8) вночі параметр $\beta \approx 0.5$, а вдень $\beta \approx 0.3$. Тому зміна ефективної висоти відбиття на величину Δh вночі відповідає майже удвічі більшим відносним флуктуаціям електронної концентрації, ніж та ж зміна Δh удень.

3 урахуванням (6) та (9) отримаємо

$$\frac{\Delta A}{\overline{A}} = -\frac{K}{\beta} \frac{\Delta N_e}{N_e} \,. \tag{10}$$

Звідси випливає досить очікуваний результат, що спостережувані флуктуації амплітуд радіохвиль пропорційні варіаціям електронної концентрації на висоті відбиття. При цьому коефіцієнт пропорційності залежить від висотного градієнта електронної концентрації, який задається параметром β , та від величини K, яка визначає інтерференцію першої іоносферної та приземної хвиль. З виразу (10) видно, що при однакових амплітудах флуктуацій $\Delta N_e / N_e$ в іоносфері вдень і вночі буде спостерігатися різний відгук у $\Delta A / \overline{A}$.

Використовуючи вирази (6), (9), (10), можна розрахувати флуктуації електронної концентрації та вертикального зміщення висоти відбиття за вимірами амплітуд радіохвиль. Періодичні зміни цих параметрів на трасі GQD — А118 впродовж 4 серпня 2017 р. показано на рис. 6. Для цієї дати вночі $\chi \approx 114^{\circ}$, вдень $\chi \approx 34^{\circ}$. Тоді згідно з (8) вночі h = 82.6 км, $\beta = 0.54$ км⁻¹, а вдень h = 72.6 км, $\beta = 0.34$ км⁻¹. Для цих значень параметрів на рис. 6 показано значення $\Delta A / \overline{A}$, Δh і $\Delta N_e / N_e$ в залежності від *UT*. В середньому вдень: $\Delta A / \overline{A} = 0.4...0.5$ %, $\Delta h = 0.2...0.3$ км, $\Delta N_e / N_e = 10$ %, вночі: $\Delta A / \overline{A} = 2...3$ %, $\Delta h = 0.3...0.4$ км, $\Delta N_e / N_e = 20$ %.

У таблиці узагальнено середні значення флуктуацій різних параметрів на трьох трасах упро-



Рис. 6. Флуктуації амплітуд сигналів $\Delta A / \overline{A}_{(a, \delta)}$, зміщення ефективного рівня відбиття Δh (*в*, *г*) та концентрація електронів $\Delta N_{e} / N_{e}$ (*д*, *e*) на трасі GQD — A118 впродовж ночі 4/5 серпня 2017 р. (*a*, *в*, *д*) та дня 4 серпня 2017 р. (*б*, *г*, *e*)

Траса		Ніч		День				
	$\Delta A/\overline{A}$, %	Δh , км	$\Delta N_e/N_e,\%$	$\Delta A/\overline{A}$, %	Δh , км	$\Delta N_e/N_e,\%$		
GQD - A118	34	0.30.4	2025	0.40.5	0.20.3	710		
ICV — A118	57	0.20.3	1215	12	0.20.4	59		
DHO - A118	24	0.40.5	1525	0.51	0.150.3	57		

Середні флуктуації амплітуд сигналів та іоносферних параметрів на різних трасах 04-06.08.2017 р.

довж 04—06.08.2017 р. Як видно, на різних трасах нічні флуктуації $(\Delta A / \overline{A})_{night}$ у кілька разів перевищують денні $(\Delta A / \overline{A})_{day}$. Середні флуктуації $\Delta N_e / N_e$ за однакових умов вдень або вночі мають близькі значення, що є цілком очікуваним результатом на відносно коротких трасах. Значення $\Delta N_e / N_e$ в нічних умовах в 2—3 рази перевищують денні значення. Проте значення Δh вивляються близькими не тільки на різних трасах, а й у різних умовах день/ніч. Періодичні флуктуації висоти відбиття на різних трасах і за різних умов лежать в інтервалі $\Delta h \approx 0.2...0.4$ км. Відмітимо, що при поширенні АГХ в атмосфері характерне значення вертикального зміщення елементарного об'єму нейтрального газу Δz_n також дорівнює кільком сотням метрів. Тобто, вертикальне зміщення Δz_n і зумовлена ним зміна ефективної висоти відбиття Δh є близькими по порядку величини.

Наголосимо, що ми розглянули середній рівень коливань амплітуд ДНЧ-радіохвиль, який відображає реальний фоновий рівень АГХ у верхній мезосфері. Під фоновим рівнем АГХ будемо розуміти середній рівень амплітуд відносних флуктуацій щільності нейтрального газу (або вертикального зміщення об'єму). Окремі хвильові цуги від конкретних потужних джерел можуть проявлятися як перевищення фонового рівня в декілька разів чи навіть на порядок.

ФОНОВИЙ РІВЕНЬ ФЛУКТУАЦІЙ НЕЙТРАЛЬНОЇ АТМОСФЕРИ

За відсутності збурень ДНЧ-хвиля зазнає відбиття на ефективному висотному рівні h, який визначається певною рівноважною концентрацією електронів і нейтральних частинок. При поширенні АГХ ефективний рівень відбиття радіосигналів періодично змінюється, при цьому встигає встановитися рівноважна концентрація електронів, яка відповідає збуреним умовам. В областях максимуму нейтральної концентрації (і мінімуму температури) приблизно встановлюється така рівноважна концентрація електронів, що відповідає висотному рівню $h - \Delta h$, з якого піднявся об'єм газу, при цьому адіабатично розширившись. Тобто в областях, де значення $\Delta N_n / N_n$ максимальні і значення $\Delta T_n / T_n$ мінімальні, умови відбиття радіохвиль фактично відповідають рівню $h - \Delta h$. Аналогічно в областях мінімальних $\Delta N_n / N_n$ і максимальних $\Delta T_n / T_n$ умови відбиття ДНЧ-хвиль відповідають висотному рівню $h + \Delta h$, з якого об'єм газу опустився під дією сили тяжіння, адіабатично стиснувшись. При такому спрощеному розгляді $\Delta h \approx \Delta z_n$. Тобто, періодичні зміни ефективної висоти відбиття ДНЧ-радіосигналів приблизно відповідають реальним зміщенням елементарного об'єму нейтрального газу при поширенні АГХ в атмосфері.

У припущенні $\Delta h \approx \Delta z_n$ можна легко оцінити амплітуду фонового рівня АГХ у флуктуаціях густини і температури. Згідно із спостереженнями флуктуації вертикального зміщення висоти відбиття дорівнюють $\Delta h = 0.2...0.4$ км. Сухоадібатичний градієнт температури у земній атмосфері дорівнює $dT / dz \approx 9.8$ К/км. Тому при адіабатичному розширенні (стисненні) вертикальне зміщення об'єму газу $\Delta z_n = 0.2...0.4$ км відповідає зміні температури на 2...4 К. Тоді $\Delta T_n / T_n \approx (2-4)/200 = 1...2 \%$. Для флуктуацій концентрації без врахування висотного градієнта температури з виразу (2) отримаємо $\Delta N_n / N_n \approx (\gamma - 1) \Delta z_n / (\gamma H) \approx 0.3(0.2 - 0.4) / 6 = 1...2\%$, що збігається з оцінками для $\Delta T_n / T_n$.

Для уточнення оцінок можна врахувати різні значення H на висотах денного і нічного рівнів відбиття ДНЧ-радіохвиль, а також зменшення з висотою фонової температури у мезосфері. На висоті порядку 70 км $H \approx 7$ км, на висоті 85 км $H \approx 6$ км, при цьому $dH/dz \approx -0.8$ для висот верхньої мезосфери. Тоді згідно з (2) фоновий рівень коливань нейтральної концентрації вдень складатиме $\Delta N_n / N_n \approx 0.21 \Delta z_n / 7 = 0.6...1.2$ %, а вночі $\Delta N_n / N_n \approx 0.21 \Delta z_n / 6 = 0.7...1.4$ %.

Якщо трактувати флуктуації Δh як відображення вертикальних зміщень об'єму нейтрального газу при поширені АГХ, тоді близькі значення Δh на різних трасах є зрозумілими. Важче пояснити, чому значення Δh є близькими вдень і вночі, зважаючи на різні висотні рівні відбиття радіосигналів. За сучасними уявленнями, більшість атмосферних АГХ, що потрапляють на іоносферні висоти від тропосферних та приземних джерел, зазнають дисипації в атмосфері нижче 100 км. Амплітуди таких АГХ при поширенні знизу вгору збільшуються пропорційно $\exp(z/(2H))$ внаслідок закону збереження енергії [13]. На висотах мезосфери $H \approx 6...7$ км і ефективні висотні рівні відбиття ДНЧ-хвиль від іоносфери вдень (*h* = 70...75 км) і вночі (*h* = 85...90 км) відрізняються приблизно на 2Н. Тому амплітуди АГХ, які поширюються від джерел знизу і спостерігаються вночі на висоті 85 км, повинні бути в середньому в e разів більшими, ніж на денному рівні відбиття (≈ 70 км). В той же час, отриманий нами результат щодо близьких значень Δh вдень і вночі вказує на приблизно однакові амплітуди АГХ. Згідно з даними спостережень на супутнику DE2 фоновий рівень коливань АГХ на висотах 250...400 км у середніх широтах вдень становив 0.5 %, а вночі — не перевищував 1 % [4], що також є досить близьким до наших оцінок для мезосфери. Схоже, що фоновий рівень флуктуацій концентрації нейтральних частинок на різних висотах в атмосфері є приблизно однаковим.

висновки

Проаналізовано можливі фізичні механізми впливу акустико-гравітаційних хвиль на характеристики ДНЧ-радіосигналів. Отримано теоретичні співвідношення, які дозволяють за флуктуаціями амплітуд ДНЧ-радіосигналів наближено розрахувати флуктуації електронної концентрації, вертикальне зміщення висоти відбиття, а також оцінити амплітуди флуктуацій концентрації нейтралів при поширенні АГХ.

Досліджено флуктуації амплітуд ДНЧ-радіохвиль на кількох європейських трасах в різні сезони впродовж 2013—2014 рр. Проаналізовано особливості флуктуацій амплітуд в денних та нічних умовах. Вночі значення $\Delta A / \overline{A}$ у 5—10 разів (в залежності від траси) перевищують відповідні денні значення. За даними вимірювань $\Delta A / \overline{A}$ обчислено відносні флуктуації електронної концентрації $\Delta N_e / N_e$ на висотному рівні відбиття радіохвиль. В середньому $\Delta N_e / N_e \approx 20\%$ вночі на висоті 85 км і $\Delta N_e / N_e \approx 5...10\%$ вдень на висоті 70 км.

Встановлено, що значення періодичних зміщень ефективного рівня відбиття радіохвиль внаслідок поширення АГХ в іоносфері в денних і нічних умовах, а також на різних трасах близькі. На основі цього висловлено припущення, що фоновий рівень АГХ в мезосфері вдень на висоті 70 км і вночі на висоті 85 км є приблизно однаковим. Цей результат є дещо несподіваним з точки зору теоретичних уявлень щодо експоненційного збільшення амплітуд АГХ при їхньому поширенні знизу вгору і потребує пояснення.

Роботу виконано за часткової підтримки Цільової комплексної програми НАН України з наукових космічних досліджень на 2018—2022 рр.

ЛИТЕРАТУРА

- Безродный В. Г., Блиох П. Б., Шубова Р. С., Ямпольский Ю. М. Флуктуации сверхдлинных радиоволн в волноводе Земля — ионосфера. — М.: Наука, 1984. — 144 с.
- Брюнелли Б. Е., Намгаладзе А. А. Физика ионосферы. М.: Наука, 1988. 528 с.
- Данилов А. Д., Казимировский Э. С., Вергасова Г. В., Хачикян Г. Я. Метеорологические эффекты в ионосфере. — Л: Гидрометеоиздат, 1987. — 272 с.

- Федоренко А. К., Крючков Е. И. Распределение среднемасштабных АГВ в полярных регионах по данным спутниковых измерений // Геомагнетизм и аэрономия. — 2011. — 51, № 1. — С. 527—539.
- 5. *Федоренко А. К., Крючков Е. И.* Наблюдаемые особенности акустико-гравитационных волн в гетеросфере // Геомагнетизм и аэрономия. — 2014. — **54**, № 1. — С. 116—123.
- Berry L. A. Wave Hop Theory of Long Distance Propagation of Low-Frequency Radio Waves // Radio Sci. J. Res. – 1964. – 68D, N 12. – P. 1275–1284.
- Dudis J. J., Reber C. A. Composition effects in thermospheric gravity waves // Geophys. Res. Lett. – 1976. – 3, N 12. – P. 727–730.
- Fedorenko A. K., Bespalova A. V., Cheremnykh O. K., Kryuchkov E. I. A dominant acoustic-gravity mode in the polar thermosphere // Ann. Geophys. – 2015. – 33. – P. 101–108. – doi:10.5194/angeo-33-101-2015.
- Fedorenko A. K., Kryuchkov E. I., Cheremnykh O. K., Klymenko Yu. O., Yampolski Yu. M. Peculiarities of acoustic-gravity waves in inhomogeneous flows of the polar thermosphere // J. Atmos. and Solar-Terr. Phys. – 2018. – 178. – P. 17–23. – doi.org/10.1016/j. jastp.2018.05.009.
- Ferguson J. A. Computer Programs for Assessment of Long-Wavelength Radio Communications. — San Diego, CA, Space and Naval Warfare Systems Center (Version 2.0), 1998.
- Ferguson J. A., Snyder F. P. Approximate VLF/LF mode conversion model, Technical Document, 400. – Naval Ocean Systems Center, San Diego, California, USA, 1980.
- Grubor D., Sulic D., Zigman V. Influence of splar X-ray flares on the earth ionosphere wave guide // Serb. Astron. – 2005. – 171. – P. 29–35.
- Hines C. O. Internal gravity waves at ionospheric heights // Can. J. Phys. –1960. – 38. – P. 1441–1481.
- Kolarski A., Grubor D. Comparative Analysis of VLF Signal Variation along Trajectory Induced by X-ray Solar Flares // J. Astrophys. Astr. – 2015. – 36, N 4. – P. 565–579.
- Kuang L. K., Liu Zh., Füllekrug M. Lower Ionosphere Effects on Narrowband Very Low Frequency Transmission Propagation: Fast Variabilities and Frequency Dependence // Radio Sci. – 2018. – 53, N 5. – P. 611– 623. – https://doi.org/10.1002/2017RS006456.
- Makhlouf U. R., Dewan E. A., Isler J., Tuan T. F. On the importance of the purely gravitationally induced density, pressure and temperature variations in gravity waves: Their application to airglow observations // J. Geophys. Res. – 1990. – 95. – P. 4103–4111.
- Nina A., Cadež V. M. Detection of acoustic-gravity waves in lower ionosphere by VLF radio waves // Geophys. Res. Lett. - 2013. - 40, N 18. - P. 4803-4807. doi:10.1002/grl.50931.

- Rozhnoi A., Hayakava M., Solovieva M., Hobara Y., Fedun V. Ionospheric effects of the Mt. Kirishima volcanic eruption as seen from subionospheric VLF observations // J. Atmos. and Solar-Terr. Phys. – 2014. – 107. – P. 54– 59. – doi.org/10.1016/j.jastp.2013.10.014.
- Simkhada D. B., Snively J. B., Taylor, M. J., Franke S. J. Analysis and modeling of ducted and avanescent gravity waves observed in the Havaiian airglow // Ann. Geophys. – 2009. – 27. – P. 3213–3224.
- Thomson N. R. Experimental daytime VLF ionospheric parameters // Atmos. Sol.-Terr. Phys. –1993. – 55, N 2. – P. 173–184.
- Wait J. R., Spies K. P. Characteristics of the Earthionosphere waveguide for VLF radio waves // Nat. Bureau of Standards, Technical Note. – 1964. – N 300.
- Yoshida Y., Yamauchi T., Horie T., Hayakawa M. On the generation mechanism of terminator times in subionospheric VLF/ELF propagation and its possible application to seismogenic effects // Nat. Hazards Earth Syst. Sci. – 2008. – 8. – P. 129–134.

Стаття надійшла до редакції 26.12.2018

REFERENCES

- Bezrodny V. G., Bliokh P. B., Shubova R. S., Yampolskiy Yu. M. Fluctuations of superlong radio waves in the Earth-Ionosphere waveguide. 144 p. (Nauka, M., 1984) [in Russian].
- Brunelli B. E., Namgaladze A. A. Physics of ionosphere. 528 p. (Nauka, M, 1988) [in Russian].
- Danilov A. D., Kazimirovskiy E. S., Vergasova G. V., Khachikyan G. Y. Meteorological effects in ionosphere. 272 p. (St. Petersburg: Gidrometeoizdat, 1987) [in Russian].
- Fedorenko A. K., Kryuchkov E. I. Distribution of medium-scale acoustic gravity waves in polar regions according to satellite measurement data. *Geomagn. Aeron.*, **51** (4), 520–533 (2011) [Engl. Transl.].
- Fedorenko A. K., Kryuchkov E. I. Observed features of acoustic gravity waves in the heterosphere. *Geomagn. Aeron.*, 54 (N 1), 109–116 (2014) [Engl. Transl.].
- Berry L. A. Wave Hop Theory of Long Distance Propagation of Low-Frequency Radio Waves. *Radio Science Journal of Research.*, 68D (N12), 1275–1284 (1964).
- Dudis J. J., Reber C. A. Composition effects in thermospheric gravity waves. *Geophys. Res. Lett.*, 3 (N 12), 727– 730 (1976).
- Fedorenko A. K., Bespalova A. V, Cheremnykh O. K, Kryuchkov E. I. A dominant acoustic-gravity mode in the polar thermosphere. *Ann. Geophys.*, 33, 101–108 (2015). doi:10.5194/angeo-33-101-2015.
- Fedorenko A. K., Kryuchkov E. I., Cheremnykh O. K., Klymenko Yu. O., Yampolski Yu. M. Peculiarities of acoustic-gravity waves in inhomogeneous flows of the

polar thermosphere. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, **178**, 17–23 (2018). doi.org/10.1016/j. jastp.2018.05.009.

- Ferguson J. A. Computer Programs for Assessment of Long-Wavelength Radio Communications. Space and Naval Warfare Systems Center, San Diego, CA (Version 2.0) (1998).
- Ferguson J. A., Snyder F. P. Approximate VLF/LF mode conversion model. *Technical Document*, 400. Naval Ocean Systems Center, San Diego, California, USA (1980).
- Grubor D., Sulic D., Zigman V. Influence of splar X-ray flares on the earth ionosphere wave guide. *Serb. Astron.*, 171, 29–35 (2005).
- Hines C. O. Internal gravity waves at ionospheric heights. *Can. J. Phys.*, 38, 1441–1481 (1960).
- Kolarski A., Grubor D. Comparative Analysis of VLF Signal Variation along Trajectory Induced by X-ray Solar Flares. J. Astrophys. Astr., 36 (4), 565–579 (2015).
- Kuang L. K., Liu Zh., Füllekrug M. Lower Ionosphere Effects on Narrowband Very Low Frequency Transmission Propagation: Fast Variabilities and Frequency Dependence. *Radio Sci.*, 53 (5), 611–623 (2018). https:// doi.org/10.1002/2017RS006456.
- Makhlouf U. R., Dewan E. A., Isler J., Tuan T. F. On the importance of the purely gravitationally induced density, pressure and temperature variations in gravity waves: Their application to airglow observations. *J. Geophys. Res.*, 95, 4103–4111 (1990).
- Nina A., Cadež V. M. Detection of acoustic-gravity waves in lower ionosphere by VLF radio waves. *Geophys. Res. Lett.*, Issue 18(40), 4803–4807 (2013). doi:10.1002/ grl.50931.
- Rozhnoi A., Hayakava M., Solovieva M., Hobara Y., Fedun V. Ionospheric effects of the Mt. Kirishima volcanic eruption as seen from subionospheric VLF observations. *J. of Atmos. and Solar-Terr. Phys.*, **107**, 54–59 (2014). doi. org/10.1016/j.jastp.2013.10.014.
- Simkhada D. B., Snively J. B., Taylor, M. J., Franke S. J. Analysis and modeling of ducted and avanescent gravity waves observed in the Havaiian airglow. *Ann. Geophys.*, 27, 3213–3224 (2009).
- Thomson N. R. Experimental daytime VLF ionospheric parameters. *Atmos. Sol.-Terr. Phys.*, **55** (2), 173–184 (1993).
- Wait J. R., Spies K. P. Characteristics of the Earth-ionosphere waveguide for VLF radio waves. *National Bureau of Standards, Technical Note.* N 300 (1964).
- Yoshida Y., Yamauchi T., Horie T., Hayakawa M. On the generation mechanism of terminator times in subionospheric VLF/ELF propagation and its possible application to seismogenic effects. *Nat. Hazards Earth Syst. Sci.*, 8, 129–134 (2008).

Received 26.12.2018

А. К. Федоренко, Е. И. Крючков,

О. К. Черемных, И. Т. Жук, А. Д. Войцеховская

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

ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЛНОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В СРЕДНЕШИРОТНОЙ МЕЗОСФЕРЕ ПО ДАННЫМ СЕТИ ОНЧ-РАДИОСТАНЦИЙ

Широкая мировая сеть передатчиков и приемников радиоволн очень низких частот (ОНЧ) позволяет систематически исследовать состояние нижней ионосферы в глобальном масштабе. Однако определение характеристик ионосферной плазмы и нейтральной атмосферы по данным измерений амплитуд и фаз ОНЧ радиосигналов сталкивается со значительными трудностями. Их причиной есть сложный характер взаимодействия радиоволн со средой при их отражении от ионосферы, а также сложность химических процессов, протекающих при участии заряженных и нейтральных частиц в нижней ионосфере. В данной работе в рамках представлений геометрической оптики исследована возможность определения свойств акустико-гравитационных волн по данным измерений амплитуд радиосигналов на относительно коротких трассах (протяженностью менее 1500 км). Проанализированы возможные физические механизмы влияния распространения акустико-гравитационных волн на ионосферных высотах на амплитуды ОНЧ-радиосигналов. Получены теоретические соотношения, позволяющие рассчитать флуктуации электронной концентрации, вертикальное смещение высоты отражения радиосигналов и оценить амплитуды флуктуаций нейтральной концентрации вследствие распространения акустико-гравитационных волн. Исследованы сезонные и суточные флуктуации амплитуд ОНЧ-радиоволн на нескольких европейских трассах в течение 2013—2014 гг., для чего были использованы данные передатчиков на станциях в Германии (DHO38), Великобритании (GQD) и Италии (ICV) с пунктом приема во Франции (А118). Проанализированы особенности флуктуаций амплитуд радиосигналов в дневных и ночных условиях. По измерениям амплитуд ОНЧ-радиосигналов рассчитан приближенный фоновый уровень акустико-гравитационных волн на высотах отражения, который составляет 200...400 м для флуктуаций вертикального смещения объема и 1...2 % для флуктуаций относительной концентрации нейтральных частиц. Показано, что фоновые уровни акустико-гравитационных волн в мезосфере средних широт днем на высотах 70 км и ночью на высотах 90 км близки по величине.

Ключевые слова: акустико-гравитационная волна, ионосферное возмущение, очень низкочастотная радиоволна. A. K. Fedorenko, E. I. Kryuchkov,

O. K. Cheremnykh, I. T. Zhuk, A. D. Voitsekhovska

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

STUDIES OF WAVE DISTURBANCES IN THE MID-LATITUDE MESOSPHERE ON VLF RADIO NETWORK DATA

A wide global network of very low-frequency radio waves (VLF) transmitters and receivers provides the data for study the state of the lower ionosphere on a global scale systematically. However, the determination of the characteristics of the ionospheric plasma and the neutral atmosphere from measurements of amplitudes and phases of the VLF radio signals encounters considerable difficulties. This is due to both the complex nature of the interaction of radio waves with the medium when they are reflected from the ionosphere and the complexity of the chemical processes occurring with charged and neutral particles in the lower ionosphere. In this work, the possibility of determining the properties of acoustic-gravity waves from measurements of amplitudes of radio signals on relatively short paths (less than ~ 1500 km) was studied in terms of geometric optics. We have analyzed the possible physical mechanisms of the effect of the acousticgravity wave propagation at ionospheric altitudes on the amplitudes of the VLF radio signals. The obtained theoretical relations allow to calculate electron concentration fluctuations, the vertical displacement of the reflection height of radio signals, and to estimate the amplitudes of neutral concentration fluctuations due to the propagation of acoustic-gravity waves. Seasonal and daily fluctuations of the amplitudes of VLF radio waves on several European paths during 2013-2014 were studied. Data from transmitters at stations in Germany (DHO38), Great Britain (GQD) and Italy (ICV) with a reception point in France (A118) were used for this study. The features of amplitude fluctuations of radio signals in day and night conditions are analyzed. The approximate background level of acoustic-gravity waves at reflection heights is calculated by measuring the amplitudes of VLF radio signals. Its value turned out to be 200-400 m for fluctuations of the vertical displacement of volume and 1-2 % for fluctuations of the relative concentration of neutral particles. It is shown that the background levels of AGW in the mesosphere of middle latitudes in the daytime at altitudes of ~ 70 km and at night at altitudes of ~ 90 km are close in magnitude.

Keywords: acoustic-gravity wave, ionospheric disturbance, very low-frequency radio wave.

doi: https://doi.org/10.15407/knit2019.01.062

УДК 504.064:528.8

Н. А. Шевякіна¹, О. М. Трофимчук¹, Г. Я. Красовський², В. І. Клименко¹

¹ Інститут телекомунікацій і глобального інформаційного простору Національної академії наук України, Київ, Україна

² Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського, Харків, Україна

МЕТОДИ І МОДЕЛІ КОСМІЧНОГО МОНІТОРИНГУ ЗОН ВПЛИВУ ПОЛІГОНІВ ТВЕРДИХ ПОБУТОВИХ ВІДХОДІВ НА ДОВКІЛЛЯ

Пропонується технологія космічного моніторингу полігонів твердих побутових відходів (ТПВ). Представлено характеристики полігонів побутових відходів за різними класами та дані еталонних об'єктів паспортизованих полігонів ТПВ, які мають систему моніторингу. Пропонується модель автоматизованого виділення полігону звалища, яку було розроблено за критеріями «середнє, дисперсія, асиметрія та ексцес» з додатковим застосуванням методики дешифрування зимових знімків. Для ефективного контролю за станом навколишнього природного середовища у зоні впливу сміттєзвалищ запропоновано вирішувати питання, виділені у такі блоки: ідентифікація джерела впливу та обстеження місцевості; визначення напрямку поширення впливу, шляху міграції забруднювальних елементів; обґрунтування негативного впливу на рецептори. З метою просторового моделювання особливостей розташування сміттєзвалищ, напрямку поширення впливу, шляху міграції забруднювальних елементів залучено геоінформаційні системи. Технологія може бути інформаційною основою створення національного реєстру ТПВ як санкціонованих, чиних відповідно до вимог законодавства, так і несанкціонованих — стихійних звалищ. Ця основа забезпечить науково-економічне підґрунтя прийняття рішень щодо перспективи поводження з побутовими відходами на регіональному рівні, яка має альтернативу: або будівництво сміттєспалювальних заводів, або подальше вилучення земельного фонду держави. Ще один аспект проблеми, який вирішує запропонована в статті технологія, полягає в інформаційній підтримці рішень з питань управління екологічною безпекою на регіональному рівні як складової планування заходів для сталого розвитку регіонів.

Ключові слова: тверді побутові відходи, місця видалення відходів, сміттєзвалища, державний облік, база даних, космічний моніторинг, методи дистанційного зондування Землі, космічні знімки.

вступ

Полігони твердих побутових відходів (ТПВ) відносяться до екологічно небезпечних об'єктів. В останні роки, особливо після надзвичайної ситуації на Львівському полігоні біля села Грибовичі, увага громадських організацій природоохоронного спрямування, органів місцевих самоврядування до проблеми поводження з відходами суттєво зросла. Згідно з чинним законодавством України об'єкти, які негативно впливають на стан довкілля, підлягають державному обліку (Закон України «Про охорону навколишнього природного середовища», стаття 24). Включенню до реєстру таких об'єктів і їхній паспортизації підлягають також місця видалення відходів як діючі, закриті, законсервовані, постійні або тимчасові. До первинної інформації, яка необхідна для такої паспортизації, доцільно залучати мате-

^{© &}lt;u>Н. А. ШЕВЯКІНА, О. М.</u> ТРОФИМЧУК,

Г. Я. КРАСОВСЬКИЙ, В. І. КЛИМЕНКО, 2019

ріали тематичного дешифрування космічних знімків як самих полігонів, так і прилеглої території до їхньої локалізації. Отримані при цьому матеріали у формі картографічних моделей заданого масштабу дозволяють отримати об'єктивну і достовірну інформацію про просторово-часові характеристики впливу на довкілля процесів деструкції накопичених відходів.

ПОСТАНОВКА ЗАВДАННЯ

Основне завдання космічного моніторингу полігонів ТПВ полягає в інформаційній підтримці рішень з питань мінімізації їхніх негативних впливів на довкілля і поліпшення санітарно-екологічних показників прилеглих територій. Для вирішення цього завдання необхідно:

• виконати ідентифікацію топогеодезичних параметрів полігонів з метою визначення їхньої динаміки на визначену глибину ретроспективи;

• визначити основні напрями переносу продуктів горіння сміття у приземному шарі атмосфери і межі ділянок їхнього осідання на земну поверхню;

• визначити напрями міграції продуктів деструкції накопичених відходів із водами першого водоносного горизонту і поверхневого стоку.

Зазначені завдання достатньо ефективно можна реалізувати на основі методів тематичного дешифрування космічних знімків і технологій геоінформаційних систем (ГІС). Використання космічних знімків і векторних електронних карт дозволяє проаналізувати індивідуальні особливості розміщення полігонів ТПВ відносно населених пунктів і природно-техногенних систем. Ці особливості визначають умови, у яких відбувається складування відходів і їхню взаємодію з навколишнім середовищем, а саме умови міграції забруднювальних речовин, які утворюються в процесі експлуатації звалищ.

МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕНЬ

Методика моніторингу полігонів ТПВ включає підбір космічних знімків з необхідними показниками періодичності зйомок заданих ділянок місцевості та розрізнення, та подальше їхнє тематичне дешифрування. Результати дешифрування у формі векторних карт і масивів атрибутивних даних є основою для ідентифікації багаторічної динаміки меж площ сміттєзвалищ, зокрема несанкціонованих, масштабів і рівнів впливу на поточний санітарно-екологічний стан земельних і водних ресурсів, повітря приземного шару атмосфери прилеглих територій. Отримані дані є інформаційною основою підтримки рішень з питань планування стратегічних і тактичних заходів поводження з відходами на регіональних рівнях.

Для успішного виконання зазначених завдань доцільно залучати космічні знімки надвисокого розрізнення (0.5...15 м) у спектральному діапазоні 0.4...1.1 мкм з борту КА «QuickBird», «WorldView», «GeoEye», «Pleiades», «Ikonos» та ін. Ці знімки дозволяють, зокрема, ідентифікувати координати локалізації звалищ, проводити вимірювання їхніх площ, що зручно виконувати засобами програмного комплексу ERDAS IMAGINE (Model Maker).



полігону звалища



Рис. 2. Процес дешифрування космічного знімка території розташування полігону твердих побутових відходів в середовищі Erdas Model Maker



Рис. 3. Результат автоматичного дешифрування космічного знімка території розташування полігону твердих побутових відходів

На рис. 1 наведено схему послідовності операцій побудови критеріїв розрізнення на знімку з залученням сканувального вікна. Матриця вікна вибирається з розрахунку суперпозиції двох факторів. Що більша матриця, то більша досто-



Рис. 4. Ділянки, забруднені викидами полігону твердих побутових відходів на знімку Aster

вірність побудови ознак, що менша матриця, то точніша класифікація складових довкілля. У більшості практично цікавих випадків достатньо обирати матрицю сканувального вікна розміром 5 × 5. Побудова зони полігону ТПВ на



Рис. 5. Картографічна модель інвентаризації сміттєзвалищ Києво-Святошинського району Київської області

знімку та розрахунок гістограм зональних яскравостей їхнього зображення дозволяє створити діапазон значень пікселів, які належать звалищу.

Виявлення та розпізнавання сміттезвалищ доцільно проводити у два етапи: виділення об'єкта на зображенні та розпізнавання його класу. На етапі виділення полігону ТПВ на карті місцевості, як апріорна інформація, просторово поєднана із зображенням на космічного знімку, формується вектор ознак для кожного пікселя на зображенні. На етапі розпізнавання класу об'єкта та безпосередньо виконується розпізнавання класу об'єкта на зображенні [2].

Для ідентифікації сміттєзвалища та обстеження місцевості враховуються прямі дешифрувальні ознаки, які характеризують властивості об'єкта та містять безпосереднє відображення на знімках. Це такі ознаки, як геометричні (форма, тінь, розмір), яскравісні (фототон, рівень яскравості, колір, спектральний образ), структурні (текстура, структура).

Оскільки спектральна яскравість часто залежить від впливу зовнішніх факторів, то при дешифруванні космічних знімків і пошуку змін на місцевості у доповнення до алгоритмів, основаних на перетворенні спектральної яскравості, додатково використовують алгоритми, що грунтуються на структурних ознаках. За яскравісні ознаки об'єктів, які включають у себе деяку множину елементів зображення, пропонується використовувати характеристики, що описують форму гістограми яскравості — середнє значення яскравості m, дисперсію D, коефіцієнт асиметрії S, ексцес Kr:

Ознаки	Санкціоновані звалища	Несанкціоновані звалища	Приклад санкціонованого звалища	Приклад несанкціонованого звалища
Межа	Чітка	Розмита, розтянута		and a state of the second
Форма	Однорідна округла	Неоднорідна	16335	
Захисне покриття	E	Відсутнє		The Part of
Рослинність території	Відсутня	E		
Головна під'їзна дорога	E	Відсутня	36	
Огорожа	E	Відсутня		200
Робоча техніка	E	Відсутня	at a little	
КПП та адмін. будівлі	E	Відсутні	A L	
Водовідвідна канава	E	Відсутня		- Mary
Тінь	E	Відсутня		1
Віддаленість н/п	Велика	У межах н/п		
Структура	Зерниста, в основному бі плям	заповнена лими та сірими аами		
Колір	Переважно біл сірий, темно чор	иий, біло-сірий, -сірий, майже рний		

TT			•		•			~		•	•
OTITI		001101711	AGUIZINANA BOUUN	TO	HOOOHVIIIOHODOHHV	ODO THUI	TROPHEN	TOOVTO	ADIAX/	DITVO	TID
лени	шиукальні	ознаки	санкшонованих	12	несанкшоноканих	384.1011	твенлих		ики х	вихо	лк

$$m = \frac{1}{n-1} \sum_{i,j} I_{i,j}, \quad D = \frac{\sum_{i,j} (I_{i,j} - m)^2}{n-1},$$
$$S = \frac{\sum_{i,j} (I_{i,j} - m)^3}{(n-1)D^{3/2}}, \quad K_r = \frac{\sum_{i,j} (I_{i,j} - m)^4}{(n-1)D^4},$$

де *I* — значення яскравості пікселя; *i*, *j*, *n* — координати та кількість пікселів у сканувальному вікні.

Надзвичайно ефективною для обстеження місцевості поблизу полігону ТПВ, оцінки забруднення та визначення реципієнта виявилася методика дешифрування зимових знімків, яка передбачає за доповнювальну структурну дешифрувальну ознаку використання величини модуля градієнта яскравості. Для його обчислення спочатку виконується просторове диференціювання зображення, тобто обчислюються похід-

ні $\frac{\partial F}{\partial x}$ та $\frac{\partial F}{\partial y}$, де F — яскравість зображення. Обчислення просторових похідних провадиться шляхом згортки з масками оператора Собела H_x та H_y :

$$H_{x} = \begin{pmatrix} -1 & 0 & 1 \\ -2 & 0 & 2 \\ -1 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad H_{y} = \begin{pmatrix} 1 & 2 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1 & -2 & -1 \end{pmatrix}.$$

ISSN 1561-8889. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25. № 1



Ліс 🧱 Молоді зарості 🔣 Часткова задернованість

Рис. 6. Єлихівське звалище твердих побутових відходів станом на 7 жовтня 2006 р.



Рис. 7. Єлихівське звалище твердих побутових відходів станом на 9 вересня 2013 р.



Рис. 8. Єлихівське звалище твердих побутових відходів станом на 5 липня 2014 р.

Модуль градієнта обчислюється як

$$G = \sqrt{\left(\frac{\partial F}{\partial x}\right)^2 + \left(\frac{\partial F}{\partial y}\right)^2} \; .$$

Припускається, що для лісу значення величини *G* повинне бути нижчим, ніж для забрудненого снігу, бо у межах лісових масивів яскравість зображення змінюється лише внаслідок флуктуацій, а у межах ділянок забрудненого снігового покриву має спостерігатися збільшення яскравості з віддаленням від джерела забруднення до периферії забруднення. При виконанні останнього етапу виявлення та розпізнавання сміттезвалищ враховують апріорну інформацію (цифрова карта місцевості) та характерні значення ознак, що містяться у базі даних еталонних об'єктів. База даних еталонних об'єктів створюється з тих полігонів, які паспортизовані та мають систему моніторингу. Один з них, на якому продемонструємо технологію космічного моніторингу полігонів ТПВ, розташований на землях між селами Тарасівка та Крюківщина, поблизу м. Васильків Києво-Святошинського району Київської області.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕННЯ

Вибраний для ілюстрації полігон ТПВ — конкретний приклад з типовою організацією складування відходів та проявами факторів впливу продуктів їхньої деструкції на складові навколишнього природного середовища. Це забруднення прилеглих земель продуктами вивітрювання і горіння видалених відходів та забруднення фільтратом. Для виділення на знімку меж полігону ТПВ розраховуються гістограми діапазонів значень пікселів, що належать зображенню звалища. При цьому достатньо використовувати багатозональні зображення, наприклад з супутника «QuickBird».



Рис. 9. Динаміка зміни площі несанкціонованого сміттєзвалища поблизу с. Сасів з 2006 по 2014 рр.

На рис. 2 зображено полігон звалища та гістограми дешифрування космічного знімку в середовищі Erdas Model Maker. За діаграмами обрано такі діапазони об'єкту «звалище»: середнє — 130...195 мкм, дисперсія — 6...30 мкм, асиметрія — 0...4 мкм, ексцес — 0...14 мкм.

Запрограмовані в рамках Model Maker характеристики ознак об'єднуються при обробці еталонного полігону ТПВ (рис. 3).

Перевірка моделі провадиться на об'єктах, розташованих поблизу еталона. Отримані результати дають можливість виявляти та розпізнавати несанкціоновані сміттєзвалища. Так, при обробці космічних знімків території Києво-Святошинського району Київської області виявлено 21 несанкціоноване сміттєзвалище загальною площею 19.12 га, похибка складає від 1...10 %.

Методику дешифрування зимових знімків застосовано до території місця видалення відходів поблизу м. Васильків Київської області [3]. Для визначення зони забруднення навкруги MBB були використані зимові космічні знімки «Aster» (рис. 4), на яких достатньо надійно ідентифікується балка, де розташоване сміттєзвалище та забруднення, що поширюється навкруги.

При цьому враховувалися як роза вітрів, так і вплив маскувальних факторів, обумовлених сусідніми джерелами викидів у атмосферу (ВАТ Саливонківський цукровий завод, КП Васильківська шкіряна фірма, АТ Васильківський завод). На дату зимового космічного знімка «Aster» викидів у атмосферу цукрового заводу практично не було через сезонний характер виробництва цукру. Вплив останніх двох джерел викидів можна було вважати фоном, оскільки безпосередньо поблизу полігону ТПВ, принаймні на відстань до трьох кілометрів у напрямку переносу, вплив продуктів вивітрювання і горіння складованих відходів був найбільшим. Підраховано площу забруднених ґрунтів від дії впливу місця видалення відходів у м. Василькові внаслідок вивітрювання та горіння речовин та отримано площу в 11 км² забруднених земель.

Для Києво-Святошинського району Київської області по космічних знімках були ідентифіковані наявні сміттєзвалища, проведено виміри їхніх площ та обчислено загальну площу полігонів ТПВ, проаналізовано їхній вплив на прилеглі природнотехногенні системи. На космічних знімках достатньо надійно ідентифікується наявність стоків із території звалища, їхні напрями, об'єкт розвантаження, пошкодження трав'яного покриву та іншої рослинності, факт горіння відходів. Наявну інформацію інтерпретовано в картографічну модель і електронний реєстр сміттєзвалищ для Києво-Святошинського району Київської області (рис. 5). Сформований реєстр виявлених несанкціонованих стихійних сміттєзвалищ аналізувався з гідрологічними особливостями і з шаром картографічної моделі природної захищеності підземних вод Київської області. Аналіз побудованої просторової моделі показує, що більшість звалищ лежать у безпосередній близькості до критичної зони, де підземні води природно незахищені.

Практичний досвід тематичної обробки космічних знімків дав підстави для визначення дешифрувальних ознак санкціонованих і несанкціонованих звалищ сміття (таблиця).

Так, для несанкціонованих звалищ ТПВ характерна неправильна форма, витягування вздовж лінійних об'єктів (автодоріг, залізничних колій, ярів, балок і т. д.). Матеріали та предмети, з яких складаються ТПВ на звалищах, мають високий коефіцієнт відбивання. Різко підвищують яскравість такі відтінки: червоний, білий, світло-жовтий, світло-голубий, синій та ін. Важлива ознака — дрібнозерниста текстура, яка утворюється за рахунок нерівностей поверхні звалища. Ці ознаки склали базу даних для подальшої автоматизації виділення об'єкту «звалище» [4].

З метою встановлення фактів скорочення або збільшення площі звалищ та для контролю виконання заходів з їхньої рекультивації доцільно порівнювати різночасові знімки на одну і ту ж саму територію, що гарантує безпомилковий та маловитратний моніторинг досліджуваної території. Автори порівняли знімки для проведення екологічного моніторингу сміттєзвалищ території Золочівського району Львівської області.

У процесі дешифрування було ідентифіковано два сміттєзвалища. Одне з них санкціоноване — Єлихівське поблизу м. Золочів, та несанкціоноване — на західній околиці с. Сасів. Обробка знімків Єлихівського сміттєзвалища з 2006 по 2014 рр. показала поступове збільшення площі полігону ТПВ до 2013 р., що видно на рис. 6—9. Після спорудження лінії сортування сміття у 2013 р. площа звалища не збільшувалася. Аналіз знімків території сміттєзвалища поблизу с. Сасів показав збільшення площі несанкціонованого звалища ТПВ з 2006 по 2013 рр. на 58 %.

висновки

В результаті проведених досліджень розроблено метод виявлення та розпізнавання сміттєзвалищ, який ґрунтується на дистанційному зондуванні Землі з космосу. Модель автоматизованого виділення полігону звалища розроблено у середовищі Erdas (Model Maker) за критеріями середнього, дисперсії, асиметрії та ексцесу. В дослідженні додатково застосовано методику дешифрування зимових знімків. З тих полігонів ТПВ, які паспортизовані та мають систему моніторингу, створено базу даних характеристик полігонів побутових відходів за різними класами та базу даних еталонних об'єктів. В результаті обробки знімків території Києво-Святошинського району Київської області виявлено 21 несанкціоноване сміттєзвалище загальною площею 19.12 га, похибка складає від 1 до 10 %. Інтерпретована в ГІС інформація склала основу для формування бази даних; в результаті було побудовано електронний реєстр сміттєзвалищ для Києво-Святошинського району Київської області.

Досліджено динаміку зміни площ двох сміттєзвалищ на території Золочівського району Львівської області — Єлихівського санкціонованого сміттєзвалища поблизу м. Золочів та несанкціонованого на західній околиці с. Сасів, збільшення площі якого з 2006 по 2013 рр. становить 58 %. Представлена в запропонованій формі інформація надає можливість місцевим органам самоврядування своєчасно реагувати та приймати ефективні рішення щодо санітарної очистки та ліквідації несанкціонованих сміттєзвалищ із мінімальними фінансовими, людськими та часовими затратами.

ЛІТЕРАТУРА

- Багатоспектральні методи дистанційного зондування Землі в задачах природокористування / В. І. Лялько, М. О. Попов та ін. — К.: Наук. думка, 2006. — 358 с.
- Інформатизація аерокосмічного землезнавства / С. О. Довгий, В. І. Лялько, О. М. Трофимчук, О. Д. Федоровський та ін. — К.: Наук. думка, 2001. — 606 с.
- Космічний моніторинг забруднення земель техногенним пилом / Л. Д. Греков, Г. Я. Красовский, О. М. Трофимчук. — К.: Наук. думка, 2007. — 123 с.
- Новохацька Н. А., Трофимчук О. М. Технологія інвентаризації місць видалення відходів методами дистанційного зондування Землі // Екологічна безпека та природокористування. 2014. № 14. С. 31—40.
- 5. Орешкина Л. В. Обнаружение и распознавание класса объектов на многозональных изображениях дистанционного зондирования // Информатика. — 2005. — № 2. — С. 79—85.
- Cui S. Y., Yan Q., Liu Z. J., Li M. Building detection and recognition from high resolution remotely sensed imagery // Proceedings of XXI ISPRS Congress. – Beijing, China, 2008. – Vol. 37. – P. 411–416.
- 7. *Jensen J. R.* Remote sensing of the environment: an Earth resource perspective . Prentice Hall, 2000. 544 p.
- Trofymchuk O., Trysnyuk V., Novokhatska N., Radchuk I. Geoinformation technologies in decision issues of municipal solid waste // J. Environmental Sci. and Engineering. 2014. A 3. P. 183–187.

Стаття надійшла до редакції 17.09.2018

REFERENCES

- Lialko V. I., Popov M. O. Multispectral methods of remote sensing of the Earth in the problems of nature use. 358 p. (Kyiv: Nauk. Dumka, 2006)[in Ukrainian].
- Dovhyi S. O., Lialko V. I., Trofymchuk O. M., Fedorovskyi O. D. Informatization of aerospace geography. 606 p. (Kyiv: Nauk. Dumka, 2001) [in Ukrainian].
- Hrekov L. D., Krasovskyi H. Ia., Trofymchuk O. M. Space monitoring of land pollution caused by man-made dust. 123 p. (Kyiv: Nauk. Dumka, 2007) [in Ukrainian].
- Novokhatska N. A., Trofymchuk O. M. Technology inventory of landfills for solid waste by remote sensing of the Earth. *Environmental safety and Natural Resources*. N 14, 31–40 (2014) [in Ukrainian].

- Oreshkyna L. V. Detection and recognition of a class of objects in multizone remote sensing images. Informatics. N 2. 79–85 (Minsk, 2005) [in Russian].
- Cui S. Y., Yan Q., Liu Z. J., Li M. Building detection and Recognition from High Resolution Remotely Sensed Imagery. *Proceedings of XXI ISPRS Congress*. XXXVII, 411–416 (2008) [in English].
- 7. Jensen J. R. Remote sensing of the environment: an Earth resource perspective. Prentice Hall (2000) [in English].
- Trofymchuk O., Trysnyuk V., Novokhatska N., Radchuk I. Geoinformation Technologies in decision issues of municipal solid waste. *Journal of Environmental Science and Engineering*, A 3, 183–187 (2014) [in English].

Received 17.09.2018

А. Шевякина¹, А. Н. Трофимчук¹, Г. Я. Красовский², В. И. Клименко¹

¹ Институт телекоммуникаций и глобального информационного пространства Национальной академии наук Украины,

Киев, Украина

² Национальний аэрокосмический университет им. М. Е. Жуковского, Харьков, Украина

МЕТОДЫ И МОДЕЛИ КОСМИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА ЗОН ВЛИЯНИЯ ПОЛИГОНА ТВЕРДЫХ БЫТОВЫХ ОТХОДОВ НА ОКРУЖАЮЩУЮ СРЕДУ

Предлагается технология космического мониторинга полигонов твердых бытовых отходов (ТБО). Представлены характеристики полигонов бытовых отходов по разным классам, а также данные эталонных объектов - паспортизированых полигонов ТБО, которые имеют систему мониторинга. Предлагается модель автоматизированного выделения полигона свалки, которая была разработана по критериям «среднее, дисперсия, асимметрия и эксцесс» с дополнительным применением методики дешифровки зимних снимков. Для эффективного контроля состояния окружающей природной среды в зоне влияния свалок предложено решать вопросы, выделенные в следующие блоки: идентификация источника воздействия и обследование местности; определение направления распространения влияния, пути миграции загрязняющих элементов; обоснование негативного воздействия на рецепторы. С целью пространственного моделирования особенностей расположения свалок, направления распространения влияния, пути миграции загрязняющих веществ привлечены геоинформационные системы. Технология способна быть информационной основой для создания национального реестра ТБО как санкционированных, действующих в соответствии с требованиями действующего законодательства, так и несанкционированных - стихийных свалок. Эта основа обеспечит научно экономическое обоснование принятия решений о перспективах обращения с бытовыми отходами на региональном уровне, которая имеет альтернативу: или строительство мусоросжигающих заводов, или последующее извлечение земельного фонда. Еще один аспект проблемы, который решает предложенная в статье технология, заключается в информационной поддержке решений по управлению экологической безопасностью на региональном уровне как составляющей планирования мероприятий для устойчивого развития регионов.

Ключевые слова: твердые бытовые отходы, места складирования отходов, государственный учет, база данных, космический мониторинг, методы дистанционного зондирования Земли, космические снимки.

N. A. Sheviakina ¹, O. M. Trofymchuk ¹, G. Y. Krasovsky ², V. I. Klimenko ¹

¹ Institute of Telecommunications and Global Information Space National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv, Ukraine ²National Aerospace University named after M. Zhukovsky Kharkiv Aviation Institute

METHODS AND MODELS OF SPACE MONITORING OF ZONES OF EFFECT OF SOLID DOMESTIC WASTE LANDFILL ON THE ENVIRONMENT

In the article, we propose the technology of space monitoring of solid waste landfills. The characteristics of landfills of different classes are presented, as well as the data of reference objects - landfills for municipal solid waste, which are certified and have a monitoring system. The authors proposed a model of automated allocation of the landfill site. This model is developed by criteria of mean, variance, asymmetry and kurtosis. Additionally, the method of decoding winter images was applied. For effective control of the state of the environment in the zone of influence of landfills, it was proposed to solve the issues outlined in the following blocks: identification of the source of impact and survey of the area; determining the direction of propagation of influence, migration paths of pollutants; the rationale for the negative effects on the receptor. For the purpose of spatial modeling of the features of the location of landfills, the direction of propagation of influence, the migration route of pollutants, geographic information systems are involved. The technology is capable of being an information basis for creating a national register of municipal solid waste, both authorized, acting in accordance with the requirements of current legislation, and unauthorized - spontaneous landfills. This framework will provide a scientific and economic rationale for making decisions about the prospects for the management of household waste at the regional level, offering an alternative of building waste incineration plants versus the subsequent extraction of land resources. Another aspect of the problem, which is solved by the technology proposed in the article, is information support for environmental safety management solutions at the regional level, as a part of planning activities for the sustainable development of regions.

Keywords: municipal solid waste, waste storage site, landfills, state records, database, space monitoring, methods of remote sensing, satellite imagery.
doi: https://doi.org/ 10.15407/knit2019.01.073 УДК 349.6, 346.3

Н. Р. Малишева, А. М. Гурова

Інститут держави і права ім. В. М. Корецького Національної академії наук України, Київ, Україна

ПРАВОВІ ФОРМИ ДЕРЖАВНО-ПРИВАТНОГО ПАРТНЕРСТВА ДЛЯ КОСМІЧНОЇ ГАЛУЗІ УКРАЇНИ ТА ВІДМЕЖУВАННЯ ЙОГО ВІД СУМІЖНИХ ФОРМ ДОГОВІРНОЇ СПІВПРАЦІ

Досліджуються сучасні наукові підходи до змісту поняття «державно-приватне партнерство». Проаналізовано загальні та специфічні для космічної галузі ознаки його договірних форм, а саме концесії, управління майном, спільної діяльності та змішаних договорів. Окреслено основні проблемні аспекти обрання кожного з них для розвитку окремих видів космічної діяльності, зокрема вказано на деякі законодавчі перепони, до яких віднесено положення статті 4 Закону України «Про підприємництво», окремі норми Господарського кодексу, дублюючі положення самого закону «Про державно-приватне партнерство», а також визначено прогалини вітчизняного законодавства у цій сфері. Окремо розглянуто перспективність використання такої форми державно-приватного партнерства, як договір про трансфер технологій. Крім цього, на прикладах практики окремих підприємств космічної галузі, а також на основі вітчизняних та зарубіжних наукових праць автори виокремили означені форми державно-приватного партнерства серед інших форм співпраці публічного та приватного суб'єктів: публічних закупівель, аутсорсингу, приватизації. На цій основі сформульовано пропозиції щодо реформування вітчизняного законодавства у сфері державно-приватного партнерства задля стимулювання розвитку космічних технологій.

Ключові слова: державно-приватне партнерство, публічні закупівлі, аутсорсинг, приватизація, концесія, спільна діяльність, трансфер технологій, космічна галузь господарювання.

Комерційна зацікавленість космічними технологіями приватних суб'єктів господарювання спонукає їх до пошуку форм співробітництва з державними інституціями, які володіють потужним адміністративним ресурсом та технологічним спадком епохи «військових космічних перегонів». Водночас і держава зацікавлена в залученні матеріальних, фінансових, інтелектуальних та інших видів приватних інвестицій для якісного оновлення своїх виробничих та сервісних потужностей. Така ситуація наразі є відправною точкою для дослідження та використання космічного простору у межах державно-приватного партнерства¹ (далі — ДПП), шляхи розгортання якого суттєво залежать від національної політики, правових регуляторів та створеного державою економічного підгрунтя.

У вітчизняній науковій літературі уже здійснювалися спроби економіко-правового аналізу використання ДПП для розвитку вітчизняної космічної галузі [1, С. 127—128; 4, С. 169]. Водночас в цих дослідженнях акцент здебільшого

[©] Н. Р. МАЛИШЕВА, А. М. ГУРОВА, 2019

¹ В тексті статті паралельно використано поняття «державноприватне партнерство» та «публічно-приватне партнерство», які в межах цього дослідження розглядаємо як синоніми.

робився на економічних аспектах проблеми, а особливості договірних форм співпраці у межах ДПП взагалі не аналізувались. Дана стаття є спробою заповнити цю прогалину.

Відповідно до ст. 5 Закону України «Про державно-приватне партнерство» у рамках здійснення ДПП можуть укладатися договори про: а) концесію, б) управління майном (виключно за умови передбачення у договорі, укладеному в рамках ДПП, інвестиційних зобов'язань приватного партнера), в) спільну діяльність, г) інші договори. Договір, укладений у рамках ДПП, може містити елементи різних договорів (змішаний договір), умови яких визначаються відповідно до цивільного законодавства України [9]. Розглянемо їх більш детально.

Відповідно до Закону України «Про концесії», концесійний договір передбачає, що уповноважений орган виконавчої влади чи орган місцевого самоврядування (концесієдавець) надає на платній та строковій основі суб'єкту підприємницької діяльності (концесіонеру) право створити (побудувати) об'єкт концесії чи суттєво його поліпшити та (або) здійснювати його управління (експлуатацію) відповідно до цього Закону з метою задоволення громадських потреб. При цьому майнова відповідальність та підприємницький ризик покладається на приватного суб'єкта, а державний партнер надає гарантії на капіталовкладення концесіонера та гарантує оплатне використання об'єкта концесії. Більше того, щодо об'єктів концесії, які мають соціальне значення, публічний партнер бере часткову участь у їхньому фінансуванні. Законом визначено перелік сфер господарської діяльності, у межах яких цілісні майнові комплекси чи їхні системи, об'єкти незавершеного будівництва чи спеціально збудовані об'єкти публічної власності можуть передаватись в концесію. Серед таких сфер космічною діяльністю можуть охоплюватися машинобудування та надання телекомунікаційних послуг. Така форма ДПП вирізняється серед інших форм тим, що поряд з процедурою проведення конкурсу на визначення приватного партнера, згідно із Законом України «Про державно-приватне партнерство», Закон України «Про концесії» також визначає проведення конкурсу, умови якого є в цілому подібними з урахуванням особливостей, які накладаються специфічними умовами договору концесії. Після закінчення договору об'єкт концесії передається органам публічної влади, при цьому приватному суб'єкту належить право власності на прибуток, отриманий від управління об'єктом концесії, а також на продукцію, отриману в результаті виконання цього договору [12].

У світовій практиці космічної діяльності є велика кількість форм концесійних домовленостей, зокрема прикладів побудови приватними партнерами космічних об'єктів та управління ними для надання публічних послуг, а також додатково продажу створеного продукту приватними партнерами для отримання прибутку. Разом з тим, для того щоб укладати такого роду договори, потрібно мати приватних партнерів з потужним технічним потенціалом у цій сфері. Поки що в умовах дії ст. 4 Закону України «Про підприємництво» [16] вітчизняним партнерам, зокрема у сфері ракетобудування, розвиватися досить складно, а закордонні обмежуються більш простими та вигідними для них договорами поставок вітчизняного устаткування для реалізації своїх космічних проектів. Для реконструкції ж космічних підприємств, які мають самостійний дохід, наприклад ДП КБ «Південне», зовнішнє управління може негативно позначитися на виробництві, та й послаблення державного контролю не є бажаним, адже в концесію за загальним правилом передаються об'єкти, в управлінні якими держава не зацікавлена. Що ж до збиткових космічних підприємств, то так само є ряд інших форм ДПП, зокрема управління майном, крім довірчого управління, якщо, звичайно, держава не вирішить виключити їх з переліку стратегічних об'єктів та перейти до крайніх заходів, зокрема приватизації таких підприємств.

Спільна діяльність передбачає об'єднання вкладів її учасників, якими можуть бути як матеріальні активи (грошові кошти, майно), так і нематеріальні (професійні знання, навички, вміння, ділова репутація), для досягнення конкретної мети, в результаті чого утворюється просте товариство, що є одним з його видів. Другий вид спільної діяльності не передбачає об'єднання

вкладів. Сфер, у межах яких має здійснюватись спільна діяльність, як і особливих умов проведення конкурсів, чинне спеціальне законодавство, що регулює цю форму ДПП, не встановлює. Режим управління спільною діяльністю за договором простого товариства передбачає надання права кожному діяти від імені всіх учасників, але договором має бути передбачене уповноваження на одноосібне управління чи встановлення режиму спільного прийняття рішень. Передане або створене у процесі спільної діяльності майно є спільною частковою власністю всіх учасників, якщо інше не визначено договором чи законом, при цьому прибуток розподіляється пропорційно вартості вкладів учасників у спільне майно. За договором про спільну діяльність без об'єднання вкладів кожен учасник виконує свій сегмент спільного проекту, використовуючи свої ресурси, причому на власний ризик. Разом з тим всі учасники зобов'язані узгоджувати організаційні моменти щодо досягнення спільної мети, розподіляти прибуток пропорційно до частки участі в проекті [21].

Спільна діяльність є більш гнучкою з точки зору способів співпраці між приватними та публічними суб'єктами. Наприклад, в Україні давно назріла необхідність побудови національної системи супутникового зв'язку або космічного сегменту для отримання геопросторових даних. Вказані питання цілком могли б стати платформою для активного включення вітчизняних приватних підприємств до космічної діяльності у межах цієї форми ДПП. Разом з тим необхідно враховувати деякі нюанси об'єднання вкладів підприємств космічної галузі державної власності. Відповідно до ч. 7 ст. 141 Господарського кодексу України, не може бути вкладом у спільну діяльність майно, яке належить до основних фондів підприємств державної власності, що не підлягають приватизації [2]. Деякі з підприємств космічної галузі, зокрема спеціальне виробництво виробничого об'єднання «Комунар», ДП «Виробниче об'єднання «Павлоградський хімічний завод», ДП «Виробниче об'єднання «Південний машинобудівний завод», Державне конструкторське бюро «Південне» ім. Янгеля та деякі інші належать саме до таких [14].

Відповідно до ст. 1029 ЦК за договором управління майном установник управління передає на певний строк майно управителеві, який зобов'язується за плату здійснювати від свого імені управління цим майном в інтересах установника управління або вказаної ним особи (вигодонабувача). Законом чітко встановлено, що предметом договору управління майном можуть бути тільки підприємства як цілісний майновий комплекс, нерухома річ, цінні папери та інше майно, крім грошових коштів. Управитель здійснює управління майном на власний ризик, при цьому зобов'язуючись належно дбати про інтереси установника управління. Правомочності управителя обмежуються необхідністю отримання згоди власника під час прийняття рішення про відчуження чи передачу в заставу об'єкта управління. Разом з тим передбачається можливість виконання певних дій, спрямованих на управління майном, іншим особам і без згоди власника, якщо це передбачено договором управління майном або цього вимагають інтереси установника управління у разі неможливості отримати в розумний термін від нього відповідні вказівки. При цьому за свої послуги управитель має право на отримання встановленої в договорі плати, а також на відшкодування необхідних для управління майном витрат, що може провадитись у формі відрахувань від доходів з використання майна [21]. Примітним є те, що згідно із зазначеною ст. 5 Закону України «Про державно-приватне партнерство» сам собою договір управління не може бути формою ДПП, а для набуття таких ознак в ньому необхідно передбачити інвестиційні зобов'язання приватного суб'єкта, тобто фактично він є змішаним договором: про управління майном та інвестиційну діяльність. З огляду на те що законодавець далі вказує на можливість укладення у межах ДПП змішаних договорів, не є зрозумілим, з яких підстав він окремо виділяє саме цей змішаний договір як окрему форму з-поміж інших, класичних видів договорів.

Використання змішаних договорів передбачає використання різних договірних форм, наприклад договору підряду та інвестиційної діяльності, ліцензійного договору та концесії. Варіацій може бути дуже багато, що дає потенційним партнерам значну свободу у сенсі оптимального розподілу ризиків виконання певного проекту. Разом з тим укладення таких договорів тягне за собою ризики неправильного його виконання, зокрема внаслідок неможливості чіткого визначення правомочностей сторін договору.

Розглянемо як одну з найбільш перспективних, на нашу думку, змішаних договірних форм ДПП — договір про трансфер технологій. Закон України «Про державне регулювання діяльності у сфері трансферу технологій» передбачає форми передачі об'єктів інтелектуальної власності як від публічних суб'єктів приватним, так і навпаки, за допомогою комплексу договорів, визначених у главі 75 ЦК, зокрема ліцензійного договору, договору про створення за замовленням і використання об'єкта права інтелектуальної власності, договору про передання виключних майнових прав інтелектуальної власності тощо, з обов'язковим врахуванням умов, визначених в ст. 19 означеного закону [21]. Про використання трансферу технологій як комплексного механізму публічних та приватних відносин для досягнення публічно корисної мети, а не простої передачі об'єкта інтелектуальної власності за плату, свідчить визначена ч. 2 ст. 20 цього закону можливість укладення додаткових договорів, предметом яких є: 1) гарантії осіб, які передають технології та їхні складові, стосовно можливості досягнення економічних показників і виробництва продукції із застосуванням цих технологій та складових, 2) гарантії осіб, які передають технології та їх складові, стосовно конфіденційності та нерозголошення інформації третім особам, 3) проведення комплексу інженерних, екологічних або інших робіт, необхідних для застосування технологій та їхніх складових, 4) обслуговування обладнання.

Разом з тим необхідно відзначити, що текст цього закону не спрямовано на створення умов для стимулювання співпраці публічних та приватних суб'єктів, предметом діяльності яких є створення та впровадження об'єктів інтелектуальної власності. По-перше, незважаючи на те що в ч. 6 ст. 11 декларується, що технології та/ або їхні складові, створені або придбані за бюджетні кошти, використовуються переважно на території України, текст закону орієнтовано в основному на іноземного інвестора, що чітко видно зі змісту ст. 5, де одним з напрямків міжнародного співробітництва є залучення іноземних інвестицій, а також ст. 14, якою зазначено, що державні експертизи створених за бюджетні кошти технологій проводяться у випадку їхньої передачі юридичним особам, що зареєстровані в інших країнах, або фізичним особам-іноземцям чи особам без громадянства [8]. Останню умову можна розглядати і як спрощення умов трансферу технологій для вітчизняних інвесторів, але передавання такого специфічного об'єкту без визначення його ціни навряд чи можна визнати економічно доцільним. Другою підставою проведення державної експертизи технологій є проведення закупівлі за бюджетні кошти, тобто законодавець орієнтує на співпрацю поза ДПП, якщо, звичайно, не враховувати визначених ст. 6 закупівель у межах ДПП, що для іноземного партнера взагалі буде незрозумілою формою договірної взаємодії. Незважаючи на те, що серед суб'єктів відносин у сфері трансферу технологій, визначених у ст. 3 аналізованого закону, визначено юридичні особи, незалежно від форми власності, статтею 11 відповідного Закону, що регулює порядок передачі технологій за бюджетні кошти, замовниками визначаються органи державної влади, Національна академія наук України та галузеві академії наук. Єдиний можливий варіант набуття майнових прав приватними суб'єктами згідно з цією статтею є створення складових технологій спільно за рахунок власних коштів підприємств, наукових установ, організацій, вищих навчальних закладів, фізичних осіб та бюджетних коштів. Майнові права на такий об'єкт розподіляються на підставі договору про їхнє створення та використовуються за умовами договору про їхній трансфер [8]. Вказана форма співпраці може бути повністю охоплена такою договірною формою ДПП, як договір про спільну діяльність.

Якщо перевести питання управління технологіями, створеними за державний бюджет, із сфери загальних визначень у площину космічної діяльності, знову вбачається неготовність зако-

нодавства забезпечити таку форму співпраці. На підставі ч. 5 ст. 13 Закону України «Про космічну діяльність» з метою забезпечення функціонування, збереження та подальшого розвитку унікальних об'єктів космічної діяльності запроваджується Державний реєстр унікальних об'єктів космічної діяльності, а також встановлюється державний нагляд за їхнім станом, використанням та здійснюються відповідні заходи підтримки цільового фінансування цих об'єктів згідно з порядком, встановленим Кабінетом Міністрів України [13]. На виконання цієї норми було прийнято Порядок включення об'єктів до реєстру за ініціативою зацікавлених підприємств Державним космічним агентством України [11], проте цим правове забезпечення управління ними й обмежується. Таким чином, ДПП у формі трансферу космічних технологій могло б стати механізмом практичної реалізації об'єктів інтелектуальної власності, на утримання яких у держави не вистачає фінансування, для чого необхідно лише прописати умови та порядок трансферу, які б обопільно задовольняли інтереси публічного та приватного партнерів, при цьому орієнтуючись більше на внутрішнє, ніж на іноземне інвестування за такою формою ДПП.

Відносини у межах договорів концесії, спільної діяльності, управління майном, розпорядження інтелектуальною власністю тощо є одночасно як у формах договорів ДПП, так і поза ними. При цьому суб'єктний склад не є визначальною відмежувальною ознакою, адже співпраця публічних та приватних суб'єктів може здійснюватись в інших договірних формах: публічні закупівлі, приватизація тощо. Тож спробуємо розібратися, по-перше, якими є характерні властивості саме договорів у межах ДПП, а по-друге, відокремити їх від означених договорів.

Для відповіді на перше запитання звернемося до деяких авторитетних джерел, які дозволяють встановити сутнісні ознаки такої форми співпраці публічного та приватного суб'єктів, як ДПП, яким мають відповідати всі описані вище договірні форми, а також дозволяють їх відокремити від інших можливих договірних форм співпраці публічних та приватних суб'єктів. У Керівних принципах щодо публічно-приватного партнерства для розвитку інфраструктури, підготовлених Робочою групою Економічної комісії ООН для Європи, визначено, що ДПП охоплює своїм змістом різні форми довгострокових угод між юридичними особами та публічною владою, метою яких є фінансування, проектування, впровадження та управління публічним майном та публічними послугами. Договори, які не охоплюються змістом ДПП, вирізняються такими ознаками: нецільові інвестиції, короткостроковість; прості, одноразові послуги; значний адміністративний контроль [22, С. 7]. Організація економічного співробітництва і розвитку при визначенні ДПП наголошує на такій його обов'язковій умові, як наявність спільних цілей сторін та справедливого і достатнього розподілу ризиків, на підставі чого ідентифікує його чимось середнім між публічними закупівлями та приватизацією, при цьому відмежовуючи ДПП навіть від такої його форми як концесія [26, С. 12]. Європейський суд аудиторів вказує на те, що за характером та результатами ДПП не відрізняється від публічних закупівель, але відмінність провести можна на підставі розподілу ризиків. Так, у межах відносин ДПП кожен ризик розподіляється тій стороні, яка найкраще підходить для його управління, оскільки метою ДПП є досягнення оптимального балансу між ризиком та компенсацією стороні, яка його несе. Таким чином, приватний партнер часто несе відповідальність за ризики, пов'язані з проектуванням, будівництвом, фінансуванням, експлуатацією та технічним обслуговуванням інфраструктури, а публічний партнер, як правило, приймає регуляторні та політичні ризики [27, С. 12].

Оцінюючи виокремлені відповідними міжнародними організаціями ознаки ДПП через призму Закону України «Про державно-приватне партнерство», можна констатувати, що всі вони відображені в його ст. 3 як принципи: узгодження інтересів з метою отримання взаємної вигоди; визнання прав і обов'язків, передбачених законодавством України та умовами договору про ДПП; справедливий розподіл ризиків [9]. Таким чином, при визначенні правової сутності ДПП законодавство не чинить перешкод для розвитку ДПП, але практика все одно вперто вказує на те, що передбачені ДПП форми договірної співпраці практично не застосовуються, на відміну від традиційних форм, наприклад публічних закупівель, які, можливо, вітчизняний приватний сектор не вирізняє. Тож спробуємо детальніше розібратися в цьому питанні.

Переходячи до аналізу особливостей розмежування договірних відносин у межах ДПП і публічних закупівель, наведемо такий приклад. За даними сайту ProZorro, Державним підприємством «Конструкторське бюро «Південне» (далі — ДП КБ «Південне») зареєстровано 293 заявки на публічні закупівлі [19], при цьому за поточний рік — жодної. Водночас на сайті SmartTender.biz фігурує інформація, відповідно до якої на листопад 2018 р. ДП КБ «Південне» відкрито вісім запитів на проведення тендерів щодо комерційних закупівель, серед яких фігурують як комплексні предмети закупівель (детально-інструментальне обстеження будівельних конструкцій промислової будівлі з оцінкою технічного стану та експлуатаційної придатності), так і поставка спеціалізованих матеріалів [20]. Оскільки відповідно до Закону України «Про публічні закупівлі» і п. 6.3 Статуту ДП КБ «Південне» публічні закупівлі здійснюються лише за кошти державного бюджету [18], цілком чітко вбачається тенденція переходу державного підприємства у площину співпраці з приватними суб'єктами поза процедурами публічних закупівель. Разом з тим внаслідок нерозвиненості форм ДПП такі договірні відносини є дискретними, в результаті чого багато часу витрачається на процедурний аспект їхнього забезпечення. Незважаючи на те що укладення договору в рамках ДПП також вимагає значного часу, він компенсується тривалістю дії визначених договором про ДПП умов щодо взаємодії сторін. Разом з тим, оскільки у ст. 6 Закону України «Про державно-приватне партнерство» передбачається можливість здійснення державних закупівель у рамках ДПП, постає справедливе запитання, а чи варто взагалі розділяти ДПП та публічні закупівлі.

Відповідно до Закону України «Про публічні закупівлі», публічна закупівля визначається як придбання замовником товарів, робіт і послуг у порядку, встановленому цим Законом, тобто її предметом є виконання однієї дії або комплексу однорідних дій [17]. Визначені у вказаному законі положення відображають підхід до закупівель як до засобу раціонального та ефективного використання державних коштів. На противагу цьому вітчизняні науковці на підставі аналізу зарубіжного законодавства пропонують закріпити інший підхід до сприйняття публічних закупівель, а саме як засобу стимулювання інновацій та, відповідно до цього, реконструкції економіки у двох формах: передкомерційні закупівлі та закупівлі інноваційних рішень. У першому випадку закупівлі наукових досліджень та розробок нових інноваційних рішень перед здійсненням закупівель у масштабних обсягах на комерційній основі, а в другому — закупівлі, у яких державні замовники виступають як перший та головний покупець інноваційних товарів або послуг, які поки що не є у широкому доступі на комерційній основі [7, С. 80, 92, 105].

Означені форми публічних закупівель уже дійсно мають досить схожі риси з формами ДПП, які практикуються провідними космічними державами. Разом з тим вбачаємо за доцільне наголосити, що навіть публічні закупівлі як економічні механізми стимулювання інновацій все одно за змістом не виходять за межі отримання продукту чи послуги за бюджетні кошти відповідно до жорстких адміністративних процедур, а економічне стимулювання інноваційної діяльності є хоч і цілеспрямованим їхнім наслідком, але все ж побічним від головного механізму закупівлі, який залишається незмінним. ДПП також передбачає адміністративну процедуру прийняття рішення й відбору приватного учасника та участь публічного суб'єкта, зокрема і фінансову, що дає підстави в окремих випадках ототожнювати ці процедури. Разом з тим ДПП відрізняється від публічних закупівель комплексністю відносин між публічним та приватним партнерами, у розпорядженні яких є не лише товарно-фінансові ресурси, а значно більший арсенал механізмів взаємодії. Адекватність їхнього обрання відповідно до мети ДПП, помножене на обумовлену довгостроковістю стабільність цих відносин, дає кумулятивний ефект, відмінний від виконання будь-яких інших господарських договорів.

Є різні підходи до окреслення кола поточних форм договірної співпраці публічних та приватних партнерів у космічній галузі. Проте майже у всіх досліджених нами джерелах вони зводилися до лінійки договорів, яка формувалася за ступенем ризику, що бере на себе кожен із партнерів згідно з тим чи іншим набором договірних форм у межах ДПП. Останні вкладаються в такі формули: Design-Build (приватний суб'єкт бере на себе зобов'язання спроектувати та побудувати у визначений державним партнером час і за визначену плату), Design-Build-Operate-Maintain (на відміну від попереднього, на приватного партнера покладається більше зобов'язань, зокрема й щодо управління та підтримання державного майна), Design-Build-Finance (в межах цього ДПП публічний партнер повністю або частково усувається від фінансування, хоч у нього і залишаються обов'язки з управління проектом), Design-Build-Finance-Operate-Maintain (приватний партнер бере на себе повний комплекс робіт щодо виконання проекту, володіє державним майном на праві оренди та отримує відшкодування своєї діяльності у вигляді доходу від проекту, який він отримує під час його управління) тощо. Керівник центру космічної політики та стратегії корпорації «Аероспейс» США Карен Джонс визначає, що за рівнем ризику та ступенем залученості приватного партнера ДПП у космічній сфері поділяється на такі види: концесія або франшиза, будівництво, управління та поліпшення, будівництво та фінансування. Останні два види охоплюються категорією так званих приватних фінансових ініціатив, які, на думку авторів, більш поширені у Європі. Такі форми договірної взаємодії публічних і приватних партнерів, як приватизація, а також проектування та будівництво у межах публічних закупівель визначаються як такі, що виходять за межі форм ДПП, адже перше передбачає зосередження всього капіталу і ризику у приватного партнера, а друге — у публічного [24, С. 5]. Слід цілком погодитися з Олександру Романом у контекстів того, що ДПП від публічних закупівель відрізняє зниження рівня політизованості під час прийняття рішення [25, С. 7-8]. Таким чином, саме в ДПП публічний суб'єкт виступає радше як суб'єкт підприємницької діяльності, а не як суб'єкт здійснення владних управлінських функцій. І хоч він володіє специфічними адміністративними ресурсами (ліцензування, дозволи тощо), ці ресурси в ДПП є активом, а не зовнішнім регулятором. З цих причин дуже важливо, щоб у процесі укладення договору про ДПП брали участь державні підприємства не як об'єкт, а як суб'єкт переддоговірного процесу [6, С. 75].

Зарубіжне законодавство та юридична доктрина дещо ширше порівняно з вітчизняними тлумачать поняття приватизації, що робить його досить близьким до однієї з форм ДПП, тому у світлі вітчизняних реформ із запозичення зарубіжного досвіду слід зробити певні нотатки щодо розмежування цих договірних форм. Така форма ДПП, як приватне фінансове інвестування, що виникла у Великобританії та згодом набула поширення у світі, стала продовженням процесів масштабної приватизації в цій країні. Відповідна договірна форма поширювалась на об'єкти, які не могли бути продані у приватний сектор на праві власності, але щодо яких держава не мала ресурсів для управління. Вона передбачала передачу державної послуги чи майна приватному сектору, іноді разом із допоміжною діяльністю, для управління ним у межах виключного права, наданого міністерським або парламентським актом (іноді ліцензією) [22, С. 4]. Таким чином, під приватизацією тут розуміється не лише передача у власність, а надання виключних прав, передача усіх ризиків приватному суб'єкту.

Відповідно до Закону України «Про приватизацію державного і комунального майна» приватизація є платним відчуженням майна, що перебуває у державній або комунальній власності, на користь фізичних та юридичних осіб, які відповідно до цього Закону можуть бути покупцями [15], тобто по суті зводиться лише до купівлі-продажу за чітко встановленою процедурою. В Законі України «Про державно-приватне партнерство» закріплено «запобіжник» щодо використання будь-яких інших договірних форм передачі державної власності у приватну власність. Його забезпечено у вигляді принципу незмінності протягом усього терміну дії договору, укладеного в рамках ДПП, цільового призначення та форми власності об'єктів, які перебувають у державній або комунальній власності чи належать Автономній Республіці Крим, переданих приватному партнеру [9]. Більше того, принцип справедливого розподілу ризиків має тлумачитися саме в контексті недопущення таких форм фактичної приватизації, які не передбачають передачі титулу власника. Вказане особливо важливе з огляду на закріплення серед форм ДПП такої, як управління майном, що відповідно до ч. 2 ст. 316 та ч. 2 ст. 1029 Цивільного кодексу України передбачає виникнення права довірчої власності [21], що власне й було запозичене із законодавства Великобританії. І хоча спеціалісти наголошують на зобов'язальному, а не речовому характері такої власності та недопустимості однакового обсягу правомочностей на весь об'єкт двох власників [3], ця норма досі діє, а тому ймовірно може бути використана для набуття фактичної власності на стратегічні об'єкти, якими є підприємства космічної галузі [10]. Таким чином, на нашу думку, договір управління майном, який передбачає виникнення права довірчої власності, не може бути договірною формою ДПП.

Означеними формами далеко не вичерпуються варіанти співпраці між публічним та приватним партнерами, адже однією з характерних ознак ДПП є саме гнучкість обрання договірних механізмів. Зокрема, дехто вважає, що ДПП без приватного фінансування є формою аутсорсингу [23, С. 3]. Вказаний договір не є характерним для вітчизняного законодавства та закріплений лише в розд. 4 Національного класифікатора України «Класифікація видів економічної діяльності» ДК 009:2010, а саме: «аутсорсинг» – угода, згідно з якою замовник доручає підряднику виконати певні завдання, зокрема частину виробничого процесу або повний виробничий процес, надання послуг щодо підбору персоналу, здійснення допоміжних функцій, тобто аутсорсинг це передача однією компанією певних бізнеспроцесів, функцій або конкретних завдань на виконання іншій компанії (аутсорсеру), що спеціалізується у відповідній галузі [5]. Як вбачається із наведеного визначення, аутсорсинг є економічною категорією, яка відображає форму співпраці. Сама етимологія цього поняття вказує на залучення на взаємовигідних засадах до підприємницької діяльності одним суб'єктом матеріальних, фінансових, людських чи інтелектуальних ресурсів іншого суб'єкта, в результаті чого якість такої діяльності суттєво поліпшиться. В такому загальному розумінні як економічних передумов, так і очікуваних наслідків, аутсорсинг змістовно перетинається з ДПП, проте останній має набагато більше особливих ознак, які дозволяють розмежувати ці поняття, зокрема специфічний суб'єктний склад, значно ширше коло форм співпраці тощо.

Порівняльне дослідження характерних ознак ДПП, які відрізняють його від суміжних форм договірної співпраці публічних і приватних суб'єктів, дозволяє визначити ДПП як засновану на розподілі ризиків довгострокову співпрацю між публічними та приватними партнерами задля реалізації взаємовигідних інтересів за допомогою комплексу договірних форм, обрання яких залежить від цілей, що ставлять перед собою сторони до моменту вступу у договірні відносини з ДПП. При цьому по обидва боки шкали ризиків, за її межами, перебувають такі форми публічно-приватної співпраці, як приватизація (перебуває повною мірою у приватного суб'єкта) чи публічні закупівлі (повною мірою зосереджується у публічного суб'єкта).

Проведене дослідження дозволяє зробити такі висновки та пропозиції:

1. Перешкодою для участі вітчизняних приватних суб'єктів господарювання в концесійних договорах є положення ст. 4 Закону України «Про підприємництво», згідно з яким будь-яка діяльність, пов'язана з розробленням, випробуванням, виробництвом та експлуатацією ракетносіїв, у тому числі з їхніми космічними запусками із будь-якою метою, може здійснюватися тільки державними підприємствами та організаціями.

2. Договір про спільну діяльність є однією з найперспективніших форм залучення приватних партнерів до діяльності державних підприємств задля досягнення мети конкретних проектів, адже передбачає внесення будь-яких вкладів, про які домовляться сторони. Разом з тим ця

договірна форма передбачає необхідність врахування положення про те, що основні фонди державних підприємств, які не підлягають приватизації, не можуть бути внесками за договором про спільну діяльність.

3. Використання договору про трансфер технологій для ДПП має ряд переваг для розвитку космічної діяльності за рахунок об'єктів інтелектуальної власності, створених за бюджетні кошти, проте орієнтування вітчизняного законодавства в основному на іноземного інвестора може негативно позначитися на внутрішньодержавному трансфері, який є пріоритетним для розвитку вітчизняної космічної діяльності. Для зміни цієї ситуації необхідно переглянути Закон України «Про державне регулювання в сфері трансферу технологій», «Про космічну діяльність» та прийняті на їхній основі нормативні акти на предмет забезпечення сприятливих умов трансферу технологій, зокрема встановлення умов конкурсної передачі таких технологій, чітке визначення ціни об'єкта інтелектуальної власності, що передається, тощо.

4. ДПП та публічні закупівлі є двома різними формами договірної співпраці між публічним та приватним партнерами. Це підтверджується і зарубіжним законодавством, так само, як і доктринальними джерелами. Від себе можемо додати, що ДПП відрізняється від публічних закупівель комплексністю відносин між публічним та приватним партнерами, у розпорядженні яких перебувають не лише товарнофінансові ресурси, а значно більший арсенал механізмів взаємодії. Адекватність їхнього обрання відповідно до мети ДПП, помножене на обумовлену довгостроковістю стабільність цих відносин, дає кумулятивний ефект, відмінний від виконання будь-яких інших господарських договорів. З огляду на це пропонуємо виключити із Закону України «Про державно-приватне партнерство» статтю 6.

5. З огляду на те що ДПП передбачає справедливий розподіл ризиків між його учасниками, договір управління майном, який передбачає виникнення права довірчої власності, не може бути формою ДПП, адже фактично він призводить до приватизації об'єктів публічної власності. 6. Аутсорсинг змістовно перетинається з ДПП, проте перший є економічною категорією, яка зводиться до залучення до підприємницької діяльності зовнішніх активів, а договірні форми ДПП мають специфічний суб'єктний склад, передбачаючи широке коло варіантів співпраці.

Роботу підготовлено за підтримки Цільової комплексної програми НАН України з наукових космічних досліджень на 2018—2022 рр. «Правове забезпечення довгострокової стійкості космічної діяльності» (2018—2022), а саме її етапу 1. «Державно-приватне партнерство у космічній галузі».

ЛІТЕРАТУРА

- 1. *Бухун Ю. В.* Шляхи формування механізму інвестиційного забезпечення відтворювальних процесів в космічній галузі // Економ. вісник Нац. техн. ун-ту України «Київський політехнічний інститут». 2015. № 12. С. 121—128.
- Господарський кодекс України від 16.01.2003 № 436-IV// Відомості Верховної Ради України. — 2003. — № 18, № 19—20, № 21—22. — Ст. 144 зі змінами від 10.11.2018. — URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/ show/436-15.
- 3. Довірча власність чи договір управління майном український вибір: Лабораторія законодавчих ініціатив. — Публ. від 21.06.2004. — URL: http://parlament. org.ua/2004/06/21/dovircha-vlasnist-chi-dogovirupravli/.
- 4. Дульська І. В. Державно-публічно-приватне партнерство і розвиток національної супутникової системи зв'язку України // Економ. нобелівський вісник. — 2014. — № 1 (7). — С. 161—170. — URL: http://econforum. duan.edu.ua/images/stories/Files/2014/23.pdf.
- 5. Законодавче регулювання аутсорсингу та аутстафінгу персоналу в Україні // News Flash. URL: https://ua. accace.com/zakonodavche-reguljuvannja-autsorsingu-ta-autstafngu-personalu-v-ukran-news-flash/
- 6. *Малишева Н. Р., Гурова А. М.* Перспективи упровадження державно-приватного партнерства в космічній сфері України // Економіка і право. Сер. Право. 2018. — № 2 (50). — С. 71—83.
- Правове забезпечення здійснення державної політики з реконструкції економіки: монографія / За заг. ред. В. А. Устименка. — Чернігів: Десна Поліграф, 2016. — 160 с.
- 8. *Про державне* регулювання діяльності у сфері трансферу технологій: Закон України від 14.09.2006 № 143-V // Відомості Верховної Ради України. — 2006. — № 45. — Ст. 434 зі змінами від 09.12.2015. — URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/143-16.

- 9. *Про державно-приватне* партнерство: Закон України від 01.07.2010 № 2404-VI // Відомості Верховної Ради України. — 2010. — № 40. — Ст. 524 зі змінами від 10.06.2018. — URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/ show/2404-17.
- Про затвердження переліку об'єктів державної власності, що мають стратегічне значення для економіки і безпеки держави // Постанова КМУ від 4 березня 2015 р. № 83. — URL: http://zakon3.rada.gov.ua/laws/ show/83-2015-%D0%BF.
- Про заходи щодо забезпечення функціонування, збереження та подальшого розвитку унікальних об'єктів космічної діяльності // Постанова КМУ від 26.02.2000 № 404. URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/404-2000-%D0%BF.
- 12. *Про концесії*: Закон України від 16.07.1999 № 997-XIV // Відомості Верховної Ради України. — 1999.— № 41. — Ст. 372 зі змінами від 25.03.2018. — URL: http://zakon. rada.gov.ua/laws/show/997-14.
- Про космічну діяльність: Закон України від15.11.1996, № 502/96-ВР // Відомості Верховної Ради України. — 1997. — № 1. — Ст. 2, зі змінами від 28.12.2015. — URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/502/96-%D0% B2% 1%80.
- Про перелік об'єктів права державної власності, що не підлягають приватизації: Закон України від 07.07.1999, № 847-XIV // Відомості Верховної Ради України. — 1999. — № 37. — Ст. 332, зі змінами від 04.11.2018. — URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/847-14.
- 15. *Про приватизацію* державного і комунального майна: Закон України від 18.01.2018 № 2269-VIII // Відомості Верховної Ради. — 2018. — № 12. — Ст. 68. — URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2269-19.
- 16. *Про підприємництво*: Закон України від 07.02.1991 № 698-XII // Відомості Верховної Ради УРСР. 1991. № 14. Ст. 168 зі змінами від 15.04.2015. URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/698-12.
- Про публічні закупівлі: Закон України від 25.12.2015
 № 922-VIII // Відомості Верховної Ради. 2016. —
 № 9. Ст. 8. URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/ show/922-19#n575.
- Статут ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля», затверджений наказом ДКА України від 04.10.2017. № 133 — URL: https://www.yuzhnoye.com/aoi/Articles_ of_Incorporation_2017_1.pdf.
- 19. *Тендери* замовника ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля»: Пошук на сайті ProZorro. URL: https:// prozorro.gov.ua/tender/search/?edrpou=14308304.
- 20. *Тендеры* заказчика ГП «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»: Пошук на сайті SmartTender. — URL: https://smarttender.biz/komertsiyni-torgy/gp-kontruktorskoe-byuro-yuzhnoe-im-mkyangelya/.
- 21. *Цивільний* кодекс України від 16.01.2003 № 435-IV // Відомості Верховної Ради України. — 2003. — № 40-

44. — Ст. 356. зі змінами від 04.11.2018. — URL: http:// zakon.rada.gov.ua/laws/show/435-15.

- 22. Guidelines on private public partnerships for infrastructure development: UN/ECE Forum on Public-Private Partnerships for Infrastructure: the Next Steps (PPPs) to be held at the Palais des Nations, on 4 and 5 December 2000, in Room XIX, 101 p., P. 4. URL: https://webcache.googleusercontent.com/search?q=cache:OU4Pm7g5eM UJ:https://www.mfcr.cz/assets/en/media/Guidelines-on-Private-Public-Partnership-for-Infrastructure-Development.pdf+&cd=1&hl==uk&ct=clnk&gl=fr.
- 23. Iron D. J., Davidian K. Applying the UK's PPP Lessons to NASA's Commercial Development Policy. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 8 p. – URL: http://commercialspace.pbworks.com/f/PPPforSCDP+ 28July08+KD.pdf.
- 24. Jones K. I. Public-private partnerships: stimulating innovation in the space sector center for space policy and strategy, The aerospace corporation, Center for space policy and strategy, April 2018, 16 p. URL: https://aerospace.org/sites/default/files/2018-06/Partnerships_Rev_5-4-18.pdf.
- 25. Roman A. V. A Guide to Public-Private Partnerships1 (PPPs): What Public Procurement Specialists Need To Know. 23 p. URL: https://www.nigp.org/docs/default-source/New-Site/ research-reports/guidetopublic-privatepartnerships(ppps)whatpublicprocurementspecialistsneednowfinal.pdf? sfvrsn=4.
- Public-private partnerships: in pursuit of risk sharing and value for money, 37th Session of the Public Governance Committee, 17–18 April 2008, Paris, 91 p. – URL: https://www.oecd.org/mena/governance/41767985.pdf.
- 27. *Public* private partnerships in the EU: European Court of Auditors: Special Report, 79 p. URL: https://www.eca.europa.eu/Lists/ECADocuments/SR18_09/SR_PPP_EN.pdf

Стаття надійшла до редакції 02.01.2019

REFERENCES

- Bukhun Yu. V. Shliakhy formuvannia mekhanizmu investytsiinoho zabezpechennia vidtvoriuvalnykh protsesiv v kosmichnii haluzi. Ekonomichnyi visnyk Natsionalnoho tekhnichnoho universytetu Ukrainy «Kyivskyi politekhnichnyi instytut». 2015. № 12. S. 121–128
- Hospodarskyi kodeks Ukrainy vid 16.01.2003 № 436-IV, Vidomosti Verkhovnoi Rady Ukrainy (VVR), 2003, № 18, № 19-20, № 21-22, st.144 zi zminamy vid 10.11.2018iu URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/436-15
- Dovircha vlasnist chy dohovir upravlinnia mainom ukrainskyi vybir: Laboratoriia zakonodavchykh initsiatyv. Publikatsiia vid 21.06.2004. URL: http://parlament.org. ua/2004/06/21/dovircha-vlasnist-chi-dogovir-upravli/

- Dulska I. V. Derzhavno-publichno-pryvatne partnerstvo i rozvytok natsionalnoi suputnykovoi systemy zviazku Ukrainy. Ekonomichnyi nobelivskyi visnyk. 2014. № 1 (7). S. 161-170 http://econforum.duan.edu.ua/images/ stories/Files/2014/23.pdf
- 5. Zakonodavche rehuliuvannia autsorsynhu ta autstafinhu personalu v Ukraini | News Flash. URL: https://ua.ac-cace.com/zakonodavche-reguljuvannja-autsorsingu-ta-autstafngu-personalu-v-ukran-news-flash/
- Malysheva N. R., Hurova A. M. Perspektyvy uprovadzhennia derzhavno-pryvatnoho partnerstva v kosmichnii sferi Ukrainy, Ekonomika i pravo. Seriia «Pravo», № 2(50), 2018. S. 71-83
- Pravove zabezpechennia zdiisnennia derzhavnoi polityky z rekonstruktsii ekonomiky: P 68 monohrafiia / pid zah. red.
 V.A. Ustymenka ; NAN Ukrainy, In-t ekonomiko-pravovykh doslidzhen. Chernihiv: Desna Polihraf, 2016. 160 s.
- 8. Pro derzhavne rehuliuvannia diialnosti u sferi transferu tekhnolohii: Zakon Ukrainy vid 14.09.2006 № 143-V, Vidomosti Verkhovnoi Rady Ukrainy, 2006, № 45, st.434 zi zminamy vid 09.12.2015. URL: http://zakon.rada.gov.ua/ laws/show/143-16
- 9. Pro derzhavno-pryvatne partnerstvo: Zakon Ukrainy vid 01.07.2010 № 2404-VI, Vidomosti Verkhovnoi Rady Ukrainy, 2010, № 40, st.524 zi zminamy vid 10.06.2018. URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/2404-17
- Pro zatverdzhennia pereliku obiektiv derzhavnoi vlasnosti, shcho maiut stratehichne znachennia dlia ekonomiky i bezpeky derzhavy: postanova KMU vid 4 bereznia 2015 r. № 83. URL: http://zakon3.rada.gov.ua/laws/show/83-2015-%D0%BF
- 11. Pro kontsesii: Zakon Ukrainy vid 16.07.1999 № 997-XIV, Vidomosti Verkhovnoi Rady Ukrainy, 1999, N 41, st. 372 zi zminamy vid 25.03.2018. URL: http://zakon.rada.gov. ua/laws/show/997-14
- Pro zakhody shchodo zabezpechennia funktsionuvannia, zberezhennia ta podalshoho rozvytku unikalnykh obiektiv kosmichnoi diialnosti: Postanova KMU vid 26.02.2000 № 404. URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/404-2000-%D0%BF
- 13. Pro pryvatyzatsiiu derzhavnoho i komunalnoho maina: Zakon Ukrainy vid 18.01.2018 № 2269-VIII, Vidomosti Verkhovnoi Rady, 2018, № 12, st.68. URL: http://zakon. rada.gov.ua/laws/show/2269-19
- 14. Pro pidpryiemnytstvo: Zakon Ukrainy vid 07.02.1991 № 698-XII, Vidomosti Verkhovnoi Rady URSR, 1991, N 14, st.168 zi zminamy vid 15.04.2015. URL: http://zakon. rada.gov.ua/laws/show/698-12
- Pro kosmichnu diialnist: Zakon Ukrainy vid15.11.1996, № 502/96-VR, Vidomosti Verkhovnoi Rady Ukrainy, 1997, N 1, st. 2, zi zminamy vid 28.12.2015. URL: http://zakon. rada.gov.ua/laws/show/502/96-%D0%B2%D1%80
- Pro perelik obiektiv prava derzhavnoi vlasnosti, shcho ne pidliahaiut pryvatyzatsii: Zakon Ukrainy vid 07.07.1999,

№ 847-XIV, Vidomosti Verkhovnoi Rady Ukrainy, 1999, N 37, st.332, zi zminamy vid 04.11.2018. URL: http:// zakon.rada.gov.ua/laws/show/847-14

- 17. Pro publichni zakupivli: Zakon Ukrainy vid 25.12.2015 № 922-VIII, Vidomosti Verkhovnoi Rady, 2016, № 9, st.8. URL: http://zakon.rada.gov.ua/laws/show/922-19#n575
- Statut DP KB «Pivdenne» im. M. K. Yanhelia, zatverdzhenyi nakazom DKAU vid 04.10.2017 № 133. URL: https://www.yuzhnoye.com/aoi/Articles_of_Incorporation_2017_1.pdf
- Tendery zamovnyka DP KB «Pivdenne» im. M. K. Yanhelia: Poshuk na saiti ProZorro. URL: https://prozorro. gov.ua/tender/search/?edrpou=14308304
- 20. Tendery zakazchyka HP «Konstruktorskoe biuro «Iuzhnoe» im. M. K. Ianhelia»: Poshuk na saiti SmartTender. URL: https://smarttender.biz/komertsiyni-torgy/gp-konstruktorskoe-byuro-yuzhnoe-im-mkyangelya/
- 21. Tsyvilnyi kodeks Ukrainy vid 16.01.2003 № 435-IV, Vidomosti Verkhovnoi Rady Ukrainy, 2003, № 40-44, st.356. zi zminamy vid 04.11.2018 URL: http://zakon.rada.gov. ua/laws/show/435-15
- 22. Guidelines on private public partnerships for infrastructure development: UN/ECE Forum on Public-Private Partnerships for Infrastructure: the Next Steps (PPPs) to be held at the Palais des Nations, on 4 and 5 December 2000, in Room XIX, 101 p. URL: https://webcache. googleusercontent.com/search?q=cache:OU4Pm7g5eM UJ:https://www.mfcr.cz/assets/en/media/Guidelineson-Private-Public-Partnership-for-Infrastructure-Development.pdf+&cd=1&hl=uk&ct=clnk&gl=fr
- Iron D. J., Davidian K. Applying the UK's PPP Lessons to NASA's Commercial Development Policy. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 8 p. URL: http://commercialspace.pbworks.com/f/PPPforSCDP+28July08+KD.pdf
- 24. Jones K. I. Public-private partnerships: stimulating innovation in the space sector center for space policy and strategy, The aerospace corporation, Center for space policy and strategy, April 2018, 16 p. URL: https://aerospace.org/ sites/default/files/2018-06/Partnerships_Rev_5-4-18.pdf
- 25. Roman A. V. A Guide to Public-Private Partnerships1 (PPPs): What Public Procurement Specialists Need To Know. 23p. URL: https://www.nigp.org/docs/default-source/New-Site/research-reports/guidetopublic-privatepartnerships(ppps)-whatpublicprocurementspecialistsneednowfinal.pdf?sfvrsn=4
- 26. Public-private partnerships: in pursuit of risk sharing and value for money, 37th Session of the Public Governance Committee, 17-18 April 2008, Paris, 91 p. URL: https:// www.oecd.org/mena/governance/41767985.pdf
- Public Private Partnerships in the EU: European Court of Auditors: Special Report, 79 p. URL: https://www.eca.europa. eu/Lists/ECADocuments/SR18_09/SR_PPP_EN.pdf *Received 02.01.2019*

Н. Р. Малышева, А. М. Гурова

Институт государства и права им. В. М. Корецкого Национальной академии наук Украины, Киев, Украина

ПРАВОВЫЕ ФОРМЫ ГОСУДАРСТВЕННО-ЧАСТНОГО ПАРТНЕРСТВА ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ УКРАИНЫ И РАЗГРАНИЧЕНИЕ ЕГО СО СМЕЖНЫМИ ФОРМАМИ ДОГОВОРНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА

Исследуются современные научные подходы к содержанию понятия «государственно-частное партнерство». Проанализированы общие и специфические для космической отрасли признаки его договорных форм, а именно концессии, управления имуществом, совместной деятельности и смешанных договоров. Определены основные проблемные аспекты избрания каждого из них для развития отдельных видов космической деятельности. В частности, указано на некоторые законодательные преграды, к которым отнесены положения статьи 4 Закона Украины «О предпринимательстве», отдельные нормы Хозяйственного кодекса, дублирующие положения самого закона «О государственно-частном партнерстве», а также определены пробелы отечественного законодательства в этой сфере. Отдельно рассмотрена перспективность использования такой формы государственно-частного партнерства, как договор о трансфере технологий. Кроме этого, на примерах практики отдельных предприятий космической отрасли, а также на основании отечественных и зарубежных научных работ авторами было проведено разграничение указанных форм государственно-частного партнерства и других форм сотрудничества публичного и частного субъектов: публичных закупок, аутсорсинга, приватизации. На этом основании сформулированы предложения по реформированию отечественного законодательства в сфере государственно-частного партнерства для стимулирования развития космических технологий.

Ключевые слова: государственно-частное партнерство, публичные закупки, аутсорсинг, приватизация, концессия, совместная деятельность, трансфер технологий, космическая отрасль хозяйствования.

N. R. Malysheva, A. M. Hurova

V. M. Koretsky Institute of State and Law of National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv, Ukraine

LEGAL FORMS OF PUBLIC-PRIVATE PARTNERSHIP FOR THE SPACE ACTIVITY OF UKRAINE AND ITS DISTINCTION FROM RELATED FORMS OF CONTRACTUAL COOPERATION

We studied modern scientific approaches to the content of the concept of "public-private partnership". General features and peculiarities of contractual forms for the space industry are analyzed. They are the concession, property management, co-operative activity, and mixed contracts. Problem aspects of the choice of each of them for the development of certain types of space activities are outlined. In particular, articles 4 of Act of Ukraine about entrepreneurship, some provisions of Commercial Code of Ukraine and of the Act of Ukraine about Public Private Partnership, gaps of national legislation in this sphere are defined as barriers to partnership development. Perspectivity of using the technology transfer as a form of public-private partnership is considered. In addition, the authors drew a distinction between the identified forms of public-private partnership and the other forms of cooperation between public and private players: public procurement, outsourcing, privatization. The distinction was made on practical examples of individual enterprises of the space industry using domestic and foreign scientific works. On this basis, the proposals were formulated for reforming the domestic legislation in the field of the public-private partnership to stimulate the development of space technologies.

Keywords: public-private partnership, public procurement, outsourcing, privatization, concession, joint activity, technology transfer, space management.

ВАСИЛЬЄВ Вадим Валерійович — Голова наглядової ради Приватного акціонерного товариства «ЕЛМІЗ», кандидат фізико-математичних наук. Заслужений економіст України, нагороджений почесною грамотою Кабінету Міністрів України.

Напрям науки — математичне моделювання процесів орбітального сервісного обслуговування.

ВОЙЦЕХОВСЬКА Анна Дмитрівна — старший науковий співробітник відділу космічної плазми Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — фізика ближнього космосу.

ГОДУНОК Леонід Якимович — начальник відділу конструкторського бюро Приватного акціонерного товариства «Науково-виробничий комплекс «Курс». Заслужений машинобудівник України.

Напрям науки — проектування систем взаємних вимірювань процесів зближення і положення космічних апаратів.

ГУРОВА Анна Михайлівна — науковий співробітник відділу проблем аграрного, земельного, екологічного та космічного права Інституту держави і права ім. В. М. Корецького Національної академії наук України, кандидат юридичних наук.

Напрям науки — міжнародне та національне екологічне право, міжнародне та національне космічне право.

ДЕРКАЧ Сергій Валентинович — головний електронік відділу конструкторського бюро Приватного акціонерного товариства «Науково-виробничий комплекс «Курс».

Напрям науки — проектування систем взаємних вимірювань процесів зближення і положення космічних апаратів.

ЄФИМЕНКО Микола Володимирович — Головний конструктор науково-виробничого підприємства «ХАР-ТРОН-ЮКОМ», доцент Запорізького національного технічного університету, кандидат технічних наук.

Напрям науки — _системи керування космічними аппаратами._

ЖУК Ігор Теодорович — старший науковий співробітник відділу космічної плазми Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — фізика ближнього космосу, фізика плазми.

КЛИМЕНКО Вікторія Ігорівна — учений секретар Інституту телекомунікацій і глобального інформаційного простору Національної академії наук України, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник.

Напрям науки — екологічна безпека, методи обробки даних дистанційного зондування Землі, геоінформаційні технології.

КРАСОВСЬКИЙ Григорій Якович — завідувач кафедри геоінформаційних технологій і космічного моніторингу Землі Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського, доктор технічних наук, професор.

Напрям науки — дистанційне зондування Землі, геоінформаційні технології.

КРЮЧКОВ Євген Іванович — старший науковий співробітник відділу космічної плазми Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — фізика ближнього космосу, приладобудування.

МАЛИШЕВА Наталія Рафаелівна — завідувач відділу правових проблем аграрного, земельного, екологічного та космічного права Інституту держави і права імені В. М. Корецького Національної академії наук України, заступник директора Міжнародного центру космічного права при цьому ж Інституті, доктор юридичних наук, професор, академік Національної академії правових наук, член-кореспондент Міжнародної академії астронавтики Міжнародної астронавтичної федерації; Заслужений юрист України, Лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрям науки — міжнародне та національне екологічне право, міжнародне та національне космічне право, європейське право.

МАТВІЄНКО Сергій Анатолійович — Головний конструктор конструкторського бюро Приватного акціонерного товариства «Науково-виробничий комплекс «Курс», кандидат технічних наук.

Напрям науки — релятивістські ефекти в радіофізиці.

ТРОФИМЧУК Олександр Миколайович — директор Інституту телекомунікацій і глобального інформаційного простору Національної академії наук України, доктор технічних наук, професор, член-кореспондент НАН України.

Напрям науки — екологічна безпека, дистанційне зондування Землі, геоінформаційні технології.

ФЕДОРЕНКО Алла Костянтинівна — старший науковий співробітник відділу космічної плазми Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — фізика ближнього космосу.

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.

ЧЕРЕМНИХ Олег Костянтинович — завідувач відділу космічної плазми Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, доктор фізико-математичних наук, професор.

Напрям науки — фізика ближнього космосу, фізика плазми.

ЧОРНОГОР Леонід Феоктистович — Заслужений професор кафедри космічної радіофізики Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна. Заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державної премії УРСР в галузі науки і техніки (1989 г.), двічі лауреат Премії Ради Міністрів СРСР, доктор фізико-математичних наук, професор.

Напрям науки — космічна радіофізика, фізика геокосмосу, космічна екологія та космічна погода.

ШЕВЯКІНА Наталя Анатоліївна — старший науковий співробітник відділу досліджень навколишнього середовища Інституту телекомунікацій і глобального інформаційного простору Національної академії наук України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — екологічна безпека, методи обробки даних дистанційного зондування Землі, геоінформаційні технології.