

НАЦІОНАЛЬНА АКАДЕМІЯ НАУК + ДЕРЖАВНЕ КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО УКРАЇНИ

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

Том 19
1(80) + 2013

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ + ЗАСНОВАНО В ЛЮТОМУ 1995 р. + ВИХОДИТЬ 6 РАЗІВ ЗА РІК + КІЇВ



ЗМІСТ

Федоров О. П., Куссуль Н. М., Кравченко О. М., Янчевський С. Л., Басараб Р. М., Кригін В. М., Лавренюк М. С. Інформаційна технологія географічного прив’язування даних космічної системи ДЗЗ «Січ-2» для території України

Шувалов В. А., Луценюк А. А., Письменний Н. И., Кулагин С. Н. Зондовая диагностика околоспутниковой среды на КА «Сич-2»

Макаров А. Л., Мозговой Д. К., Кулабухов А. М., Хорошилов В. С., Балашов В. Н., Попель В. М. Учет погрешностей ориентации КА при съемке с ненулевыми угловыми скоростями

Меланченко А. Г. Отказоустойчивое управление космическим аппаратом наблюдения Земли с избыточной конфигурацией двигателей-маховиков

Федотов Б. Н., Станкевич С. А. Технология увеличения ширины полосы обзора спутниковых радаров сверхвысокого разрешения

CONTENTS

- 3 Fedorov O. P., Kussul N. M., Kravchenko O. M., Yanchevskiy S. L., Basarab R. M., Krygin V. M., Lavrenyuk M. S. Information technologies for georeference of "Sich-2" data for Ukraine
- 13 Shuvalov V. A., Lukenjuk A. A., Pismenny N. I., Kulagin S. N. Probe diagnostics of laboratory and ionospheric rarefied plasma flows
- 20 Makarov A. L., Mozgovoy D. K., Kulabuhov A. M., Horoshilov V. S., Balashov V. N., Popel V. M. The account of inaccuracy of satellite orientation in the course of shooting with nonzero angular velocity
- 28 Melanchenko A. G. Fault-tolerant control of Earth observation satellite with redundant configuration of reaction wheels
- 38 Fedotov B. N., Stankevich S. A. Technology of swath width increasing for very-high resolution satellite radar

Хода О. А. Сравнение результатов обработки наблюдений GPS- и ГЛОНАСС-спутников на перманентных станциях, расположенных на севере Европы

Костюченко Ю. В., Ющенко М. В., Копачевский И. М., Соловьев Д. М., Билоус Ю. Г. Використання даних ДЗЗ для оцінки епідемічних (і соціоекологічних) ризиків у прибережних регіонах (на прикладі аналізу спалаху холери у м. Маріуполь у 2011 р.)

44 *Khoda O. A.* A Comparison of processing results for GPS and GLONASS satellite observations obtained at permanent stations in the Northern Europe

Kostyuchenko Yu. V., Yushchenko M. V., Kopachevsky I. M., Solovyov D. M., Bilous Yu. H. The use of remote sensing data for epidemic (socio-ecological) risk assessment in coastal regions (case study: cholera outbreak in Mariupol, 2011)

НАШІ АВТОРИ

НАМ ПИШУТЬ

68 OUR AUTHORS

70 LETTERS

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

Підписано до друку 19.03.13. Формат 84×108/16. Папір крейдований. Гарн. Ньютон. Друк офс.
Ум. друк. арк. 8,4. Обл.-вид. арк. 8,82. Тираж 100 прим. Зам. № 3523.

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

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

О. П. Федоров, Н. М. Куссуль, О. М. Кравченко, С. Л. Янчевський, Р. М. Басараб,
В. М. Кригін, М. С. Лавренюк

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

ІНФОРМАЦІЙНА ТЕХНОЛОГІЯ ГЕОГРАФІЧНОГО ПРИВ'ЯЗУВАННЯ ДАНИХ КОСМІЧНОЇ СИСТЕМИ ДЗЗ «СІЧ-2» ДЛЯ ТЕРИТОРІЇ УКРАЇНИ

Запропоновано інформаційну технологію та програмне забезпечення геоприв'язування даних КА «Січ-2». Проаналізовано точність географічної прив'язки даних вихідних знімків КА «Січ-2» та знімків з уточненою геоприв'язкою. Визначено проблеми та запропоновано шляхи їхнього вирішення.

ВСТУП

Абсолютна більшість провайдерів даних ДЗЗ окрім постачання вихідних супутниковых даних надає послуги щодо геоприв'язування супутникових знімків. З іншого боку, базова точність геоприв'язки за орбітальними показниками КА «Січ-2» (250—2000 м) відповідає рівню супутників 10—20-річної давності і значно поступається конкурентам, зокрема «RapidEye» (20—50 м), «Landsat-5» (30 м), «Spot-5» (30 м).

Традиційно уточнення прив'язки супутниковых даних виконувалося вручну шляхом пошуку оператором контрольних точок (GCP) на зображеннях та опорній карті чи мозаїці знімків. Однак відносно велика смуга огляду (50 км) та великий кут нахилу (до 35°) КА «Січ-2» вимагає великої кількості контрольних точок для точної прив'язки зображення (до 100 точок) та великої кількості людських ресурсів (2—10 людино-годин на знімок), що унеможливлює використання традиційних підходів у великомасштабних проектах.

Як альтернатива традиційному підходу на сьогодні у світі використовуються методи авто-

матичного прив'язування зображень до опорної мозаїки знімків. Подібні методи розроблено для даних «Landsat-5», «Landsat-7», IRS/AWiFS, IRS/LISSL-3.

Дана робота полягає у розробці інформаційної технології географічного прив'язування даних космічної системи ДЗЗ «Січ-2» до опорної мозаїки «Landsat GEOCOVER 2000» на основі адаптованих до КА «Січ-2» методів автоматичного пошуку контрольних точок.

СУЧASNІ ПІДХОДИ ЩОДО ПОКРАЩЕННЯ ГЕОГРАФІЧНОЇ ПРИВ'ЯЗКИ ДАНИХ ДЗЗ

У сучасному світі застосування геопросторової інформації, що отримується від космічних систем ДЗЗ, є нагальною потребою в ході вирішення широкого кола соціально-економічних завдань у сфері економіки, оборони, безпеки, екології, науки та інших важливих напрямків діяльності.

При цьому однією із знакових тенденцій, що відмічається протягом усього періоду розвитку таких систем, є постійне поліпшення розрізнювальної здатності, а у останні декілька років ще й значне, у десятки разів, підвищення точності географічної прив'язки даних ДЗЗ [6].

Показово, що більшість цивільних КА ДЗЗ, запущених у період 2000—2007 pp., і які є по суті певною переробкою військових розвідувальних систем (EROS-A, EROS-B, CARTOSAT-2 та ін.)

мають відносно невисоку точність геоприв'язки — близько 100 м. Користувачі таких даних змушені використовувати дорогі фотограмметричні системи та картографічні матеріали для уточнення прив'язки таких знімків. Це ускладнює їхнє практичне використання та у значній мірі обмежує їхню ринкову нішу.

Натомість новітні високопродуктивні супутники високого і надвисокого розділення (0.41—0.8 м) «WorldView-1», «GeoEye-1» і «WorldView-2» комерційних компаній GeoEye і DigitalGlobe мають надзвичайно високу точність прив'язки і по суті захопили до 80 % ринку даних ДЗЗ.

Висока динаміка в процесі зйомки супутниками «GeoEye-1», «WorldView-1» і «WorldView-2», висока продуктивність, найкраща у світі точність геоприв'язки одержуваних знімків — близько 3 м без використання наземних опорних точок — забезпечуються застосуванням нової системи тривісної стабілізації та нової системи астроорієнтації на основі зоряних датчиків, яка раніше не використовувалася на цивільних КА [<http://www.geoeye.com/CorpSite/products/earth-imagery/geoeye-satellites.aspx>].

Щодо КА «GeoEye-1», то однією із головних його особливостей є найвища в світі точність геоприв'язки знімків без використання наземних опорних точок. Так, виключно за орбітальними даними середня квадратична похибка геоприв'язки знімка «GeoEye-1» складає всього 1.5 м [9]. Це означає, що координати контурних точок на знімках можуть бути визначені з середньою квадратичною похибкою 1.5 м без використання наземних опорних точок.

Одним із найефективніших підходів до покращення геоприв'язки є реалізація «грубої» прив'язки за орбітальними даними з подальшим уточненням прив'язки та орторектифікації із використанням RPC-коєфіцієнтів, математичних моделей руху КА та моделей сенсорів, формування та використанням глобальних мозаїк знімків і цифрових моделей рельєфу, баз даних наземних опорних точок, спеціальних програмних продуктів тощо. Саме таким шляхом були реалізовані системи високоточної прив'язки даних космічних систем ДЗЗ «Landsat», «Spot», «RapidEye» та інших.

Для порівняння, точність прив'язки даних ДЗЗ космічних апаратів «Spot 1—4» за орбітальними даними була лише 350 м (ортоприв'язка — 10 м). Після формування глобального покриття SpotMAPS (роздільність до 2.5 м) із використанням цифрових моделей Reference3D, Ref3D alpha, та SRTM DEM і наземних опорних точок GCPs (дані IKONOS, місцеві карти та ін.) для КА «Spot 5—7» точність автоматичної геоприв'язки визначається на рівні 10 м та краще [http://www.astrium-geo.com/files/pmedia/public/r329_9_spotsatellitetechnicaldata_en_sept2010.pdf].

За схожою, але більш раціональною схемою реалізовано підходи до уточнення прив'язки даних космічної системи «RapidEye», яка на сьогодні є однією із найближчих до системи «Січ-2» за своїми тактико-технічними характеристиками. Причому схожість двох систем полягає і у характеристиках розрізненності, спектральних діапазонів, а також у наявності проблемних питань щодо точності геоприв'язки зображень. Тому досвід їхнього вирішення в ході цільового використання КА «RapidEye» та комерційної реалізації видової продукції є особливо актуальним для розвитку і вдосконалення української національної космічної системи ДЗЗ «Січ».

Система «RapidEye» складається із п'яти ідентичних КА ДЗЗ та відповідного наземного сегменту. Оскільки КС «RapidEye» фінансувалась за рахунок кредиту із визначеним терміном погашення, то при створенні та в ході функціонування КС «RapidEye» було передбачено ряд конструкторських рішень, які обумовлюють максимальну ефективність використання бортового ресурсу усіх п'яти КА системи. Зокрема, такі ефективні рішення були прийняті і щодо поліпшення точності прив'язки космічних знімків з КА системи.

На етапі попередньої обробки даних «RapidEye AG» виконувалась прив'язка отриманих космічних знімків по орбітальних даних. При цьому, згідно із специфікаціями на програмне забезпечення, яке було розроблене фірмою MDA, похибка прив'язки за орбітальними даними без використання наземних опорних точок, але з проведеним розрахунком математичної RPC моделі руху КА, не мала перевищувати 230 м [4].

Для уточнення геоприв'язки була використана мозаїка космічних знімків «Landsat LGS2000» (GEOCOVER). На основі мозаїки GEOCOVER фахівцями «RapidEye AG» було створено базу даних наземних контрольних точок (Ground Control Points — GCPs), за якими зараз і проводилось уточнення прив'язки даних з супутників «RapidEye», а також розроблено нове програмне забезпечення для інтерактивної процедури уточнення прив'язки.

При цьому по районах особливого інтересу (Європа, Північна Америка, найбільш розвинені країни Південної Америки та Африки) провадились систематичні роботи щодо згущення бази даних контрольних точок із залученням значної кількості підготовлених фахівців [www.rapideye.com].

Алгоритм точної геоприв'язки RapidEye використовує прив'язку комічних знімків за орбітальними даними та за результатами розрахунку RPC моделі руху КА, лише як перший етап загальної високоточної прив'язки [5].

Надругому етапі реалізовано автоматизований інтерактивний алгоритм уточнення прив'язки космічних знімків з використанням наземних опорних точок (GCP), що мають точні координати по широті і довготі, а також відомості про висоту кожної точки над рівнем моря [4]. Після цього оператор проводить інтерактивну корекцію прив'язки знімка.

В результаті на основі внесених оператором уточнень програма провадить автоматичний переврахунок RPC-коєфіцієнтів і формує продукт рівня обробки 1B (роздрізенність 6.5 м). Подальша обробка такого продукту рівня 1B полягає у виконанні процедури орторектифікації кожного з отриманих частин знімка, яка провадиться за допомогою програмного фотограмметричного модуля — BAE SocetSet (версія SocetSet v 5.6).

Таким чином, в інтересах покращення прив'язки знімків КА «Січ-2» можна використати успішний досвід «RapidEye AG» та інших провайдерів даних ДЗЗ щодо використання опорних мозаїк знімків «Landsat» та ЦМР SRTM, які перебувають у безкоштовному відкритому доступі, для автоматичного пошуку контрольних точок та уточнення геоприв'язки вихідних даних.

АЛГОРИТМІЧНЕ І ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ГЕОГРАФІЧНОЇ ПРИВ'ЯЗКИ ДАНИХ КА «СІЧ-2»

Для реалізації програмного забезпечення (ПЗ) географічної прив'язки даних КА «Січ-2» розроблено трирівневу клієнт-серверну. При цьому обробка супутникових даних відбувається на сервері, а клієнтське ПЗ призначено для керування процесом обробки та контролю якості отриманої продукції. Даний типу архітектури системи обрано з огляду на те, що алгоритм геоприв'язки є автоматичним та вимагає мінімального втручання оператора, а процес геоприв'язки супутниковых даних до базового покриття вимагає значних ресурсів, у першу чергу дискового простору.

Програмне забезпечення географічної прив'язки даних КА «Січ-2» створено відповідно до розробленої архітектури, схеми бази даних та програмних інтерфейсів і складається з таких компонентів:

- компонент обробки даних, призначений для безпосереднього геоприв'язування даних з відповідним програмним інтерфейсом;
- інтерфейсу користувача, що відповідає стандартам Open Geospatial Consortium [2];
- бази даних опорних знімків базового покриття GEOCOVER 2000 [7].

Компонент обробки даних. Компонент обробки даних призначено для автоматичної прив'язки супутникових зображень до базового покриття (опорної мозаїки знімків), ідентифікації моделей геометрії зйомки та перетворення знімка у вибрану проекцію. Компонент здійснює автоматичний пошук контрольних точок (GCP) шляхом аналізу частин зображення та базового покриття. При цьому створюється щільна мережа контрольних точок, рівномірно розподілена по усьому зображеню. Для прив'язки зображення створюється модель геометрії зйомки на основі параметрів зображення і відповідної моделі рельєфу та виконується ідентифікація параметрів моделі на основі знайдених контрольних точок.

Блок-схему функціонування модулів компонента геоприв'язки даних представлено на рис. 1, паралелограмами позначено вихідні дані, що необхідні для роботи ПЗ, прямоугольниками — програмні модулі обробки даних, паралелограмами з штриховкою — кінцева продукція ПЗ.

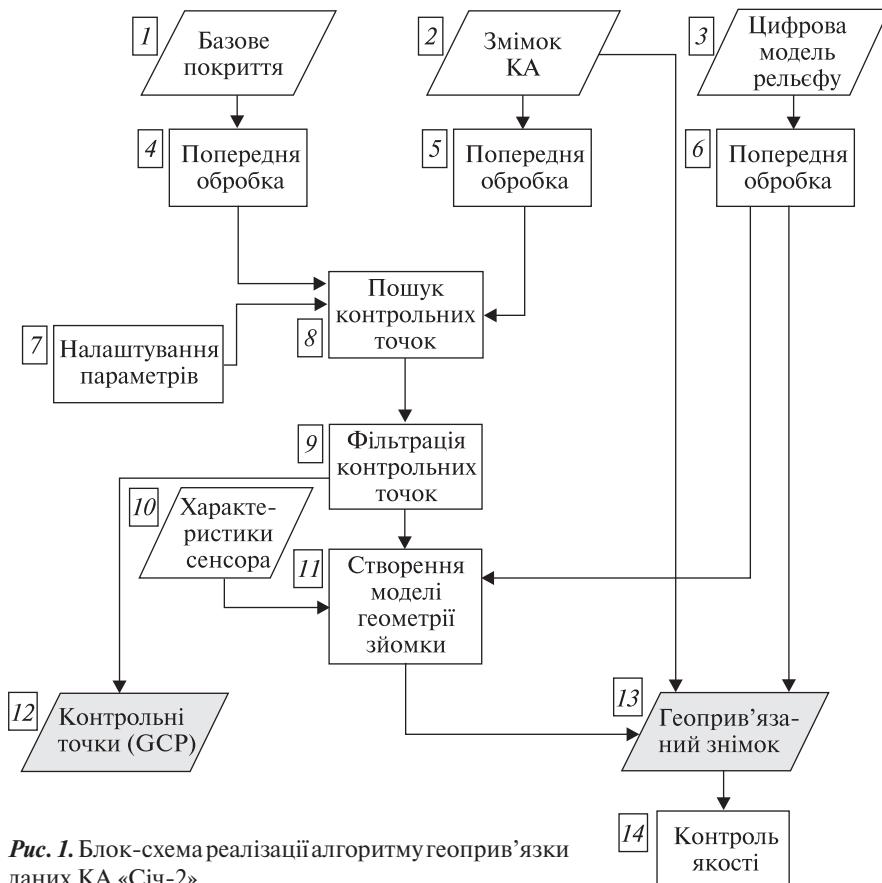


Рис. 1. Блок-схема реалізації алгоритму геоприв'язки даних КА «Січ-2»

Вихідними даними для роботи компонента є базове покриття 1, знімок з КА «Січ-2» 2 у форматі 1B, цифрова модель рельєфу 3 та характеристики сенсора 10. В результаті роботи створюються контрольні точки 12 та геоприв'язаний знімок КА «Січ-2» 13.

Процес програмної прив'язки починається з пошуку еталонних даних 1, 3, до яких і буде здійснюватись географічна прив'язка знімка «Січ-2» (2). Програмне забезпечення знаходить територіальне розміщення вихідних даних КА «Січ-2» та створює відповідну мозаїку зображень базового покриття GEOCOVER 2000 (1). Таким чином формується файл базового зображення 5, що складається з мінімальної кількості еталонних зображень, необхідних для повного перекриття вихідного знімка КА «Січ-2» (2). Цей процес здійснюється на основі апріорної прив'язки по орбітальних даних з буфером 10 км

для врахування можливих похибок прив'язки за орбітальними даними. Для вихідного знімка КА «Січ-2» відбувається перетворення координат (4) у проекцію UTM, що відповідає проекції базового покриття. Аналогічна попередня обробка даних виконується для цифрової моделі рельєфу (6).

Після цього провадиться пошук контрольних точок (8) на вихідному та базовому зображеннях, відносно яких буде здійснюватись перетворення вихідного зображення. Цей процес є автоматичним. Пошук контрольних точок здійснюється на основі локальної кореляції даних спектральних каналів зображень в близькому інфрачервоному діапазоні КА «Січ-2» та GEOCOVER 2000 (канал № 4 сенсора ETM+) [7]. Значення мінімально допустимого рівня кореляції між даними та інших основних параметрів алгоритму задається в конфігураційному файлі ПЗ (7).

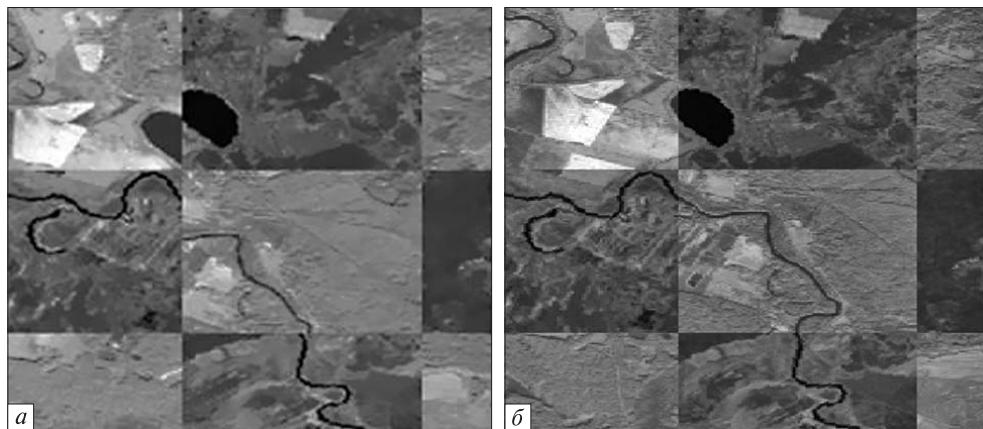


Рис. 2. Візуалізація результатів географічного прив'язування зображення «Січ-2»: а — початковий знімок, б — прив'язаний знімок

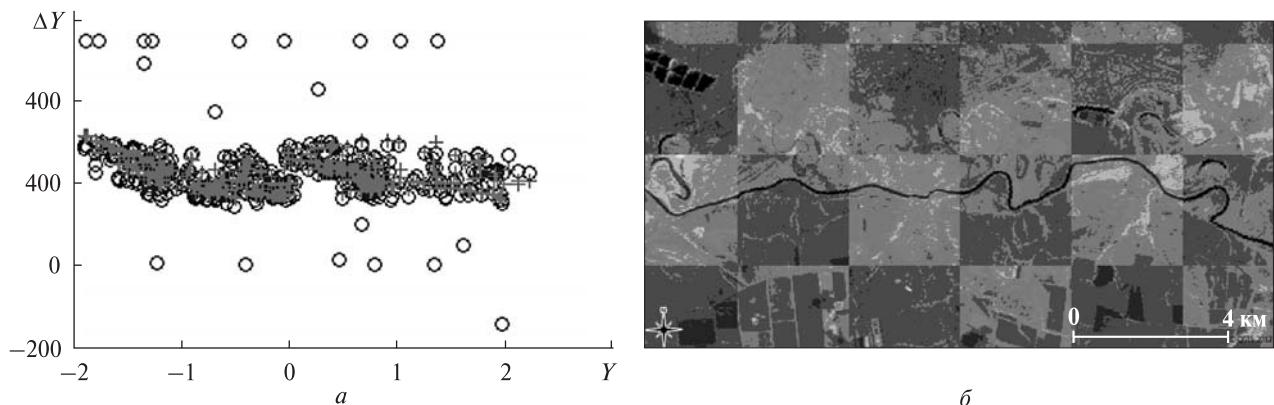


Рис. 3. Результат геоприв'язки даних «Січ-2» з використанням лінійного перетворення: а — графік залежності між зміщенням контрольних точок в напрямку руху супутника від положення супутника на траєкторії руху у момент зйомки, б — «шахівниця» з геоприв'язаного знімка «Січ-2» та базового зображення

Після формування контрольних точок проводиться їхня фільтрація 9 і будується модель перетворення координат знімку у координати базового покриття 11 з використанням характеристик сенсора 10. Якщо кількість точок, що пройшли фільтрування, є достатньою для перетворення вихідного зображення, то відбудеться процес геоприв'язки. Для візуальної оцінки точності географічної прив'язки створюються додаткові продукти — «шахівниці», складені з ділянок базового, вхідного та результатуючого зображень. Приклад продуктів наведено на рис. 2. Видно, що прив'язаний знімок краще відповідає базовому покриттю (дивись контур зображен-

го озера та структуру річки). Такі географічні об'єкти, як озера, ріки, мости, дороги найменше піддаються впливу протягом тривалого часового періоду та можуть слугувати контрольними об'єктами для прив'язки зображень до базового покриття.

У більшості випадків для геоприв'язки даних КА «Січ-2» з точністю до 100 м достатньо використовувати афінне перетворення координат. На рис. 3, а наведено графік залежності між зміщенням контрольних точок в напрямку руху супутника від положення супутника на траєкторії руху в момент зйомки, кружками показано вихідні контрольні точки, знайдені шляхом автоматич-

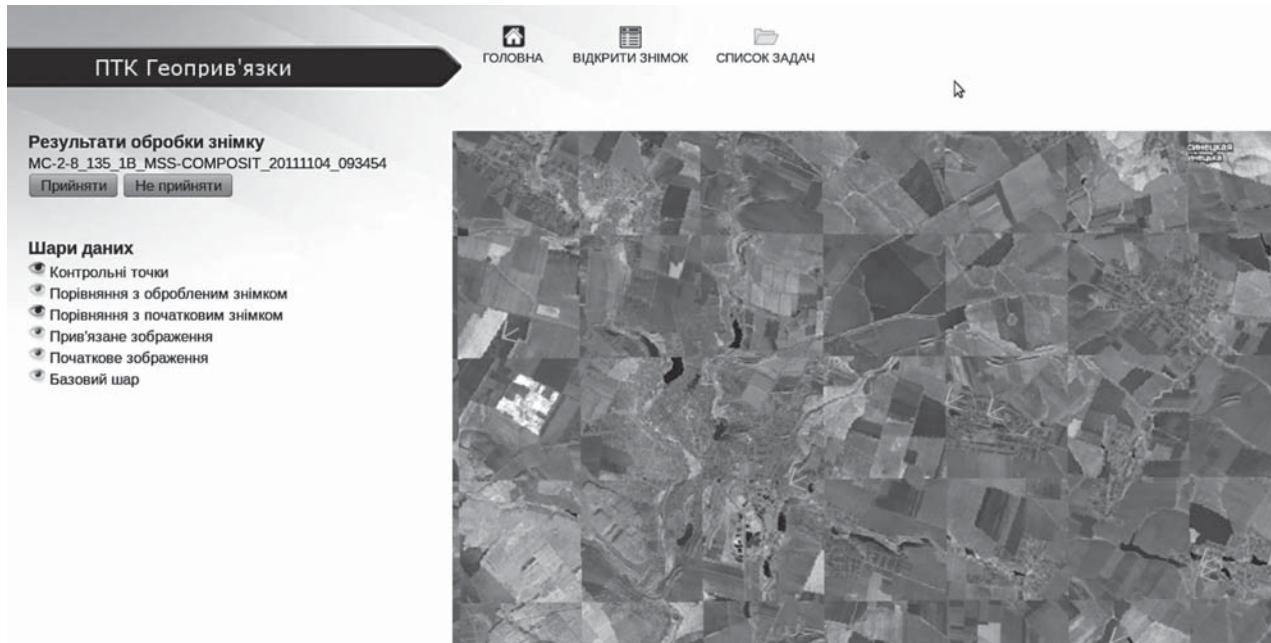


Рис. 4. Інтерфейс візуалізації результатів обробки, порівняння знімка базового покриття з початковим знімком

ного порівняння знімка КА «Січ-2» та зображення базового покриття, хрестиками — відфільтровані контрольні точки, що використовуються для оцінювання параметрів моделі перетворення координат. На рис. 3, б показано геоприв'язане зображення «Січ-2» з використанням афінного перетворення координат.

Інтерфейс користувача. Інтерфейс користувача дозволяє імпортувати вихідні знімки КА «Січ-2», виконувати геоприв'язування даних у пакетному режимі, моніторити обробку даних та керувати чергою завдань, моніторити процес геоприв'язки, а також провадити візуальний аналіз якості продукції.

Для аналізу якості результатів геоприв'язки даних розроблено геопросторовий Web-інтерфейс, що працює у веб-браузері. Інтерфейс задовільняє стандарти HTML5, а візуалізація геопросторових даних виконується за допомогою бібліотеки OpenLayers [3]. Для візуального аналізу надаються наступні шари даних: базове покриття, вихідне зображення КА «Січ-2», геоприв'язане зображення (результат роботи ПЗ геоприв'язки), шар з даними порівняння вихідного зображення та базового покриття, представлений у вигляді

шахівниці з даними базового покриття та вихідного зображення у сусідніх квадратах, шар з даними порівняння прив'язаного зображення та базового покриття, векторний шар з контрольними точками (рис. 4). Інтерфейс дозволяє експортувати результати обробки для подальшого використання на геопорталі «Січ-2» та для розв'язання тематичних задач [1, 3].

АНАЛІЗ ТОЧНОСТІ ГЕОГРАФІЧНОЇ ПРИВ'ЯЗКИ ДАНИХ КА «СІЧ-2»

Аналіз вихідних даних. Програмне забезпечення географічної прив'язки даних КА «Січ-2» було апробоване на тестовому наборі супутниковых зображень, що складався зі 108 зображень КАДЗЗ «Січ-2». Зображення рівномірно покривають територію України, а даний набір є репрезентативним з точки зору представлення варіабельності ландшафтів та рельєфу на території України. На рис. 5 представлена схема розміщення даних тестового набору по території України. Для кожного супутникового зображення вказана абсолютна величина кута крену повороту КА під час проведення зйомки, що істотно впливає на складність процедури географічної прив'язки даних.

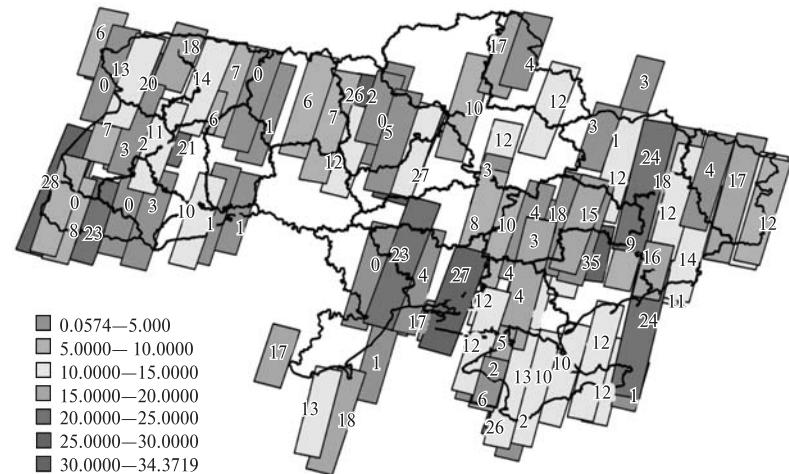


Рис. 5. Просторовий розподіл тестового набору знімків КА «Січ-2» зі значеннями кутів крену (абсолютна величина)

На основі проведеного аналізу метаданих, що додаються до супутникових зображень, було визначено, що діапазон значень кута крену зйомки змінюється від -35° до $+35^{\circ}$ та добре апроксимується гауссівським розподілом випадкової величини з центром у 0 (рис. 6). Таким чином, основну кількість знімків відзнято в околі надиру з кутом крену $0-12^{\circ}$. Діапазон зміни значень кутів тангажу складає $[-0.53; -0.43]$, а кута рискання відповідно складає $[-4.3; -0.5]$. В загальному значення кутів тангажу та рискання є локалізованими, і мають невеликий діапазон зміни значень порівняно з розподілом кута крену.

Аналіз точності географічної прив'язки. Для оцінки точності геоприв'язки було створено множину контрольних точок на еталонному зображенні GEOCOVER 2000, вихідному зображення КА «Січ-2», та вже обробленому зображені КА «Січ-2», що пройшло процес геоприв'язування. Точки відмічалися за допомогою фотоінтерпретації базового покриття та знімків КА «Січ-2». Для кожного знімку було відмічено п'ять точок, що відповідають локалізованим об'єктам, які легко визначити візуально на знімках. Оператором були відібрані ті об'єкти, які не зазнали змін протягом часу, що пройшов між зйомкою базового покриття та зйомкою даних «Січ-2» (10–12 років). Наприклад, будівлі, мости, дороги, частково межі полів і т. д. Для переважної кількості знімків точки розташовані рівномірно по зображеню, по кутах та у центрі.

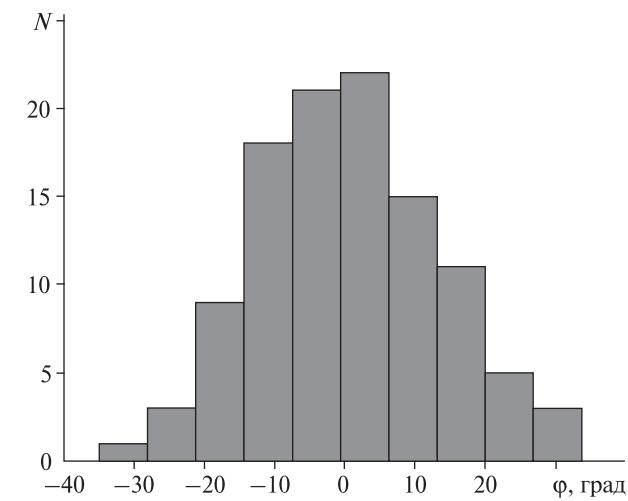


Рис. 6. Розподіл кількості N знімків тестового набору по значеннях кута крену ϕ

На основі даної інформації була обрахована середня квадратична похибка прив'язки між еталонним зображенням та зображенням «Січ-2» рівня обробки 1В, а також між еталонним зображенням та прив'язаним зображенням КА «Січ-2» за допомогою програмного забезпечення. Результати графічно представлено у вигляді гістограми розподілу похибок на рис. 7. Беручи до уваги середнє відношення похибок прив'язки вихідних (рівня 1В) та оброблених зображень, можна стверджувати, що загальна точність прив'язки знімків збільшилася у 8.15 раза.

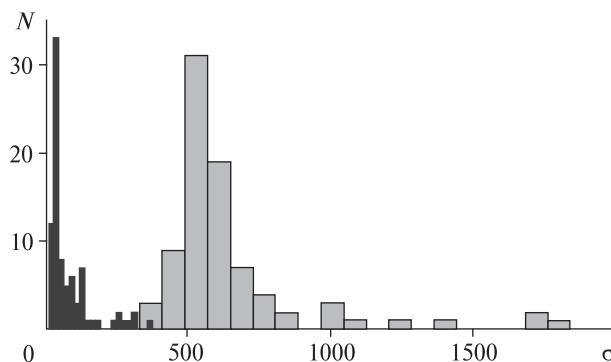


Рис. 7. Розподіл кількості N знімків вихідних зображень КА «Січ-2» з рівнем обробки 1В та прив'язаних зображень відносно базового покриття по значеннях середніх квадратичних похибок σ прив'язки

Результати автоматичного уточнення прив'язки знімків КА «Січ-2»

Результат прив'язки	Кількість знімків
Прив'язано добре з стандартним набором параметрів, середня квадратична похибка прив'язки менша за 100 м	52
Оброблено повторно з адаптованими параметрами. Відхилення по контрольних точках менша за 100 м	15
Прив'язано з відхиленням 100—300 м (проблеми лінійної моделі, низька кореляція даних, значна територія вкрита морем тощо)	21
Оброблено повторно з адаптованими параметрами і відхилення по контрольних точках більше 100 м	5
Не оброблено (засвічені, захмарені, спотворені, зимові засніжені знімки)	15

В результаті програмної обробки вихідних даних з 108 представлених знімків 15 зображень не пройшли процедуру програмної прив'язки. За результатами географічної прив'язки зображень їх було розділено на п'ять категорій в залежності від точності прив'язки та вихідних параметрів програмного забезпечення. Відповідну класифікацію зображень наведено у таблиці.

На основі аналізу необроблених зображень були виявлені фактори, які ускладнюють або унеможливлюють процес автоматичної геоприв'язки: значна площа знімка (більше 80 %)

вкрита хмарами, сильний вплив атмосферних явищ (атмосферна димка, напівпрозорі хмари тощо); дані «Січ-2» були відзняті за зимовий період, що призводить до значних змін у земному покритті (значна частина території вкрита снігом або льодом) та ускладнює пошук контрольних точок; дані «Січ-2» засвічені, зокрема через неоптимальний вибір коефіцієнта підсилення сенсора.

Після повного аналізу результатів геоприв'язки зображень, та результатів обробки даних КА ДЗЗ «Січ-2» виявилось, що найбільш важомі проблеми, що ускладнювали геоприв'язування знімків, такі: неактуальне базове покриття (7 % знімків), значна хмарність (17 %), зимові зображення (7 %), засвіченість знімка (7 %), зображення гірської місцевості (2 %), нелінійні спотворення (5 %).

Аналіз наявних нелінійних спотворень. Коливання КА «Січ-2», що відбуваються під час зйомки під кутом до поверхні Землі, викликають зміщення об'єктів на зображенні відносно їхнього реального положення. Такого роду зміщення зручно аналізувати в системі координат, осі якої паралельні та перпендикулярні до траєкторії руху супутника. За певних умов руху супутника дані зміщення можуть мати нелінійний характер. Тому для геоприв'язки таких знімків необхідне використання нелінійного перетворення координат, що компенсувало б нелінійний характер зміщень.

У випадку, коли для знімка знайдено набір контрольних точок, що не є репрезентативним, тобто контрольні точки покривають не всю територію знімка (у випадку великої кількості води на еріторії чи локальних скupчень хмар, туманностей, або ж особливостей ландшафту), використання нелінійного перетворення не є бажаним. В такому випадку нелінійна модель матиме значну похибку узагальнення, тобто матиме значні похибки прив'язки.

При аналізі даних рівня обробки 1В виявилось, що нелінійність зміщень координат знімка відносно реальних найбільше виражена для зміщень, паралельних до траєкторії руху супутника. Дані нелінійність з'являється в результаті прив'язки знімків за орбітальними даними.

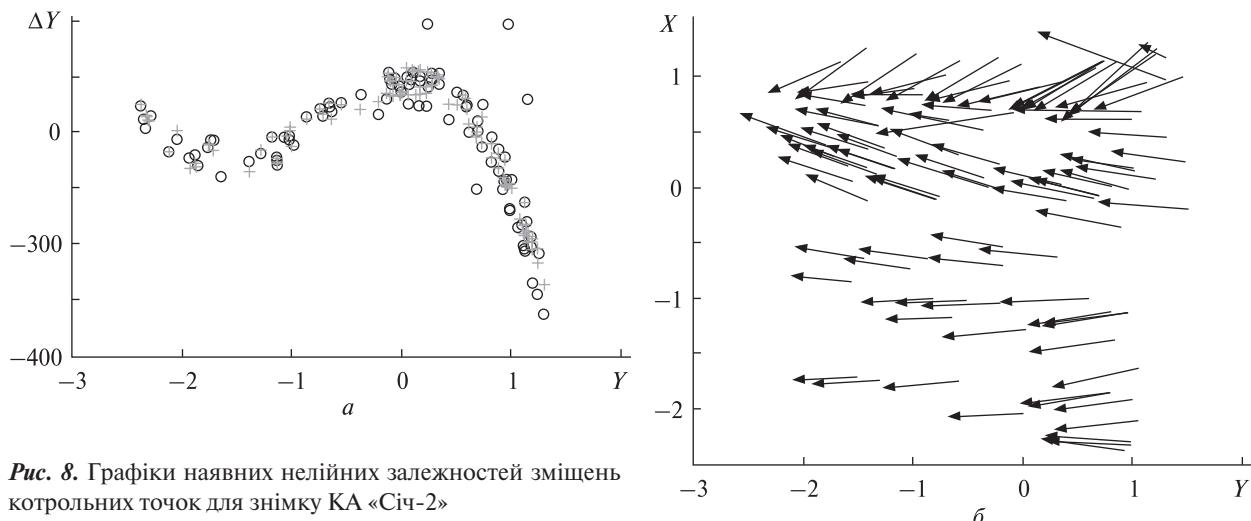


Рис. 8. Графіки наявних нелійних залежностей зміщень контрольних точок для знімку КА «Січ-2»

На рис. 8, а приведено залежність між зміщенням ΔY контрольних точок в напрямку руху супутника від положення Y супутника на траєкторії руху в момент зйомки. На рис. 8, б показано напрямки зміщення знайденого набору контрольних точок.

ВИСНОВКИ

Автори розробили інформаційну технологію та створили програмне забезпечення для автоматичної геоприв'язки супутникових зображень КА ДЗЗ «Січ-2». Для програмного забезпечення створено відповідний Web-інтерфейс з можливістю доступу та використання в рамках локальної мережі.

За еталонні дані для геоприв'язки було використано базове покриття GEOCOVER 2000, створене з супутниковых знімків «Landsat 7 ETM», яке покриває більшу частину поверхні Землі. Для підвищення точності геоприв'язки були розроблені та реалізовані алгоритми, що оцінюють відповідні перетворення координат на основі ідентифікації контрольних точок на базовому покритті та знімку «Січ-2» рівня обробки 1В.

В результаті відповідного аналізу було експериментально визначено, що точність географічної прив'язки знімків «Січ-2» в середньому підвищилася у 8.15 разів, з 500—2000 м для даних рівня обробки 1В до 50—300 м. З них 72 % прив'язано з похибкою, меншою за 100 м, а 28 % —

з похибкою 100—300 м внаслідок застарілого базового покриття, наявності значної кількості водних об'єктів. 15 знімків не були прив'язані унаслідок наявності значної хмарності на знімках, снігового покриву або втрати актуальності базового покриття.

Для подальшого підвищення точності та робастності геоприв'язки необхідні наступні кроки.

Актуалізація базового покриття та уточнення моделей рельєфу. Базове покриття має сенс оновлювати на основі даних «Січ-2», що дозволить збільшити точність прив'язки за рахунок збільшення точності контрольних точок та збільшення їхньої репрезентативності. За нашими оцінками, відносну точність географічної прив'язки вдасться покращити до 20—50 м у залежності від наявного рельєфу.

Для подальшого врахування рельєфу при геоприв'язці необхідне використання фізичної моделі сенсора (замість емпіричної, яка використовується в ПЗ), необхідна розробка програмного забезпечення для уточнення параметрів орієнтації КА під час зйомки та проведення ортoreктифікації для врахування лінійних зміщень рельєфу.

Для прив'язки знімків, зроблених у зимовий період, необхідна розробка нових робастних методів пошуку контрольних точок, спеціально адаптованих для порівняння знімків у різні періоди. Подібні алгоритми мають бути менш чут-

ливими до змін ландшафту внаслідок неактуальності базового покриття, що покращить точність геоприв'язки для тих територій, для яких оновлення базового покриття є ускладненим.

1. Галлего Х., Кравченко А. Н., Куссуль Н. Н. и др. Анализ эффективности различных подходов для классификации посевов на основе спутниковой и наземной информации // Проблемы управления и информатики. — 2012. — № 3. — С. 123–134.
2. Кравченко О. М., Шелестов А. Ю. Застосування реалізацій стандартів OGC для створення розподілених систем візуалізації та надання геопросторових даних // Проблеми програмування. — 2006. — № 2–3. — С. 135–139.
3. Шелестов А. Ю., Кравченко О. М., Волошин С. В. и др. Web-портал системи агромоніторингу // Наука та інновації. — 2011. — 7, № 3. — С. 30–35.
4. Beckett K., Rampersad C., Putih R., et al. RapidEye product quality assessment // Proc. SPIE. — 2009. — 7474. — P. 74741. — (Sensors, Systems, and Next-Generation Satellites XIII / Eds R. Meynart, S. P. Neeck, H. Shimoda).
5. Cheng P., Sustera J. Using RapidEye data without ground control. Automated high-speed high-accuracy orthorectification and mosaicking // GEOinformatcs. — 2009. — N. 7. — P. 36–40.
6. Kramer H. J. Observation of the Earth and its environment — Survey of missions and sensors. — 4th ed. — Berlin : Springer-Verlag, 2002. — 1510 p.
7. MDA Federal (2004), Landsat GeoCover ETM+ 2000 Edition Mosaics Tile N-03-05.ETM-EarthSat-MrSID, 1.0, USGS, Sioux Falls, South Dakota, 2000.
8. Nowak Da Costa J. K. RapidEye — initial findings of geometric image quality analysis. — Luxembourg: Office for Official Publications of the European Union. EUR — Sci-

entific and Technical Research series. — 2009. — 16 p. — doi:10.2788/52504.

9. Scott P. W. On-orbit spatial image quality assessment of the digitalglobe quickbird instrument — panchromatic band // Proc. from the 2004 ASPRS Annual Conference, Denver Colorado, 2004.

Стаття надійшла до редакції 26.12.12

О. П. Федоров, Н. Н. Куссуль, А. Н. Кравченко, С. Л. Янчевский, Р. М. Басараб, В. М. Крыгин, М. С. Лавренюк

ИНФОРМАЦИОННАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ГЕОГРАФИЧЕСКОЙ ПРИВЯЗКИ ДАННЫХ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДЗЗ «СИЧ-2» ДЛЯ ТЕРРИТОРИИ УКРАИНЫ

Предложена информационная технология и программное обеспечение геопривязки данных КА «Сич-2». Проанализирована точность географической привязки данных исходящих снимков КА «Сич-2» и снимков с уточненной геопривязкой. Определены проблемы и предлагаются пути их решения.

O. P. Fedorov, N. M. Kussul, O. M. Kravchenko, S. L. Yanchevskiy, R. M. Basarab, V. M. Krygin, M. S. Lavrenyuk

INFORMATION TECHNOLOGIES FOR GEOREFERENCE OF «SICH-2» DATA FOR UKRAINE

Information technology and software for geographic reference of the spacecraft «Sich-2» data were proposed. We performed an analysis for the accuracy of georeferenced data for output images of the «Sich-2» spacecraft and for images with refined georeference. Some existing problems are determined and some ways for their solutions are proposed.

УДК 533.95

В. А. Шувалов¹, А. А. Лукенюк², Н. И. Письменный¹, С. Н. Кулагин¹

¹ Інститут технічної механіки Національної академії наук України
та Державного космічного агентства України, Дніпропетровськ

² Львівський центр Інституту космічних досліджень Національної академії наук України
та Державного космічного агентства України, Львів

ЗОНДОВАЯ ДИАГНОСТИКА ОКОЛОСПУТНИКОВОЙ СРЕДЫ НА КА «СИЧ-2»

Разработана методика, получены формулы для обработки и анализа исходных сигналов датчиков нейтральных DN и заряженных частиц DE, которые входят в состав научной аппаратуры КА «Сич-2». Показано, что исходные сигналы датчиков DN и DE позволяют замкнуть задачу диагностики ионосферной разреженной плазмы и определить полный комплекс основных кинетических параметров ионизированной среды: температуру электронов, ионов и нейтралов; концентрацию нейтральных и заряженных частиц; среднюю массу ионов; степень ионизации, неизотермичности и потенциал плазмы.

ВВЕДЕНИЕ

Состояние околоспутниковой среды в ионосфере характеризуется такими кинетическими параметрами: температура электронов T_e , ионов T_i и нейтралов T_n , концентрация нейтральных N_n и заряженных частиц $N_{i,e}$ (ионов и электронов), степень неизотермичности T_i/T_e , ионизации $\varepsilon_i = N_i/(N_i + N_n)$ и потенциал пространства (плазмы) ϕ_0 . Для диагностики плазмы низкой плотности в ионосфере обычно используются зондовые методы. При этом зондовые методы диагностики потоков разреженной неизотермической плазмы в лабораторных условиях и в ионосфере при давлениях ниже, чем $0.01 \text{ Н}/\text{м}^2$ не замкнуты: вольтамперные характеристики электрических зондов не позволяют определить параметры тяжелых частиц — ионов и нейтралов плазмы. Для диагностики ионосферной плазмы низкой плотности традиционно используются ионные и электронные ловушки. Техника применения и интерпретация выходных сигналов таких ловушек сложна. Плоские ионные ловушки (анализаторы с тормозящим потенциалом)

используются для диагностики ионного компонента. Температура T_i и концентрация N_i ионов определяются в результате достаточно сложной математической обработки вольтамперных характеристик (интегральных энергетических спектров) с использованием метода подбора (подгонки) аналитической модели к экспериментальным данным. Аналогичным образом определяются температура T_e и концентрация N_e электронов по вольтамперным характеристикам электронной ловушки в потоке плазмы низкой плотности в лабораторных условиях и в ионосфере [3, 8, 27]. Параметры нейтрального компонента потока разреженной плазмы не определяются.

С целью повышения информативности зондовых методов при диагностике неизотермической плазмы низкой плотности в ионосфере в состав комплекса научной аппаратуры КА «Сич-2» (запущен 17.08.2011 г. на гелиосинхронную орбиту высотой 700 км и наклонением 98°) включены две зондовые системы:

1) одиночный цилиндрический зонд Ленгмиора (DE) радиусом $r_p = 0.05 \text{ см}$ и длиной $l_p = 12.0 \text{ см}$ с охранным электродом радиусом $r_g = 0.2 \text{ см}$ и длиной $l_g = 12.5 \text{ см}$. При измерениях вольтамперной характеристики ось симмет-

рии зонда Ленгмюра должна быть ортогональна вектору скорости \mathbf{U}_∞ полета КА;

2) детектор нейтральных частиц (DN), состоящий из двух зондов давления с инверсно-магнетронными преобразователями (ИМП) в качестве чувствительных элементов. Нормали к апертурам входных отверстий ИМП взаимно ортогональны. При измерениях нормаль \mathbf{n}_1 к апертуре входного отверстия первого датчика ИМП должна быть параллельна вектору скорости \mathbf{U}_∞ полета КА ($\theta_1 = 0$), а нормаль \mathbf{n}_2 к апертуре второго датчика ИМП — перпендикулярна к вектору скорости \mathbf{U}_∞ ($\theta_2 = \pi/2$). Углы θ_1 и θ_2 — углы между нормалью $\mathbf{n}_{1,2}$ и вектором скорости полета КА.

Зонды DN и DE разработаны и изготовлены в Институте технической механики. Система сбора научной информации разработана и изготовлена Львовским центром Института космических исследований.

Цель данной работы — на примере зондовых измерений на борту КА «Сич-2» показать, что применение ряда приемов, процедур и формул, полученных авторами для обработки и интерпретации выходных сигналов датчиков DN и DE, позволяют замкнуть задачу зондовой диагностики и определить комплекс основных кинетических параметров нейтральных и заряженных компонентов ионосферной плазмы.

ДАТЧИК DE – ОДИНОЧНЫЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКИЙ ЗОНД ЛЕНГМЮРА

Применение одиночного цилиндрического зонда в качестве диагностического средства обусловлено, прежде всего, техническими удобствами эксплуатации, полнотой теории собрания зондового тока, простотой и достоверностью интерпретации вольтамперной характеристики. Ток на бесконечно длинный тонкий цилиндрический зонд ($l_p / r_p \ll 1$, $r_p / \lambda_d \ll 1$, где l_p — длина, r_p — радиус зонда; λ_d — дебаевский радиус в невозмущенной плазме), ось симметрии которого перпендикулярна к силовым линиям внешнего магнитного поля, практически не зависит от влияния последнего. При $l_p / r_e < 2\pi$, $r_p \ll r_e$ (r_e — ларморовский радиус электронов) и произвольной ориентации относительно вектора напряженности магнитного поля \mathbf{B} его влиянием на вольтамперную характеристику можно пренебречь [2, 15, 26, 27, 28].

Поток электронов на поверхность такого зонда при положительных потенциалах может быть представлен в виде

$$I_e = A_p j_{0e} i_e^-(\Phi_W, r_p / \lambda_d), \quad (1)$$

где $A_p = 2\pi r_p l_p$ — площадь поверхности зонда, $j_{0e} = eN_e(kT_e / 2\pi m_e)^{0.5}$ — плотность теплового тока электронов на зонд, e — заряд электрона; k — постоянная Больцмана, m_e — масса электрона, $i_e^- = I_e / A_p j_{0e}$ — безразмерный коэффициент электронного тока, $\Phi_W = e\Phi_p / kT_e$ — безразмерный потенциал зонда, $\Phi_p = \Phi - \Phi_0$ — потенциал зонда Φ_p относительно потенциала плазмы Φ_0 .

Для широкого диапазона параметров системы «плазма — зонд» ток электронов на цилиндрический зонд может быть определен из соотношения [23]

$$I_e = 9.32 \cdot 10^{-6} \frac{l_p}{r_p} \left(\frac{kT_e}{e} \right)^{3/2} \left(\frac{r_p}{\lambda_d} \right)^2 i_e^-(\Phi_W). \quad (2)$$

При $r_p / \lambda_d \leq 2.0$ и $\Phi_W \geq 5$ ток ограничен орбитальным движением электронов в поле зонда и для значений коэффициента i_e^- может быть использована аппроксимация

$$i_e^- \approx \frac{2}{\sqrt{\pi}} (1 + \Phi_W)^{0.5}, \quad (3)$$

а при $\Phi_W \geq 10$

$$i_e^- \approx \frac{2}{\sqrt{\pi}} \Phi_W^{0.5}. \quad (4)$$

Расчетные зависимости $i_e^- = i_e^-(r_p / \lambda_d, \Phi_W)$ и i_e^+ от $(r_p / \lambda_d)^2 i_e^-$ при $5 \leq \Phi_W \leq 100$ и $0.01 \leq r_p / \lambda_d \leq 100$ приведены в работах [21, 23].

Собрание ионного тока при высоких отрицательных потенциалах поперечного цилиндрического зонда в бесстолкновительном потоке неизотермической разреженной плазмы характеризует зависимость

$$I_i = A_p j_{ei} i_i^+(\Phi_W, r_p / \lambda_d, T_i / T_e, S_i), \quad (5)$$

где $j_{ei} = eN_i(kT_e / 2\pi M_i)^{0.5}$ — плотность хаотического ионного тока, $S_i = U_\infty / \sqrt{2kT_i / M_i}$ — скоростное отношение, M_i — масса иона, i_i^+ — безразмерный коэффициент ионного тока.

Величина i_i^+ определена в работах [9, 25] для широкого диапазона значений величин Φ_W , S_i при $T_i / T_e = 0.5$ и 1.0.

Для фиксированных значений $\Phi_W = 25$, $T_i / T_e = 0.5$ и 1.0 зависимости $i_i^+(r_p / \lambda_d, S_i)$ приведены в работе [22]. При $r_p / \lambda_d \leq 2.0$; $\Phi_W \geq 10$ и $0 \leq S_i \leq 10$ расчетные значения коэффициента i_i^+ из [9, 22, 25] с погрешностью не более 3 % аппроксимируют зависимость, характеризующую режим сбирания тока, ограниченного орбитальным движением ионов в электрическом поле зонда:

$$i_i^+ = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \sqrt{\beta S_i^2 + \Phi_W}, \quad (6)$$

где $\beta^{0.5} S_i = U_\infty / \sqrt{2kT_e / M_i}$, $\beta = T_i / T_e$.

Зависимости (2)–(6) позволяют использовать линейность участков насыщения электронного $I_e^2(\Phi_W)$ и ионного $I_i^2(\Phi_W)$ токов вольтамперной характеристики одиночного цилиндрического зонда в широком диапазоне значений параметра r_p / λ_d для определения концентрации заряженных частиц N_e и потенциала ϕ_0 плазмы низкой плотности из соотношений

$$N_e = \left(\frac{\pi^2 m_e}{2 A_p^2 e^3} \frac{dI_e^2}{d\phi_p} \right)^{0.5} \quad (7)$$

и

$$\phi_0 = \phi_p - I_e^2 \left(\frac{dI_e^2}{d\phi_p} \right)^{-1}. \quad (8)$$

Процедура вычисления концентрации заряженных частиц N_e с использованием соотношения (7) позволяет пренебречь влиянием тока фотоэмиссии в ионосферной плазме: плотность потока фотоэлектронов, покидающих положительно заряженный зонд ($\phi_p \gg \phi_0$), пренебрежимо мала; при отрицательных потенциалах зонда ($\phi_p < 0$) плотность фототока не зависит от потенциала, и число фотоэлектронов, покидающих поверхность зонда, постоянно [18, 20]. Это упрощает задачу, так как знание потенциала плазмы ϕ_0 не требуется. При условии квазинейтральности плазмы $N_e \approx N_i$ из (7) и

$N_i = \left(\frac{\pi^2 M_i}{2 A_p^2 e^3} \frac{dI_i^2}{d\phi_p} \right)^{0.5}$ следует соотношение для оценки средней массы ионов потока разреженной плазмы

$$\frac{M_i}{m_e} = \left(\frac{dI_e^2}{d\phi_p} \right) \left/ \left(\frac{dI_i^2}{d\phi_p} \right) \right. \quad (9)$$

Температура электронов T_e может быть определена традиционным способом из соотношения $T_e = \frac{e}{k} \left(\frac{d \ln I_e}{d\phi_p} \right)^{-1}$ или с использованием зависимостей

$$T_e = \frac{4 e}{\pi k} \frac{I_{0e}^2}{dI_e^2 / d\phi_p} \quad (10)$$

и

$$T_e = \frac{e}{k} \left(\frac{1}{I_e} \frac{dI_{0e}}{d\phi_p} \right)^{-1}. \quad (11)$$

Величина $I_{0e} = A_p j_{0e}$ характеризует электронный ток при $\Phi_W = \Phi_p - \Phi_0 = 0$. Измерения электронного тока при положительных потенциалах зонда ($\phi_p > 0$) в ионосфере [15, 27] осуществляются, как правило, при малых, но конечных значениях скоростного отношения для электронов: $0.001 \leq S_e \leq 0.1$ ($S_e = U_\infty / \sqrt{2kT_e / m_e}$). При положительных потенциалах зонда $e\phi_p \leq M_i U_\infty^2 / 2$ на сбирание электронов оказывает направленное движение ионов плазмы. При определении температуры T_e и концентрации N_e по электронной ветви вольтамперной характеристики влияние направленного движения разреженной плазмы характеризуют поправочные коэффициенты K_{T_e} и K_{N_e} [21]. Концентрация электронов N_e , вычисленная по соотношению (7), равна

$$N_{ej} = K_{N_e} N_{e0}, \text{ где } K_{N_e} = \left(\frac{dI_{ej}^2}{d\phi_p} \right) \left/ \left(\frac{dI_{e0}^2}{d\phi_p} \right) \right. ^{0.5}, \text{ а } N_{e0}$$

соответствует условиям при $S_e = 0$. Для температуры электронов, измеренной традиционным способом, получено выражение $T_{ej} = K_{T_e} T_{e0}$, где $K_{T_e} = \frac{d \ln I_e}{d\phi_p} \left/ \left(\frac{d \ln I_{e0}}{d\phi_p} \right) \right.$ (индекс « j » соответствует измерениям при $S_e \neq 0$). Зависимости $K_{T_e}(S_e)$ и $K_{N_e}(S_e)$ для цилиндрического зонда при $0 \leq S_e \leq 0.1$ приведены в работе [21].

Приведенные выше формулы позволяют в предположении максвелловского распределения для заряженных частиц определять по вольтамперной характеристике одиночного цилиндрического зонда концентрацию заряженных частиц $N_e \approx N_i$, температуру электронов T_e и потенциал плазмы ϕ_0 .

ДАТЧИК DN — ДЕТЕКТОР НЕЙТРАЛЬНЫХ ЧАСТИЦ

Датчик DN предназначен для определения и контроля параметров нейтрального компонента высокоскоростного потока разреженной плазмы в режиме бесстолкновительного обтекания. Конструктивно датчик DN содержит два ИМП-зонда давления. Схема такого зонда давления с инверсо-магнетронным преобразователем с замкнутой камерой ионизации приведена в работе [21]. Для использования на КА «Сич-2» преобразователь помещен в корпус, выполняющий одновременно функции защитного и магнитного экранов. Внешний диаметр корпуса $D_h = 50$ мм, длина $L_h = 85$ мм, диаметр входного отверстия трубы $d_{ch} = 7$ мм, длина трубы $L_{ch} = 22$ мм.

Газ внутри зонда находится в равновесии, которое не нарушается потоком частиц, влетающих через входное отверстие. Давление газа в резервуаре зонда определяется выражением [10]

$$P_{pp} = P_n \sqrt{T_w / T_n} B(S_n \cos \theta) \Psi(S_n, l, \theta), \quad (12)$$

где $P_n = N_n k T_n$ — давление нейтрального компонента в невозмущенном потоке плазмы, T_w — температура стенок корпуса зонда,

$$B = \exp(-S_n^2 \cos^2 \theta) + \sqrt{\pi} S_n \cos \theta (1 + \operatorname{erf} S_n \cos \theta),$$

$$\operatorname{erfx} = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^x e^{-z^2} dz$$

— интеграл вероятности, θ — угол между вектором скорости \mathbf{U}_∞ и нормалью \mathbf{n} к плоскости входного отверстия зонда, $S_n = U_\infty / \sqrt{2kT_n / M_n}$ — скоростное отношение потока нейтральных частиц, $\Psi = W(S_n, l, \theta) / W(0, l)$, $W(S_n, l, \theta)$ — коэффициент Клаузинга для частиц, поступающих в резервуар зонда через трубку, $W(0, l)$ — коэффициент Клаузинга для частиц, уходящих из резервуара зонда, $l = L_{ch} / d_{ch}$.

Для двух зондов давления датчика DN при $\theta_1 = 0$ и $\theta_2 = \pi/2$ из (12) следуют выражения

$$\frac{P_1}{P_2} = \sqrt{T_{w_1} / T_{w_2}} B_1(S_n) \frac{\Psi_1}{\Psi_2} \quad (13)$$

и

$$P_2 = P_n \sqrt{T_{w_2} / T_n} \Psi_2. \quad (14)$$

В ионосфере при $S_n \geq 2.5$ из (13) и (14) получим соотношения для определения температуры

T_n и концентрации N_n нейтральных частиц в плазме низкой плотности:

$$T_n = \xi \left(\frac{P_2}{P_1} \right)^2 \frac{T_{w_1}}{T_{w_2}} \frac{\Psi_1}{\Psi_2}, \quad (15)$$

$$N_n = P_1 / k \sqrt{\xi T_{w_1}} \Psi_1, \quad (16)$$

или

$$N_n = P_2 / k \sqrt{T_n T_{w_2}} \Psi_2. \quad (17)$$

Здесь $B_1 = B(S_n, \theta_1 = 0)$, $P_1 = P_{pp}(\theta_1 = 0)$,

$$P_2 = P_{pp}(\theta_2 = \pi/2), \quad \xi^{0.5} = U_\infty \sqrt{2\pi M_n / k}.$$

Зависимости функций $\Psi_1(S_n, l, \theta_1 = 0)$ и $\Psi_2(S_n, l, \theta_2 = \pi/2)$ приведены в работе [10]. Индивидуальная характеристика ИМП зонда для нейтрального компонента может быть представлена в виде [4]

$$P = a(q_j I_c)^b, \quad (18)$$

где P — давление окружающей среды, I_c — ток разряда ИМП, a, b — постоянные ИМП, q_j — коэффициент чувствительности магниторазрядных вакуумметров для частиц сорта j .

Соотношения (15) — (17) позволяют оценить по выходным сигналам датчика DN значения параметров S_n , T_n и N_n нейтрального компонента потока ионосферной плазмы, а в совокупности с параметрами электронов T_e , N_e и Φ_0 , вычисленными по вольтамперной характеристике одиночного цилиндрического зонда (датчика DE) — практически полный комплекс основных кинетических параметров неравновесной плазмы низкой плотности в ионосфере.

Таким образом, применение датчиков DN и DE позволяет в приближении $T_i \approx T_n$ определить полный комплекс параметров ионосферной плазмы, включая степени неизотермичности $T_i \approx T_e$ и ионизации среды $\epsilon_i = N_i / N_n + N_n$. По температуре T_i ионов разреженной плазмы процедура диагностики не замкнута.

СТЕПЕНЬ НЕИЗОТЕРМИЧНОСТИ РАЗРЕЖЕННОЙ ПЛАЗМЫ. ТЕМПЕРАТУРА ТЯЖЕЛЫХ ЧАСТИЦ (ИОНОВ И НЕЙТРАЛОВ)

В работе [12] для слабоионизованной разреженной плазмы по результатам анализа энергообмена при столкновениях между заряженными и нейтральными частицами получена зависи-

мость, устанавливающая связь между температурами ионов, электронов и нейтралов:

$$T_e = \frac{\lambda_{en}^2}{\lambda_{in}^2} \frac{\delta_{in}}{\delta_{en}} T_i (T_i - T_n), \quad (19)$$

где λ_{an} — средняя длина свободного пробега при столкновениях заряженных и нейтральных частиц, δ_{an} — средняя доля энергии, теряемой при столкновениях заряженных частиц с нейтралами ($a=e, i$).

С учетом $\lambda_{en}^2 = 1/N_n^2 \sigma_{en}^2$ и $\lambda_{in}^2 = T_i / N_n \sigma_{in}^2 (T_i + T_n)$ из выражения (19) следует

$$T_i = \left(T_n^2 + \frac{\sigma_{en} \delta_{en}^2}{\sigma_{in} \delta_{in}^2} T_e^2 \right)^{0.5} \quad (20)$$

или при $\delta_{in} = \frac{8}{3} \frac{M_i M_n}{(M_i + M_n)^2} \left(1 - \frac{T_n}{T_i} \right)$ [1, 13, 17, 21]:

$$\left(\frac{T_e}{T_i} \right)^2 = \frac{0.67}{\delta_{en}} \frac{\sigma_{in}^2}{\sigma_{en}^2} \left(1 - \frac{T_n}{T_i} \right) \left(1 - \frac{T_n^2}{T_i^2} \right), \quad (21)$$

где σ_{an} — эффективные сечения соударений заряженных и нейтральных частиц. Значения σ_{an} и σ_{en} для широкого диапазона энергий частиц и пар «ион — нейтрал» и «электрон — нейтрал» приведены в работах [6, 13, 16, 17], а значения $\delta_{en}(T_e)$ — в работах [14, 17, 19, 24].

Для атомарного кислорода в ионосфере $\delta_{eO} = 82.5 / (T_n T_e^{0.5})$ [5, 11] из (21) следует

$$T_n (T_i^2 - T_n^2) \left(1 - \frac{T_n}{T_i} \right) = 123 T_e^{3/2} \sigma_{en}^2 / \sigma_{in}^2. \quad (22)$$

С другой стороны, в работе [5] зависимость между температурами заряженных и нейтральных частиц плазмы представлена в виде

$$T_i = T_n + \frac{T_e - T_n}{1 + \frac{\delta_{in} v_{in}}{\delta_{ei} v_{ei}}}, \quad (23)$$

где

$$v_{in} = N_n \sigma_{in} \sqrt{\frac{8k}{\pi M_n} (T_i + T_n)} \quad \text{и} \quad v_{ei} = 3.7 N_i \ln \Lambda / T_e^{3/2}$$

— частоты соударений для пар «ион — нейтрал» и «электрон — ион», $\ln \Lambda$ — кулоновский логарифм [16].

Зависимости (20) — (23) позволяют замкнуть задачу диагностики ионосферной плазмы: оценить величину температуры ионов T_i , если зна-

чения T_e и T_n определены по результатам зондовых измерений датчиков DN и DE.

ДИАГНОСТИКА ОКОЛОСПУТНИКОВОЙ ПЛАЗМЫ НА КА «СИЧ-2»

Приведенные выше формулы и соотношения использовались для оценки кинетических параметров околоспутниковой плазмы на КА «Сич-2». Результаты измерений на орбите (один виток 23.11.2011 г.) представлены на рис. 1. В результате

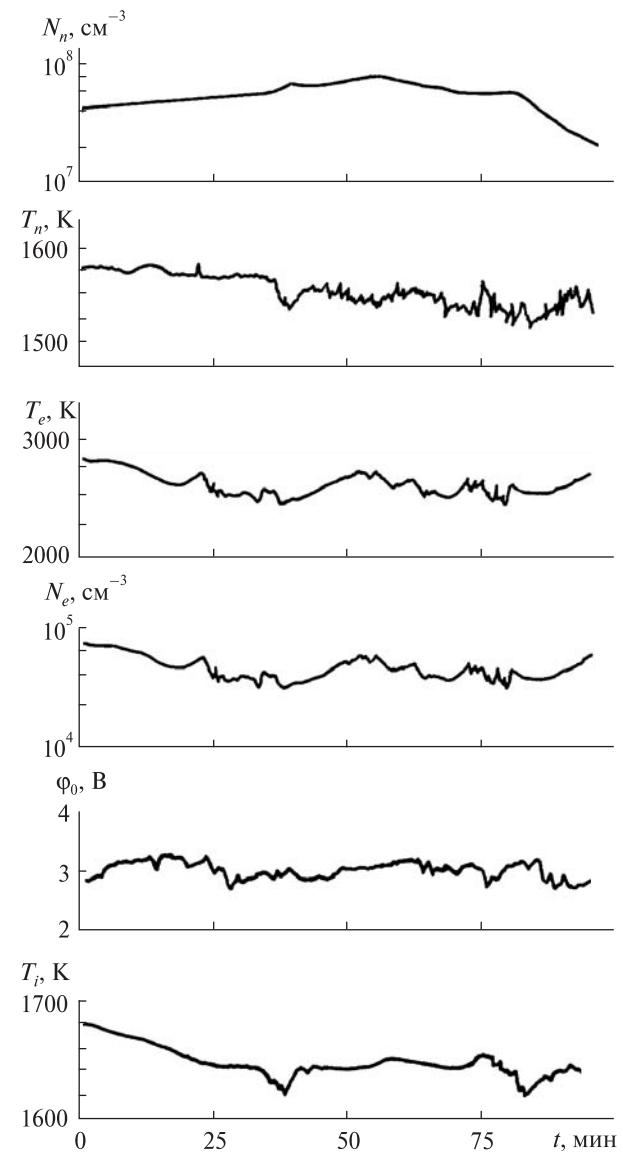


Рис. 1. Вариации кинетических параметров нейтральных и заряженных частиц на КА «Сич-2» (виток 23.11.2011 г., $UT_0 = 20$ ч 56 мин 36 с)

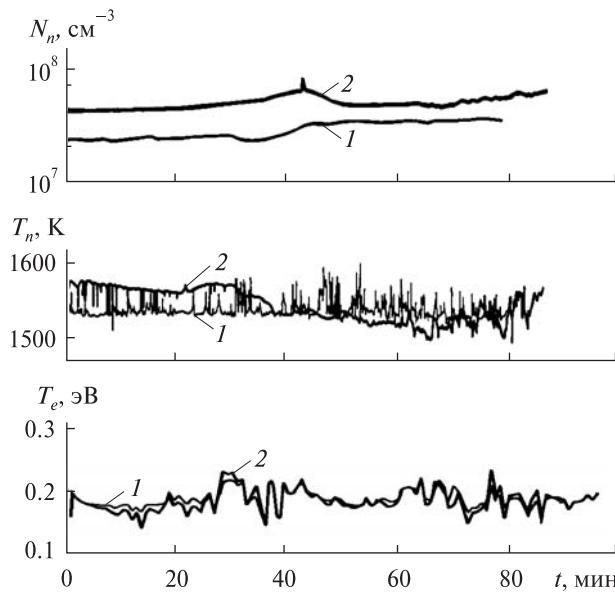


Рис. 2. Временные вариации концентрации, температуры нейтральных частиц и «холодных» электронов: 1 — зондовые измерений на КА «Сич-2» 1 сентября 2011 г. (начало $UT_0 = 00 ч 23 мин 37 с$), 2 — летные испытания 14 сентября 2011 г. (начало $UT_0 = 00 ч 57 мин 15 с$)

обработки выходных сигналов ИМП 1,2 датчика DN и вольтамперной характеристики датчика DE получены временные распределения температуры T_n и концентрации N_n нейтральных частиц, температуры T_e и концентрации N_e электронов, температуры T_i ионов; значение средней массы ионов $M_i \approx 15.6$. При вычислениях значений T_i использовались уравнения (22) и (23), приближения $\delta_{e0} \approx 82.5 / (T_n T_e^{0.5})$, $\delta_{in} = 2/3(1 - T_n/T_i)$, $\sigma_{eo} = 3.3 \cdot 10^{-16} \text{ см}^2$ и $\sigma_{in}^{O^+ - O} \approx 4.6 \cdot 10^{-15} \text{ см}^2$ из [5, 11]. При вычислениях T_i по (23) использовались три итерации, нулевое приближение соответствует упругим соударениям. Разброс вычисленных по (22) и (23) значений T_i не превосходит 3 %. Для сравнения на рис. 2 приведены временные распределения параметров нейтрального и заряженного компонентов околоспутниковой плазмы, вычисленные по выходным сигналам датчиков DN и DE при проведении летних испытаний 1 и 14 сентября 2011 г., кривые 1 и 2 соответственно. Измерения на КА «Сич-2» проводились со сдвигом по времени $\Delta UT \approx 34$ мин (практически в одно и то же время суток). Приведенные на рис. 2

значения параметров околоспутниковой плазмы хорошо согласуются между собой. Кроме того, полученные значения кинетических параметров околоспутниковой плазмы согласуются с данными [7] ($h = 700$ км, максимум солнечной активности) и результатами измерений на КА DEMETER [27] на высоте $h = 750$ км.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика, получены формулы для обработки и анализа выходных сигналов датчика DN — детектора нейтральных частиц и датчика DE — одиночного цилиндрического зонда Ленгмюра при диагностике разреженной плазмы в ионосфере. На примере диагностики околоспутниковой среды на орбите КА «Сич-2» показано, что выходные сигналы датчиков DN и DE дают возможность определить комплекс основных кинетических параметров плазмы низкой плотности в ионосфере, таких как температуры электронов, ионов и нейтралов, концентрации нейтральных и заряженных частиц, средняя масса ионов, степени ионизации, неизотермичность и потенциал плазмы. Приведенные формулы и процедуры позволяют замкнуть задачу диагностики потоков ионосферной разреженной плазмы зондовыми методами, повысить их точность и информативность.

1. Альвен Г., Фельтхаммар К. Г. Космическая электродинамика. — М.: Мир, 1967. — 260 с.
2. Бакшт Ф. Г., Дюжев Г. А., Циркель Б. И. и др. Зондовая диагностика низкотемпературной плазмы в магнитном поле. III. Электронный ток насыщения зондовой характеристики // Журн. технической физики. — 1977. — № 11. — С. 2269—2279.
3. Бойд Р. Зонды Ленгмюра на космическом корабле // Методы исследования плазмы / Под ред. В. Лохте-Хольтгревена. — М.: Мир, 1971. — С. 506—568.
4. Вакуумная техника. Справочник / Фролов Б. С., Минайчев В. Е., Александров А. Т. и др. — М.: Машиностроение, 1985. — 360 с.
5. Гуревич А. В., Шварцбург А. В. Нелинейная теория распространения радиоволн в ионосфере. — М.: Наука, 1973. — 272 с.
6. Дресвин С. В., Донской А. В., Гольдфарб В. М., Клубникин В. С. Физика и техника низкотемпературной плазмы. — М.: Атомиздат, 1972. — 352 с.
7. ECSS-E-10-04A. Параметры космического пространства. — Введен 21.01.2000. — Noordwijk: ESTEC, 2000. — 219 с.

8. Козлов О. В. Электрический зонд в плазме. — М.: Атомиздат, 1969. — 291 с.
9. Котельников В. М. Вольтамперные характеристики цилиндрического зонда в потоке столкновительной и бесстолкновительной плазмы // Теплофизика высоких температур. — 2008. — **46**, № 3. — С. 342—347.
10. Кошмаров Ю. А., Рыжков Ю. А., Свищевский С. Б. Экспериментальные методы в механике разреженных газов. — М.: Машиностроение, 1981. — 200 с.
11. Кринберг И. А. Кинетика электронов в ионосфере и магнитосфере Земли. — М.: Наука, 1978. — 215 с.
12. Ленерт Б. Плазма космического и лабораторного масштабов // Физика плазмы и магнитная гидродинамика. — М.: Изд-во иностр. лит., 1961. — С. 65—134.
13. Мак-Даниэль И. Процессы столкновений в ионизованных газах. — М.: Мир, 1967. — 832 с.
14. Месси Т., Бархон Е. Электронные и ионные столкновения. — М.: Изд-во иностр. лит., 1959. — 567 с.
15. Москаленко А. М. К теории цилиндрического зонда // Космич. исследования. — 1979. — **17**, № 1. — С. 51—59.
16. Райзер Ю. П. Физика газового разряда. — М.: Наука, 1987. — 592 с.
17. Саттон Дж., Шерман А. Основы технической магнитной газодинамики. — М.: Мир, 1968. — 402 с.
18. Смирнова В. В. К теории горячего зонда и фотозонда // Геомагнетизм и аэрономия. — 1966. — **6**, № 2. — С. 276—283.
19. Хаксли Л., Кромптон Р. Диффузия и дрейф электронов в газах. — М.: Мир, 1977. — 672 с.
20. Шотт Л. Электрические зонды // Методы исследования плазмы / Под ред. В. Лохте-Хольтгревена. — М.: Мир, 1971. — С. 459—495.
21. Шувалов В. А., Кочубей Г. С., Приймак А. И. и др. Контактная диагностика высокоскоростных потоков разреженной плазмы // Теплофизика высоких температур. — 2005. — **43**, № 3. — С. 343—351.
22. Шувалов В. А., Лазученков Д. Н., Кочубей Г. С., Носиков С. В. Диагностика нейтрального и заряженного компонентов потока разреженной плазмы калориметрическими зондами // Приборы и техника эксперимента. — 2010. — **53**, № 3. — С. 80—87.
23. Шувалов В. А., Письменный Н. И., Приймак А. И., Кочубей Г. С. Зондовая диагностика потоков разреженной частично диссоциированной плазмы // Приборы и техника эксперимента. — 2007. — **50**, № 3. — С. 92—100.
24. Энгель А. Ионизованные газы. — М.: Физматгиз, 1959. — 332 с.
25. Godard R., Laframboise J. G. Total current to cylindrical collectors in collisionless plasma flow // Planet. and Space Sci. — 1983. — **31**, N 3. — P. 275—283.
26. Laframboise J. G., Sonmor L. J. Current collection by probes and electrodes in space magnetoplasma: A Review // J. Geophys. Res. — 1993. — **98**, N A1. — P. 337—357.
27. Lebreton J. P., Stverak S., Travnick P., et al. The ISL Langmuir probe experiment processing on board DEMETER: Scientific objectives description and first results // Plan. and Space Sci. — 2006. — **54**. — P. 472—486.
28. Szuszczewicz E. P., Takacs P. Z. Magnetosheath effects on cylindrical Langmuir probes // Phys. Fluids. — 1979. — **22**, N 12. — P. 2424—2429.

Стаття надійшла до редакції 22.10.12

В. О. Шувалов, А. А. Лукенюк, М. І. Письменний,
С. М. Кулагін

ЗОНДОВА ДІАГНОСТИКА НАВКОЛОСУПТНИКОВОГО СЕРЕДОВИЩА НА КА «СІЧ-2»

Розроблено методику, отримано формули для обробки та аналізу вихідних сигналів давачів нейтральних DN і заряджених часток DE, які входять до складу наукової апаратури КА «Січ-2». Показано, що вихідні сигнали давачів DN і DE дозволяють замкнути задачу діагностики іоносферної розрідженої плазми та визначити повний комплекс основних кінетичних параметрів іонізованого середовища: температуру електронів, іонів і нейтралів; концентрацію нейтральних і заряджених часток; середню масу іонів; ступені іонізації, неізотермічності та потенціал плазми.

V. A. Shuvalov, A. A. Lukenjuk, N. I. Pismenny,
S. N. Kulagin

PROBE DIAGNOSTICS OF LABORATORY AND IONOSPHERIC RAREFIED PLASMA FLOWS

We developed a procedure and elaborated equations for the processing and analysis of output signals from the detectors of neutral particles, DN, and charged particles, DE, which are parts of the scientific devices of the spacecraft "Sich-2". The procedure allows one to determine the complex main kinetic parameters of the spacecraft environment.

А. Л. Макаров¹, Д. К. Мозговой², А. М. Кулабухов², В. С. Хорошилов¹, В. Н. Балашов¹, В. М. Попель¹

¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

² Дніпропетровський Національний університет імені Олеся Гончара

УЧЕТ ПОГРЕШНОСТЕЙ ОРИЕНТАЦИИ КА ПРИ СЪЕМКЕ С НЕНУЛЕВЫМИ УГЛОВЫМИ СКОРОСТЯМИ

Описана методика учета погрешностей ориентации КА при съемке с ненулевыми угловыми скоростями с применением спутников дистанционного зондирования Земли с оптико-электронными сканерами высокого пространственного разрешения. Приведены результаты компьютерного моделирования съемки протяженной территории сложной конфигурации.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Спутниковая съемка является наиболее эффективным способом получения пространственных данных благодаря своей обзорности, достоверности, оперативности, детальности, бесконтактности и другим преимуществам по сравнению с традиционными наземными методами [8, 9, 17, 19].

Существенно повысить оперативность и достоверность спутниковой съемки протяжных территорий сложной конфигурации позволяет новый метод съемки в процессе перенацеливания (т. е. с ненулевыми угловыми скоростями), реализуемый с помощью программного управления ориентацией спутника [13, 15].

Данный метод позволяет:

- выполнять за один виток съемку произвольно расположенных протяженных участков сложной конфигурации (повысить оперативность выполнения съемки заданной территории);
- увеличить полезный объем данных ДЗЗ, получаемых в одном сеансе съемки;
- производить съемку с соседних витков при меньших углах Солнца (при заданном отношении сигнал/шум);
- обнаруживать на снимках слабоконтрастные объекты при заданных условиях освещенности;

- повысить отношение сигнал/шум спутниковых снимков и выполнять более качественно процедуры классификации снимка, использующие радиометрические и спектральные признаки [12, 16, 18, 20].

Кроме того, при работе в режиме с ненулевыми угловыми скоростями увеличивается длительность сеанса связи в режиме непосредственной передачи (для одной и той же снимаемой территории), что позволяет снизить информационную скорость и использовать приемные станции с меньшими по усиленнию и габаритами антеннами (при тех же параметрах бортовой передающей аппаратуры) [10, 13, 15].

ОСОБЕННОСТИ СЪЕМКИ С НЕНУЛЕВЫМИ УГЛОВЫМИ СКОРОСТЯМИ

Режим съемки с ненулевыми угловыми скоростями предъявляет повышенные требования к спутнику в части обеспечения требуемой скорости и точности переориентации КА в процессе съемки [11, 15].

При такой съемке необходимо учитывать множество дополнительных факторов, основными из которых являются [1, 13]:

- различная наклонная дальность d и угол съемки для строк, соответствующих началу, середине и концу сцены, что приводит к соответствующим различиям в размерах проекции линейки ПЗС на поверхности Земли (рис. 1);

- значительное отклонение от надира оптической оси КА ВР в начале и в конце съемки, необходимое при больших значениях коэффициента накопления (отношения времени съемки с накоплением к времени съемки без накопления), что приводит к необходимости дополнительного учета высоты рельефа и атмосферной рефракции [2, 10].

Ниже приведена методика учета погрешностей ориентации КА при съемке протяженной территории сложной конфигурации и результаты компьютерного моделирования [7, 13, 15].

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОТЯЖЕННОЙ ТЕРРИТОРИИ СЛОЖНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Снимаемая территория сложной конфигурации задается на карте узловыми точками с произвольным шагом по широте и долготе. Для аппроксимации протяженной территории используется естественный кубический интерполирующий сплайн с последующим сглаживанием методом наименьших квадратов [5, 10].

Определение требуемой ориентации спутника при съемке. Входными данными являются [7, 11]:

- координаты опорных точек $x_{\text{от}i}$, $y_{\text{от}i}$, $z_{\text{от}i}$ в гринвичской системе координат (ГСК), соответствующих началу и концу строки ($i = 1, 2$), содержащей узловую точку объекта;
- координаты спутника в гринвичской системе координат $x_{\text{сп}}$, $y_{\text{сп}}$, $z_{\text{сп}}$;
- географическая долгота λ , геоцентрическая широта ϕ и азимут α спутника;
- векторы визирования опорных точек в приборной системе координат (ПСК) $\mathbf{V}_{\text{от}i}^{\text{ПСК}}$ ($i = 1, 2$).

Выходными данными являются углы крена, тангажа и рыскания спутника (соответственно $\varphi_{\text{сп}}$, $\theta_{\text{сп}}$ и $\psi_{\text{сп}}$).

Сначала вычисляются векторы визирования опорных точек

$$\Delta_{\text{от}1} = \{x_{\text{от}1} - x_{\text{сп}}, y_{\text{от}1} - y_{\text{сп}}, z_{\text{от}1} - z_{\text{сп}}\}^T,$$

$$\Delta_{\text{от}2} = \{x_{\text{от}2} - x_{\text{сп}}, y_{\text{от}2} - y_{\text{сп}}, z_{\text{от}2} - z_{\text{сп}}\}^T.$$

Затем по $\Delta_{\text{от}1}$ и $\Delta_{\text{от}2}$ вычисляются нормированные векторы визирования опорных точек в гринвичской системе координат $\mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ГСК}}$ и $\mathbf{V}_{\text{от}2}^{\text{ГСК}}$:

$$\mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ГСК}} = \frac{\Delta_{\text{от}1}}{|\Delta_{\text{от}1}|}, \quad \mathbf{V}_{\text{от}2}^{\text{ГСК}} = \frac{\Delta_{\text{от}2}}{|\Delta_{\text{от}2}|}.$$

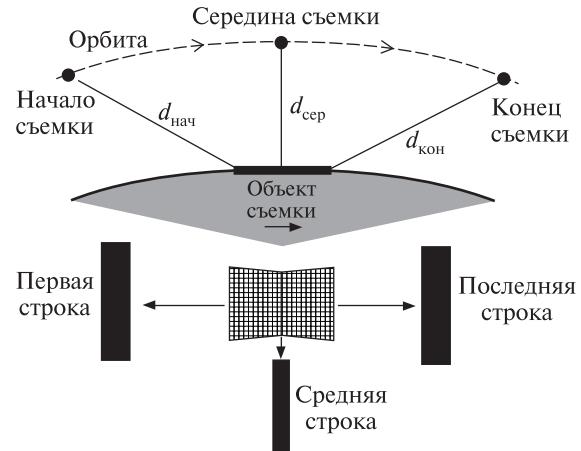


Рис. 1. Влияние различной наклонной дальности на геометрию съемки

Рассчитываются значения элементов матрицы перехода

$$\mathbf{M}_{\text{ГСК-ОСК}} = \begin{pmatrix} \sin\lambda \sin\alpha & \sin\lambda \cos\alpha & \cos\lambda \sin\phi \\ -\cos\lambda \sin\phi \cos\alpha & -\cos\lambda \sin\phi \sin\alpha & \sin\lambda \cos\phi \\ \cos\lambda \sin\alpha & \cos\lambda \sin\alpha & \sin\lambda \cos\phi \\ -\sin\lambda \sin\phi \cos\alpha & -\sin\lambda \sin\phi \sin\alpha & \cos\phi \cos\alpha \\ \cos\phi \cos\alpha & \cos\phi \sin\alpha & \sin\phi \end{pmatrix}.$$

Значения элементов матрицы перехода от ГСК к ОСК определяются следующим образом:

$$\mathbf{M}_{\text{ГСК-ОСК}} = \mathbf{M}_{\text{ОСК-ГСК}}^T.$$

По матрице $\mathbf{M}_{\text{ГСК-ОСК}}$ и векторам $\mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ГСК}}$ и $\mathbf{V}_{\text{от}2}^{\text{ГСК}}$ вычисляются векторы визирования опорных точек в ОСК $\mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ОСК}}$ и $\mathbf{V}_{\text{от}2}^{\text{ОСК}}$

$$\mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ОСК}} = \mathbf{M}_{\text{ГСК-ОСК}} \cdot \mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ГСК}},$$

$$\mathbf{V}_{\text{от}2}^{\text{ОСК}} = \mathbf{M}_{\text{ГСК-ОСК}} \cdot \mathbf{V}_{\text{от}2}^{\text{ГСК}}.$$

Затем вводятся две тройки ортогональных векторов:

$$\mathbf{u} = \mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ОСК}},$$

$$\mathbf{v} = \mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ОСК}} \times \mathbf{V}_{\text{от}2}^{\text{ОСК}} \times \mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ОСК}},$$

$$\mathbf{w} = \mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ОСК}} \times \mathbf{V}_{\text{от}2}^{\text{ОСК}},$$

$$\mathbf{u}_0 = \mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ПСК}},$$

$$\mathbf{v}_0 = \mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ПСК}} \times \mathbf{V}_{\text{от}2}^{\text{ПСК}} \times \mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ПСК}},$$

$$\mathbf{w}_0 = \mathbf{V}_{\text{от}1}^{\text{ПСК}} \times \mathbf{V}_{\text{от}2}^{\text{ПСК}}.$$

По векторам \mathbf{u} , \mathbf{v} , \mathbf{w} , \mathbf{u}_0 , \mathbf{v}_0 , \mathbf{w}_0 строятся ортогональные матрицы \mathbf{B} и \mathbf{B}_0 :

$$\mathbf{B} = \begin{pmatrix} u^x & v^x & w^x \\ u^y & v^y & w^y \\ u^z & v^z & w^z \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{B}_0 = \begin{pmatrix} u_0^x & v_0^x & w_0^x \\ u_0^y & v_0^y & w_0^y \\ u_0^z & v_0^z & w_0^z \end{pmatrix},$$

где верхними индексами обозначены соответствующие координаты векторов.

Значения элементов матрицы $\mathbf{M}_{\text{ПСК-ОСК}} = b_{ij}$ ($1 \leq i, j \leq 3$) вычисляются по формуле $\mathbf{M}_{\text{ПСК-ОСК}} = \mathbf{B} \cdot \mathbf{B}_0^T$.

Углы крена ϕ , тангенса ϑ и рыскания ψ спутника для данной последовательности поворотов вычисляются по значениям элементов матрицы $\mathbf{M}_{\text{ПСК-ОСК}}$:

$$\phi_{\text{сп}} = -\arctg \frac{b_{23}}{b_{33}},$$

$$\vartheta_{\text{сп}} = \arcsin b_{13},$$

$$\psi_{\text{сп}} = -\arctg \frac{b_{12}}{b_{11}}.$$

Угловые скорости определяются путем аналитического дифференцирования коэффициентов сплайна, интерполирующего углы ориентации.

Модель орбитального движения спутника. Для малых периодов прогноза и низкоорбитальных орбит достаточно точной является аналитическая модель SGP4 [3, 7], позволяющая работать с начальными условиями, представленными в виде TLE-файлов, формируемыми системой NORAD.

Расчет координат снятых объектов. Входными данными являются полуоси a и b земного эллипсоида; координаты $x_{\text{сп}}$, $y_{\text{сп}}$, $z_{\text{сп}}$ спутника в ГСК; координаты V_x , V_y , V_z вектора $\mathbf{V}_{\text{ГСК}}$ визирования в ГСК [5, 6].

Выходными данными являются широта ϕ и долгота λ визируемой точки.

Для нахождения координат x , y , z визируемой точки в ГСК используется система параметрических уравнений прямой и эллипсоида

$$x - x_{\text{сп}} = V_x t, \quad y - y_{\text{сп}} = V_y t,$$

$$z - z_{\text{сп}} = V_z t, \quad \frac{x^2 + y^2}{a^2} + \frac{z^2}{b^2} = 1.$$

Для решения системы уравнений используется квадратное уравнение

$$Kx^2 + Lx + M = 0,$$

$$K = \frac{b^2 + b^2 A_y + a^2 A_z}{a^2 b^2},$$

$$L = \frac{b^2 B_y + a^2 B_z}{a^2 b^2},$$

$$M = \frac{C_y}{a^2} + \frac{C_z}{b^2} - 1,$$

где

$$A_y = \left(\frac{V_y}{V_x} \right)^2,$$

$$B_y = 2 \left(y_{\text{сп}} \frac{V_y}{V_x} - x_{\text{сп}} \left(\frac{V_y}{V_x} \right)^2 \right),$$

$$C_y = (y_{\text{сп}})^2 - 2y_{\text{сп}} \frac{V_y}{V_x} x_{\text{сп}} + \left(\frac{V_y}{V_x} \right)^2 (x_{\text{сп}})^2,$$

$$A_z = \left(\frac{V_z}{V_x} \right)^2,$$

$$B_z = 2 \left(z_{\text{сп}} \frac{V_z}{V_x} - x_{\text{сп}} \left(\frac{V_z}{V_x} \right)^2 \right),$$

$$C_z = (z_{\text{сп}})^2 - 2z_{\text{сп}} \frac{V_z}{V_x} x_{\text{сп}} + \left(\frac{V_z}{V_x} \right)^2 (x_{\text{сп}})^2.$$

Координаты визируемой точки вычисляются по формулам

$$x_{1,2} = \frac{-L \pm \sqrt{L^2 - 4KM}}{2K},$$

$$y = y_{\text{сп}} + \frac{V_y}{V_x} (x - x_{\text{сп}}),$$

$$z = z_{\text{сп}} + \frac{V_z}{V_x} (x - x_{\text{сп}}).$$

Из двух вариантов решения выбирают тот, который соответствует минимальному расстоянию от спутника до визируемой точки.

Геодезические широта ϕ и долгота λ визируемой точки вычисляются по координатам x , y , z

визируемой точки в ГСК по формулам

$$\varphi = \operatorname{arctg} \frac{z}{p(1-e^2)},$$

$$\lambda = \operatorname{sign}(y) \cdot \begin{cases} \operatorname{arctg}(|y|/|x|), & \text{если } x > 0, \\ 180^\circ - \operatorname{arctg}(|y|/|x|), & \text{если } x < 0, \\ 90^\circ, & \text{если } x = 0, \end{cases}$$

где $p = \sqrt{x^2 + y^2}$, $e^2 = \frac{a^2 - b^2}{a^2}$.

Анализ влияния погрешностей ориентации и местоположения спутника. Анализ влияния случайных погрешностей задания углов ориентации и прогноза местоположения спутника на реализуемость программы съемки в части точности покрытия заданной территории проводится методом конечных разностей [4, 7].

Входными данными являются погрешности задания углов ориентации и прогноза местоположения спутника.

Рассчитываются значения частных производных от картографических координат опорных точек по координатам x , y , z спутника и углам

крена, рыскания и тангажа спутника для снимаемой сцены ($1 \leq j \leq N$) для всех сочетаний максимальных и минимальных абсолютных значений погрешностей задания углов ориентации и прогноза местоположения спутника

$$\frac{\partial x_{\text{krOT}_j}}{\partial x}, \frac{\partial y_{\text{krOT}_j}}{\partial x},$$

$$\frac{\partial x_{\text{krOT}_j}}{\partial y}, \frac{\partial y_{\text{krOT}_j}}{\partial y},$$

$$\frac{\partial x_{\text{krOT}_j}}{\partial z}, \frac{\partial y_{\text{krOT}_j}}{\partial z},$$

$$\frac{\partial x_{\text{krOT}_j}}{\partial \varphi}, \frac{\partial y_{\text{krOT}_j}}{\partial \varphi},$$

$$\frac{\partial x_{\text{krOT}_j}}{\partial \theta}, \frac{\partial y_{\text{krOT}_j}}{\partial \theta},$$

$$\frac{\partial x_{\text{krOT}_j}}{\partial \psi}, \frac{\partial y_{\text{krOT}_j}}{\partial \psi}.$$

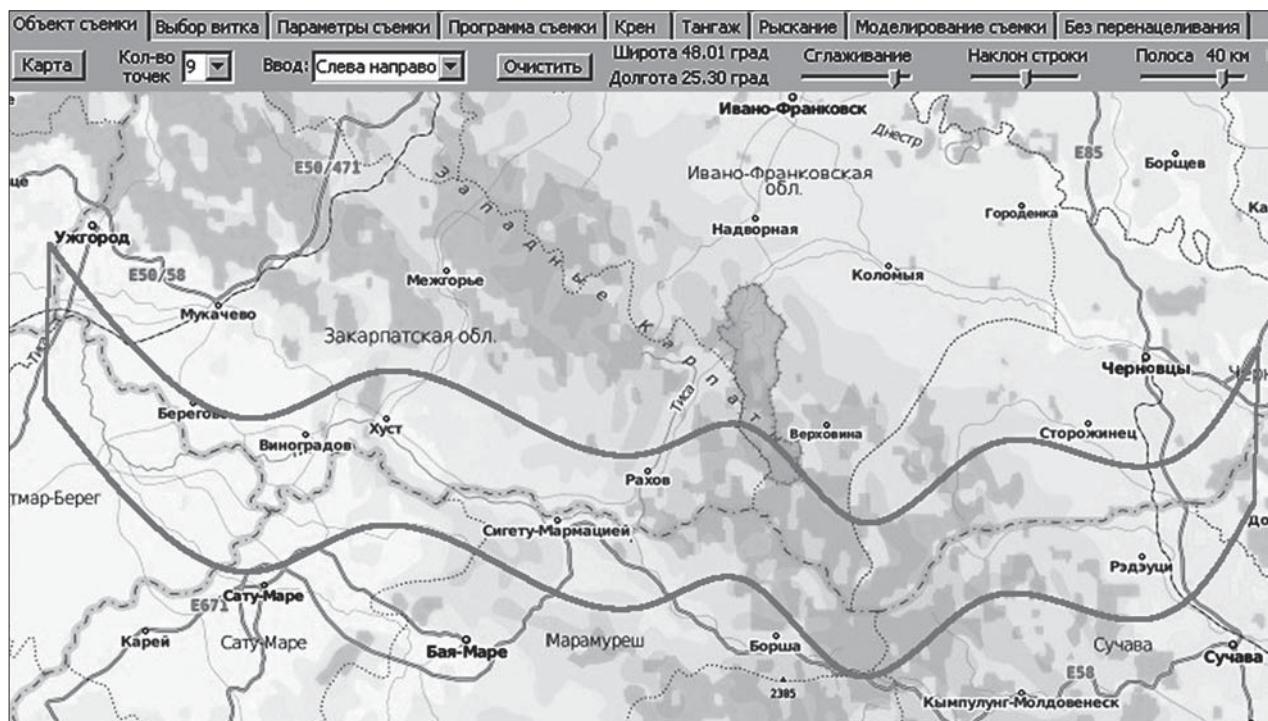


Рис. 2. Сплайн-аппроксимация объекта съемки

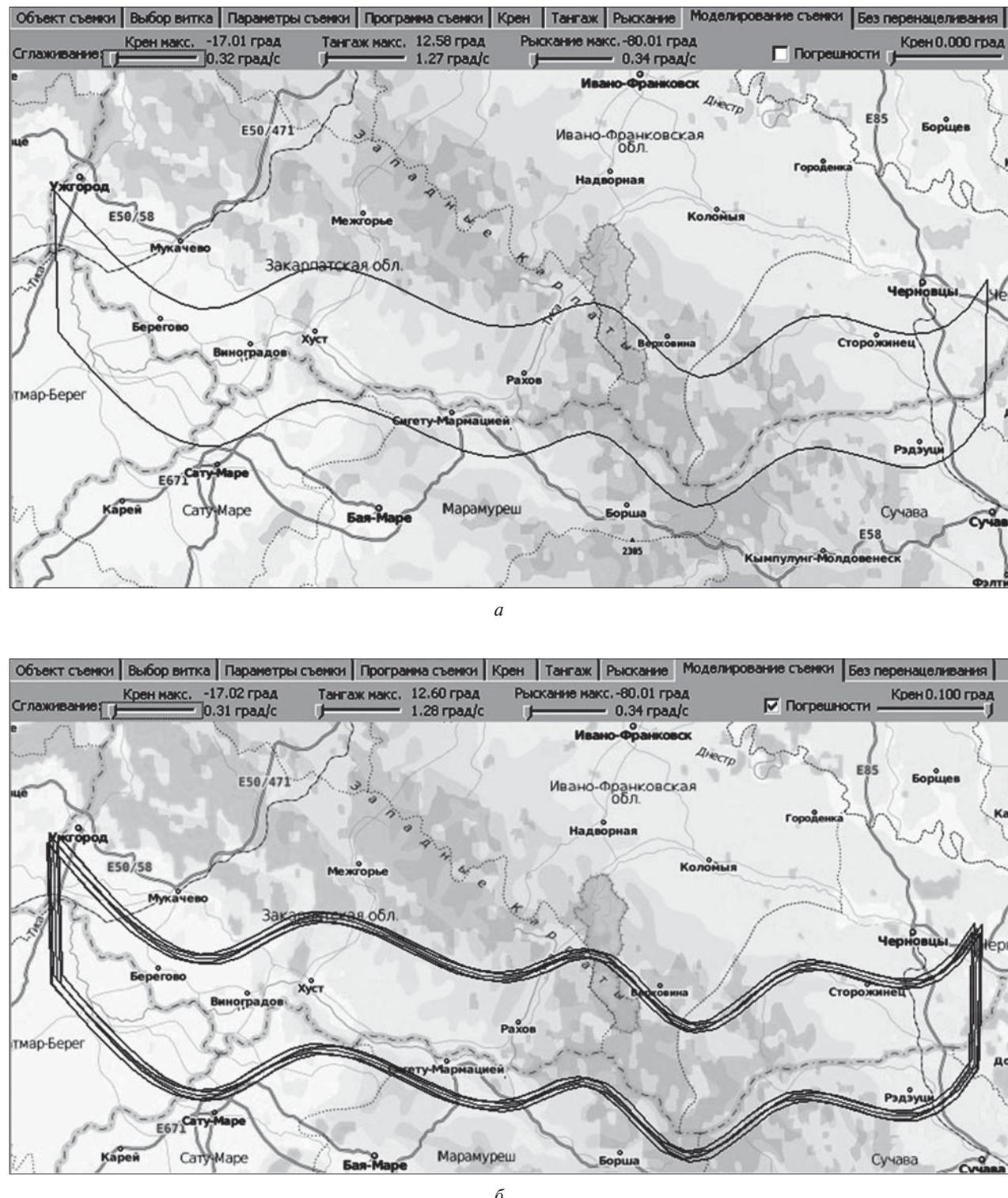


Рис. 3. Моделирование съемки: а — при отсутствии погрешностей ориентации, б — при максимальных погрешностях ориентации КА $\pm 0.1^\circ$ по крену, тангажу и рысканию

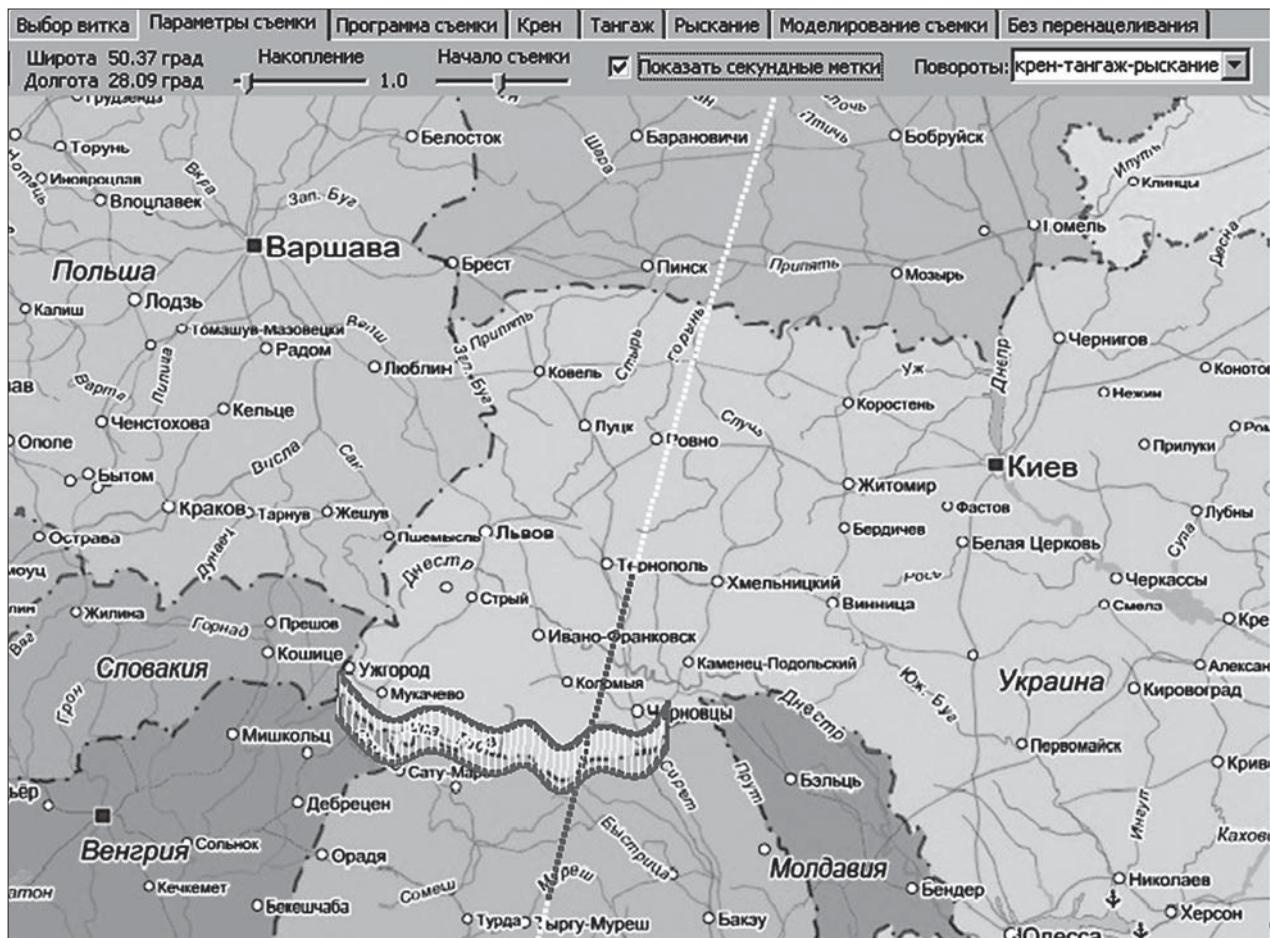


Рис. 4. Выбор витка и времени съемки

Выходными данными являются смещения картографических координат опорных точек $\Delta_{kj} = \sqrt{\delta x_{kOTj}^2 + \delta y_{kOTj}^2}$, соответствующие максимальным погрешностям ориентации и местоположения спутника.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Исходные данные для моделирования:

- снимаемый участок — приграничные территории запада Украины (участок Ужгород — Черновцы);
- тип орбиты спутника — солнечно-синхронная, высота 700 км;
- полоса захвата сканера в надире — 40 км.

Съемка протяженной территории сложной конфигурации за один виток выполнялась путем

программного управления ориентацией спутника во время съемки (использовалась сплайн-апроксимация объекта съемки) [6].

Моделирование проводилось для съемки в режиме «без накопления» при отсутствии погрешностей ориентации КА, а также при максимальных погрешностях ориентации КА $\pm 0.1^\circ$ по крену, тангажу и рысканию.

Результаты моделирования показаны на рис. 2—5.

ВЫВОДЫ

Компьютерное моделирование подтвердило возможность спутниковой съемки с ненулевыми угловыми скоростями протяженных территорий сложной конфигурации путем программного управления ориентацией спутника во время

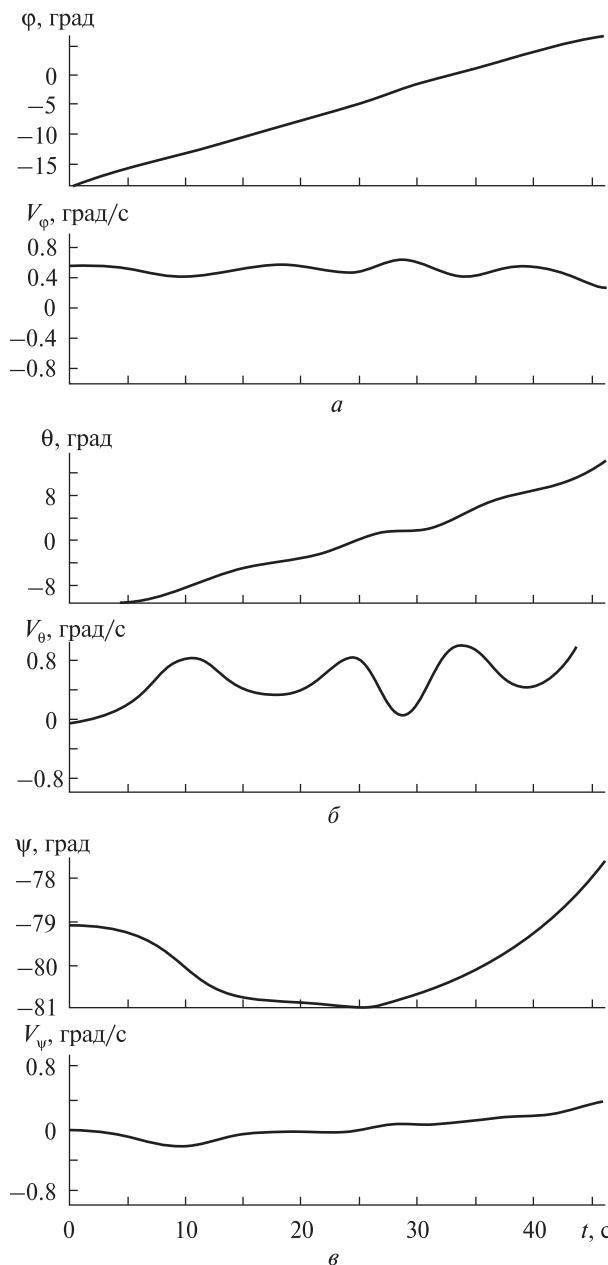


Рис. 5. Угол и угловая скорость во время съемки: а — по крену ϕ , б — по тангажу θ , в — по рысканию ψ

съемки [2, 3, 11]. Продолжительность съемки заданной территории в режиме «без накопления» составила 46 с.

В таблице приведены требуемые диапазоны углов ориентации и угловых скоростей для различных видов съемки, полученные в результате моделирования [4, 7].

Диапазоны углов ориентации и угловых скоростей для различных видов съемки

Параметры ориентации и углового движения спутника	Диапазон значений	
	Минимум	Максимум
Угол крена, град	-16.6	5.4
Угол тангажа, град	-11.9	14.2
Угол рыскания, град	-81	-79.1
Скорость крена, град/с	0.29	0.65
Скорость тангажа, град/с	-0.05	1.4
Скорость рыскания, град/с	-0.21	0.39

Угловые скорости перенацеливания спутника в среднем составили менее 0.5 град/с. При максимальных погрешностях ориентации КА $\pm 0.1^\circ$ по крену, тангажу и рысканию доля гарантированного покрытия территории составила около 90 %. Погрешности прогноза местоположения спутника практически не уменьшали долю гарантированного покрытия территории ввиду своей малости (для данного масштаба карты были субпиксельными).

1. Долинец Ю. С., Мозговой Д. К. Технология спутниковой съемки с ненулевыми угловыми скоростями // Х Міжнар. молодіжна наук.-практ. конф. «Людина і космос». Зб. тез. — Д.: НЦАОМ, 2008. — С. 495.
2. Макаров А. Л., Мозговой Д. К., Кулабухов А. М. и др. Технология спутниковой съемки в процессе перенацеливания // Космічна наука і технологія. — 2011. — № 17, № 6. — С. 3–9.
3. Макаров А. Л., Мозговой Д. К., Кулабухов А. М. и др. Повышение оперативности спутниковой съемки протяженных территорий сложной конфигурации // Авиационно-космическая техника и технология. Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», 2012. — С. 113–122.
4. Макаров А. Л., Мозговой Д. К., Кулабухов А. М. и др. Оценка реализуемости спутниковой съемки протяженных территорий сложной конфигурации // Технологические системы. — 2012. — С. 61–69.
5. Макаров А. Л., Мозговой Д. К., Хорошилов В. С. и др. Повышение эффективности съемки с помощью космического аппарата земных объектов произвольной конфигурации // Технологические системы. — 2011. — № 2 (55). — С. 66–70.
6. Макаров А. Л., Мозговой Д. К., Хорошилов В. С. и др. Методы повышения эффективности спутниковой съемки произвольно расположенных протяженных

- участков Земли // 21-я Междунар. конф. «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Материалы конф. — Севастополь: Вебер, 2011. — С. 182—183.
7. Мозговой Д. К. Методика супутникової зйомки мало-розмірних слабоконтрастних об'єктів // Програма наук. конф. за підсумками наук.-досл. роботи університету за 2010 рік. — Д.: ДНУ, 2010. — С. 108.
 8. Мозговой Д. К., Волошин В. И., Тарарико А. Г. Геоінформаційне забезпечення агросфери — система «Агрокосмос» // Міжнар. наук.-практ. конф. «Сучасні проблеми створення і ефективного використання єдиного геоінформаційного простору України при підготовці і прийнятті управлінських рішень»: Зб. тез. — К.: Ін-т проблем нац. безпеки, 2007. — С. 65—66.
 9. Мозговой Д. К. Использование данных MODIS и ASTER для решения актуальных прикладных задач // IX Міжнар. молодіжна наук.-практ. конф. «Людина і космос»: Зб. тез. — Д.: НЦАОМУ, 2007. — С. 440.
 10. Мозговой Д. К. Технология съемки протяженных объектов // IX Міжнар. молодіжна наук.-практ. конф. «Людина і космос»: Зб. тез. — Д.: НЦАОМУ, 2007. — С. 439.
 11. Мозговой Д. К. Управление ориентацией КА ДЗЗ высокой разрешающей способности // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Ракетно-космічна техніка. — 2009. — Вип. 13, 1, № 17/4. — С. 59—65.
 12. Мозговой Д. К., Водопьянов И. Н. Распознавание объектов с использованием радиометрических и геометрических признаков // XV науч.-технична конф. «Наукові проблеми розробки, модернізації та застосування інформаційно-вимірювальних систем космічного і наземного базування»: Тез. доп. — Житомир: ЖВІРЕ, 2006. — Ч. 1. — С. 19.
 13. Мозговой Д. К., Волошин В. И. Спутниковая съемка протяженных объектов // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Ракетно-космічна техніка. — 2006. — Вип. 10, 2, № 9/2. — С. 239—241.
 14. Мозговой Д. К., Волошин В. И. Технология съемки прибрежных зон // Современные проблемы рационального природопользования в прибрежных морских акваториях Украины: Тез. докл. Междунар. конф. молодых ученых. — Севастополь: МГИ, 2007. — С. 21—22.
 15. Мозговой Д. К., Волошин В. И., Бушуев Е. И., Салтыков Ю. Д. Использование новых технологий съемки для повышения эффективности КА МС-2-8 // VII Укр. конф. по космич. исследованиям: Сб. тез. — Евпатория: НЦУИКС, 2007. — С. 182—183.
 16. Мозговой Д. К., Кравец О. В. Использование многоспектральных снимков для классификации посевов сельхозкультур // Екологія та ноосферологія. — 2009. — № 20, № 1-2. — С. 54—58.
 17. Dolinets Y., Mozgovoy D. Specialists training in ERS // Advanced space technologies for the humankind prosperity: Internat. Conf. — Dnepropetrovsk: Yuzhnoe State Design Office, 2007. — P. 123.
 18. Kravets O. V., Mozgovoy D. K. Wavelet transform in remote sensing data processing // Engineer of the 3rd Millennium: Students Scientific conference. — Dniepropetrovsk: National University of Railway Transport, 2009. — P. 49—50.
 19. Mozgoviy D. K., Parshina O. I., Voloshin V. I., Bushuev Y. I. Remote sensing and GIS application for environmental monitoring and accidents control in Ukraine. Geographic uncertainty in environmental security. — Dordrecht: Springer, 2007. — P. 259—270.
 20. Mozgovoy D. K., Voloshin V. I., Bushuev E. I. Filtration of radiometric interference with a space-periodic structure // J. Automation and Inform. Sci. — 2004. — 36. i6.20. — P. 14—22.

Стаття надійшла до редакції 10.12.12

*О. Л. Макаров, Д. К. Мозговой, А. М. Кулабухов,
В. С. Хорошилов, В. М. Балашов, В. М. Попель*

УРАХУВАННЯ ПОХИБОК ОРІЄНТАЦІЇ КА ПІД ЧАС ЗЙОМКИ З НЕНУЛЬОВИМИ КУТОВИМИ ШВИДКОСТЯМИ

Описано методику урахування похибок орієнтації КА під час зйомки з ненульовими кутовими швидкостями із застосуванням супутників дистанційного зондування Землі з оптико-електронними сканерами високого просторового розрізнення. Наведено результати комп’ютерного моделювання зйомки протяжної території складної конфігурації, реалізованої за допомогою програмного керування орієнтацією супутника під час зйомки.

*A. L. Makarov, D. K. Mozgovoy, A. M. Kulabuhov,
V. S. Horoshilov, V. N. Balashov, V. M. Popel*

THE ACCOUNT OF INACCURACY OF SATELLITE ORIENTATION IN THE COURSE OF SHOOTING WITH NONZERO ANGULAR VELOCITY

We describe a procedure for taking into account the satellite orientation inaccuracy during shooting with nonzero angular velocity with the use of remote sensing satellites and high-spatial-resolution optical-electronic scanners. We give some results of computer simulation of complex deskside territory shooting with a software control of the satellite orientation in the course of shooting.

А. Г. Меланченко

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

ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЕ УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМЛИ С ИЗЫТОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИЕЙ ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ

Рассматривается проблема реконфигурации системы автоматического управления космическим аппаратом наблюдения Земли при отказах основных исполнительных органов — двигателей-маховиков. Анализируются избыточные конфигурации двигателей-маховиков, известные из современной научно-технической литературы. Предложен подход к организации управления с использованием избыточной конфигурации типа «пирамида», в том числе при наличии отказов, и метод диагностирования, использующий математическую модель двигателя-маховика.

АКТУАЛЬНОСТЬ ТЕМЫ

Разработка систем управления для перспективных космических аппаратов (КА) требует обязательного учета возможности возникновения отказов в системе и средств обеспечения ее работоспособности в условиях отказов. В замкнутой системе автоматического управления (САУ) сбои в работе любого из ее основных компонентов — командных приборов, регулятора (сейчас, как правило, регулятор реализуется на основе бортового компьютера с соответствующим программно-алгоритмическим обеспечением) или исполнительных органов, могут как усиливаться, приводя к полной неработоспособности системы, так и маскироваться, до тех пор пока отказ системы не становится неизбежным. В свою очередь, отказ САУ практически всегда приводит к невозможности выполнения миссии КА.

Выход видится в придании САУ свойства отказоустойчивости, понимаемого в современной теории автоматического управления [2], как свойство системы автоматически восстанавливать свою работоспособность при отказах ее компонентов. Необходимыми условиями обеспечения отказоустойчивости является наличие в системе избыточности и устройства (алгоритма)

защитной сигнализации, извещающей САУ о возникновении отказа и необходимости его парирования.

Для КА наблюдения Земли работа САУ предусматривает чередование быстрых разворотов, требующих от системы создания больших управляющих моментов, с участками стабилизации или медленного углового движения с малыми управляющими моментами. Поэтому избыточная конфигурация двигателей-маховиков (ДМ), которые для малых КА наблюдения чаще всего используются в качестве основных исполнительных органов САУ, должна не только обеспечивать системе свойство отказоустойчивости, но и позволять оптимальным образом реализовывать типовые режимы управления.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Необходимо синтезировать отказоустойчивую конфигурацию двигателей-маховиков, оптимальную для решения задач *системы автоматического управления космическим аппаратом наблюдения Земли*, а также алгоритм обнаружения и локализации отказов ДМ.

Синтез избыточной конфигурации двигателей-маховиков для управления КА наблюдения Земли. Двигатели-маховики относятся (наряду с силовыми гироскопами) к классу инерционных исполнительных органов САУ КА, которые обес-

печивают перераспределение кинетического момента между ротором самого ДМ и корпусом КА. При изменении скорости вращения ротора ДМ создает управляющий момент, действующий вдоль оси вращения ротора. Таким образом, для управления трехосной ориентацией КА необходимо, как минимум, три ДМ, оси роторов которых параллельны осям связанной с КА системы координат (ССК). Такую конфигурацию принято называть «классической».

Очевидно, что «классическая» конфигурация ДМ не обладает избыточностью, и выход из строя любого ДМ приводит к отказу САУ. Полное аппаратное резервирование ДМ (установка по каждой оси ССК двух ДМ, один из которых находится в «холодном» резерве) для малых КА, как правило, неприемлемо из-за недопустимого возрастания массы аппаратуры САУ, поэтому еще в 1970-х гг. НАСА стандартизировало простейшую избыточную конфигурацию ДМ — так называемый «стандарт НАСА» [1].

Для описания избыточных конфигураций ДМ удобно использовать понятие «опорного тела» — той или иной простой геометрической фигуры, к элементам которой (ребрам, граням и т. п.) привязаны оси вращения роторов ДМ и/или оси ССК КА. Для конфигурации «стандарт НАСА» в качестве такого тела рассматривается куб, в одной из вершин которого находится начало ССК O_C (рис. 1), а оси ССК X_C, Y_C, Z_C (оси крена, тангажа и рыскания соответственно) совпадают с ребрами куба, выходящими из этой вершины. Оси роторов трех ДМ, называемых «основными», или «активными», параллельны, как и в случае «классической» конфигурации, осям ССК (ребрам опорного куба), а ось четвертого, «резервного» ДМ, установлена под равными углами к ним, т. е. параллельна большой диагонали куба, выходящей из вершины O_C .

Такая конфигурация, очевидно, обеспечивает устойчивость САУ к отказу одного любого из «основных» ДМ — вместо него в работу вводится «резервный» ДМ. При этом алгоритм управления избыточной конфигурацией ДМ (под которым будем понимать алгоритм преобразования трехмерного вектора вычисленных регулятором управляемых моментов M_C в проек-

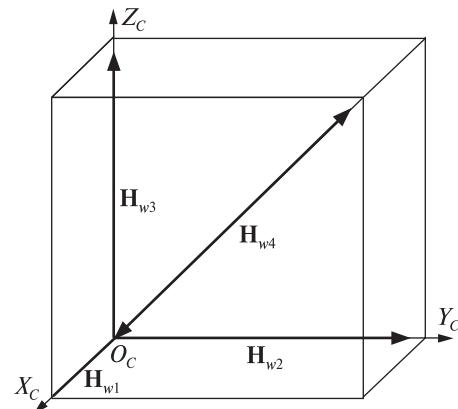


Рис. 1. Избыточная конфигурация двигателей-маховиков по «стандарту НАСА»

циях на оси ССК в четырехмерный вектор $M_W = (M_1, M_2, M_3, M_4)^T$ управляющих сигналов на ДМ) практически не отличается от алгоритма, используемого в случае «классической» конфигурации, поскольку один из компонентов вектора M_W всегда равен нулю, так как в любой момент времени работает только три ДМ.

На рис. 1 используются следующие обозначения: $O_C X_C Y_C Z_C$ — связанная с КА система координат (ССК), H_{wi} ($i = 1, 2, 3, 4$) — кинетический момент i -го ДМ.

В реальных миссиях наблюдения Земли практически всегда имеет место ситуация, когда необходим быстрый разворот КА вокруг одной оси (в одном канале управления) при сравнительно медленных движениях по двум другим каналам. Например, при проведении объектовой съемки необходимо разворачивать КА по крену на большие (до 70 – 80°) для последовательного наведения линии визирования съемочной аппаратуры на различные объекты наблюдения; при этом диапазоны изменения углов тангажа и рыскания за то же время составляют всего несколько градусов. С другой стороны, при проведении внутривитковой стереосъемки необходимо проводить быстрые развороты КА по тангажу, но при этом потребные скорости разворота по крену и рысканию также меньше чем на порядок величины.

Отсюда возникает задача синтеза такой избыточной конфигурации ДМ, которая бы не толь-

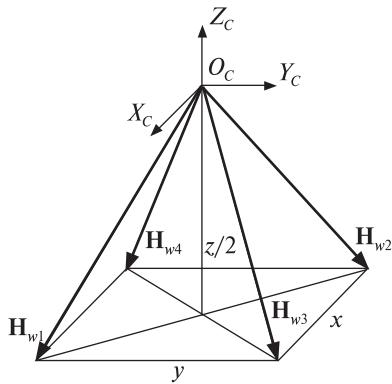


Рис. 2. Избыточная конфигурация двигателей-маховиков «пирамида»

ко придавала САУ свойство отказоустойчивости, но и обеспечивала бы при одновременном воздействии всех четырех ДМ повышение эффективности управления в каналах крена или тангажа (возможно, за счет допустимого снижения эффективности управления в канале рыскания). Избыточная конфигурация ДМ по «стандарту НАСА» обладает ограниченными возможностями повышения эффективности управления — при включении «резервного» ДМ в дополнение к трем «основным» эффективность управления в одном любом канале может быть увеличена не более чем в $\sqrt{3}$ раз (в предположении равенства моментов инерции КА относительно осей ССК).

Более перспективны в этом смысле неортогональные избыточные конфигурации ДМ, например предложенная в работе [1] модификация конфигурации четырех ДМ, разработанной компанией «Дженерал Электрик» (GE), названная «модифицированная GE», или «пирамида» (рис. 2).

В качестве опорного тела для установки ДМ по этой схеме выбрана пирамида высотой $z/2$, в основании которой лежит прямоугольник со сторонами x и y , параллельными осям $O_C X_C$ и $O_C Y_C$ ССК КА соответственно, а вершина совпадает с началом ССК — точкой O_C . Боковые ребра пирамиды наклонены к ее основанию под равными углами. Ось симметрии пирамиды является осью $O_C Z_C$ ССК. Оси вращения роторов четырех ДМ параллельны боковым ребрам пирамиды.

Матрица установки ДМ в ССК имеет вид

$$\mathbf{D}_M = \frac{1}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}} \begin{vmatrix} x & -x & x & -x \\ -y & y & y & -y \\ -z & -z & -z & -z \end{vmatrix}.$$

Для получения равной эффективности по всем каналам управления параметры пирамиды (длины сторон основания x и y и высота $z/2$) должны быть прямо пропорциональны осевым моментам инерции КА относительно соответствующих осей ССК, т. е.

$$\begin{aligned} x &= K \cdot J_{xx}, \\ y &= K \cdot J_{yy}, \\ z &= K \cdot J_{zz}, \end{aligned}$$

где K — коэффициент пропорциональности.

Если при управлении быстрыми вращениями КА необходимо получить различную эффективность управления по каналам САУ, то в рассмотрение вводятся максимальные по модулю значения угловых ускорений КА в каналах управления $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$. Тогда параметры пирамиды определяются по следующим формулам:

$$\begin{aligned} x &= K \cdot J_{xx} \cdot \varepsilon_x, \\ y &= K \cdot J_{yy} \cdot \varepsilon_y, \\ z &= K \cdot J_{zz} \cdot \varepsilon_z. \end{aligned}$$

Так, например, если параметры пирамиды выбираются из условия, что эффективность управления в каналах крена и тангажа должна быть одинаковой, а в канале рыскания — в k раз меньше, то формулы для определения параметров пирамиды имеют вид

$$\begin{aligned} x &= K \cdot J_{xx}, \\ y &= K \cdot J_{yy}, \\ z &= \frac{K \cdot J_{zz}}{k}. \end{aligned}$$

Такая конфигурация обеспечивает повышение эффективности управления в канале крена (тангажа) в пределе до $2\sqrt{2}$ раз (практически с учетом реального соотношения осевых моментов инерции КА — в 2.3...2.5 раза). Еще более важно то, что это свойство сохраняется и при отказе одного из четырех маховиков: теоретический предел повышения эффективности управления в канале крена (тангажа) снижается до

$1.5\sqrt{2}$ раз, а практический — до 1.7...2.0 раза, но это все равно заметно выше, чем для конфигурации по «стандарту НАСА».

Однако алгоритм управления избыточной конфигурацией ДМ «пирамида», как и любой другой неортогональной конфигурацией, предусматривающей одновременную работу всех четырех ДМ, требует выполнения преобразования

$$\mathbf{M}_c \Rightarrow \mathbf{M}_w. \quad (1)$$

Эта задача может быть решена как численными методами (в работе [1] предлагалось использовать для этого симплекс-метод линейного программирования), так и аналитически. В отчете [4] предложено выполнять указанное преобразование путем умножения вектора \mathbf{M}_c на матрицу \mathbf{D}_M^+ , псевдообратную матрице \mathbf{D}_M установки ДМ в ССК, показано ее существование и единственность и приведена формула для нахождения матрицы \mathbf{D}_M^+ :

$$\mathbf{D}_M^+ = \mathbf{D}_M^T \cdot (\mathbf{D}_M \cdot \mathbf{D}_M^T)^{-1}. \quad (2)$$

Однако решение задачи (1) методом псевдообращения матрицы \mathbf{D}_M дает однозначный результат только для случая исправности всех четырех ДМ. При выходе одного из них из строя для сохранения заданного качества управления КА необходимо изначально выбрать матрицу коэффициентов обратной связи САУ такой, чтобы управляющие моменты системы с отказавшим ДМ были бы теми же (с учетом очевидного снижения эффективности управления), что и у исправной системы.

Пусть функционирование исправной системы управления описывается уравнениями

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}_0 \mathbf{x} + \mathbf{B}_0 \mathbf{u},$$

$$\mathbf{u} = \mathbf{K}_0 \mathbf{x},$$

где \mathbf{x} и \mathbf{u} — соответственно векторы состояния и управления, \mathbf{A}_0 — матрица параметров объекта управления в отсутствие отказов, \mathbf{B}_0 — матрица эффективности ДМ, \mathbf{K}_0 — матрица коэффициентов обратной связи САУ.

Пусть далее в результате отказа одного из ДМ (вопросы диагностики отказов будут рассмотрены ниже) матрица эффективности ДМ стала равна \mathbf{B} . Необходимо пересчитать матрицу \mathbf{K} так, чтобы правая часть первого уравнения при

подстановке в него второго уравнения была одинаковой для исправной системы и для системы с отказами.

Точное решение, получаемое по методу псевдообращения, имеет вид

$$\mathbf{K} = \mathbf{B}^+ \mathbf{B}_0 \mathbf{K}_0, \quad (3)$$

где \mathbf{B}^+ — матрица, псевдообратная к матрице \mathbf{B} и определяемая аналогично (2). Как показано в работе [2], точное решение (3) возможно лишь в том случае, если матрица \mathbf{B} имеет полный ранг по строкам. Однако в часто встречающемся на практике случае, когда вследствие отказа типа «нарушение обмена» в САУ i -й ДМ перестает воспринимать команды регулятора, i -й столбец матрицы \mathbf{B} обнуляется, и (3) может иметь лишь приближенное решение. Обзор методов поиска приближенного решения (3) также приведен в работе [2]. Выбор оптимального метода управления ДМ в описанном случае представляет собой самостоятельную задачу.

Во всяком случае можно констатировать, что поскольку возникает необходимость перестройки алгоритма управления ДМ после возникновения отказа, актуальной является задача оперативного обнаружения отказа ДМ в САУ и его локализации, т. е. определения конкретного ДМ, вышедшего из строя.

Система обнаружения и локализации отказов двигателей-маховиков. Проблема обнаружения и локализации отказов FDI (Fault Detection and Isolation) является одной из ключевых в концепции обеспечения отказоустойчивости системы автоматического управления. Для ее решения в состав САУ обычно вводят специальную систему обнаружения и локализации отказов (СОЛО), обеспечивающую формирование предупреждающего сигнала, свидетельствующего о наличии отказа в САУ и инициирующего запуск процедуры парирования отказа/восстановления работоспособности САУ.

Система обнаружения и локализации отказов должна обладать достаточно высокой чувствительностью, позволяющей обнаруживать малейшие отклонения в параметрах контролируемой системы. При этом формирование предупреждающего сигнала должно осуществляться как

можно раньше, до того как нарушение в работе отдельного элемента системы приведет к ее полной неработоспособности и срыву выполнения миссии. Однако для таких систем, как САУ КА, подверженных в процессе функционирования воздействию различных возмущений и помех, не менее важным свойством СОЛО является фильтрация «ложных тревог», то есть событий, внешне проявляющихся как отказы, но обусловленных воздействием возмущений и помех.

Следует также заметить, что применительно к САУ КА задачи СОЛО существенно различаются в зависимости от фазы жизненного цикла системы. На этапе проектирования и наземной экспериментальной отработки САУ и КА в целом важно детальное диагностирование отказов, позволяющее выявить «узкие места» в создаваемой системе и до запуска КА предпринять необходимые корректирующие действия. В процессе полета КА на первое место выходит оперативность обнаружения отказа, что позволяет реконфигурировать САУ для новых условий и минимизировать ущерб для задач миссии. При этом желательно сохранить и передать на Землю максимальный объем диагностической информации, что позволит в дальнейшем проанализировать возможные причины отказа и учесть их в следующих проектах.

Наиболее распространенными в настоящее время методами обнаружения и локализации отказов являются методы, основанные на использовании моделей объекта контроля (ОК), называемые в работе [2] методами «аналитического резервирования». Эти методы предусматривают формирование «эталонного» вектора состояния ОК путем математического моделирования его поведения. Полученный «эталонный» вектор состояния сравнивается с реальным вектором состояния ОК, и по рассогласованию между ними делается вывод о наличии отказа, а характер рассогласования позволяет судить о локализации отказа. Построение СОЛО на базе наблюдателя позволяет совместить в одной системе решение задач обнаружения отказов и фильтрации «ложных тревог».

Аппаратное резервирование постепенно сдает свои позиции, особенно для малых КА, в силу

ограниченности ресурсов, которые могут быть выделены на борту для дополнительного оборудования. Вместе с тем рассмотренная выше избыточная конфигурация ДМ типа «пирамида», предполагающая использование всех четырех ДМ для повышения эффективности управления в канале САУ, может позволить решить часть задач СОЛО с использованием аппаратной избыточности.

В самом деле, предложенный метод псевдообращения матрицы установки ДМ в ССК для выполнения преобразования (1) предусматривает подачу одинаковых сигналов управления на все четыре ДМ. В этом случае сигналы обратной связи, формируемые тахогенераторами ДМ в регулятор, также должны быть одинаковыми (с точностью до разброса индивидуальных параметров ДМ, которые всегда контролируются и паспортизуются в процессе их изготовления). Таким образом, факт выхода сигнала тахогенератора одного из ДМ за допустимые пределы может также использоваться в качестве условия формирования СОЛО предупреждающего сигнала.

Помимо аналитического резервирования, известны и другие подходы к решению задач СОЛО без использования аппаратной избыточности. Так, в работах [5] и [7] было предложено осуществлять диагностику бортового оборудования КА путем формирования таблиц решений с использованием помеченных ориентированных графов. Входами таблиц являлись данные telemetry о состоянии ОК, а выходами — заключение о его нормальном функционировании или гипотезы о возможных отказах. Однако этот подход был ориентирован в основном на анализ гипотез и принятие решений по ним операторами Центра управления полетом КА; эффективная реализация его средствами бортовой САУ видится проблематичной.

Также в последние годы активно развиваются подходы к решению задач обнаружения и локализации отказов, использующие различные методы искусственного интеллекта (нейронные сети, алгоритмы нечеткой логики, экспертные системы и т. д.).

Перейдем теперь к математической модели ДМ как объекта контроля. Модель «идеального»

ДМ как исполнительного органа САУ КА может быть разработана на основе законов Ньютона (рис. 3).

Кинетический момент двигателей-маховиков H равен произведению момента инерции ротора J на скорость его вращения ω . Согласно третьему закону Ньютона реактивный момент M_{out} , развивающийся ДМ и приложенный к КА, равен по величине и противоположен по направлению эффективному крутящему моменту привода M_0 , который разгоняет или тормозит ротор.

С другой стороны, согласно второму закону Ньютона реактивный момент определяется как

$$M_{out} = -M_0 = -\frac{dH}{dt} = -J \frac{d\omega}{dt},$$

откуда

$$\omega(t) = \frac{1}{J} \int M_0 dt.$$

Согласно рис. 3 эффективный крутящий момент M_0 привода ДМ равен заданному моменту M_k , формируемому устройством управления ДМ в соответствии с напряжением командного сигнала регулятора U_k , за вычетом момента сопротивления M_c . Тогда передаточная функция такой модели «идеального» ДМ будет иметь вид

$$T(s) = \frac{JK_y s}{Js + k_{mc}}.$$

Модель «идеального» ДМ является линейной, и удобна для понимания его поведения в системе, однако она не учитывает реальных особенностей ДМ, и поэтому мало пригодна для использования в СОЛО.

В работе [6] была разработана подробная математическая модель ДМ с асинхронным приводом и релейной регулировочной характеристикой, используемого в режиме импульсного управления. Однако в последнее время все большее распространение получают ДМ с приводом на основе бесконтактного двигателя постоянного тока (Brushless DC Motor), имеющие, по сравнению с асинхронными приводами, более высокую удельную мощность и надежность, и лучшие возможности регулирования момента. Именно такие ДМ используются в КА «Egyptsat-1» и «Січ-2», созданных ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля» в течение последнего десятилетия.

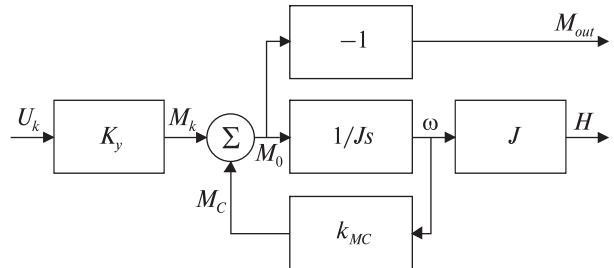


Рис. 3. Модель «идеального» двигателя-маховика

Рассмотрим основные дополнения, которые необходимо ввести в модель «идеального» ДМ (рис. 3), чтобы сделать ее пригодной для решения задач обнаружения и локализации отказов.

Привод на основе бесконтактного двигателя постоянного тока с точки зрения регулирования развивающегося момента представляет собой, по существу, источник тока, управляемый напряжением, с коэффициентом усиления G_d . Также привод характеризуется коэффициентом передачи момента привода k_t , который представляет собой коэффициент пропорциональности между величинами входного тока I_m и момента привода M_k : $K_y = G_d k_t$.

Современные ДМ обязательно имеют встроенный ограничитель скорости вращения ротора ω , обеспечивающий ее удержание в безопасных пределах. Этот узел постоянно контролирует скорость вращения ротора, и как только ее значение превышает пороговый уровень ω_s , подает измеренное значение через отрицательную обратную связь с большим коэффициентом усиления k_s в устройство формирования напряжения управления. Подключение отрицательной обратной связи обеспечивается единичной ступенчатой функцией (функцией Хевисайда) H_s :

$$H_s = \begin{cases} 1, & \text{если } |\omega| > \omega_s, \\ 0, & \text{если } |\omega| \leq \omega_s. \end{cases}$$

При снижении напряжения на шине питания ДМ возможно уменьшение момента, развивающегося приводом при высоких скоростях вращения ротора, из-за возрастания противо-ЭДС привода k_e . Поэтому в модели необходимо учитывать нелинейную зависимость тока на шине питания двигателей-маховиков $I_{пит}$ от входно-

го тока привода I_m , скорости вращения ротора ω и напряжения питания $U_{\text{пит}}$. В случае, когда питание по шине перестает поступать, например при торможении ДМ и рекуперации мощности в бортовую сеть КА, падение напряжения блокируется функцией Хевисайда H_b :

$$H_b(l) = \begin{cases} 1, & \text{если } l > 0, \\ 0, & \text{если } l \leq 0. \end{cases}$$

Кроме того, в схеме предусматривается защитный диод, включенный в обратной полярности с падением напряжения 1.0 В, также подключающийся функцией Хевисайда H_b . Зависимость тока на шине питания двигателей-маховиков $I_{\text{пит}}$ от входного тока привода I_m , скорости вращения ротора ω и напряжения питания $U_{\text{пит}}$ в первом приближении описывается формулой [7]

$$I_{\text{пит}} = \left(\frac{1}{U_{\text{пит}} - 1} \right) (I_m^2 R_M + 0.04 |I_m| U_{\text{пит}} + P_q + \omega I_m k_e).$$

Модель ДМ, как любого электромеханического устройства, требует учета моментов сопротивления от сил трения, снижающих полезный выходной момент. Трение можно разделить на вязкое, обусловленное влиянием смазки подшипниковых опор ротора, и сухое, обусловленное качением шариков в опорах. Поскольку вязкость смазки зависит от температуры, коэффициент передачи момента сопротивления от сил вязкого трения k_{MB} , зависящий от скорости вращения ротора ω и температуры T , в первом приближении описывается следующей формулой [7] (размерность k_{MB} — мНм/с):

$$k_{MB} = \frac{1}{\omega} \left(0.49 - \frac{0.02}{1^\circ C} (T + 30^\circ C) \right).$$

Коэффициент k_{MC} передачи момента сопротивления от сил сухого трения не зависит от скорости вращения ротора, однако при изменении направления скорости вращения ротора изменяется знак этого момента.

Динамика смазки в шарикоподшипниковых опорах ротора вызывает колебания момента привода на сверхнизких частотах, которых принято называть шумовыми колебаниями момента. Паразитный момент M_a , вызванный поведением смазки, в первом приближении описывается

следующей формулой [7]:

$$M_a = J \theta_a \omega_a^2 \sin \omega_a t.$$

Моменты сопротивления от сил трения и шумовые колебания момента привода относятся к неидеальностям шарикоподшипниковых опор ротора ДМ. Кроме того, есть также паразитные моменты, обусловленные неидеальностями собственно привода. Они представляют собой высокочастотные колебания момента, и для бесконтактного двигателя постоянного тока связаны с организацией возбуждения двигателя (пульсации момента с частотой коммутации обмоток привода) и конструкцией его магнитной системы (коггинг — колебания момента привода за счет зубцовых составляющих магнитного поля, зависящий от количества полюсов в магнитной системе привода N и скорости вращения ротора ω).

С учетом внесенных дополнений структурная схема модели ДМ с приводом на основе бесконтактного двигателя постоянного тока представлена на рис. 4. В нее введены блоки, позволяющие моделировать поведение ДМ при превышении номинальной скорости вращения ротора, а также зависимость его характеристик от температуры и напряжения питания прибора. Собственно модель ДМ описывается следующими уравнениями:

$$\dot{\omega} = \frac{1}{J} [f_1(\omega) + k_i I_m (f_2(\omega) + 1) - k_{MB} \omega - k_{MC} f_4(\omega) + n],$$

$$\dot{I}_m = G_d \omega_d [f_3(\omega, I_m) - f_5(\omega)] - \omega_d I_m + G_d \omega_d U_k, \quad (4)$$

где

$$f_1(\omega) = C \sin \frac{Nt}{2} \omega$$

— функция, описывающая пульсации момента привода,

$$f_2(\omega) = B \sin 3Nt \omega$$

— функция, описывающая коггинг привода,

$$f_3(\omega, I_m, U_{\text{пит}}) = \frac{e^{-aV(\omega, I_m, U_{\text{пит}})}}{1 + e^{-aV(\omega, I_m, U_{\text{пит}})}} U(\omega, I_m, U_{\text{пит}})$$

— функция, описывающая ограничение момента, развиваемого приводом, по э.д.с, где

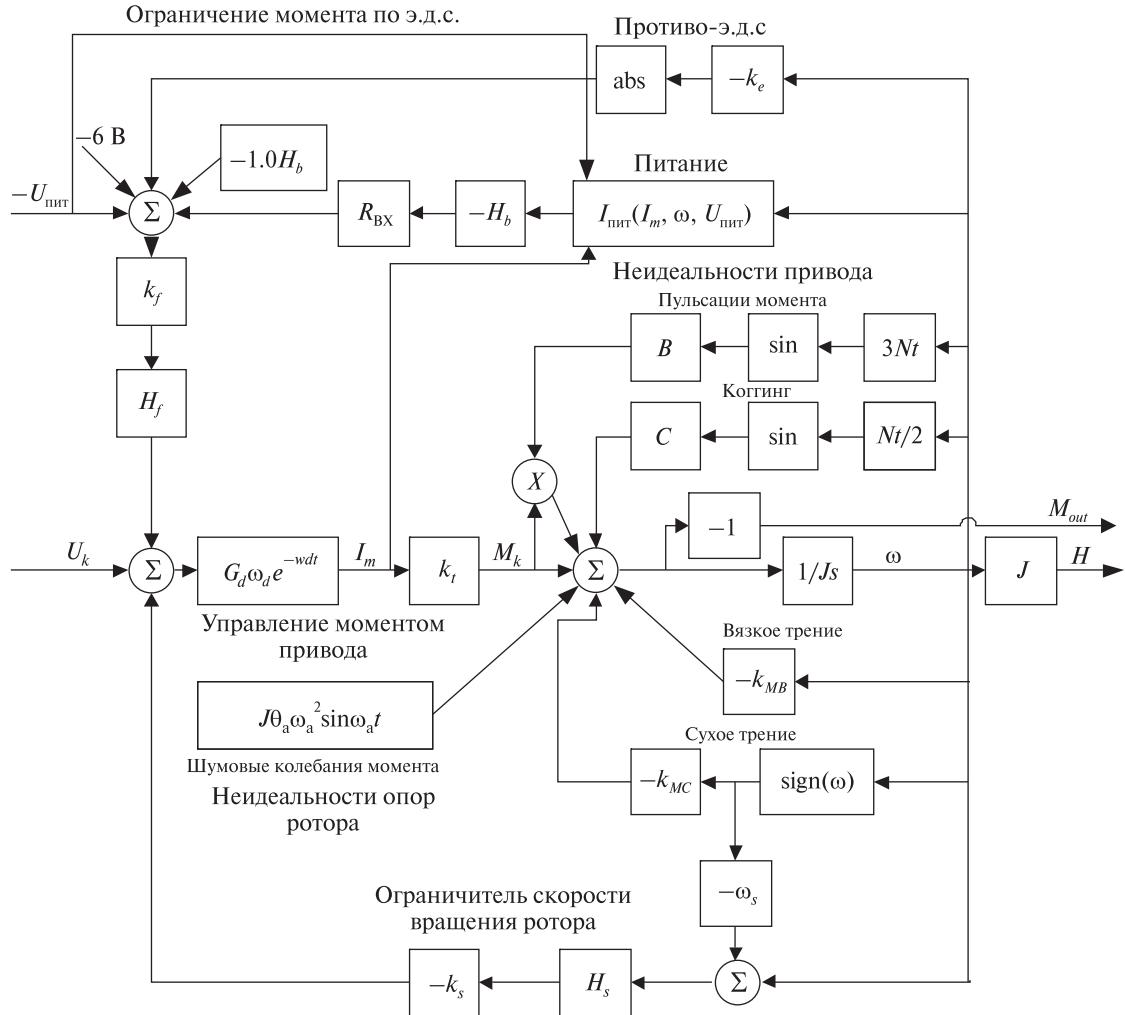


Рис. 4. Структурная схема модели двигателя-маховика с приводом на основе бесконтактного двигателя постоянного тока

$$U(\omega, I_m, U_{\text{пит}}) = k_f \left[U_{\text{пит}} - 6 - \frac{1}{1+e^{-aI_{\text{пит}}}} (1 + R_{\text{BX}} I_{\text{пит}}) - \frac{1-e^{-ak_e\omega}}{1+e^{-ak_e\omega}} k_e \omega \right],$$

$$f_4(\omega) = \frac{1-e^{-a\omega}}{1+e^{-a\omega}}$$

— функция, описывающая момент сопротивления от сил сухого трения,

$$f_5(\omega) = \frac{k_s [\omega - \omega_s f_4(\omega)]}{2} \left[\frac{1}{1+e^{-a(\omega-\omega_s)}} + \frac{1}{1+e^{a(\omega-\omega_s)}} \right]$$

— функция, описывающая поведение ограничителя скорости вращения ротора ДМ, n — параметр, описывающий шумовые колебания мо-

мента привода, U_k — напряжение команды управления ДМ.

Передаточная функция описанной выше подробной математической модели ДМ для одного канала управления замкнутой САУ может быть теперь записана в виде

$$T(s) = \frac{(k_p + k_d s) \frac{JG_d k_t s}{Js + M_d} \cdot \frac{1}{I_{ii} s^2}}{1 + (k_p + k_d s) \frac{JG_d k_t s}{Js + M_d} \cdot \frac{1}{I_{ii} s^2}} =$$

$$= \frac{JG_d k_t k_d s + JG_d k_t k_p}{J I_{ii} s^2 + (M_d I_{ii} + JG_d k_t k_d) s + JG_d k_t k_p},$$

а ее характеристический полином может быть записан в стандартной квадратичной форме:

$$\begin{aligned} s^2 + \frac{(M_d I_{\ddot{u}} + JG_d k_t k_d)}{J I_{\dot{u}}} s + \frac{J G_d k_t k_p}{J I_{\dot{u}}} = \\ = s^2 + 2\zeta\omega_n + \omega_n^2. \end{aligned}$$

Анализ построенной модели показывает, что с точки зрения обнаружения и локализации отказов ДМ наибольший интерес представляет два ее параметра: коэффициент передачи момента привода k_t , который представляет собой коэффициент пропорциональности между входным током I_m и моментом привода M_k , и коэффициент передачи момента сопротивления от сил вязкого трения k_{MB} , зависящий от скорости вращения ω ротора и температуры T . При этом коэффициент передачи момента привода может рассматриваться как обобщенный показатель состояния электроники привода, а коэффициент передачи момента сопротивления от сил вязкого трения — как показатель состояния опор ДМ. Выше было показано, что характеристики ДМ также существенно зависят от напряжения на шине питания $U_{пит}$, однако это напряжение не зависит от состояния самого ДМ и должно, по-видимому, контролироваться другими средствами на борту КА.

Построим теперь наблюдатель, который позволит оценивать состояние ДМ по математической модели (4) и путем сравнения полученных оценок с измеренными параметрами состояния ДМ формировать двухкомпонентный вектор ошибок

$$\mathbf{e} = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \omega - \bar{\omega} \\ I_m - \hat{I}_m \end{bmatrix}.$$

Для того чтобы полученный вектор ошибок мог использоваться для целей обнаружения и локализации отказов ДМ, необходимо, чтобы для исправного ДМ его компоненты стремились к нулю. Тогда об отказах будет свидетельствовать превышение ими некоторых пороговых значений (отличных от нуля), правильный выбор которых позволит придать СОЛО определенную степень робастности по отношению к вариации параметров ОК. Кроме того, для исключения «ложных тревог» необходимо подвергнуть полу-

ченный вектор ошибок низкочастотной фильтрации, что позволит ослабить влияние шумов и случайных возмущений на работу СОЛО. В результате фильтрации вектора \mathbf{e} получим искомый вектор невязок \mathbf{r} , который и будет использоваться для диагностики ДМ.

Используя уравнения подробной математической модели ДМ (4), можно записать уравнения наблюдателя в следующем виде:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \omega \\ \hat{I}_m \end{bmatrix} = \\ = \left[\frac{1}{J} \left[f_1(\omega) + k_t \hat{I}_m (f_2(\omega) + 1) - k_{MB} \omega - k_{MC} f_4(\omega) \right] \right]_+ \\ + G_d \omega_d \left[f_3(\omega, \hat{I}_m) - f_5(\omega) \right] - \omega_d \hat{I}_m \\ + L \begin{bmatrix} \omega - \bar{\omega} \\ I_m - \hat{I}_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_1(\omega, \hat{I}_m) \\ \varphi_2(\omega, \hat{I}_m) \end{bmatrix} + L \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix}, \\ \hat{\mathbf{y}} = \begin{bmatrix} \omega \\ \hat{I}_m \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Тогда дифференциальные уравнения, описывающие динамику поведения вектора ошибок \mathbf{e} , можно записать в виде

$$\begin{bmatrix} \dot{e}_1 \\ \dot{e}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varphi_1(\omega, I_m) - \varphi_1(-e_1 + \omega, -e_2 + I_m) \\ \varphi_2(\omega, I_m) - \varphi_2(-e_1 + \omega, -e_2 + I_m) \end{bmatrix} - L \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix}.$$

Можно показать, что оценки состояния, формируемые наблюдателем, асимптотически сходятся к истинным значениям параметров состояния ДМ. Таким образом, вектор ошибок \mathbf{e} (точнее, результат его низкочастотной фильтрации — вектор невязок \mathbf{r}) может использоваться СОЛО для диагностики отказов ДМ.

ВЫВОДЫ

1. Обоснована целесообразность применения неортогональной избыточной конфигурации двигателей-маховиков типа «пирамида», обеспечивающей существенное повышение эффективности управления в выбранном канале, как в отсутствие отказов, так и при отказе одного любого двигателя-маховика, для построения системы управления космическим аппаратом наблюдения Земли.

2. Разработана подробная математическая модель двигателя-маховика с приводом на основе бесконтактного двигателя постоянного тока, пригодная также для решения задачи обнаружения и локализации отказов двигателей-маховиков в системе управления.
3. Предложен подход к построению системы обнаружения и локализации отказов двигателей-маховиков с применением наблюдателя, формирующего оценки параметров состояния двигателя-маховика на основе его модели. Показана возможность оценивания исправности двигателя-маховика по двум обобщенным параметрам, характеризующим состояние электроники привода и шарикоподшипниковых опор ротора двигателя-маховика.
5. Меланченко А. Г. Моделирующий алгоритм диагностики аппаратуры изделия // Научно-практические аспекты создания АСУ космических войск и орбитальных группировок: Тез. докл. VIII НТК. — В/ч 32103, 1986. — С. 225.
6. Меланченко А. Г. Методы обеспечения длительного ресурса системы ориентации геостационарного спутника связи: Дис. ... канд. техн. наук. — Днепропетровск, 2012. — 221 с. — Машинопись.
7. Bialke B. High fidelity mathematical modeling of reaction wheel performance // Advs Astron. Sci. — 1998. — **98**. — P. 483—496.

Стаття надійшла до редакції 28.01.13

O. Г. Меланченко

**ВІДМОВОСТІЙКЕ КЕРУВАННЯ
КОСМІЧНИМ АПАРАТОМ СПОСТЕРЕЖЕННЯ
ЗЕМЛІ З НАДЛИШКОВОЮ КОНФІГУРАЦІЄЮ
ДВИГУНІВ-МАХОВІКІВ**

Розглядається проблема реконфігурації системи автоматичного керування космічним апаратом спостереження Землі при відмові основних виконавчих органів — двигунів-маховиків. Аналізуються надлишкові конфігурації двигунів-маховиків, відомі із сучасної науково-технічної літератури. Пропонується підхід до організації керування з використанням надлишкової конфігурації типу «піраміда», зокрема при наявності відмови, та метод діагностування, що використовує математичну модель двигуна-маховика.

A. G. Melanchenko

**FAULT-TOLERANT CONTROL OF EARTH
OBSERVATION SATELLITE WITH REDUNDANT
CONFIGURATION OF REACTION WHEELS**

We discuss the problem of reconfiguration of the Earth observation spacecraft's attitude control system when the primary actuators, reaction wheels, are failed. Some known redundant configurations of reaction wheels are analyzed. We propose an approach to attitude control with the use of «pyramid» redundant configuration including one at presence of faults and reaction wheel model-based diagnosis method.

1. Белоусов К. Г., Меланченко А. Г., Салтыков Ю. Д. Оптимизация пространственной конфигурации маховиков в задачах управления ориентацией спутника // II Междунар. конференция-выставка: Малые спутники. Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке. — Королев Московской обл., 2000. — С. 1.
2. Земляков С. Д., Рутковский В. Ю., Силаев А. В. Реконфигурация систем управления летательными аппаратами при отказах // Автоматика и телемеханика. — 1996. — № 1. — С. 3—20.
3. Конюхов С. Н., Меланченко А. Г., Спиридонов В. В. Об одной задаче моделирования полета космического аппарата // Ракетно-космическая техника: Науч.-техн. сб. Сер. 1. — ГОНТИ-3, 1991. — Вып. 1. — С. 68—78.
4. Краузе В. В., Макаров А. Л., Меланченко А. Г., Хорошилов В. С. ОКР «Січ-2М». Разработка математической модели и блока программы для анализа систем управления КА с неортогональными схемами установки двигателей-маховиков. Научно-технический отчет // ГП «КБ «Южное». — Січ-2М.447.312ОТ. — Днепропетровск, 2011. — 33 с.

Б. Н. Федотов¹, С. А. Станкевич²

¹ Національний університет оборони України, Київ

² Державна установа «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України», Київ

ТЕХНОЛОГИЯ УВЕЛИЧЕНИЯ ШИРИНЫ ПОЛОСЫ ОБЗОРА СПУТНИКОВЫХ РАДАРОВ СВЕРХВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

Рассмотрена технология, которая позволяет увеличить ширину полосы обзора спутниковых радиолокационных станций с синтезированием апертуры сверхвысокого разрешения. Суть её заключается в использовании нескольких отдельных антенн, параллельном приёме и измерении отражённых сигналов многоканальным приёмопередатчиком, интерполяции оцифрованных отсчётов принятых сигналов отдельных антенн, и формировании суммарных сигналов на пространственной частоте, что позволяет существенно увеличить ширину полосы обзора при сверхвысоком разрешении.

Проблема повышения эффективности глобального всепогодного космического мониторинга земной поверхности заключается в определённом противоречии между потребностью в спутниковых снимках сверхвысокого разрешения для решения широкого круга задач, оперативностью их получения и техническими возможностями технологий построения систем радиолокационной космической съёмки. Основными задачами спутниковых радиолокационных станций с синтезированием апертуры (РСА) в режиме сверхвысокого разрешения являются оперативный мониторинг зон природных и техногенных катастроф, контроль критических элементов инфраструктуры и маршрутов перемещения судов с целью борьбы с пиратством и терроризмом, а также наблюдение за ходом военных конфликтов и ведение разведки при обеспечении военных операций.

В настоящее время развитыми технологиями создания спутниковых радиолокационных средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) обладает ряд государств. Радиолокационную съёмку высокого разрешения ведут США с помощью космических аппаратов (КА) системы Lacrosse/Onyx, Канада (Radarsat), Германия (TerraSAR-X), Италия (COSMO-SkyMed), Израиль

(TechSAR), Индия (RISAT). Достигнутые технические характеристики действующих спутниковых РСА достаточно высоки.

Однако качество опубликованных радиолокационных изображений говорит о том, что структурные ограничения классической теории синтезирования апертуры при сверхвысоком разрешении не преодолены, и проблема недостаточного энергетического потенциала спутниковых РСА для этого режима сегодня полностью не решена.

Известные технологии преодоления ограничения на максимальную дальность действия при сверхвысоком разрешении путём искусственно-го выравнивания сферического фронта волны зондирующего сигнала описаны в работе [3], а технологии повышения энергетического потенциала РСА — в работе [4].

В тоже время при сверхвысоком разрешении ширина полосы обзора (размер кадра) по наклонной дальности ограничена, что связано со скоростью движения на траектории синтезирования апертуры спутника-носителя РСА. Максимально допустимое значение линейного интервала дискретизации углового спектра равно половине горизонтального размера приёмо-передающей антенны РСА и соответствует потенциальной разрешающей способности по путевой дальности. Этот линейный интервал

дискретизации ограничивает период следования зондирующего сигнала T_c и равен

$$T_c \leq \frac{d_r}{2V_{\text{сп}}}, \quad (1)$$

где $V_{\text{сп}}$ — скорость движения спутника-носителя РСА, d_r — горизонтальный размер приёмо-передающей антенны РСА.

С учетом того, что для спутниковых радаров с траекторной обработкой сигналов, дальность действия которых составляет от нескольких сотен до тысячи километров, с энергетической точки зрения целесообразно выбирать время излучения равным времени приёма отражённого сигнала [5]. При этом ширина полосы обзора по наклонной дальности ΔR определяется неравенством

$$\Delta R \leq \frac{c T_c}{4}, \quad (2)$$

где c — скорость света.

Исходя из (2) при разрешении РСА 1...3 м $\Delta R \leq 10...30$ км. Для оперативного мониторинга сколь-нибудь значительных территорий такая ширина полосы обзора явно недостаточна.

Целью статьи является теоретическое обоснование технологии построения спутниковой РСА, которая позволит в несколько раз увеличить ширину полосы обзора при сверхвысоком разрешении.

Суть проблемы состоит в том, что линейный интервал дискретизации определяется разрешением по путевой дальности, и при уменьшении элемента разрешения пропорционально уменьшается ширина полосы обзора. Идея разрешения этого противоречия включает в себя два основных предложения.

Во-первых, использование многолучевой антенной системы максимально допустимого размера с точки зрения возможности её размещения на носителе. При этом диаграмма направленности (ДН) антенной системы РСА в горизонтальной плоскости формируется из нескольких ДН отдельных антенн. При этом отдельные антенны используют один общий параболический рефлектор. Диаграмма направленности отдельных антенн перекрываются на уровне приблизительно 0.7 максимума.

Во-вторых, формирование суммарной ДН антенной системы в горизонтальной плоскости осуществляется путём суммирования принятых отдельными антennами сигналов на пространственной частоте. Преимущество такого решения состоит в том, что диапазон угловых частот, принимаемых каждой отдельной антенной с высоким коэффициентом направленного действия в горизонтальной плоскости, относительно мал и максимально допустимый интервал дискретизации траекторного сигнала, принятого каждой отдельной антенной, равен половине горизонтального размера зеркального рефлектора антенной системы. В тоже время просто суммировать комплексные числа, соответствующие дискретам сигналов, принятых отдельными антеннами и измеренных на максимально допустимом интервале дискретизации, нельзя, поскольку оцифрованные значения сигналов отдельных антенн соответствуют разным диапазонам угловых частот и, соответственно, разным элементам облучаемой субполосы наклонной дальности. Другими словами, суммарный сигнал соответствует отражению от субполосы большего горизонтального размера, и интервал дискретизации должен быть соответственно меньше. Однако после восстановления непрерывной функции пространственного спектра по дискретным значениям отражённых сигналов отдельных антенн РСА можно выполнить повторную дискретизацию с требуемым меньшим интервалом.

Рассмотрим технологию расширения полосы обзора более подробно. Многолучевая антенная система строится на базе одного зеркального параболического рефлектора. Она включает в себя линейку (или матрицу — для максимального повышения энергетического потенциала РСА) облучателей, расположенных в фокальной плоскости рефлектора. Ширина ДН в горизонтальной плоскости $\Delta\theta_i$, создающаяся i -м облучателем, равна

$$\Delta\theta_i = \frac{\lambda}{k l_{\text{пр}}}, \quad (3)$$

где λ — длина волны, $l_{\text{пр}}$ — горизонтальный размер рефлектора, k — коэффициент использования горизонтального раскрыва рефлектора.

Угол θ отклонения от нормали фокальной плоскости параболического рефлектора диаграммы направленности, формируемой с помощью облучателя, который смешён по горизонтали в фокальной плоскости рефлектора на расстояние Δx относительно его фокуса, равен [1]

$$\theta = \frac{2\Delta x}{l_{\text{pr}}} \sin \Psi_0, \quad (4)$$

где $2\Psi_0$ — угол раскрытия зеркальной антенны.

Для формирования в процессе обработки однолепестковой ДН необходимо соответствующее расположение отдельных облучателей в фокальной плоскости рефлектора. Угол между направлениями максимумов соседних ДН, которые создаются соседними облучателями, должен равняться ширине ДН на уровне примерно 0.7 от максимального значения напряжённости поля (E_m).

Преобразуя соотношение (4) с учётом (3) получим значение Δx между соседними облучателями для формирования однолепестковой ДН:

$$\Delta x = \frac{\lambda}{2k \sin \Psi_0}. \quad (5)$$

Ширина диаграммы направленности (угол синтезирования) антенной системы, которая содержит n отдельных антенн, диаграммы направленности которых перекрываются в горизонтальной плоскости на уровне $0.7E_m$, равняется

Зависимость параметров спутниковой РСА от числа антенн в антенной системе

Число отдельных антенн n	$\frac{\theta_n}{\theta_0}$	$\frac{d_r^n}{d_r^1}$	$\frac{\Delta F_m^1}{\Delta F_m^n}$	$\frac{T_{\max \text{ дискр.}}^n}{T_{\max \text{ дискр.}}^1}$	$\frac{\Delta R_{\max}^n}{\Delta R_{\max}^1}$
1	1	1	1	1	1
2	0.5	2	1	1	1
3	0.33	3	1.5	1.5	1.5
4	0.25	4	2	2	2
5	0.2	5	2.5	2.5	2.5
6	0.17	6	3	3	3
7	0.14	7	3.5	3.5	3.5
...
n	$1/n$	n	$n/2$	$n/2$	$n/2$

$$\beta = \frac{\lambda n}{kl_{\text{pr}}}. \quad (6)$$

Потенциальное разрешение полосовой РСА по путевой дальности δx с предлагаемой антенной системой равняется

$$\delta x = \frac{\lambda}{2\beta} = \frac{l_{\text{pr}}}{2n}. \quad (7)$$

Соотношение для ширины спектров принятых траекторных сигналов, размеров антенной системы, ширины ДН отдельной антенны, максимально допустимого периода дискретизации сигнала, принятого отдельной антенной и потенциально возможной ширины полосы обзора представлены в таблице. Здесь θ_0 — ширина ДН однолучевой антенны РСА, θ_n — ширина ДН одного луча антенной системы РСА, состоящей из n отдельных антенн, d_r^n — горизонтальный размер n одинаковых отдельных антенн антенной системы РСА, d_r^1 — горизонтальный размер однолучевой антенной системы РСА, ΔF_m^1 — ширина углового спектра траекторных сигналов РСА с однолучевой антенной; ΔF_m^n — максимальная ширина углового спектра, отраженного сигнала принятого отдельной антенны антенной системы РСА, состоящей из n отдельных антенн, $T_{\max \text{ диск.}}^1$ — максимально допустимый период дискретизации траекторного сигнала с однолучевой антенной РСА, $T_{\max \text{ диск.}}^n$ — максимально допустимый период дискретизации принятого отраженного сигнала отдельной антенны антенной системы РСА, состоящей из n отдельных антенн, ΔR_{\max}^1 — максимальная ширина полосы обзора по наклонной дальности РСА с однолучевой антенной, ΔR_{\max}^n — максимальная ширина полосы обзора по наклонной дальности с антенной системой РСА, которая состоит из n отдельных антенн.

Согласно теореме Котельникова восстановление дискретизированной функции $f(t)$ определяется выражением [2]

$$f(t) = \sum_{k=-\infty}^{k=\infty} f(k\Delta t) \frac{\sin[2\pi F_m(t-k\Delta t)]}{2\pi F_m(t-k\Delta t)}, \quad (8)$$

где F_m — максимальная частота в спектре принимаемого траекторного сигнала, Δt — временной период дискретизации, $k = 0, \pm 1, \pm 2, \pm 3$ — целые натуральные числа.

В процессе измерения и обработки траекторного сигнала объём выборки ограничен углом (временем, длиной) синтезирования апертуры. Элемент разрешения по путевой дальности канала наклонной дальности формируется путём обработки траекторного сигнала на интервале синтезирования L_c , а число отсчётов для его формирования рассчитывается по формуле

$$v = \frac{L_c}{\Delta x} = \frac{T_s}{\Delta t} = 2T_s \Delta F, \quad (9)$$

где T_s — временной интервал синтезирования апертуры, ΔF — ширина углового спектра траекторного сигнала.

При наличии n отдельных каналов приёма по путевой дальности перед объединением (суммированием) комплексных дискретных отсчётов необходимо выполнить передискретизацию принятых сигналов. В процессе интерполяции число отсчётов каждого канала необходимо увеличить в $n/2$ раз.

При v отсчётах на интервале синтезирования значения траекторного сигнала вокруг отсчёта $v/2$ определяется равенством

$$f(\tau) = \sum_{k=-\frac{T_s}{2\Delta t}}^{\frac{T_s}{2\Delta t}} f(k\Delta t) \frac{\sin[2\pi\Delta F(\tau - k\Delta t)]}{2\pi\Delta F(\tau - k\Delta t)} \quad \text{при } \tau = \pm\Delta t, \quad (10)$$

где $\Delta t = 1/(2\Delta F)$ — период дискретизации.

Следует отметить ряд моментов. Во-первых, равенство (10) является приблизительным, поскольку объём выборки ограничен количеством отсчётов на интервале синтезирования. Хотя на практике обычно ограничиваются 10...15 отсчётами вправо и влево от измеренного значения, которое значительно меньше выборки на траектории синтезирования. Во-вторых, соотношение (10) справедливо, когда спектр дискретизированной функции начинается с нуля. В-третьих, в РСА при приёме отражённого сигнала обычно измеряют синфазную и квадратурную составляющую. То есть комплексное значение отражённого сигнала представляет собой сумму двух векторов

$$\hat{f}(t) = A(t)e^{j\phi(t)} = A(t)\cos\phi(t) + jA(t)\sin\phi(t), \quad (11)$$

где $A(t)$, $\phi(t)$ — амплитуда и к фаза комплексного сигнала.

В этом случае соотношения для вычисления значений дополнительных дискрет при интерполяции записываются в виде

$$f_c(\tau) = \sum_{k=-\frac{T_s}{2\Delta t}}^{\frac{T_s}{2\Delta t}} f_c(k\Delta t) \frac{\sin[2\pi\Delta F(\tau - k\Delta t)]}{2\pi\Delta F(\tau - k\Delta t)} \quad \text{при } \tau = \pm\Delta t, \quad (12)$$

$$f_k(\tau) = \sum_{k=-\frac{T_s}{2\Delta t}}^{\frac{T_s}{2\Delta t}} f_k(k\Delta t) \frac{\sin[2\pi\Delta F(\tau - k\Delta t)]}{2\pi\Delta F(\tau - k\Delta t)} \quad \text{при } \tau = \pm\Delta t, \quad (13)$$

где

$$f_c(k\Delta t) = A(k\Delta t) \cos\phi(k\Delta t) = |f(k\Delta t)| \cos\phi(k\Delta t), \quad (14)$$

$$f_k(k\Delta t) = A(k\Delta t) \sin\phi(k\Delta t) = |f(k\Delta t)| \sin\phi(k\Delta t). \quad (15)$$

Соотношения (12) и (13) справедливы для траекторных сигналов, спектр которых начинается из нулевой частоты.

Для полосового радиосигнала

$$f(t) = A(t)[2\pi f_0 t + \phi(t)] = \\ = f_c(t) \cos 2\pi f_0 t + f_k(t) \sin 2\pi f_0 t \quad (16)$$

квадратурные компоненты $f_c(t) = |f(t)| \cos\phi(t)$ и $f_k(t) = |f(t)| \sin\phi(t)$ представляют собой низкочастотные сигналы со спектром, ограниченным полосой ΔF , и полностью определяются последовательностями отсчётов $\{f_c(k\Delta t)\}$ и $\{f_k(k\Delta t)\}$, где $\Delta t = 1/(2\Delta F)$.

В случае, когда спектр начинается не с нулевой частоты, соотношения для вычисления значений дополнительных дискрет при интерполяции определяются выражениями [2]

$$f_c(\tau) = \sum_{k=-\frac{T_s}{2\Delta t}}^{\frac{T_s}{2\Delta t}} f_c(k\Delta t) \frac{\sin[2\pi\Delta F(\tau - k\Delta t)]}{2\pi\Delta F(\tau - k\Delta t)} \cos 2\pi f_0 t \quad \text{при } \tau = \pm\Delta t, \quad (17)$$

$$a_k(\tau) = \sum_{k=-\frac{T_s}{2\Delta t}}^{\frac{T_s}{2\Delta t}} f_k(k\Delta t) \frac{\sin[2\pi\Delta F(\tau - k\Delta t)]}{2\pi\Delta F(\tau - k\Delta t)} \sin 2\pi a_0 e \quad \text{при } \tau = \pm\Delta e. \quad (18)$$

В соотношениях (17), (18) $f_0 = (f_1 + f_2)/2$ — среднее значение частоты спектра сигнала.

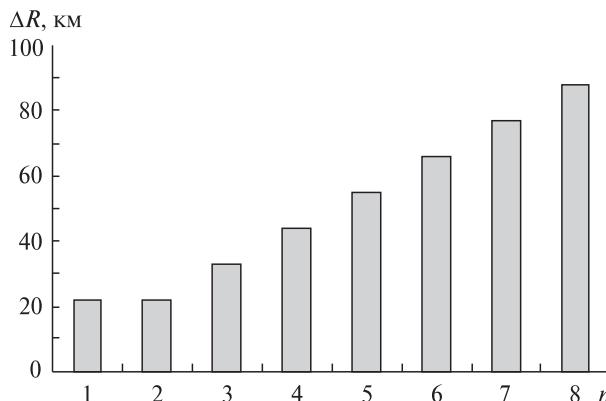


Рис. 1. Зависимость расчетной ширины ΔR полосы обзора спутниковой РСА от числа n отдельных антенн при разрешении $\delta x = 2$ м

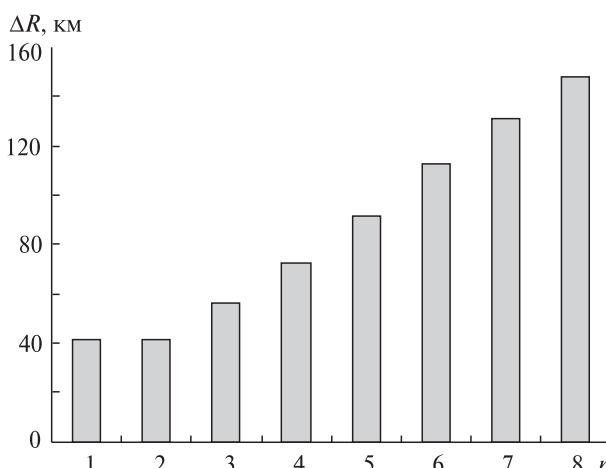


Рис. 2. Зависимость практической ширины ΔR полосы обзора спутниковой РСА от числа n отдельных антенн при разрешении $\delta x = 2$ м

Изменение периода дискретизации сигнала перед суммированием отсчётов сигналов от n отдельных однолучевых ДН равняется

$$\Delta t' = \frac{2\Delta t}{n}. \quad (19)$$

Для антенной системы РСА, в которой используется несколько отдельных лучей для формирования однолучевой ДН, уменьшение периода дискретизации осуществляется или путём добавления определенного числа отсчётов при кратном изменении их числа, или формированием новой последовательности частичной или полной заменой отсчётов измеренной последо-

вательности. Алгоритмы формирования новой последовательности с меньшим периодом дискретизации используют соотношение (19) для нахождения значений новой последовательности с необходимым периодом дискретизации.

Сегодня ряд стран, в том числе и Украина, обладает технологиями развёртывания на искусственных спутниках Земли антенных систем размером 16...32 м. Представляется вполне приемлемым для оценки возможной ширины полосы обзора спутниковой РСА сверхвысокого разрешения принять для расчётов значение потенциальной разрешающей способности равным 2 м. В этом случае при размере антенной системы 16...32 м возможно увеличение периода дискретизации в 2-4 раза.

Ширина полосы обзора спутниковой n -канальной РСА при расчётом разрешении $\delta x = 2$ м, которую можно получить для типовых значений высоты круговой орбиты $H = 460$ км и угла наклона ДН антенн в угломестной плоскости $\gamma = 30^\circ$, иллюстрируется рис. 1. Расчётная ширина полосы обзора земной поверхности на рис. 1 приведена для условия одинакового времени излучения и приёма [6].

Однако на практике коэффициент сжатия ЛЧМ-импульсов не превышает 1000—2000 тыс. В этом случае для разрешения $\delta r = 2$ м при однолучевой антенной системе временной интервал излучения (длительность ЛЧМ-импульса) $\tau_{\max} \leq 13.3$ мкс, а временной интервал приёма отражённых сигналов равен $T_c - \tau_{\max} = 237$ мкс.

При отмеченном практическом ограничении на коэффициент сжатия сложного зондирующего сигнала диаграмма зависимости максимальной ширины полосы обзора от числа лучей антенной системы РСА приведена на рис. 2.

Таким образом, рассмотренная технология увеличения ширины полосы обзора спутниковой РСА сверхвысокого разрешения позволяет, с учётом имеющихся в настоящее время наработок в области построения космических радиолокационных систем, создавать спутниковые РСА сверхвысокого разрешения ($\delta x = \delta r \approx 2...3$ м) с шириной полосы обзора порядка 100 км. Кроме того, если антенная система РСА включает ряд отдельных антенн, собранных на базе одно-

го зеркального параболического рефлектора, и формируемых с помощью матрицы облучателей, расположенных в его фокальной плоскости, энергетический потенциал станции увеличивается в число раз, равное числу лучей антенной системы.

1. Драбкин А. Л., Зузенко В. Л., Кислов А. Г. Антенно-фильтрные устройства. — М.: Сов. радио, 1974. — 536 с.
2. Зюко А. Г., Коробов Ю. Ф. Теория передачи сигналов. — М.: Связь, 1972. — 282 с.
3. Пат. № 92116 Україна, МПК G01S 13/90. Спосіб синтезування апертури РЛС бокового огляду і пристрій для його здійснення / Б. М. Федотов, С. А. Станкевич, С. О. Пономаренко. — № а 2009 07223; Заявл. 10.07.2009; Опубл. 27.09.2010, Бюл. № 18.
4. Пат. № 97702 Україна, МПК G01S 13/90. Спосіб створення діаграм спрямованості смугової радіолокаційної станції із синтезованою апертурою та пристрій для його реалізації / Б. М. Федотов, М. М. Хомік. — № а 2010 06598; Заявл. 31.05.2010; Опубл. 12.12.2011, Бюл. № 5.
5. Федотов Б. Н. Фундаментальные и структурные проблемы достижения разрешающей способности единиц и долей метра в космических радиолокационных станциях с синтезированием апертуры // Зб. наук. праць Житомирського військового ін-ту радіоелектроніки ім. С. П. Корольова. — 2007. — Вип. 11. — С. 97—104.
6. Федотов Б. Н., Станкевич С. А. Перспективные технологии построения спутниковых радаров сверхвысокого разрешения // Аерокосмічні спостереження в інтересах сталого розвитку та безпеки: Матер. доп.

Третєої Всеукр. конф. — Європарія: ІКД НАН і ДКА України, 2012. — С. 127—130.

Стаття надійшла до редакції 26.12.12

Б. Н. Федотов, С. А. Станкевич

ТЕХНОЛОГІЯ ЗБІЛЬШЕННЯ ШИРИНИ СМУГИ ОГЛЯДУ СУПУТНИКОВИХ РАДАРІВ НАДВИСОКОГО РОЗДІЛЕННЯ

Розглядається технологія, яка дозволяє збільшити ширину смуги огляду супутникових радіолокаційних станцій із синтезуванням апертури надвисокого розділення. Її суть — у використанні кількох окремих антен, паралельному прийманні та вимірюванні відбитих сигналів багатоканальним прийомопередавачем, інтерполації оцифрованих відліків прийнятих сигналів окремих антен і формуванні сумарних сигналів на просторовій частоті, що дозволяє суттєво збільшити ширину смуги огляду при надвисокому розділенні.

B. N. Fedotov, S. A. Stankevich

TECHNOLOGY OF SWATH WIDTH INCREASING FOR VERY-HIGH RESOLUTION SATELLITE RADAR

A technology for increasing the width of very-high resolution satellite synthetic aperture radar swath is considered. The technology consists in using several separate narrow-beam antennas, parallel processing backscattered signals by multichannel transmitter/receiver unit, interpolating sampled signals received by separate antennas and forming accumulated signal at a higher spatial frequency. The technology enables one to increase considerably the swath width for satellite radar with very-high resolution.

О. А. Хода

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ОБРАБОТКИ НАБЛЮДЕНИЙ GPS- И ГЛОНАСС-СПУТНИКОВ НА ПЕРМАНЕНТНЫХ СТАНЦИЯХ, РАСПОЛОЖЕННЫХ НА СЕВЕРЕ ЕВРОПЫ

Для сети перманентных станций, расположенных на севере Европы, было получено три решения: из обработки наблюдений только GPS-спутников, только ГЛОНАСС-спутников и совместной обработки наблюдений GPS- и ГЛОНАСС-спутников. На основе сравнения повторяемости составляющих полученных координат GPS/ГЛОНАСС-станций и определенных внешних средних квадратичных ошибок сделан вывод, что на данный момент ГЛОНАСС-решение по точности уступает GPS-решению, а включение ГЛОНАСС-спутников в обработку наблюдений перманентных станций, расположенных в этом регионе, не улучшает точность оценки координат.

8 декабря 2011 г. был введён в эксплуатацию запущенный месяцем ранее спутник ГЛОНАСС-М № 44 (системный номер 744). С этого дня все точки космического сегмента системы (по восемь точек в трёх орбитальных плоскостях) стали заполненными [2], т. е. спутниковая группировка была развернута до штатного состава — 24 спутника. Это позволяет надёжно и непрерывно принимать навигационные сигналы ГЛОНАСС в любой точке Земли без каких-либо ограничений, а также даёт возможность как получить корректное решение из обработки наблюдений только ГЛОНАСС-спутников, так и сравнить его с GPS-решением и с комбинированным GPS/ГЛОНАСС-решением.

Предыдущие сравнения GPS- и GPS/ГЛОНАСС-решений были проведены до полного развёртывания системы ГЛОНАСС и показали, что включение ГЛОНАСС-спутников в обработку наблюдений перманентных станций, расположенных в средних широтах Европы, не улучшает точности оценки координат станций [3, 5, 8].

По-прежнему точность комбинированных точных эфемерид Международной ГНСС-службы (IGS) для GPS-спутников приблизительно

в два раза лучше, чем для ГЛОНАСС-спутников (2.5 см против 5.0 см). Погрешность оценки поправок часов GPS-спутников составляет 75 пс [7], поправки для часов ГЛОНАСС-спутников на данный момент не оцениваются IGS, в файлы точных эфемерид записываются значения из переданных эфемерид.

Для сравнения GPS-, ГЛОНАСС- и GPS/ГЛОНАСС-решений была выбрана сеть из 37 перманентных GPS/ГЛОНАСС-станций, входящих в Европейскую перманентную ГНСС-сеть (EPN) и расположенных на севере Европы: ARG1 (Аргир, Торсхавн, Фарерские острова, Дания), BELF (Белфаст, Великобритания), BOGI (Борова Гура, Польша), BORJ (Боркум, Германия), BUDP (Копенгаген, Дания), BYDG (Быдгощ, Польша), DARE (Дарсбери, Великобритания), ENIS (Эннискиллен, Великобритания), FOYL (Лондондерри, Великобритания), GWWL (Гожув-Велькопольски, Польша), HELG (о. Гельголанд, Германия), HOBU (Хоэнбюнсторф, Эшенберг, Германия), HOE2 (Хёренум/о. Зюльт, Германия), HOFN (Хёбн, Исландия), INVR (Инвернесс, Великобритания), JOZ2 (Юзефослав, Польша), KIR0 (Кируна, Швеция), KURE (Курессааре, Эстония), LAMA (Лямкувко, Ольштын, Польша), MAR6 (Мортсбо, Евле, Швеция), MDVJ

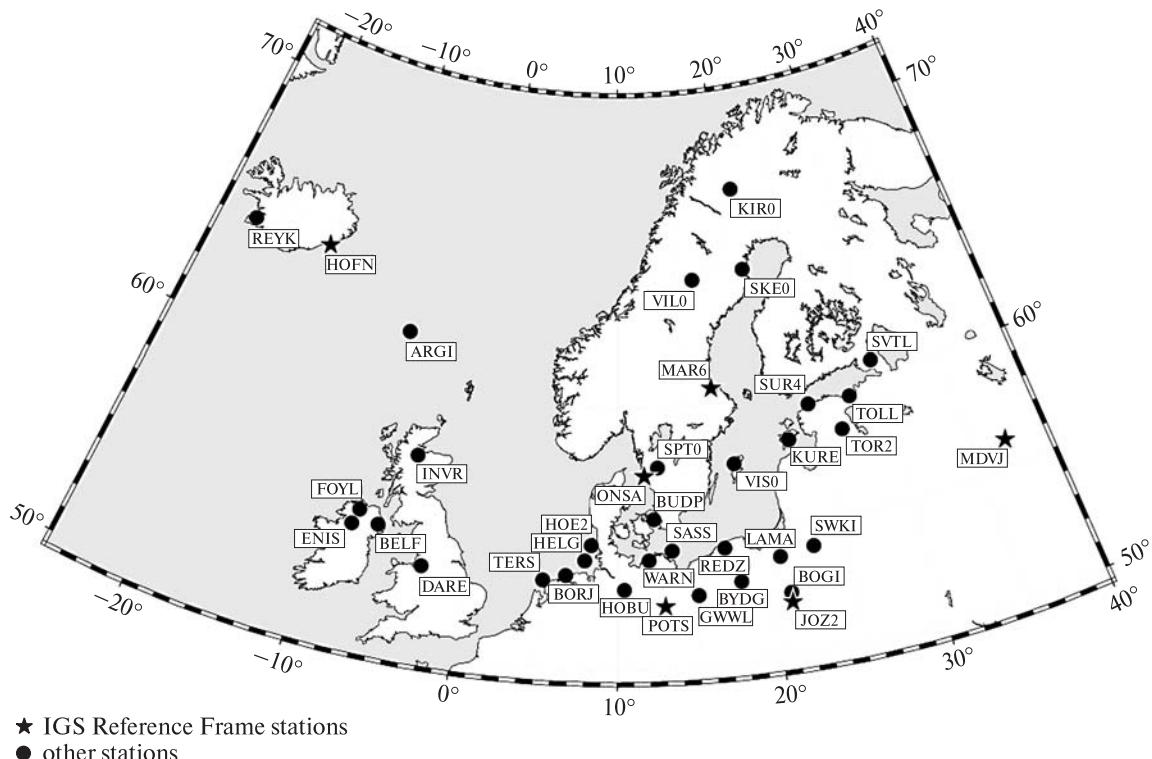


Рис. 1. Расположение GPS/ГЛОНАСС-станций

(Менделеево, Россия), ONSA (Онсала, Швеция), POTS (Потсдам, Германия), REDZ (Редзиково, Польша), REYK (Рейкьявик, Исландия), SASS (Засниц/о. Рюген, Германия), SKE0 (Шеллефтео, Швеция), SPT0 (Бурос, Швеция), SUR4 (Суурупи, Таллин, Эстония), SVTL (Светлое, Россия), SWKI (Сувалки, Польша), TERS (Вест-Терсхеллинг, Нидерланды), TOIL (Тойла, Эстония), TOR2 (Тыравере, Эстония), VIL0 (Вильхельмина, Швеция), VIS0 (Висбю, Швеция), WARN (Росток-Варнемюнде, Германия). Схема расположения ГНСС-станций показана на рис. 1.

Обработка была выполнена в ГАО НАН Украины с помощью программного комплекса «Bernese GPS Software ver. 5.0» [4] в соответствии с требованиями EPN [6]. Процедуру обработки наблюдений можно разделить на четыре этапа:

- 1) предварительная обработка суточных сессий наблюдений;
- 2) оценка координат для отдельного дня наблюдений;
- 3) оценка координат для недели;

4) получение финальных значений зенитных тропосферных рефракций для всех станций.

Схема получения решения показана на рис. 2 и 3, подробнее процедура обработки описана в работе [3].

В качестве исходных данных использовались наблюдения GPS/ГЛОНАСС-спутников, зафиксированные на перманентных станциях (в формате RINEX), комбинированные точные эфемериды ГНСС-спутников, полученные IGS (в формате SP3), параметры вращения Земли, полученные IGS и согласующиеся с точными эфемеридами ГНСС-спутников, солнечно-луные эфемериды DE200, предоставляемые Лабораторией реактивного движения (Jet Propulsion Laboratory, JPL) [9] и так называемые DCB-файлы, предоставляемые Центром определения орбит в Европе (Center for Orbit Determination in Europe, CODE), содержащие оценки разностей кодовых наблюдений для каждого GPS/ГЛОНАСС-спутника.

Система координат IGS05 задавалась путём ограничения No-Net Translation на координа-

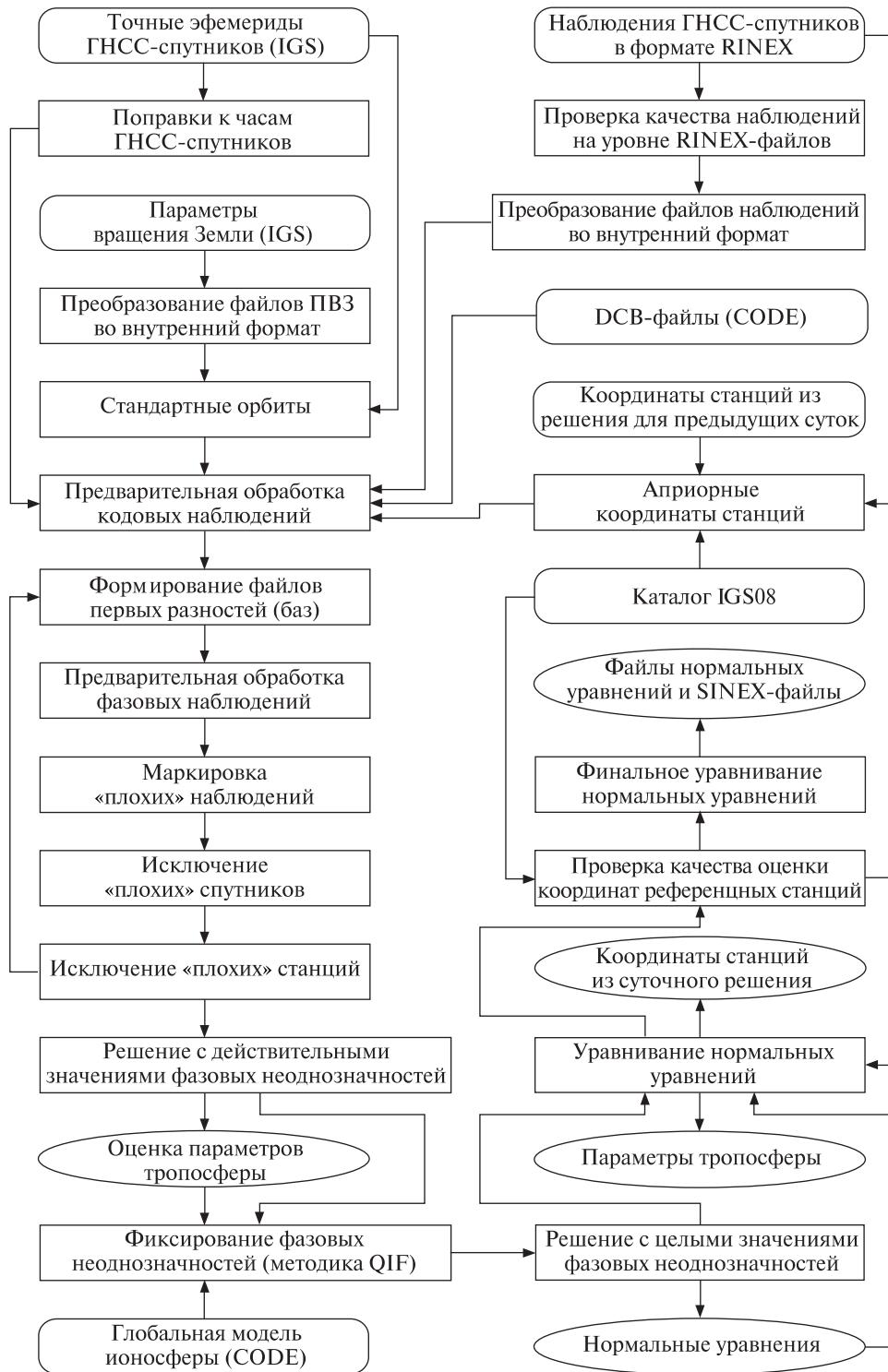


Рис. 2. Диаграмма получения суточного решения

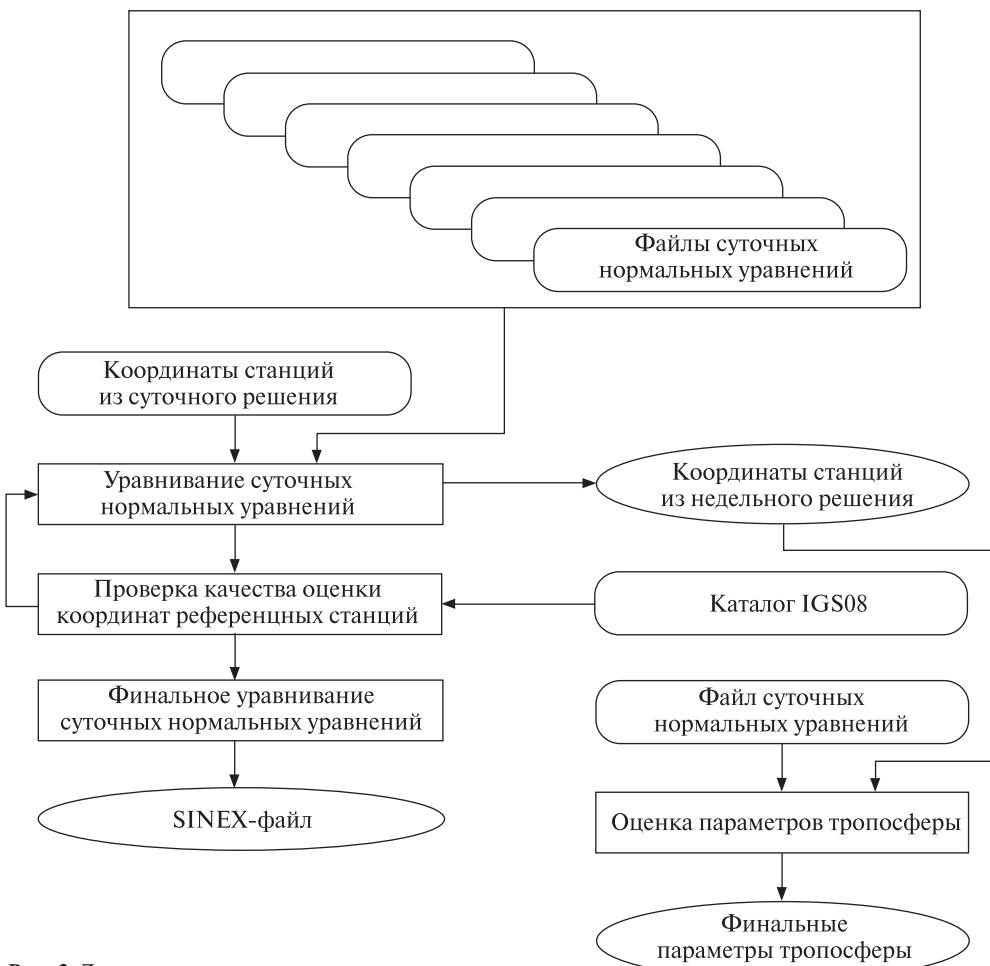


Рис. 3. Диаграмма получения недельного решения

ты референцных станций HOFN, JOZ2, MAR6, MDVJ, ONSA и POTS.

Для обработки была выбрана GPS-неделя 1673 (29 января — 4 февраля 2012 г., дни года 029—035).

Было получено три варианта решений. В первом варианте обрабатывались наблюдения только GPS-спутников, полученное решение обозначено как *MAO(G)*. Во втором варианте обрабатывались наблюдения только ГЛОНАСС-спутников, полученное решение обозначено как *MAO(R)*. И в третьем варианте проводилась обработка как GPS-, так и ГЛОНАСС-спутников, данное комбинированное решение обозначено как *MAO(M)*. Остальные исходные данные и алгоритм обработки были идентичны для всех вариантов ре-

шений. Стоит заметить, что текущая версия программного комплекса «Bernese GPS Software» не фиксирует фазовые неоднозначности для ГЛОНАСС-спутников, поэтому при обработке наблюдений только ГЛОНАСС-спутников шаг фиксирования фазовых неоднозначностей пропускался.

В табл. 1 приведены характеристики трёх полученных решений. Видно, что для обработки только ГЛОНАСС-спутников потребовалось гораздо меньше времени, чем для обработки только GPS-спутников. Это обусловлено как меньшим на 20 % количеством уравнений из-за меньшего количества наблюдаемых ГЛОНАСС-спутников, так и пропуском шага фиксирования фазовых неоднозначностей для решения *MAO(R)*. В

Таблица 1. Характеристики полученных решений

Параметр	<i>MAO(G)</i> (GPS)	<i>MAO(R)</i> (ГЛОНАСС)	<i>MAO(M)</i> (GPS + ГЛОНАСС)
Количество уравнений	1047684 (100 %)	838355 (80.0 %)	1992468 (190.2 %)
Количество неизвестных	14220 (100 %)	23973 (168.6 %)	30355 (213.5 %)
Количество степеней свободы	1033464 (100 %)	814382 (78.8 %)	1962113 (189.9 %)
Время обработки	2:24:38 (100 %)	1:31:38 (63.4 %)	4:51:48 (201.8 %)

то же время количество неизвестных для решения *MAO(R)* на 68.6 % больше, чем для решения *MAO(G)*, так как все фазовые неоднозначности для ГЛОНАСС-спутников рассматриваются как неизвестные. Это приводит к тому, что для решения *MAO(R)* количество степеней свободы на 21.2 % меньше, чем для решения *MAO(G)*. Для комбинированного решения *MAO(M)* все характеристики приблизительно в два раза больше, чем для решения *MAO(G)*.

В табл. 2 представлены координаты станций из решения *MAO(G)* и разности координат между решениями *MAO(R)* и *MAO(G)*, *MAO(M)* и *MAO(G)*. Система координат — IGS08, эпоха — 1 февраля 2012 г. 12:00 (время GPS)

Станция	Номер DOMES	X_G , м	Y_G , м	Z_G , м
		$X_R - X_G$, м	$Y_R - Y_G$, м	$Z_R - Z_G$, м
ARGI	10117M002	2981489.7402 −0.0002 −0.0007	−354651.5436 0.0002 −0.0001	5608475.0382 0.0023 0.0007
BELF	13240M001	3685257.9243 0.0013 0.0002	−382908.9546 −0.0009 −0.0005	5174311.0857 0.0005 −0.0003
BOGI	12207M003	3633815.2123 −0.0012 −0.0004	1397454.2290 −0.0033 −0.0007	5035281.0479 −0.0027 −0.0005
BORJ	14268M002	3769402.8926 0.0055 0.0017	440564.3512 −0.0009 −0.0004	5109099.1533 0.0075 0.0027
BUDP	10101M003	3513638.1427 −0.0007 −0.0004	778956.5069 −0.0016 −0.0005	5248216.4997 0.0013 0.0007
BYDG	12224M001	3647216.7446 0.0023 0.0012	1184604.4019 −0.0004 −0.0001	5079625.2222 −0.0001 0.0000
DARE	13208S001	3811965.2791 0.0015 0.0001	−175799.7179 0.0006 −0.0002	5093615.7919 0.0042 0.0016
ENIS	13246M001	3688503.8081 −0.0003 −0.0003	−495090.4651 −0.0002 0.0000	5162577.5461 −0.0009 −0.0008
FOYL	13241M001	3638083.1920 0.0005 −0.0002	−468414.5377 −0.0003 0.0001	5200402.6078 0.0019 0.0003
GWWL	12225M001	3734525.7318 0.0034 0.0021	1015013.1181 0.0033 0.0002	5053042.7936 −0.0002 −0.0002

Продолжение табл. 2

Станция	Номер DOMES	$X_G, \text{м}$ $X_R - X_G, \text{м}$ $X_M - X_G, \text{м}$	$Y_G, \text{м}$ $Y_R - Y_G, \text{м}$ $Y_M - Y_G, \text{м}$	$Z_G, \text{м}$ $Z_R - Z_G, \text{м}$ $Z_M - Z_G, \text{м}$
HELG	14264M001	3706067.0842 0.0049 0.0020	513803.9879 -0.0004 0.0000	5148174.5462 0.0037 0.0014
HOBU	14202M003	3778219.6763 -0.0040 -0.0016	698635.5489 -0.0010 -0.0003	5074054.2879 -0.0045 -0.0017
HOE2	14284M002	3650022.5774 0.0063 0.0020	532050.6692 -0.0007 0.0001	5185984.5665 0.0098 0.0037
HOFN	10204M002	2679689.9623 -0.0007 -0.0004	-727951.1146 0.0006 0.0004	5722789.4524 -0.0006 -0.0003
INVR	13221M001	3427172.0771 0.0012 0.0000	-252834.0219 -0.0019 -0.0001	5355255.7951 0.0032 0.0006
JOZ2	12204M002	3664880.4431 -0.0013 -0.0005	1409190.6986 0.0006 -0.0005	5009618.5372 -0.0003 -0.0004
KIR0	10422M001	2248123.0707 -0.0009 -0.0007	865686.7558 -0.0006 0.0000	5886425.8330 0.0011 0.0005
KURE	10604S001	3107617.2985 0.0025 0.0008	1287856.6193 -0.0005 0.0000	5400807.3471 0.0053 0.0023
LAMA	12209M001	3524522.7907 0.0012 0.0002	1329693.7305 0.0001 0.0001	5129846.4073 0.0039 0.0015
MAR6	10405M002	2998189.3169 0.0031 0.0010	931451.8801 -0.0012 0.0000	5533398.7711 0.0041 0.0017
MDVJ	12309M005	2845455.9302 0.0006 0.0005	2160954.3292 0.0012 0.0005	5265993.2710 0.0046 0.0024
ONSA	10402M004	3370658.4412 -0.0007 -0.0005	711877.2452 -0.0017 -0.0003	5349787.0273 0.0001 0.0001
POTS	14106M003	3800689.5153 -0.0011 -0.0002	882077.4980 0.0006 -0.0002	5028791.3837 -0.0078 -0.0033
REDZ	12227M001	3550066.4779 0.0018 0.0008	1093332.0999 0.0016 0.0002	5167562.1957 0.0030 0.0012
REYK	10202M001	2587384.1663 0.0002 -0.0002	-1043033.5392 -0.0009 0.0002	5716564.1082 0.0038 0.0014
SASS	14281M001	3606145.9635 -0.0044 -0.0018	875303.4564 -0.0005 -0.0007	5170194.0100 -0.0051 -0.0023

Окончание табл. 2

Станция	Номер DOMES	$X_G, \text{м}$ $X_R - X_G, \text{м}$ $X_M - X_G, \text{м}$	$Y_G, \text{м}$ $Y_R - Y_G, \text{м}$ $Y_M - Y_G, \text{м}$	$Z_G, \text{м}$ $Z_R - Z_G, \text{м}$ $Z_M - Z_G, \text{м}$
SKE0	10426M001	2534030.7897 -0.0006 -0.0002	975174.6627 -0.0015 0.0000	5752078.6502 0.0021 0.0015
SPT0	10425M001	3328984.4281 -0.0014 -0.0007	761910.3713 -0.0013 -0.0004	5369033.7702 -0.0013 -0.0005
SUR4	10601M002	2959056.7856 0.0015 0.0002	1341058.7812 0.0004 0.0004	5470427.0378 0.0046 0.0019
SVTL	12350M001	2730155.2189 0.0023 0.0003	1562364.8282 -0.0028 -0.0002	5529989.3155 0.0067 0.0032
SWKI	12228M001	3452304.3775 -0.0070 -0.0022	1460314.8898 -0.0015 -0.0014	5143362.6368 -0.0077 -0.0030
TERS	13534M001	3798580.5148 -0.0013 -0.0005	346994.1775 -0.0008 -0.0005	5094781.0940 0.0008 0.0008
TOIL	10605S001	2884257.0996 0.0020 0.0003	1503794.1601 -0.0012 0.0000	5468067.9933 0.0061 0.0026
TOR2	10602M001	3010733.6118 0.0020 0.0003	1498577.0993 -0.0007 0.0001	5401387.5552 0.0039 0.0015
VIL0	10424M001	2620258.4834 0.0054 0.0020	779138.2354 -0.0006 0.0003	5743799.5644 0.0076 0.0033
VIS0	10423M001	3246470.1389 -0.0012 -0.0006	1077900.6161 -0.0014 -0.0006	5365278.1644 0.0012 0.0005
WARN	14277M002	3658785.6866 0.0035 0.0009	784470.9906 0.0001 0.0004	5147870.6562 0.0062 0.0023

среднюю эпоху обработанного периода наблюдений, а также разности координат между решениями $MAO(R)$ и $MAO(G)$, $MAO(M)$ и $MAO(G)$.

Абсолютные значения разностей координат между решениями $MAO(R)$ и $MAO(G)$ по осям X , Y и Z лежат в диапазонах от 0.2 мм (для станций ARG1 и REYK) до 7.0 мм (для станции SWKI), от 0.1 мм (для станции WARN) до 3.3 мм (для станций BOGI, GWWL) и от 0.1 мм (для станции BYDG) до 9.8 мм (для станции HOE2) соответственно. Средние значения разностей координат между решениями $MAO(R)$ и $MAO(G)$ составляют:

для северной составляющей — 1.5 мм (максимальное значение по модулю — 4.0 мм для станции POTS),

для восточной составляющей — 1.4 мм (максимальное значение по модулю — 3.6 мм для станции SVTL),

для высотной составляющей — 5.0 мм (максимальное значение по модулю — 11.5 мм для станции HOE2).

Абсолютные значения разностей координат между решениями $MAO(M)$ и $MAO(G)$ по осям X , Y и Z лежат в диапазонах от 0.0 мм (для стан-

ции INVR) до 2.2 мм (для станции SWKI), от 0.0 мм (для семи станций) до 1.4 мм (для станции SWKI) и от 0.0 мм (для станции BYDG) до 3.3 мм (для станции VIL0) соответственно. Средние значения разностей координат между решениями $MAO(M)$ и $MAO(G)$ равны:

для северной составляющей — 0.8 мм (максимальное значение по модулю — 1.8 мм для станций POTS и GWWL),

для восточной составляющей — 0.3 мм (максимальное значение по модулю — 0.6 мм для станции BORJ),

для высотной составляющей — 2.0 мм (максимальное значение по модулю — 4.2 мм для станции HOE2).

Значения параметров преобразования Гельмерта между решениями $MAO(R)$ и $MAO(G)$, $MAO(M)$ и $MAO(G)$ представлены в табл. 3.

Средние значения остатков после преобразования Гельмерта между решениями $MAO(R)$ и $MAO(G)$ для координат станций составляют:

для северной составляющей — 1.4 мм (максимальное значение по модулю — 4.3 мм для станции POTS),

для восточной составляющей — 1.2 мм (максимальное значение по модулю — 2.8 мм для станции SVTL),

для высотной составляющей — 4.5 мм (максимальное значение по модулю — 11.7 мм для станции SWKI).

Средние значения остатков после преобразования Гельмерта между решениями $MAO(M)$ и $MAO(G)$ для координат станций равны:

для северной составляющей — 0.7 мм (максимальное значение по модулю — 2.0 мм для станций POTS и GWWL),

для восточной составляющей — 0.3 мм (максимальное значение по модулю — 0.5 мм для станции BOGI и −0.5 мм для станций FOYL и HOFN),

для высотной составляющей — 1.7 мм (максимальное значение по модулю — 4.6 мм для станции SWKI).

Оценить качество трёх полученных решений можно по значениям повторяемости составляющих координат GPS/ГЛОНАСС-станций, т. е. по остаткам после преобразований Гельмерта

Таблица 3. Параметры преобразования Гельмерта между решениями $MAO(R)$ и $MAO(G)$, $MAO(M)$ и $MAO(G)$

Параметр	$MAO(R)$ vs $MAO(G)$	$MAO(M)$ vs $MAO(G)$
Сдвиг по оси X , мм	12.7 ± 5.4	6.2 ± 2.1
Сдвиг по оси Y , мм	0.9 ± 4.1	-1.4 ± 1.6
Сдвиг по оси Z , мм	-8.0 ± 4.3	-3.3 ± 1.7
Вращение вокруг оси X , мсд	0.00 ± 0.13	0.03 ± 0.05
Вращение вокруг оси Y , мсд	0.48 ± 0.20	0.22 ± 0.08
Вращение вокруг оси Z , мсд	0.02 ± 0.12	-0.05 ± 0.04
Масштабный множитель, 10^{-9}	-3 ± 5	-2 ± 2

Таблица 4. Средние значения повторяемости координат

Составляю-щая, мм	$MAO(G)$ (GPS)	$MAO(R)$ (ГЛОНАСС)	$MAO(M)$ (GPS+ ГЛОНАСС)
Северная	0.54 (100 %)	0.57 (105.6 %)	0.51 (94.4 %)
Восточная	0.41 (100 %)	0.99 (241.5 %)	0.46 (112.2 %)
Высотная	1.84 (100 %)	2.08 (113.0 %)	1.65 (89.7 %)

между суточными и недельным решениями для каждого варианта решений. Средние значения повторяемости координат станций для каждого решения приведены в табл. 4. Видно, что значения повторяемости координат для решения $MAO(R)$ (результата обработки наблюдений только ГЛОНАСС-спутников) больше значений повторяемости координат для решения $MAO(G)$ (результата обработки наблюдений только GPS-спутников). И если для северной и высотной составляющих это различие не так уж велико (больше на 5.6 % и 13.0 % соответственно), то различие для восточной составляющей существенно — значения повторяемости для решения $MAO(R)$ более чем в 2.4 раза больше, чем для решения $MAO(G)$. Это можно объяснить тем, что наклон орбит ГЛОНАСС-спутников больше, чем угол наклона орбит GPS-спутников. Соответственно движение ГЛОНАСС-спутников по сравнению с движением GPS-спутников более ориентировано по направлению север — юг, чем по направлению запад — восток.

Средние значения повторяемости северной и высотной составляющих координат станций для решения $MAO(M)$ стали меньше, чем для реше-

ния $MAO(G)$, но незначительно (на 5.6 % и 10.3 % соответственно). Повторяемость восточной составляющей координат для решения $MAO(M)$ ухудшилось на 12.2 % по сравнению с решением $MAO(M)$.

Значения повторяемости северной, восточной и высотной составляющих координат GPS/ГЛОНАСС-станций показаны на рис. 4–6 соответственно.

На рис. 7–8 представлены разности значений повторяемости составляющих координат GPS/ГЛОНАСС-станций между решениями $MAO(R)$ и $MAO(G)$, $MAO(M)$ и $MAO(G)$ соответственно в зависимости от широт станций. Видно, что даже для самых северных станций значения повторяемости координат для решения $MAO(R)$ хуже, чем для решения $MAO(G)$. Повторяемость координат для решения $MAO(M)$ по сравнению с решением $MAO(G)$ для одних станций улучшилась, для других ухудшилась, для третьих почти не изменилась.

Средние значения разностей зенитной тропосферной рефракции для GPS/ГЛОНАСС-станций (рис. 9) между решениями $MAO(R)$ и $MAO(G)$

не превышают 2 мм, между решениями $MAO(M)$ и $MAO(G)$ — 1 мм.

Наличие трёх решений позволяет оценить их внешние средние квадратичные ошибки и коэффициенты корреляции по методике, применяющейся в Главной астрономической обсерватории НАН Украины [1].

Пусть имеется K решений с N общими станциями. Обозначим через x одну из координат станций (X , Y или Z). Для i -й станции найдём среднее значение координаты x_{0i} :

$$x_{0i} = \frac{\sum_{j=1}^K p_i^j x_i^j}{\sum_{j=1}^K p_i^j},$$

где $p_i^j = (\sigma_i^j)^{-2}$ — вес координаты x_i^j i -й станции из j -го решения. Для каждой общей станции создадим разности координат

$$\Delta x_{0i}^j = x_i^j - x_{0i}$$

и будем рассматривать полученные последовательности $\{\Delta x_{0i}^j\}_{i=1,\dots,N}$ как случайные величины.

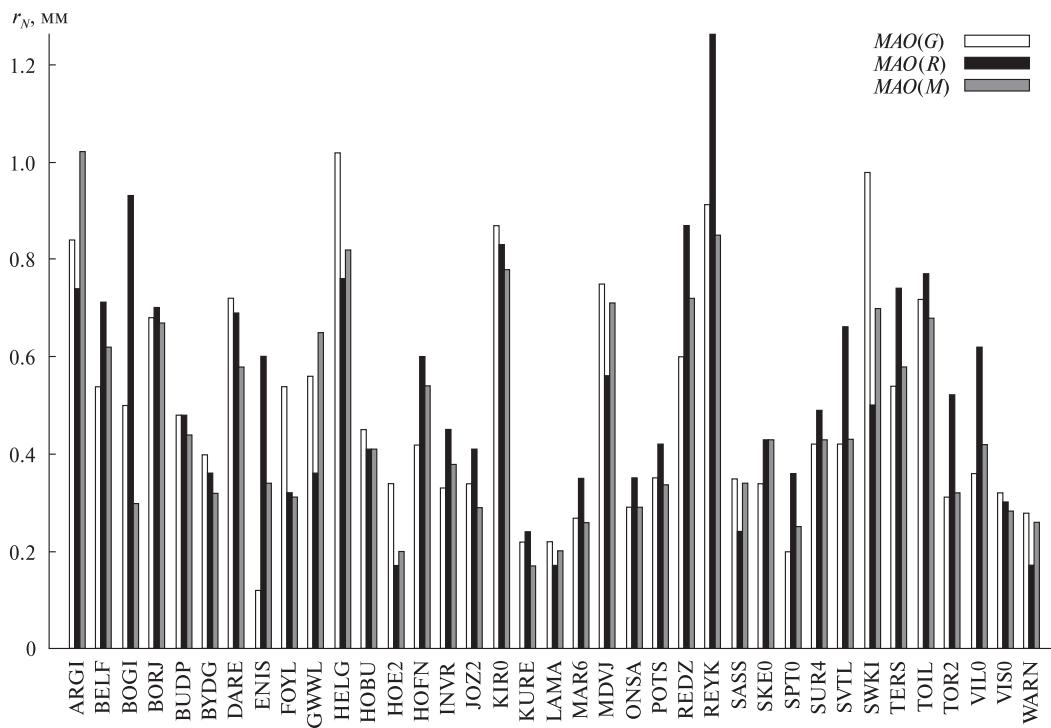


Рис. 4. Повторяемость северной составляющей координат GPS/ГЛОНАСС-станций

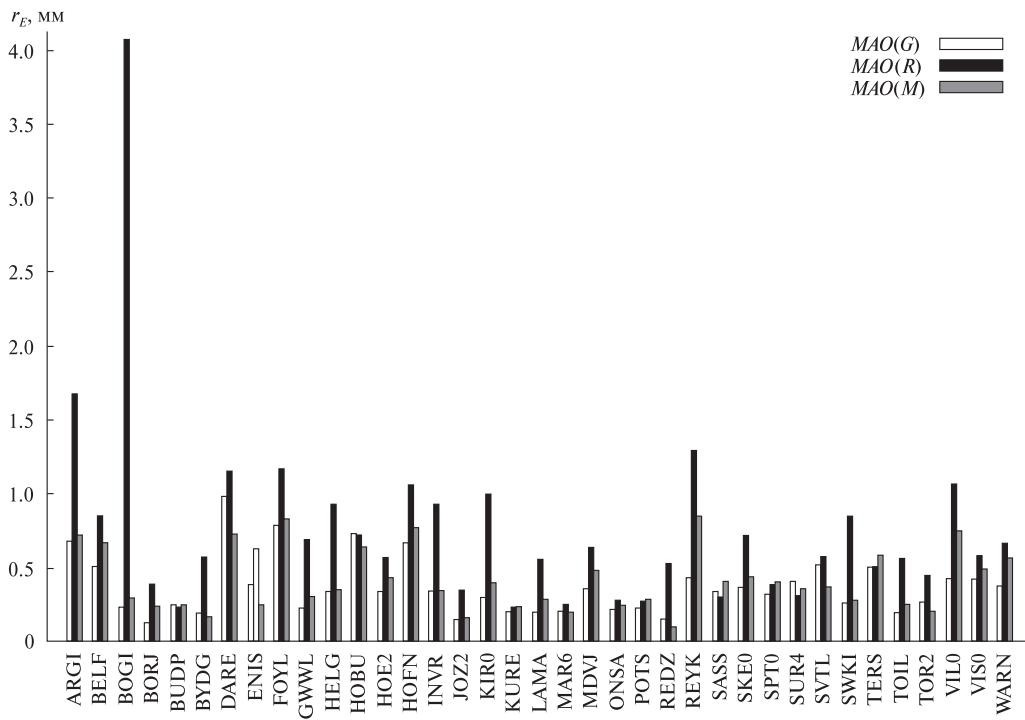


Рис. 5. Повторяемость восточной составляющей координат GPS/ГЛОНАСС-станций

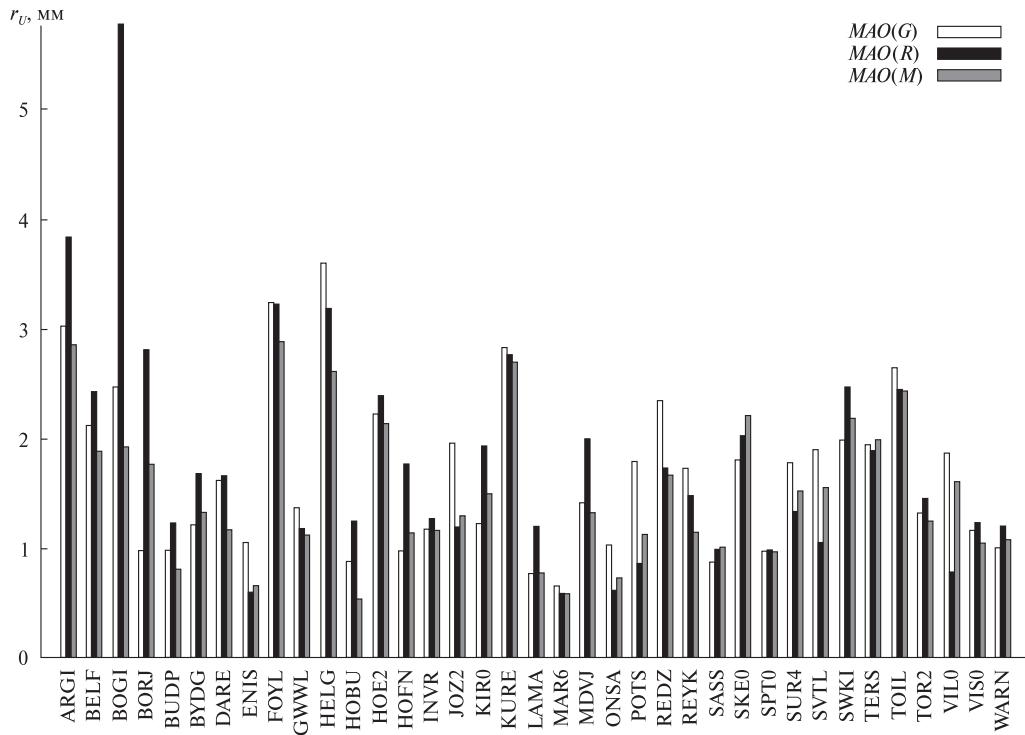


Рис. 6. Повторяемость высотной составляющей координат GPS/ГЛОНАСС-станций

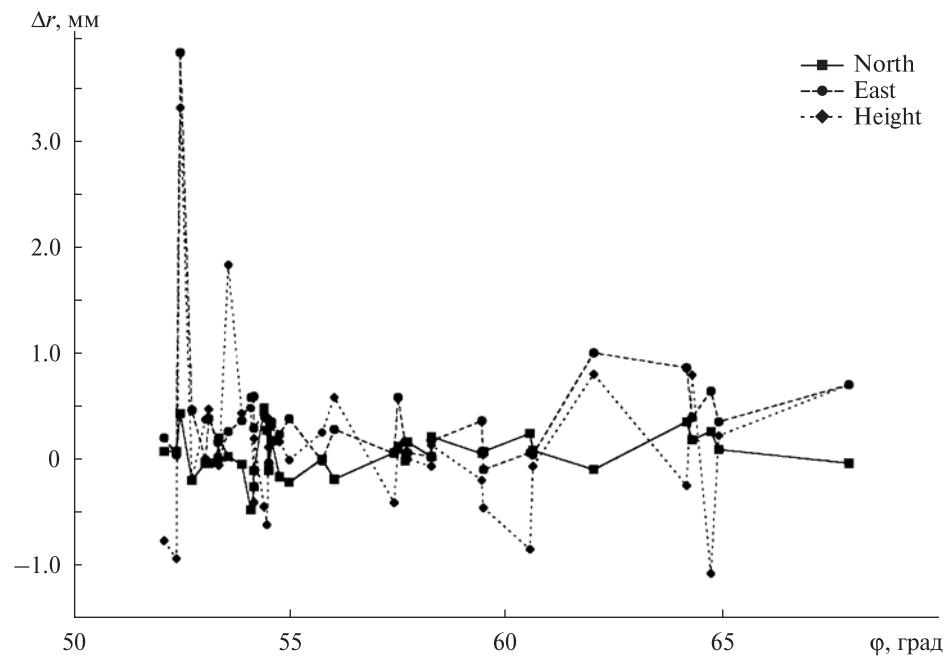


Рис. 7. Разности значений повторяемости составляющих координат GPS/ГЛОНАСС-станций между решениями $MAO(R)$ и $MAO(G)$

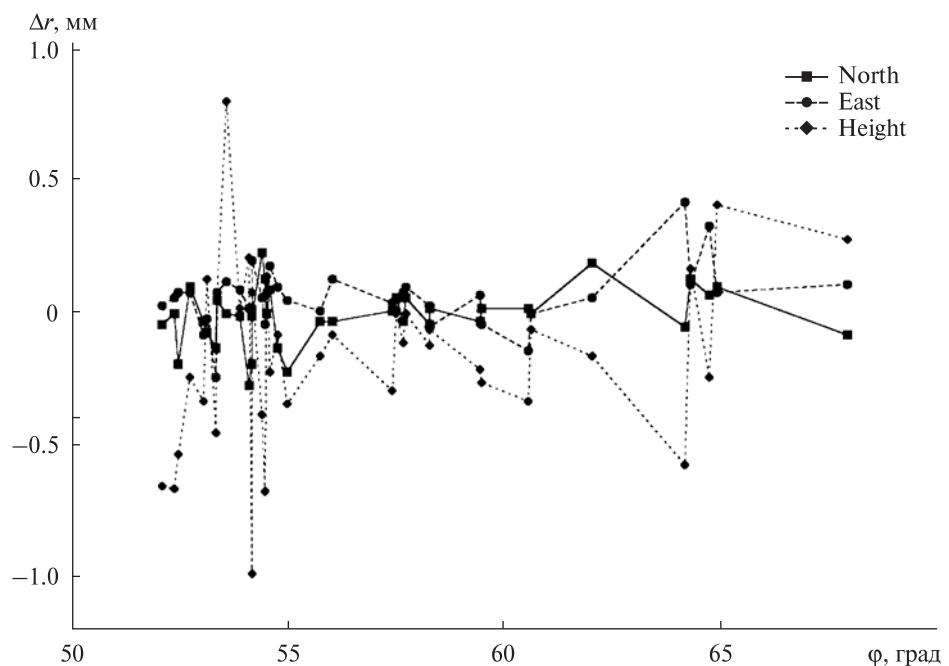


Рис. 8. Разности значений повторяемости составляющих координат GPS/ГЛОНАСС-станций между решениями $MAO(M)$ и $MAO(G)$

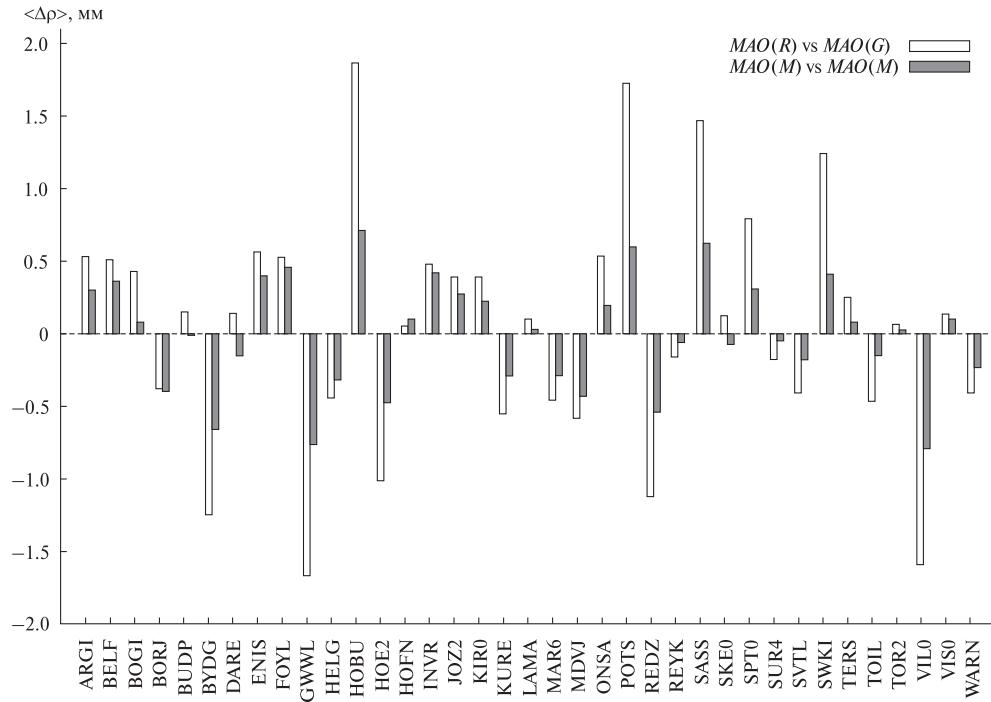


Рис. 9. Средние значения разностей зенитной тропосферной рефракции для GPS/ГЛОНАСС-станций

Перейдём от них к центрированным величинам и определим математические ожидания квадратов разностей и сумм разниц координат станций из k -го и l -го решений:

$$D_{kl} = M[(\hat{\Delta}\dot{x}_0^k - \hat{\Delta}\dot{x}_0^l)^2] = \sigma_k^2 + \sigma_l^2 - 2\rho_{kl}\sigma_k\sigma_l,$$

$$S_{kl} = M[(\hat{\Delta}\dot{x}_0^k - \hat{\Delta}\dot{x}_0^l)^2] = \sigma_k^2 + \sigma_l^2 + 2\rho_{kl}\sigma_k\sigma_l,$$

где $M[\cdot]$ — оператор математического ожидания, σ_k и σ_l — внешние средние квадратичные ошибки определения координат станций из k -го и l -го решений соответственно, ρ_{kl} — коэффициент корреляции между соответствующими координатами станций из k -го и l -го решений, $\hat{\Delta}\dot{x}_0^j$ — центрированные значения $\Delta\dot{x}_0^j$.

В случае трёх решений, создавая суммы величин S_{kl} и D_{kl} , получаем линейную систему уравнений относительно σ_j^2 , $j = G, R, M$, решением которой суть величины

$$\sigma_G^2 = \frac{1}{4}(S_{GR} + S_{GM} - S_{RM} + D_{GR} + D_{GM} - D_{RM}),$$

$$\sigma_R^2 = \frac{1}{4}(S_{GR} + S_{RM} - S_{GM} + D_{GR} + D_{RM} - D_{GM}),$$

$$\sigma_M^2 = \frac{1}{4}(S_{GM} + S_{RM} - S_{GR} + D_{GM} + D_{RM} - D_{GR}).$$

Создавая разности величин S_{kl} и D_{kl} , получаем выражения для коэффициентов корреляции:

$$\rho_{GR} = \frac{S_{GR} - D_{GR}}{4\sigma_G\sigma_R},$$

$$\rho_{GM} = \frac{S_{GM} - D_{GM}}{4\sigma_G\sigma_M},$$

$$\rho_{RM} = \frac{S_{RM} - D_{RM}}{4\sigma_R\sigma_M}.$$

Перед вычислением внешних средних квадратичных ошибок и коэффициентов корреляции для устранения систематических ошибок координаты станций из решений $MAO(R)$ и $MAO(M)$ были переведены с помощью параметров преобразования Гельмерта (табл. 3) к системе координат, реализованной координатами станций из решения $MAO(G)$. Результаты сравнения решений $MAO(G)$, $MAO(R)$ и $MAO(M)$ приведены в табл. 5. Видно, что значения внешних средних

Таблиця 5. Внешние средние квадратичные ошибки решений и коэффициенты корреляции

Параметр	X	Y	Z
σ_{Gx} , мм	1.2	0.5	1.8
σ_{Rx} , мм	1.5	0.7	2.0
σ_M , мм	0.3	0.3	0.3
ρ_{GR}	-0.989	-0.929	-0.997
ρ_{GM}	0.729	0.576	0.838
ρ_{RM}	-0.823	-0.837	-0.880

квадратичных ошибок решения $MAO(G)$ меньше значений ошибок решения $MAO(R)$.

Итак, сравнение полученных решений $MAO(G)$, $MAO(R)$ и $MAO(M)$ показало, что на данный момент ГЛОНАСС-решение по точности уступает GPS-решению, а включение ГЛОНАСС-спутников в обработку наблюдений перманентных станций, расположенных на севере Европы, практически не улучшает точности полученных координат.

1. Болотін С. Л., Литвин С. О. Порівняння об'єднаних каталогів RSC(GAOUA)05 С 03 та RSC(PUL)06 С 02 з реалізацією Міжнародної небесної системи відліку ICRF // Кінематика і фізика небес. тел. — 2010. — 26, № 1. — С. 31–42.
2. Красильников А. Орбитальная группировка ГЛОНАСС развернута полностью // Новости космонавтики. — 2012. — 22, № 1. — С. 24–27.
3. Хода О. А. Определение координат перманентных станций региональной сети: GPS vs GPS+ГЛОНАСС // Космічна наука і технологія — 2011. — 17, № 6. — С. 45–53.
4. Bernese GPS Software Version 5.0. / Eds R. Dach, U. Hugentobler, P. Frizez, M. Meindl. — Berne: Astronomical Institute, University of Berne, 2007. — 612 p.
5. Bruyninx C. Comparing GPS-only with GPS+GLONASS positioning in a regional permanent GNSS network // GPS Solutions. — 2007. — 11, N. 2. — P. 97–106.
6. Guidelines for EPN Analysis Centres [Электронный ресурс] / Prepared by the EPN Coordination Group and the EPN Central Bureau // Режим доступа: http://epncb.oma.be/_documentation/guidelines/guidelines_analysis_centres.pdf
7. IGS Products [Электронный ресурс] // Режим доступа: <http://igs.org/components/prods.html>

8. Ineichen D., Brockmann E., Schaer S. Processing combined GPS/GLONASS data at Swissstopo's local analysis center [Электронный ресурс] // Presented at EUREF 2008 Symposium. — Brussels. — 2008. — Режим доступа: http://www.epncb.oma.be/_documentation/papers/eurefsymposium2008/processing_combined_gpsglonass_data_at_swisstopos.pdf

9. Standish E. M. The observational basis for JPL's DE200, the planetary ephemerides of the Astronomical Almanac // Astron. and Astrophys. — 1990. — 233, N 1. — P. 252–271.

Стаття надійшла до редакції 22.10.12

O. O. Хода

ПОРІВНЯННЯ РЕЗУЛЬТАТІВ ОБРОБКИ СПОСТЕРЕЖЕНЬ GPS- І ГЛОНАСС-СУПЛІТНИКІВ НА ПЕРМАНЕНТНИХ СТАНЦІЯХ, РОЗТАШОВАНИХ НА ПІВНОЧІ ЄВРОПИ

Для мережі перманентних станцій, розташованих на півночі Європи, було отримано три розв'язки: з обробки спостережень тільки GPS-супутників, тільки ГЛОНАСС-супутників та спільнотою обробки спостережень GPS- і ГЛОНАСС-супутників. На основі порівняння повторюваності складових отриманих координат GPS/ГЛОНАСС-станцій та визначених зовнішніх середніх квадратичних похибок зроблено висновки, що на даний момент ГЛОНАСС-розв'язок по точності поступається GPS-розв'язку, а включення ГЛОНАСС-супутників в обробку спостережень перманентних станцій, розташованих у цьому регіоні, не покращує точності оцінки координат.

O. A. Khoda

A COMPARISON OF PROCESSING RESULTS FOR GPS AND GLONASS SATELLITE OBSERVATIONS OBTAINED AT PERMANENT STATIONS IN THE NORTHERN EUROPE

Three solutions are derived for the network of permanent stations located in the Northern Europe: from processing observations of only GPS satellites, only GLONASS satellites, and from the combined processing of observations of GPS and GLONASS satellites. From the comparison of repeatabilities of the obtained coordinates of GPS/GLONASS stations and determined outer RMS values it is concluded that, as for now, the GLONASS solution is less precise than GPS one and the inclusion of GLONASS satellites in the processing of observation data for stations located in this region do not improve the coordinate estimation precision.

Ю. В. Костюченко¹, М. В. Ющенко¹, І. М. Копачевський¹, Д. М. Соловйов², Ю. Г. Білоус¹

¹ Державна установа «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України», Київ

² Морський гідрофізичний інститут Національної академії наук України, Севастополь

ВИКОРИСТАННЯ ДАНИХ ДЗЗ ДЛЯ ОЦІНКИ ЕПІДЕМІЧНИХ (І СОЦІОЕКОЛОГІЧНИХ) РИЗИКІВ У ПРИБЕРЕЖНИХ РЕГІОНАХ (НА ПРИКЛАДІ АНАЛІЗУ СПАЛАХУ ХОЛЕРИ У М. МАРІУПОЛЬ У 2011 р.)

Розглядається питання оцінювання епідемічних (соціо-екологічних) ризиків за даними ДЗЗ та наземними метеорологічними вимірюваннями. Запропоновано підхід до оцінки комплексного ризику, що базується на оцінках ймовірностей, пов'язаних із виникненням та розповсюдженням епідемії. Метод аналізу ризику проникнення збудника в екосистему базується на модифікованому рівнянні Парето з урахуванням варіацій регіональних опадів і спроможності локальних екосистем поглинати та затримувати воду. Для підвищення ефективності прогнозування ризиків запропоновано метод розрахунку найбільш очікуваних розподілів досліджуваних величин, що використовуються замість середніх значень. Як індикатори ДЗЗ, запропоновано використовувати нормалізовані вегетаційний та водний індекси ($NDVI$ і $NDWI$). Запропоновано методи оцінки ризиків розвитку збудника епідемії в екосистемах суходолу і моря. Представлено вдосконалений метод просторово-часової регуляризації даних спостережень спектральних індексів ДЗЗ. Наведено значення калібрувальних, масштабних і вагових коефіцієнтів для використаних сенсорів та регіональних даних. Розраховано значення окремих та інтегральних ймовірностей виникнення і поширення епідемії в регіоні по періоду 2009–2012 рр. Запропоновано контрольний параметр для порівняння отриманих результатів зі статистичними даними про зареєстровані випадки захворювання на холеру.

ВСТУП

Згідно з переліком Всесвітньої організації охорони здоров'я (ВООЗ), холера належить до інфекційних захворювань, визначених як глобальна загроза [7]. Історії відомі періоди пандемічного розповсюдження даної хвороби, які характеризуються сотнями тисяч жертв у різних регіонах світу. Остання, сьома пандемія холери розпочалась у 1961 р. і продовжується у наші дні [7, 19]. На сьогодні холера продовжує носити епідемічний та ендемічний характер у багатьох країнах світу, у першу чергу це стосується країн, що розвиваються, а також регіонів з недоліками контролю ресурсів питної води, зокрема погіршенням якості водних ресурсів спричиненим сезонними міграційними потоками [7]. На початку

1980-х рр. рівень захворюваності у світі перевищував 3 млн у рік [7, 19]. За даними ВООЗ 2010 р. у світі зареєстровано від 3 до 5 млн випадків захворювання на холеру, з них 100–130 тис. закінчилися летально. З огляду на високий рівень загрози та значні невизначеності постає необхідність у застосуванні усіх можливих інструментів оцінки та управління ризиками. При цьому слід зазначити, що з початку 1990-х рр. точна статистика випадків захворювання холерою практично недоступна, оскільки про значну кількість епідемічних спалахів не повідомляється через побоювання можливих негативних впливів на приток туристів до певних країн та регіонів [19]. Цим пояснюється актуальність використання додаткових незалежних засобів та параметрів оцінки ризиків виникнення та поширення епідемії і спалахів захворювання. У якості такого незалежного об'єктивного інструменту можна запропонувати дані ДЗЗ, які відзначаються значною

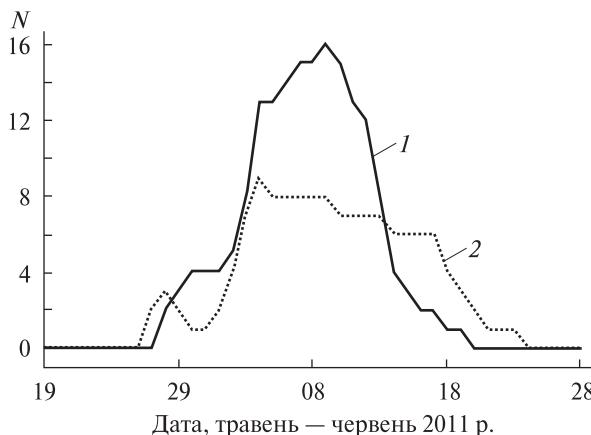


Рис. 1. Розподіл кількості N хворих (1) та інфікованих (2) осіб протягом спалаху захворювання (м. Маріуполь, 2011 р.)

ефективністю у сфері контролю захворюваності [1]. Зокрема, для аналізу розповсюдження епідемічних захворювань у країнах, що розвиваються, значну ефективність показало використання вегетаційного індексу $NDVI$ [6, 17].

Однак у розвинутих країнах, а також в густонаселених прибережних регіонах, які характеризуються високим рівнем антропогенної зміни природних ландшафтів, варіації вегетаційних індексів залежать від характеру землекористування, тому їхнє використання для аналізу факторів епідемічного ризику може виявитися досить сумнівним. У такому випадку слід використовувати ті параметри середовища, які пов'язані з поширенням епідемії і можуть контролюватися за допомогою засобів супутникового спостереження. Використання оптимального набору таких параметрів дає можливість проведення оцінки ризиків розповсюдження захворювань, пов'язаних з певними природними процесами (zmіни якості водних ресурсів, деградація екосистем, розповсюдження шкідників тощо) [17]. Наприклад, температура поверхні моря (у меншій мірі — поверхні суходолу), а також солоність води прибережної частини моря та гирла рік добре корелюють зі вмістом холерних вібріонів [26]. Крім цього, необхідно враховувати параметри продуктивності екосистем, які описуються за допомогою вегетаційних індексів. Слід зазначити, що коректний вибір індексів для опису ста-

ну екосистеми, в якій розвивається збудник захворювання, дозволяє оцінити довгострокові та великомаштабні впливи на стан безпеки, наприклад впливи, пов'язані з варіаціями кліматичних показників [3].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Оцінювання епідемічних (еколого-санітарних) ризиків у прибережних районах з використанням даних ДЗЗ було проведено на прикладі аналізу спалаху захворювання на холеру у м. Маріуполь Донецької області. В кінці травня — на початку червня 2011 р. у м. Маріуполь зафіксовано випадки гострого інфекційного захворювання, викликаного холерним вібріоном серогрупи O1, біовара Ель-Тор, серовар Огава. Розподіл зареєстрованих протягом спалаху випадків захворювання та випадків інфікування наведений на рис. 1 (джерело: прес-служба Міністерства охорони здоров'я України).

За висновками фахівців Міністерства охорони здоров'я України причиною епідемічного спалаху став завезений збудник захворювання, який внаслідок сприятливих умов розвивався в місцевих екосистемах. Таким чином, контроль епідемічних та санітарно-екологічних ризиків має базуватися на аналізі ймовірності проникнення та розвитку збудника хвороби в екосистемах регіону.

ЗАГАЛЬНИЙ ПІДХІД

Для визначення оптимального набору параметрів контролю епідемічних ризиків необхідно проаналізувати поведінку показників продуктивності прибережних екосистем (суходолу, моря, гирла рік), отриманих за даними ДЗЗ, в сукупності з метеорологічними показниками з різних джерел та статистичними даними випадків захворювання.

Інтегральний ризик розвитку епідемії можна визначити за допомогою набору взаємопов'язаних просторово розподілених імовірнісних процесів, які у загальному випадку описуються у термінах системних ризиків [14]. Загалом даний ризик можна представити як сукупність імовірнісних процесів:

$$R(x,t) = \int f_i(x, \omega) P(x, d\theta), \quad i = 1, \dots, m. \quad (1)$$

Параметри розподілу P та властивості випадкових функцій f можна отримати різними способами, у тому числі і методами ДЗЗ. Розглянемо дану можливість.

ЙМОВІРНІСТЬ НАДХОДЖЕННЯ ЗБУДНИКА ЗАХВОРЮВАННЯ В ЕКОСИСТЕМУ

Ймовірність потрапляння збудника холери в екосистему визначається стійкістю інженерних споруд (каналізаційних систем, відстійників, очисних споруд, трубопроводів, дамб) по відношенню до екстремальних навантажень, у першу чергу — високого рівня опадів. Для визначення такого роду ризиків можна використати узагальнений закон Парето [27] в адаптованому вигляді [2, 10, 16, 22]. При цьому функція густини ймовірності розподілу опадів має вигляд

$$f(x) = \frac{1}{\alpha} \left[1 - \frac{\rho(x-\varepsilon)}{\alpha} \right]^{1/(k-1)}, \quad (2)$$

де x — максимальне вимірюване значення кількості опадів, ε — мінімальна зареєстрована кількість опадів (усереднена по періоду спостереження), α — емпіричний масштабний фактор, ρ — емпіричний коефіцієнт, який враховує локальні особливості.

Однак підхід, який оперує довгостроковими середніми значеннями досліджуваних величин, не дозволяє коректно оцінити ймовірності виникнення екстремальних подій на коротких інтервалах часу [13, 14]. Для підвищення достовірності прогнозування можна запропонувати використання усереднення по різних періодах. Крім того, поряд з середніми розподілами досліджуваних величин можна використовувати найбільш ймовірні розподіли для кожного періоду, отримані шляхом аналізу багаторічних спостережень. Це дозволить врахувати короткострокові варіації, характерні для кожного регіону. Слід врахувати, що на періодах, які наближено рівні величині вегетаційного циклу, роль рослинного та ґрунтового покриву можна порівнювати з варіаціями розглянутих величин. Отже зміни рослинного та ґрунтового покриву необхідно розглядати через емпіричні коефіцієнти. Виходячи з отриманих розподілів метеорологічних показників, можна запропонувати модифіко-

вану форму рівняння, що базується на розподілі Парето і враховує річні варіації регіональних опадів та здатність локальних екосистем до поглинання води:

$$P_0(x, t) = \\ = p_0 \cdot k \left(\frac{1}{x_{\tau}^{\max}} \right)^{1/e^{NDVI_{\tau}^*}} \left(\frac{|x_i - x_i^{ex}| - x_i^{\min}}{|x_{\tau}^{\max} - x_i^{mean}|} \right)^{1/e^{NDVI_{\tau}^*}}. \quad (3)$$

Тут p_0 — ймовірність попадання носія збудника захворювання в регіон (для регіонів, ендемічних на холеру, $p_0 = 1$, в інших випадках p_0 залежить від міграційних і транспортних потоків), k — коефіцієнт, що залежить від стану інфраструктури (розподіл основних систем, рівень зношеності, рівень уразливості), який потрібно оцінювати окремо, i — момент часу з інтервалу τ , для якого проводиться оцінювання, x_i — вимірюване значення кількості опадів в оцінюваній момент часу, x_i^{ex} — найбільше очікуване значення кількості опадів в оцінюваній момент часу за даними багаторічних спостережень, x_i^{\min} — мінімальне зареєстроване значення кількості опадів в оцінюваній момент часу за даними багаторічних спостережень, x_i^{mean} — середнє значення кількості опадів в оцінюваній момент часу за даними багаторічних спостережень, x_{τ}^{\max} — максимальне значення кількості опадів за оцінюваній період (враховуючи момент спостереження) за даними багаторічних спостережень, $NDVI_{\tau}^*$ — приведене значення нормалізованого вегетаційного індексу, отриманого за даними ДЗЗ, за період оцінки, $NDWI_{\tau}^*$ — приведене значення нормалізованого водного індексу поверхні, отриманого за даними ДЗЗ, за період оцінки.

Відповідно до методу, запропонованого у роботах [4, 5] та розвинутого у роботах [11, 12], для обчислення найбільш очікуваного значення кількості опадів можна запропонувати достатньо просте рівняння:

$$x_i^{ex} = \sigma_i \frac{\sum_{i \in \tau, j=1}^N \left[\frac{(x_j + x_{j+1})}{2} - \sum_{i=1}^N \frac{1}{n} x_i \right]}{CoVar_{\tau}}, \quad (4)$$

де $x_{i,j}$ — зафіксовані значення кількості опадів у дні i , які належать інтервалу дослідження τ за

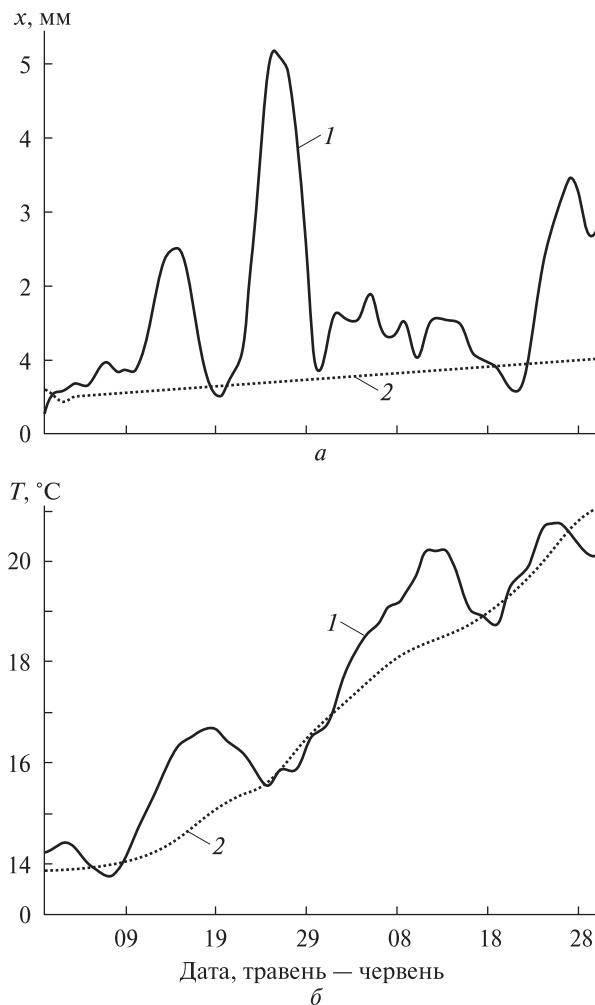


Рис. 2. Варіації найбільш очікуваних (1) та середніх (2) по періоду 1940—1970 рр. значень кількості опадів x (а) та температури повітря T (б) у травні — червні для дослідженого регіону

весь доступний період, який включає N спостережень j ; σ_i — середнє квадратичне відхилення показника за один день по доступному періоду спостережень, $CoVar_{\tau}$ — коефіцієнт варіації досліджуваного показника за період τ . Аналогічно обчислюються найбільш очікувані показники температури (див. рис. 2).

До запропонованого рівняння входять середні та середні максимальні значення за період оцінювання в якості масштабних коефіцієнтів, а також найбільш очікувані значення кількості опадів, які дозволяють коректно відкалібрувати

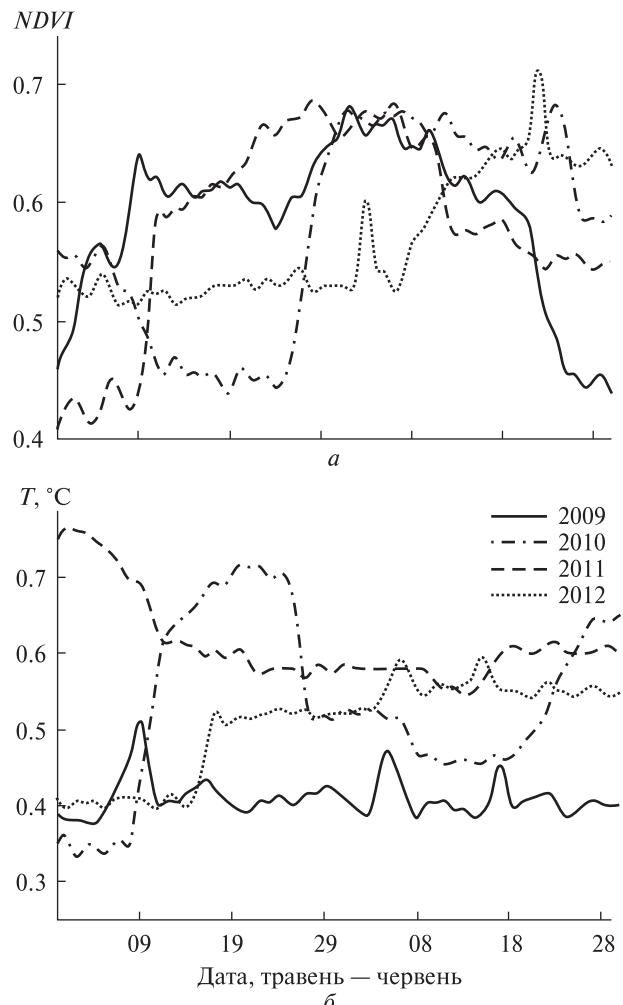


Рис. 3. Приведені значення нормалізованого вегетаційного (а) та нормалізованого водного (б) індексів, отримані за даними MODIS Terra (30 квітня — 30 червня 2009, 2010, 2011, 2012 рр.)

розподіли ризиків в залежності від реальної варіабельності метеорологічних показників. Крім того, використання вегетаційного та водного індексів дозволяє включити до розгляду екосистеми, зокрема стан рослинного і ґрутового покриву та їхню здатність поглинати воду, що потрапляє з опадами. Індекси NDVI та NDWI, крім поточного стану рослинності та ґрунтів, відображають температурний хід, рівень опадів, надходження нутрієнтів до екосистеми та наявність стресів за період 8—14 діб [8, 15, 23], що дозволяє враховувати інертність системи.

У даному дослідженні спектральні індекси $NDVI$ та $NDWI$ для сенсора MODIS визначалися за такими формулами:

$$NDVI = \frac{r_{(620\ldots670)} - r_{(841\ldots876)}}{r_{(620\ldots670)} + r_{(841\ldots876)}}, \quad (5)$$

$$NDWI = \frac{r_{(841\ldots876)} - r_{(1230\ldots1250)}}{r_{(841\ldots876)} + r_{(1230\ldots1250)}}, \quad (6)$$

де r — відбивна здатність у вказаному спектральному інтервалі в нанометрах.

Після проведення просторово-часової регуляризації даних спостереження в окремих точках досліджуваного регіону отримаємо приведені значення індексів $NDVI^*$ та $NDWI^*$:

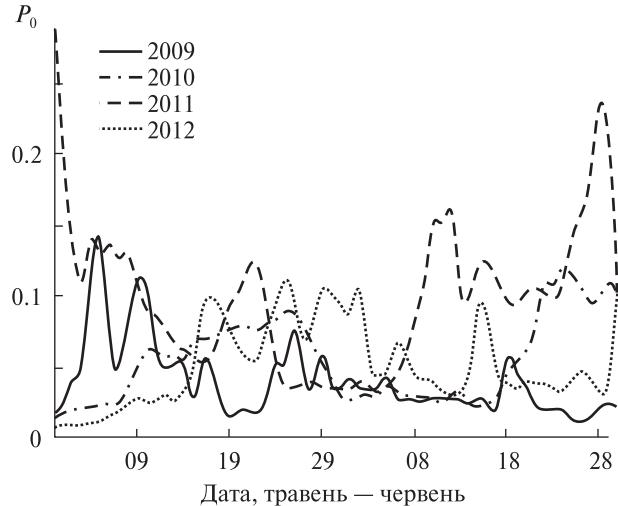
$$NDVI_{\tau}^* = \sum_{n=1}^N \frac{1}{n\sigma_{in}} \left(\sum_{m=1}^M \frac{CoVar_{im} \cdot NDVI_i^m}{m} \right). \quad (7)$$

Тут n — кількість полігонів, у межах яких проводилося вимірювання значень індексів, m — кількість вимірів індексу, $NDVI_i^m$ — виміряне значення індексу в точці i в момент m , σ_{in} — середнє квадратичне відхилення вимірюваного показника у межах усіх досліджуваних полігонів n , $CoVar_{im}$ — коефіцієнт варіації досліджуваного показника в межах полігона n за період τ .

Полігони n обираються виходячи зі структури землекористування та структури гідрологічної мережі регіону дослідження. Застосування даного алгоритму усереднення дозволяє, з однієї сторони, редукувати варіації впливу землекористування, а з іншого — виділити локальні тренди змін продуктивності рослинного покриву за період дослідження по всій території дослідження.

Обчислені за даними сенсора MODIS Terra вегетаційні та водні індекси $NDVI_{\tau}^*(t)$ та $NDWI_{\tau}^*(t)$ наведені на рис. 3.

Запропоноване рівняння для оцінки ймовірності попадання збудника в екосистему (3) має значні феноменологічні обмеження. У даному рівнянні не враховано гідрогеологічний (рівні та стан ґрутових вод) та геоморфологічний (рельєф місцевості та ґрутовий покрив) компоненти. Тому його застосування обмежується метеорологічними спостереженнями та оцінкою стану локальних екосистем. Слід зазначити, що індекси стану екосистем відображають показ-



Rис. 4. Ймовірність P_0 попадання збудника в екосистему $P_0(x, t)$ (30 квітня — 30 червня 2009, 2010, 2011, 2012 рр.)

ники, пов'язані з експозицією схилів (рельєф), розподілом мінералів (ґрутового покриву), наявністю ресурсів ґрутових вод, однак у комплексних моделях ці показники бажано враховувати безпосередньо.

Імовірності попадання збудника захворювання в екосистему $P_0(x, t)$, обчислені на основі запропонованого алгоритму, представлено на рис. 4.

РИЗИК РОЗВИТКУ ЗБУДНИКА В ЕКОСИСТЕМАХ СУХОДОЛУ ТА МОРЯ

Ймовірність розвитку збудника захворювання в екосистемі можна визначити як функцію температури середовища та наявності нутрієнтів у часі. Перша складова (температура середовища) розраховується у рамках ймовірнісного інтервалу, що визначає температурний оптимум або через ймовірність перевищення певного рівня температури, необхідної для розвитку збудника. Оцінити наявність та доступність складних композицій нутрієнтів можна шляхом використання показників загальної продуктивності екосистеми як імовірність досягнення певних значень інтегральних індексів, наприклад індексів спектрального відбиття поверхні, які описують вміст хлорофілу.

Розглянемо окремо випадки розвитку збудника в екосистемах суходолу (P_1^{land}) та моря (P_1^{sea}):

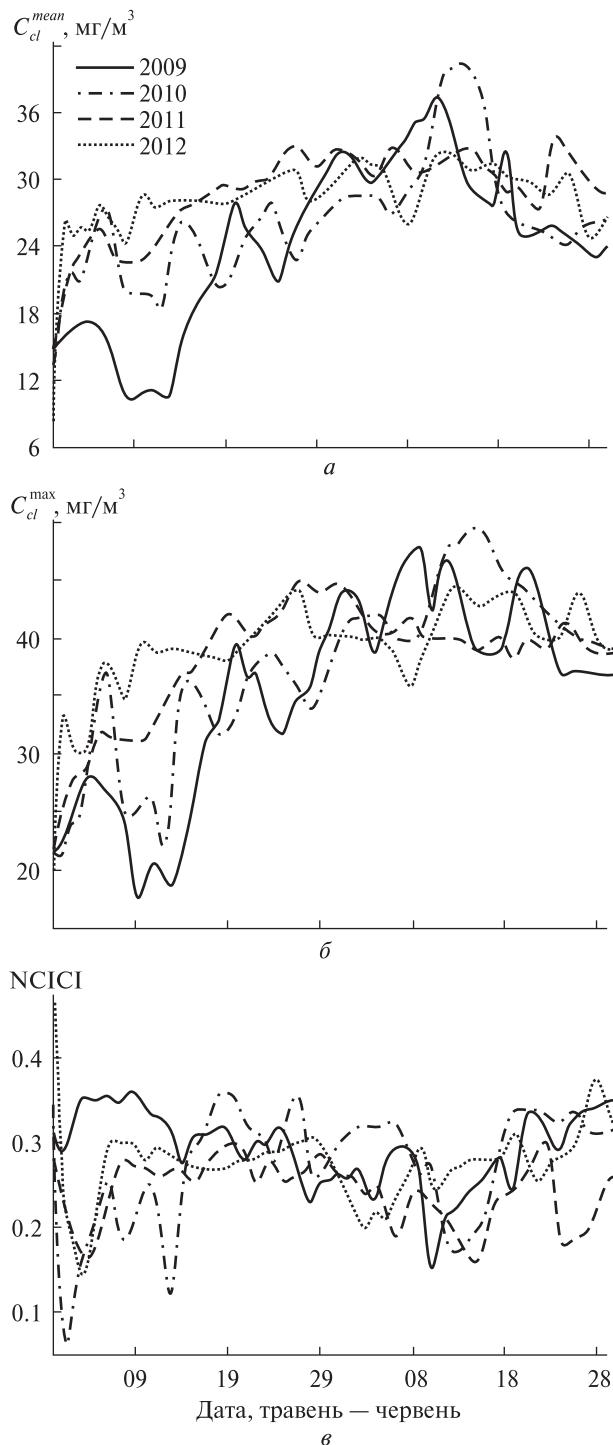


Рис. 5. Розподіли середньої (а), максимальної (б) концентрації хлорофілу та індексу концентрації хлорофілу (в) за даними «MODIS Aqua» (30 квітня — 30 червня 2009, 2010, 2011, 2012 рр.)

$$P_1^{land} = \left(\left| 1 - \frac{T_i}{T_{base}^{ex}} \right| \right)^{1/e^{NDVI_i^*}}, \quad (8)$$

$$P_1^{sea} = \left(\frac{\left| \beta(t)(T_i) - (T_i^{\max} - T_i^{\min}) \right|}{T_i^{\max, ex}} \right)^{1/e^{NCICI_i}}. \quad (9)$$

Тут β — калібрувальний коефіцієнт, який відображає зміни активності планктону при зміні температур поверхні моря та атмосфери (замість температури T_i повітря в досліджуваний момент часу можна використовувати температуру T_i^{SST} поверхні моря, отриману за даними ДЗЗ), $T_i^{\max, ex}$ — найбільш очікуване значення максимальної температури повітря за даними багаторічних спостережень.

Коефіцієнт калібрування можна визначити як коефіцієнт регресійної залежності аеродинамічної температури (температури повітря за метеорологічними даними) і температури поверхні моря, обчисленої за даними ДЗЗ для кожного періоду спостереження т:

$$\beta(t, T_i, T_{sst}) = \frac{\sigma_{st}}{\sigma_{it}} \frac{\sum_{i \in \tau} (T_i - T_i^{mean})(T_{sst} - T_{sst}^{mean})}{\sum_{i \in \tau} (T_i - T_i^{mean})^2}, \quad (10)$$

де t — час, σ_{st} — середнє квадратичне відхилення температури поверхні моря на досліджуваному інтервалі часу τ , σ_{it} — середнє квадратичне відхилення температури повітря на досліджуваному інтервалі часу τ , T_i — температура повітря у досліджуваний момент часу, T_{sst} — температура поверхні моря у досліджуваний момент часу, T_i^{mean} — середнє значення температури повітря за досліджуваний період τ , T_{sst}^{mean} — середнє значення температури поверхні моря за досліджуваний період τ . Аналіз використаних даних MODIS за період 30 квітня — 30 червня підтверджує квазілінійність розподілу $\beta(t)$ на коротких відрізках часу, тобто значення коефіцієнта β слід оцінювати окремо на коротких відрізках часу по 8–12 діб. Отримані значення β лежать у межах $(0.68—0.72) \pm 0.05$ для досліджуваного інтервалу часу.

Індекс для визначення концентрації хлорофілу $NCICI$ у нашому випадку визначимо у вигляді

$$NCICI_i = \frac{C_{cl i}^{*max} - C_{cl i}^{*mean}}{\gamma \cdot C_{cl i}^{*max}}. \quad (11)$$

Тут C_{cl} – концентрація хлорофілу у воді, визначена за даними ДЗЗ відповідно до алгоритму [30], $\gamma(C_{cl}^{\max}, C_{cl}^{mean}, T_{ssr}, T_p)$ – калібрувальний коефіцієнт, який у загальному випадку залежить від середньої та максимальної концентрації хлорофілу і не може бути визначений з достатньою точністю за наявними на даний момент часу масивами даних. Для досліджуваного періоду даний коефіцієнт був наблизено визначений у межах 0.84–1.25 на основі відповідних регресійних залежностей. Приведені значення концентрації $C_{cl I}^*$ отримуються за алгоритмом, подібним до алгоритму для розрахунку індексів $NDVI^*$ та $NDWI^*$. При цьому полігони n обираються на основі особливостей течій досліджуваного регіону.

Для розрахунку концентрації хлорофілу використовувалися дані сенсора MODIS Aqua. Отримані залежності наведено на рис. 5.

У наведених вище рівняннях з метою спрощення замість найбільш очікуваних можна використовувати середні значення параметрів. Однак у такому випадку, як зазначено в роботах [13, 14], достовірність отриманих оцінок буде значно нижчою. Це пояснюється тим, що середні розподіли не дозволяють аналізувати короткострокові варіації локальних параметрів (які індукують досліджувані ризики). Приклад аналізу варіабельності показників найбільш очікуваних значень температури повітря та кількості опадів у порівнянні з середніми показниками представлено на рис. 2.

Розраховані на основі запропонованого алгоритму значення ймовірності розвитку збудника захворювання в екосистемах суходолу (P_1^{land}) та моря (P_1^{sea}) для різних періодів показано на рис. 6.

Таким чином, інтегральну ймовірність розвитку збудника в екосистемах суші та моря можна визначити з виразу

$$P_1 = P_1^{land} \otimes P_1^{sea}, \quad (12)$$

а інтегральна ймовірність виникнення епідемії в регіоні з урахуванням досліджуваних природних (гідрометеорологічних та екологічних) умов дорівнює

$$P_{int} = \xi(\Delta t | \tau - t) P_0 + P_1, \quad (13)$$

де функція $\xi(\Delta t | \tau - t)$ визначає «час реакції», тобто інтервал часу між прогнозованим пошкод-

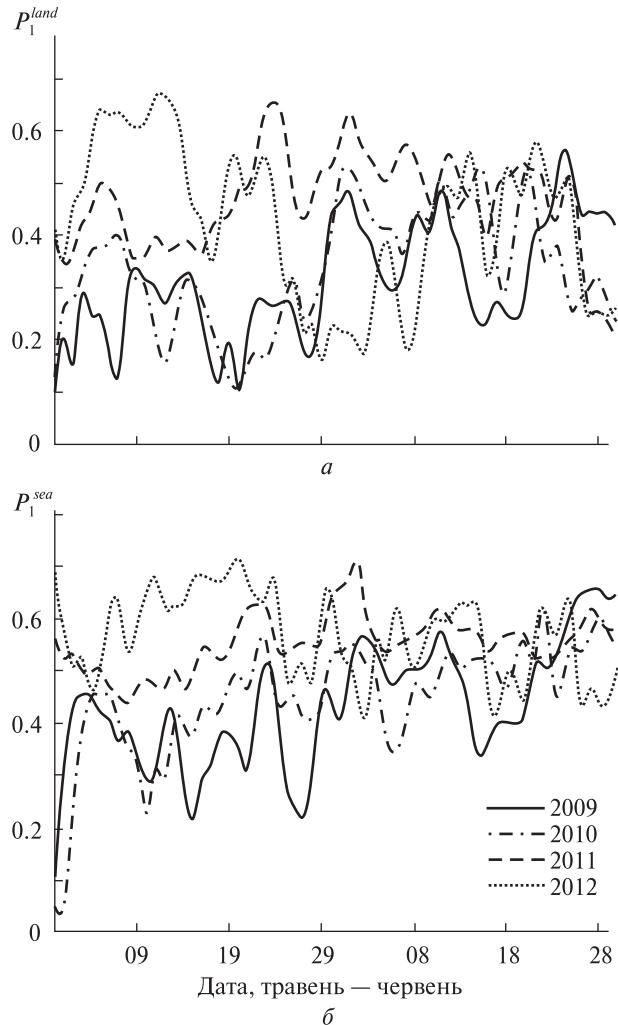


Рис. 6. Ймовірності розвитку збудника в екосистемах:
а — суходолу, б — моря, обчислені за запропонованим алгоритмом

женням інженерних споруд та достовірним попаданням збудника в екосистему (визначається параметрами стоку, рельєфом місцевості та морфологічними особливостями поверхні). При цьому слід зазначити, що отримані розподіли ймовірностей потрібно усереднювати по періоду, рівному середньому значенню часу інкубаційного періоду захворювання, що розглядається (4–7 діб).

ОЦІНКА ДОСТОВІРНОСТІ

Розподіл інтегральної ймовірності виникнення епідемії показано на рис. 7, найменші, найбіль-

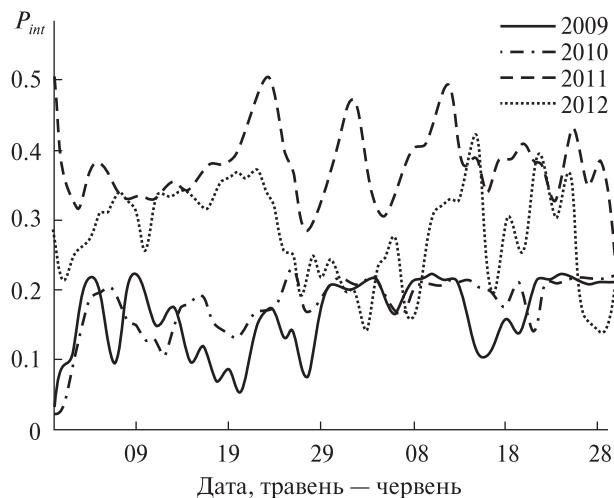


Рис. 7. Інтегральна ймовірність P_{int} виникнення епідемії в регіоні за спостережуваних природних умов

Параметри розподілів інтегральної ймовірності виникнення епідемії

Рік	P_{int}^{\min}	P_{int}^{\max}	\bar{P}_{int}	P_{int}^{\min}	P_{int}^{\max}	\bar{P}_{int}
2009	0.03	0.23	0.16 ± 0.049	0.15	0.22	0.21 ± 0.01
2010	0.019	0.25	0.18 ± 0.035	0.15	0.23	0.21 ± 0.02
2011	0.23	0.52	0.38 ± 0.045	0.29	0.52	0.4 ± 0.05
2012	0.098	0.45	0.28 ± 0.069	0.1	0.33	0.22 ± 0.06

ші та середні значення для кожного сезону приведено у таблиці. Видно, що найбільші значення відповідають зареєстрованому епідемічному спалаху у 2011 р.

Обчислена за даними ДЗЗ та даними метеорологічних спостережень ймовірність виникнення та розвитку епідемії в 2011 р. у 4.9 раза перевищує аналогічні показники за 2009 та 2010 рр. та у 1.4 раза показники за 2012 р. на всьому інтервалі дослідження. При цьому пік розвитку епідемії характеризується більш диференційованими значеннями (четверта графа таблиці). Видно, що ймовірність виникнення та розповсюдження епідемії у даний період за 2011 рік перевищує аналогічні показники за 2009, 2010 та 2012 рр. у середньому в 1.9 разів. Це підтверджує коректність та ефективність запропонованого методу оцінки ризиків епідемій, поширення яких пов’язане з варіаціями контролюваних по-

казників (динамікою водних ресурсів та продуктивністю екосистем).

На основі отриманих розподілів можна зробити висновок про те, що проникнення збудника було індуковане порушеннями функціонування дренажних систем, спричинених відносно високими рівнями опадів у період з 30 квітня по 10 травня. Розвиток збудника, який спричинив спалах епідемії, був пов’язаний з підвищеннем температури середовища та відповідним збільшенням продуктивності екосистеми у період 13–24 травня 2012 р.

Окремо слід відмітити, що значення P_{int} за 2012 рік значно вищі (приблизно у 1.6 разів), ніж у 2009 та 2010 рр., у першу чергу за рахунок показника P_{sea}^{sea} , який характеризує температуру морської поверхні та продуктивність екосистеми моря. Відсутність спалаху епідемії у даний період 2012 року обумовлена відсутністю збудника захворювання, однак сукупність природних умов призвела до іншого негативного екологічного явища — масової загибелі риби в Азовському морі. Масовий мор бичка зафіковано 23–24 червня на узбережжі Азовського моря Запорізької області. За указаний період комунальними службами приморських міст області зібрано та утилізовано понад 80 тонн мертвої риби. З метою попередження подальшого мору риби для її меліоративного вилову було залучено 25 риболовецьких суден, які за період 23–26 червня виловили 618 тонн бичка [<http://www.zoda.gov.ua/news/15999/>]. Саме на цей період припадає один з піків значення P_{sea}^{sea} та максимальні розрахункові значення P_{int} за 2012 рік. Отже, запропонований підхід можна модифікувати для оцінки екологічних ризиків прибережних зон. У такому випадку слід застосовувати інші правила аналізу даних спостережень та усереднення ймовірностей.

Оцінка достовірності отриманих розподілів потребує порівняння з результатами вимірювань інтенсивності розповсюдження збудника та захворювання. Найбільш об’єктивним критерієм могла б слугувати динаміка концентрації збудника в окремих компонентах екосистеми. З огляду на відсутність можливості отримання даних такого роду є сенс використовувати дані щодо розповсюдження збудника у популяції (кількість хво-

рих та інфікованих) для визначення достовірності оцінки ймовірності. Тут слід мати на увазі, що пряме порівняння розподілів такого роду некоректне, зважаючи на різну природу даних: розраховані ймовірності описують поведінку природних систем, а дані щодо кількості хворих та інфікованих відносяться до соціальних систем, які підпорядковуються принципово іншим законам. Це означає, що дані мають бути по-передньо регуляризовані та нормалізовані. Для оцінювання достовірності отриманих розподілів ймовірностей виникнення та розповсюдження епідемії у порівнянні з розповсюдженням захворювання (кількість хворих та інфікованих) побудовано нормалізований індекс небезпеки захворюваності (disease hazard index):

$$DHI = \frac{N_{\min}^p + (N^d + N^i) - N^h}{N_{\max}^p}. \quad (14)$$

Тут N^d — зареєстрована кількість хворих, N^i — зареєстрована кількість інфікованих, N^h — кількість госпіталізованих, N^p — потенційна кількість хворих, враховуючи латентну форму, інфікованих та носіїв вірусу. Величини N_{\max}^p та N_{\min}^p оцінюються на основі непрямих показників, наприклад [24, 28]. Для обчислення значень N_{\max}^p та N_{\min}^p можна скористатися алгоритмом [20]:

$$N_i^p = \sum_{i=1}^I \gamma(R_c + 1) \cdot N_{i-1}^i, \quad (15)$$

де γ — ймовірність одужання (визначає середню тривалість періоду інфікування як $1/\gamma$), R_c — коефіцієнт відтворення збудника, при цьому у процесі обчислення середньомаксимального значення N_{\max}^p слід враховувати значення $i > 7$ (яке перевищує тривалість інкубаційного періоду досліджуваного захворювання), а мінімально-го значення N_{\min}^p — значення i від 2 до 5 [20]. Зазначимо, що в середньому значення N_{\max}^p перевищують значення N^d у 5.1—6.7 разів, а N_{\min}^p — у 3.2—4.1 разів.

Цей індекс виражає нормалізовану кількість хворих та інфікованих за досліджуваний період часу відносно найбільш ймовірної максимальної кількості інфікованих з урахуванням середньої можливої тривалості інкубаційного періоду. Врахування даних щодо госпіталізації дає змогу вносити поправки на введення протиепідемічних заходів.

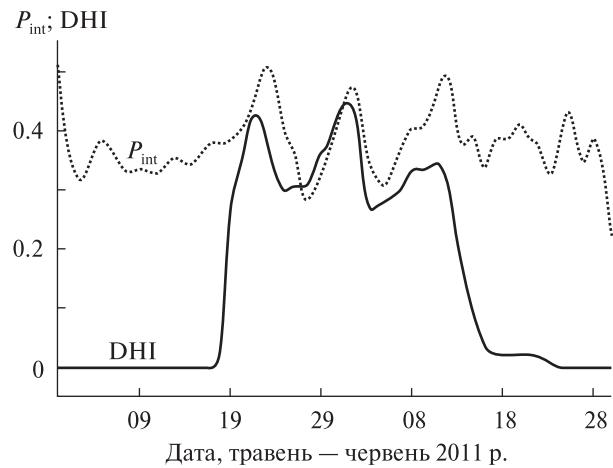


Рис. 8. Розподіл нормованого індексу небезпеки захворюваності DHI у порівнянні з розрахунковою ймовірністю P_{int} виникнення епідемії

Порівняння розподілів нормалізованого індексу небезпеки захворюваності та обчисленої ймовірності виникнення епідемії P_{int} представлено на рис. 8.

Запропонований індекс показує стійку кореляцію зі значеннями інтегральної ймовірності виникнення епідемії P_{int} , а також з окремими ймовірностями розвитку збудника в екосистемах суходолу (P_1^{land}) та моря (P_1^{sea}) за період дослідження.

ВИСНОВКИ

Зважаючи на особливості розвитку епідемій в контролюваних умовах (вплив протиепідемічних заходів), аналіз кореляційної залежності розрахункових ймовірностей та нормалізованого індексу небезпеки захворюваності слід проводити по періоду від зареєстрованого початку спалаху (26—27 травня) до моменту, коли епідемію було взято під контроль, тобто за умови повної ізоляції усіх зареєстрованих хворих та інфікованих (10 червня). За вказаний період коефіцієнт кореляції нормалізованого індексу DHI та розрахункових ймовірностей P_{int} , P_1^{land} та P_1^{sea} дорівнює 0.76, 0.57 та 0.82 відповідно (при значеннях $\sigma = 0.002$, 0.004 та 0.0005). При цьому значення взаємної кореляції P_1^{land} та P_1^{sea} близьке до 0.57 ($\sigma = 0.04$), а показник P_{int} характеризується стійкими кореляціями з імовірностями P_1^{land} , P_1^{sea} та $P_0 = 0.88$ ($\sigma = 0.00005$), 0.84 ($\sigma = 0.0003$) та 0.20 ($\sigma = 0.0005$).

= 0.05) відповідно. Кореляційна залежність показників DHI та P_0 практично відсутня ($r = 0.09$), з максимальним значенням ($r = 0.21$) у період розповсюдження захворювання 19 травня — 10 червня, враховуючи інкубаційний період. Дані результати свідчать про незалежність параметра P_0 та приблизно однаковий вплив параметрів P_1^{land} та P_1^{sea} на величину ймовірності P_{int} . Крім цього, слід звернути увагу, що варіабельність параметра P_1^{land} значно вища, а вплив процесів, що ним описуються, на розвиток епідемії суттєво менший (приблизно в 1.3 раза) порівняно з параметром P_1^{sea} . Отримані кількісні розподіли підтверджують характер взаємодії між досліджуваними параметрами у прибережних екосистемах.

Наведені результати можна розглядати як обґрутування достовірності запропонованого методу оцінки ризиків виникнення епідемічних ситуацій в прибережних екосистемах.

З огляду на характер отриманих розподілів $NDVI_\tau^*(t)$ рівняння розподілу ймовірностей розвитку збудника в екосистемі, у першу чергу в екосистемі суходолу P_1^{land} , можуть бути оптимізовані за рахунок використання інтегрованих індексів VCI , VHI та TCI [25, 29] замість $NDVI$ та показників температури поверхні.

Грунтуючись на отриманих результатах та беручи до уваги досвід робіт у сфері оцінки епідемічних ризиків з використанням даних ДЗЗ [1, 6, 18, 21], запропонований підхід, з деякими модифікаціями, можна використовувати для аналізу ризиків інших епідеміологічних захворювань зі схожими умовами розповсюдження та розвитку (варіабельність метеорологічних факторів, кліматичних показників, динаміка водних ресурсів та зміни продуктивності екосистем), наприклад хантавіруси, гепатит А, вірус Західного Нілу, черевний тиф, жовта лихоманка, малярія та ін. Зважаючи на прогнозовані зміни клімату, актуальність задач оцінки епідемічних ризиків даного роду захворювань значно зростає [3, 9].

1. Beck L. R., Lobitz B. M., Wood B. L. Remote sensing and human health: new sensors and new opportunities // *Emerg. Infectious Diseases*. — 2000. — 6 (3). — P. 217—227.
2. Beguería S. Uncertainties in partial duration series modeling of extremes related to the choice of the threshold value // *J. Hydrology*. — 2005. — 303. — P. 215—230.

3. Bernardi M. Global climate change — a feasibility perspective of its effect on human health at a local scale // *Geospatial Health*. — 2008. — 2. — P. 137—150.
4. Butler J. S., Schachter B. Estimating value at risk with a precision measure by combining kernel estimation with historical simulation // *Rev. Derivatives Res.* — 1998. — 1, N 4. — P. 371—390.
5. Carol A., Leigh C. T. On the covariance matrices used in value at risk // *Models. J. Derivatives*. — 1997. — 4. — P. 50—62.
6. Ceccato P., Ghebremeskel T., Jaiteh M., et al. Malaria stratification, climate, and epidemic early warning in Eritrea // *Amer. J. Trop. Med. and Hyg.* — 2007. — 77, N 6. — P. 61—68.
7. Cholera 2010, WHO weekly epidemiological record. — 2011. — 86 (31). — P. 325—340.
8. Choudhury B. J., Ahmed N. U., Idso S. B., et al. Relations between evaporation coefficients and vegetation indices studied by model simulations // *Remote Sens. Environ.* — 1994. — 50. — P. 1—17.
9. Climate change and humane health: risks and responses / Eds A. J. McMichael, D. H. Campbell-Lendrum, C. F. Corvalan, et al. — WHO, 2003. — 322 p.
10. Davidson A. C., Smith R. L. Models for exceedances over high thresholds // *J. Roy. Statist. Soc. B*. — 1990. — 52. — P. 393—442.
11. Ermoliev Yu., Makowski M., Marti K. Managing Safety of Heterogeneous Systems // *Lect. Notes Econ. and Math. Syst.* — 2012. — 658. — 378 p. — DOI: 10.1007/978-3-642-22884-1.
12. Ermoliev Yu., Wets R. J.-B. Nonlinear programming techniques in stochastic programming // *Numerical Techniques for Stochastic Optimization Problems* / Eds Yu. Ermoliev, R. J.-B. Wets. — Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 1988. — 10. — P. 95—122. — (Series in Computational Mathematics).
13. Ermoliev Yu., Winterfeldt D. Risk, security and robust solutions // *IIASA Interim Report*, IR-10-013, IIASA. — 2010. — 41 p.
14. Ermoliev Yu., Winterfeldt D. Systemic risk and security management // *Lect. Notes Econ. and Math. Syst.* — 2012. — 658. — P. 19—49. — DOI: 10.1007/978-3-642-22884-1.
15. Gao B. C. Normalized difference water index for remote sensing of vegetation liquid water from space // *Proc. SPIE*. — 1995. — 2480. — P. 225—236.
16. García-Ruiz J. M., Arnáez J., White S. M., et al. Uncertainty assessment in the prediction of extreme rainfall events: An example from the central Spanish Pyrenees // *Hydrological Processes*. — 2000. — 14. — P. 887—898.
17. Gething P. M., Noor A. M., Gikandi P. W., et al. Improving imperfect data from health management information systems in Africa using space-time geostatistics // *PLoS Med.* — 2006. — 3 (6): e271. — P. 825—831. — DOI: 10.1371/journal.pmed.0030271.
18. Glass G. E., Cheek J. E., Patz J. A., et al. Using remotely sensed data to identify areas at risk for hantavirus pulmo-

- nary syndrome // *Emerg. Infectious Diseases*. — 2000. — 6 (3). — P. 238—247.
19. Global defense against the infected disease threat / Ed. by Mary Kay Kindhauser. — Geneva: WHO, 2003. — 242 p.
20. Haccou P., Jagers P., Vatutin V. A. Branching processes: Variation, growth, and extinction of populations. — Cambridge: Univ. Press & IIASA, Edinburg, UK. — 2005. — 316 p.
21. Herbreteau V., Demoraes F., Khaungaew W., et al. Use of geographic information system and remote sensing for assessing environment influence on leptospirosis incidence, Phrae province, Thailand // *Int. J. Geoinformatics*. — 2006. — 2 (4). — P. 43—50.
22. Hosking J. R. M. L-moments: analysis and estimation of distributions using linear combinations of order statistics // *J. Roy. Statist. Soc. B*. — 1990. — 52. — P. 105—124.
23. Jackson R. D., Slater P. N., Pinter P. J. Discrimination of growth and water stress in wheat by various vegetation indices through clear and turbid atmospheres // *Remote Sens. Environ.* — 1983. — 15. — P. 187—208.
24. King A. A., Ionides E. L., Luckhurst J., Bouma M. J. Inapparent infections and cholera dynamics // *Nature*. — 2008. — 454 (7206). — P. 877—880.
25. Kogan F. N. Application of vegetation index and brightness temperature for drought detection // *Adv. Space Res.* — 1995. — 15. — P. 91—100.
26. Magney G. C. de, Long W., Brown C. W., et al. Predicting the distribution of *Vibrio* spp. in the Chesapeake Bay: A *Vibrio cholerae* case study // *ECOHEALTH*. — 2009. — 6(3). — P. 378—389. — DOI: 10.1007/s10393-009-0273-6
27. Pickands J. Statistical inference using extreme order statistics // *Ann. Statist.* — 1975. — 3. — P. 119—131.
28. Sack D. A., Sack R. B., Nair G. B., Siddique A. K. Cholera // *Lancet*. — 2004. — 363 (9404). — P. 223—233. — DOI: 10.1016/S0140-6736(03)15328-7.
29. Singh R. P., Roy S., Kogan F. Vegetation and temperature condition indices from NOAA AVHRR data for drought monitoring over India // *Int. J. Remote Sens.* — 2003. — 24 (22). — P. 4393—4402. — DOI: 10.1080/0143116031000084323.
30. Werdell P. J., Franz B. A., Bailey S. W., et al. Approach for the long-term spatial and temporal evaluation of ocean color satellite data products in a coastal environment // *Proc. SPIE*. — 2007. — 6680. — 12 p. — DOI: 10.1117/12.732489.

Стаття надійшла до редакції 25.10.12

Ю. В. Костюченко, М. В. Ющенко,
І. М. Копачевський, Д. М. Солов'єв, Ю. Г. Белоус

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДАННЫХ ДЗЗ ДЛЯ ОЦЕНКИ
ЭПИДЕМИЧЕСКИХ (И СОЦИОЭКОЛОГИЧЕСКИХ)
РИСКОВ В ПРИБРЕЖНЫХ РЕГИОНАХ
(НА ПРИМЕРЕ АНАЛИЗА ВСПЫШКИ ХОЛЕРЫ
В Г. МАРИУПОЛЬ В 2011 Г.)

Рассматривается вопрос оценки эпидемических (социо-экологических) рисков по данным ДЗЗ и наземным метеорологическим измерениям. Предложен подход к оценке

комплексного риска, который базируется на оценках вероятностей, связанных с возникновением и распространением эпидемий. Метод анализа риска проникновения возбудителя в экосистему базируется на модифицированном уравнении Парето с учетом вариаций региональных осадков и способности локальных экосистем поглощать и задерживать воду. Для повышения эффективности прогнозирования рисков предложен метод расчета наиболее ожидаемых распределений изучаемых величин, которые используются вместо средних значений. В качестве индикаторов ДЗЗ предлагается использовать нормализованные вегетационный и водный индексы (NDVI и NDWI). Предложены методы оценки риска развития возбудителя эпидемии в экосистемах суши и моря. Представлен усовершенствованный метод пространственно-временной регуляризации данных наблюдений спектральных индексов ДЗЗ. Приведены значения калибровочных, масштабных и весовых коэффициентов для использованных сенсоров и региональных данных. рассчитаны значения отдельных и интегральных вероятностей возникновения и распространения эпидемии в регионе по периоду 2009—2012 гг. Предложен контрольный параметр для сравнения полученных результатов со статистическими данными о зарегистрированных случаях заболеваний холерой.

Yu. V. Kostyuchenko, M. V. Yushchenko,
I. M. Kopachevsky, D. M. Solovyov, Yu. H. Bilous

THE USE OF REMOTE SENSING DATA FOR
EPIDEMIC (SOCIO-ECOLOGICAL) RISK
ASSESSMENT IN COASTAL REGIONS (CASE STUDY:
CHOLERA OUTBREAK IN MARIUPOL, 2011)

We consider the use of satellite observations and meteorological data for the analysis of epidemic and socio-ecological risks. We propose an approach to the assessment of the integrated risk which is based on the estimation of probabilities of the epidemic genesis and spread. Our procedure for the analysis of the risk of causative agent penetration to an ecosystem is based on the modified Pareto equation with taking into account of precipitation variations and the water absorption capability of local ecosystems. To increase the forecasting efficiency, a procedure for the calculation of most expected distributions of investigated values (instead of mean distributions) is proposed. Normalized Difference Vegetation Index and Normalized Difference Water Index (NDVI and NDWI) are used as the remote indicators. Some approaches to the analysis of development risk for the epidemic in the land and sea ecosystems are proposed. A problem oriented advanced method of spatial-temporal regularization of multispectral satellite observations (including spectral reflectance indexes analysis) is given. Corresponding values of scale factors, weight coefficients, and fitness functions are calculated for used satellite sensors and regional data. Using the algorithms proposed, the separate and integrated probabilities of the epidemic genesis and spread in the region under study are calculated for 2009—2012. Control parameter for comparing with disease statistics is proposed.

БАЛАШОВ Віталій Миколайович — провідний конструктор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — ракетно-космічна техніка.

БАСАРАБ Руслан Михайлович — провідний інженер Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України.

Напрям науки — обробка оптичних та радіолокаційних даних дистанційного зондування Землі, обробка даних супутника «Січ-2».

БІЛОУС Юлія Геннадіївна — молодший науковий співробітник Державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України».

Напрям науки — геоекологія, дослідження процесів енергомасообміну в геосистемах, моделювання та аналіз ризиків.

КОПАЧЕВСЬКИЙ Іван Михайлович — провідний інженер Державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України».

Напрям науки — обробка та інтерпретація даних дистанційного зондування Землі, аналіз ризиків пов'язаних з надзвичайними ситуаціями техногенного характеру.

КОСТЮЧЕНКО Юрій Васильович — провідний науковий співробітник Державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України», кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — гідроекологія, дослідження процесів енергомасообміну в геосистемах методами математичного моделювання, обробка даних космічної зйомки з метою вирішення природоохоронних та природоресурсних задач.

КРАВЧЕНКО Олексій Миколайович — старший науковий співробітник відділу інформаційних технологій та систем Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — дистанційне зондування Землі, асиміляція даних, високопродуктивні обчислення.

КРИГІН В. М. — співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України.

КУЛАБУХОВ Анатолій Михайлович — завідувач кафедри систем автоматизованого управління фізико-технічного факультету Дніпропетровського Національного університету імені Олеся Гончара, Україна, кандидат технічних наук, доцент.

Напрям науки — динаміка, балістика та керування рухом літальних апаратів.

КУЛАГІН Сергій Миколайович — науковий співробітник відділу механіки іонізованих середовищ Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрям науки — механіка рідини, газу та плазми.

КУССУЛЬ Наталія Миколаївна — заступник директора, завідувач відділу, вчений секретар спеціалізованої вченої ради Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, професор, доктор технічних наук, професор кафедри інформаційної безпеки НТУУ КПІ, член робочої групи WGISS міжнародного комітету із супутникових спостережень CEOS, експерт Вищої атестаційної комісії України в області інформаційних технологій.

Область наукових інтересів — інтелектуальні обчислення, методи обробки супутниковых даних, інформаційні технології.

ЛАВРЕНЮК М. С. — співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України.

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

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

МАКАРОВ Олександр Леонідович — Головний конструктор-начальник конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук, «Заслужений машинобудівник України», лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрям науки — ракетно-космічна техніка.

МЕЛАНЧЕНКО Олександр Геннадійович — начальник відділу конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук.

Напрям науки — системи і процеси керування.

МОЗГОВИЙ Дмитро Костянтинович — старший викладач факультету фізики, електроніки та комп'ютерних систем Дніпропетровського Національного університету імені Олеся Гончара.

Напрям науки — балістика та керування рухом літальних апаратів, оброблення даних ДЗЗ.

ПІСЬМЕННИЙ Микола Іванович — науковий співробітник Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрям науки — механіка рідини, газу та плазми.

ПОПЕЛЬ Валерій Михайлович — заступник начальника відділу антено-фідерних та НВЧ — пристрій конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — антенно-фідерні пристрій та засоби мікрохвильової техніки.

СОЛОВІЙОВ Дмитро Маркович — науковий співробітник Морського гідрофізичного інституту Національної академії наук України.

Напрям науки — морська гідрофізика та гідроекологія, обробка та дешифрування даних ДЗЗ.

СТАНКЕВІЧ Сергій Арсенійович — головний науковий співробітник Державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України», доктор технічних наук.

Напрям науки — фізичні засади, методи та задачі дистанційного зондування Землі, конструкція та оцінювання супутникових знімальних систем, тематична обробка космічних зображень.

ФЕДОРОВ Олег Павлович — директор Інституту космічних досліджень Національної академії наук України

ни і Державного космічного агентства України, доктор фізико-математичних наук. Заступник головного редактора науково-практичного журналу «Космічна наука і технологія».

Напрям науки — космічне матеріалознавство.

ФЕДОТОВ Борис Микитович — професор кафедри розвідки Національного університету оборони України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — фізичні принципи, методи і структури аерокосмічних радіолокаційних станцій із синтезуванням апертури надвисокого розрізнення, енергетична доступність для контролю випромінювань радіосистем.

ХОДА Олег Олександрович — старший науковий співробітник Головної астрономічної обсерваторії НАН України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — глобальні навігаційні супутниківі системи (ГНСС).

ХОРОШИЛОВ Віктор Сергійович — Начальник розрахунково-теоретичного сектору конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля», доктор технічних наук, професор, «Заслужений діяч науки і техніки України».

Напрям науки — динаміка, балістика та керування рухом літальних апаратів

ШУВАЛОВ Валентин Олексійович — завідувач відділу механіки іонізованих середовищ Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, доктор технічних наук, професор, лауреат Державної премії України, лауреат премії Національної академії наук України ім. М. К. Янгеля.

Напрям науки — плазмоелектродинаміка космічних апаратів, фізика плазми.

ЮЩЕНКО Максим Володимирович — провідний інженер Державної установи «Науковий центр аерокосмічних до сліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України».

Напрям науки — географія, картографічна адаптація супутниковых знімків, дистанційне дослідження Землі.

ЯНЧЕВСЬКИЙ Сергій Леонтійович — начальник групи аналізу та опрацювання спеціальної інформації Київського оперативного центру Національного центру управління та випробувань космічних засобів Державного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — аналіз спеціальної інформації.

Н. В. Новиков

НА ПЕРВОМ ПРАКТИЧЕСКОМ ЭТАПЕ СОЗДАНИЯ И РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ В УКРАИНЕ (1968–1984 гг.)^{*}

Исследования различных областей Вселенной всегда были актуальными для ученых различных стран. Начиная с прошлого века новые сведения лавиной стали поступать в результате применения автоматических и пилотируемых космических аппаратов. Тысячи искусственных спутников Земли, сотни космонавтов и астронавтов побывали в космосе, 12 из них ступили на поверхность Луны, автоматические корабли побывали на планете Венера, а сегодня движутся и практически ощущают поверхность привлекательной для освоения ближайшей планеты Марс.

Космические исследования по методологии необходимо вести комплексно, объединяя успехи ученых различных специальностей — физиков, химиков, механиков, астрономов, биологов, медиков и других. Украина входит в число космических государств мира. Здесь уже много лет ведутся, особенно активно со второй половины XX столетия, исследования поведения различных материалов в космических условиях, создаются новые механизмы и приборы для космического применения, изучаются различные космические средства и возможности для существования растений и живых организмов. Получены теоретические и прикладные результаты анализируются, выявляются новые закономерности и планируется решение новых задач.

Для лучшего выполнения космических исследований, их координации, поддержки ученых академических институтов, университетов, кафедр, лабораторий, усилий отдельных энтузиастов с целью ускорения разработки наиболее актуальных задач и концентрации на их решение ограниченных всегда средств в 1968 г. была создана Комиссия космических исследований Академии наук Украины. Помимо указанных были еще некоторые другие мотивы для ее создания.

Так, на то время управление развитием научно-технических основ космических исследований было цен-

трализовано в Москве. Главным образом оно находилось в руках военных ведомств с участием специальных отраслевых и академических общенациональных институтов. Основными руководящими центрами космической, а вернее ракетно-космической деятельности сначала были отделы ЦК КПСС, ВПК Совмина СССР, затем было создано специальное Министерство среднего машиностроения (читай ракетного). Были созданы в 1950-е и 1960-е годы и активно работали, иногда жестко конкурируя между собой, *особые*, как их называли, либо опытно-конструкторские бюро (ОКБ) по созданию важнейшей техники. Украина своим весомым потенциалом была во многих случаях немым исполнителем. Здесь в 1960-е годы даже в Академии наук не было ни отдела, ни какого-либо специального центра, координирующего космические работы, ни даже их подобия в виде научно-организационной группы. Поэтому нужным и своевременным было постановление Президиума АН УССР (№ 1307 от 16 октября 1968 г.), которым определялся состав Комиссии космических исследований и положение о ее деятельности. Комиссию возглавил президент Академии, академик Б. Е. Патон. Его заместителем был назначен академик АН Украины Г. С. Писаренко как первый вице-президент и директор Института проблем прочности, где его помощником, зам. директора по научной работе работал инициатор создания Комиссии космических исследований кандидат технических наук Н. В. Новиков. Последний был также определен как заместитель руководителя Комиссии и ответственный организатор ее работы.

Конечно, ведущую роль в продвижении работы Комиссии космических исследований играл активный как всегда академик Б. Е. Патон.

В Положении о Комиссии космических исследований, утвержденном Постановлением Президиума Академии, были указаны ее обязанности и права. К ним были отнесены:

- анализ современного состояния и перспектив развития космических исследований в республике, стране и за рубежом;
- координация научно-исследовательских работ научных учреждений Академии, отраслевых научно-ис-

* Редакція журналу отримала від академіка НАН України М. В. Новикова матеріали про становлення та розвиток космічних досліджень АН УРСР у 1968–1984 pp. Подасмо скорочений варіант надісланих матеріалів.

следовательских организаций и научных центров вузов республики в области изучения и использования космического пространства;

- содействие развитию целенаправленных фундаментальных исследований и новых прогрессивных форм проведения совместных работ.

Комиссия должна была и могла вносить предложения для Президиума Академии об основных направлениях и важных задачах научных исследований в области изучения и использования космического пространства, а также наиболее эффективных путей их решения.

Президиум Академии мог привлекать Комиссию для оценки и экспертизы отдельных тематических НИР, к разработке предложений по их использованию в народном хозяйстве, по представлению лучших работ к награждению и премированию.

Большие права, предоставленные комиссии, требовали, конечно, создания определенного аппарата и целевого финансирования. Но по условиям тех лет это не состоялось.

Однако опыт работы Комиссии космических исследований и утвержденного тогда в 1968 г. положения о ее работе практически были наследованы почти через 24 года, в 1992 г., новым поколением руководителей, были полностью осуществлены в новых условиях обретения Украиной суверенной государственности.

20 февраля 1992 г. Указом Президента Украины было создано Национальное (ныне Государственное) космическое агентство Украины. Его первым руководителем стал известный ученый-ракетчик В. П. Горбулин. Ныне им руководит известный и опытный специалист Ю. С. Алексеев.

23 мая 1993 г. Кабинет Министров Украины утвердил Первую Государственную программу Украины на 1993—1997 гг.

5 июня 1995 г. совместным решением НАН Украины и НКАУ был создан Институт космических исследований, его первым директором стал академик НАН Украины В. М. Кунцевич.

Эти важные решения в условиях суверенности Украины позволили осуществить то, что было задумано для Комиссии космических исследований Академии, и перевести космические исследования и разработки в Украине на новый созидательный и организационный уровень.

Итак, начало было положено в 1960-е годы. Тогда была создана рабочая группа Комиссии космических исследований в составе руководителя кандидата технических наук Н. В. Новикова и его прекрасной помощницы, организационного референта Нины Сергеевны Золотых (с 1969 г.), а также старшего научного сотрудника ИПП Эдуарда Александровича Эскина, который продолжил работу, начатую до него тоже инициативным и одним из начальных работников ККИ Валерием Ивановичем Шаховцовым, который был на то время членом дирекции Института физики.

К деяниям, инициативно начатым этой малой группой в ККИ, следует отнести следующие.

Организационное становление и поддержка в академической среде ведущих ученых, занятых в Украине работой по ракетно-космической тематике в отраслевых КБ. Особую роль здесь сыграли организующие действия и доброжелательное отношение ко всем предложениям ККИ со стороны заместителя генерального конструктора — одного из ведущих специалистов Днепропетровска Василия Сергеевича Будника. На то время он был одним из основных соратников, помощником Генерального конструктора КБ «Южное» (сверхзакрытого тогда) М. К. Янгеля.

К участию в деятельности Комиссии космических исследований были привлечены в различной форме академики нашей Академии: Ю. А. Митропольский, С. И. Субботин, И. Н. Францевич, Б. И. Веркин, В. И. Трефилов, А. Я. Усиков, Е. П. Федоров, члены-корреспонденты: Д. А. Дудко, Н. Н. Сиротинин, В. С. Будник, В. Ковтуненко, доктор биологических наук В. А. Курдюмов.

Комиссия установила контакт с размещенной в Европе Международной ассоциацией астронавтики, и практическим результатом этого было избрание академика НАН Украины Г. С. Писаренко действительным членом этой Академии. Состоялся учет и обзор деятельности открытых украинских научных объединений, способных и имеющих опыт участия в космических исследованиях. Оказалось, что украинских ученых, научных групп, участвующих исполнителями заданий по космической тематике, было немало и в механике, и в физике, и в астрономии, и в биологии, медицине.

В г. Москве для космического международного сотрудничества в открытом варианте в то время было создано в АН СССР объединение «Интеркосмос», которым руководил академик Б. Н. Петров. Оно было открыто для научно-технологического международного сотрудничества, в то время как академики М. В. Келдыш, С. П. Королев, В. И. Челомей, В. П. Глушко и многие другие реальные ученые-руководители научных, конструкторских коллективов, отраслевых ОКБ были сверхзакрыты и недоступны для международных контактов. Информация о них, их фамилии были сверхзасекречены; они указывались в открытой печати только под условными названиями «Главный теоретик космонавтики», «Главный конструктор» и другими.

В конце 1960-х годов начало складываться очень привлекательное для ученых ряда институтов АН УССР направление — космическая технология. Использование космического вакуума, естественных сверхнизких температур, большого перепада температур от сильно нагретых солнцем наружных поверхностей космических аппаратов к значительно охлажденным на их теневой стороне и особенно явление невесомости, сулили возможность обнаружения новых интересных и перспективных закономерностей и явлений при плавке, сварке,

кристаллизации, в химических реакциях, в физиологических процессах живых организмов, в формировании органических веществ. Именно здесь в достаточно открытом варианте могло бы проявиться участие ученых Украины в космических исследованиях.

Инициатива и предложения работников ККИ были энергично поддержаны президентом Академии Б. Е. Патоном. Особенно обещающим успехом оказались технологические работы, начатые по космическим задачам в Институте электросварки им. Е. О. Патона, в Институтах механики, проблем прочности, проблем материаловедения, физиологии, биохимии и других по заданиям закрытых ОКБ и директивным указаниям из Москвы.

Поддержка пришла и из Совета «Интеркосмос» при Президиуме АН СССР от его руководителя академика Б. Н. Петрова, а также влиятельного секретаря этой организации видного ученого-юриста, профессора Владлена Верещетина, а также от Международной академии астронавтики. Началось участие ученых АН Украины в конгрессах этой Академии. А недавно представитель Украины академик НАН Украины С. Н. Конюхов был вице-президентом этой авторитетной организации и вел активную международную работу по проектам «Морской старт», космодром в Бразилии и другим.

Благодаря инициативе Комиссии космических исследований АН УССР в 1972 г. в Киеве был проведен Советско-французский представительный симпозиум, организованный Советом «Интеркосмос» АН СССР. Руководил конференцией академик Б. Н. Петров. Продвили конференцию в представительных новых помещениях Института теоретической физики Академии, в Феофании. Научная программа симпозиума была насыщенной, содержала десятки докладов по актуальным проблемам космических, физических, астрофизических и астрономических исследований в СССР и Франции. Был значительный международный информационный и научный резонанс. Такое мероприятие впервые было проведено в Украине. Оно поднимало значение украинской науки для космических исследований.

Особую роль в деятельности Комиссии космических исследований сыграло развитие работ по космической тематике в Институте механики, и особенно в Институте электросварки им. Е. О. Патона. Под руководством профессора В. Бессонова, зам. директора Института механики, сначала группой специалистов, потом отделом и в целом СКТБ института были развиты исследования, разработки, доведенные затем до масштабного производства армированных полимерных крупномасштабных конструкций.

В Институте электросварки им. Е. О. Патона группами В. Ф. Лапчинского, А. А. Загребельного, Г. Дубенко, Б. Стебловского, Г. Асоянца были выполнены разработки сварочных аппаратов для космической сварки, разработки по сварным тонкостенным и автотрансформируемых конструкциям. В Институте электросварки

им. Е. О. Патона совместно с Институтом механики Академии успешно работали группы профессора С. В. Малашенко и члена-корреспондента Б. Касаткина по материалам космического назначения и методам испытаний оболочечных конструкций ракетного назначения на вибрационную устойчивость при динамических нагрузках. В механических испытаниях участвовали ведущие научные сотрудники Института механики М. Э. Гарф, И. И. Ищенко, О. Б. Патон и другие, а также ученые Института проблем прочности.

Развитие космических исследований в республике неразрывно связано с активизацией сотрудничества ученых многих институтов Академии наук УССР и Киевского, Харьковского, Днепропетровского, Львовского университетов.

Многие ученые различных специальностей приняли активное участие в разработке и решении целого ряда вопросов и проблем, от решения которых зависел успех ряда космических астрофизических, геофизических и других проблем, не только одного конкретного полета «Союз-Аполлон», но и многих других.

Так, например, сложные по конструкции орбитальные станции, инженерные сооружения на других планетах невозможны без применения сваривания металла. Впервые в мире такая «голубая дуга» была зажжена 16 октября 1969 г. на советском космическом корабле «Союз-6». Операции сварки и разрезания металла прошли успешно. Это позволило перейти к технической разработке новых производственных операций как в середине корабля, так и за его бортом в открытом космосе.

Соответствующие исследования в Украине проводились в Главной астрономической обсерватории, Институте геофизики, Харьковском и Киевском госуниверситетах. В частности, академик АН УССР Н. П. Барабашов сложил первые научно обоснованные прогнозы о структуре лунной поверхности, которые затем подтвердились экспериментально. В 1970 г. было завершено, под руководством академика АН УССР С. Я. Брауде, строительство наибольшего в мире Т-образного радиотелескопа УТР-2 с эффективной площадью 150 тысяч квадратных метров для исследований космических радиолучей. Эти и другие большие достижения международного прикладного значения явились результатами исследований коллективов астрономов, которые возглавляли киевляне — профессор С. К. Всехсвятский, академик АН УССР Е. П. Федоров, доктор физико-математических наук И. К. Коваль и др.

Ученые Киева систематически вели работы по изучению механики движения Земли, исследованию изменяемости координат станций наблюдений и движения полюсов Земли.

Значительных успехов достигли украинские биологи в исследованиях физиологии и особенностях дыхания и патологии живых организмов в условиях невесомости и кислородного голодаания. Под руководством академика

АМН СССР М. М. Сиротина были выполнены работы по изучению влияния замкнутых экологических систем на работоспособность и физиологию человека, были изучены особенности действия радиационного излучения. Наши ученые рассмотрели также вопросы, связанные с экстремальными по параметрам влияния космической среды, с которыми может столкнуться космонавт, особенно в продолжительных по времени полетах. Это, например, разгерметизация, резкие перепады давления — декомпрессия и т. п. Было также уделено внимание обеспечению космических кораблей водой, в частности ее регенерации и консервации, а также кислородом с помощью культивирования водорослей. Это работы украинских химиков, биологов, ботаников и зоологов.

Исследование космоса всегда составляло одно из ведущих звеньев научного поиска. Наиболее актуальными здесь считались и считаются проблемные вопросы, относящиеся к ближайшим к Земле космическим объектам — Луне, Венере и Марсу. Анализ их состава и строения поверхности позволяет лучше познать не только историю образования нашей Солнечной системы, но и сделать выводы о взаимосвязи глобальных и земных физических процессов. Исключительно большой удельный вес наблюдений Солнца обусловлен двумя причинами. Во-первых, влияние его на Землю несравненно более велико, чем влияние других небесных тел. Во-вторых, Солнце является типовым представителем всего мира звезд, единой звездой, которую мы имеем возможность лучше всего наблюдать на относительно близком расстоянии.

Перечень этих важных для украинских ученых научных проблем можно продолжить, ведь к ним принадлежат и исследование космической плазмы, космических лучей, строения Галактики, законов небесной механики, вопрос космического материаловедения и другие.

Так, еще много лет назад, на XXIII Конгрессе Международной астронавтической федерации в 1970-х годах особый интерес вызвал доклад ученых нашей республики о возможностях применения солнечной энергии для сваривания и пайки в космосе. Этой работой ученые-материаловеды продолжили эксперименты, начатые Институтом электросварки им. Е. О. Патона.

Непосредственное народнохозяйственное значение имеет также развитие средств далекой связи, методов прогнозирования погоды. Орбитальные научные станции дают возможность составлять карты больших территорий земного шара, труднодоступных даже для самолетов.

Перспективы поиска нового с помощью космической техники неограниченные. Были сделаны лишь первые шаги, и теперь наступил переход от отдельных исследований к более комплексным, международным за своей организацией. В чем-то здесь помогла и деятельность, начатая Комиссией космических исследований Академии наук Украины в 1960-х годах.

Ярким примером эффективного содружества стал первый международный рейс в космос — проект «Со-

юз-Аполлон», научно-технические итоги которого были значительными. Этот эксперимент открыл новые перспективы мирного освоения безграничных пространств Вселенной благодаря объединению техники, усилий специалистов двух великих стран США и СССР.

Комиссия космических исследований на начальном этапе своей организации и становления проделала большую основополагающую работу, которая была обобщена и нашла продолжение в создании, в пополнении содержательными публикациями научно-технического периодического сборника «Космические исследования на Украине» [1]. По инициативе и благодаря труду Комиссии космических исследований он периодически выходил с 1973 по 1984 гг. Всего состоялось 18 тематических выпусков суммарным объемом 180 печ. листов. Опубликовано в них 392 статьи.

Редакция сборника объединила ведущих ученых АН УССР активно участвовавших в исследованиях для освоения Космоса и по его изучению. Это — акад. АН УССР Г. С. Писаренко (отв. ред.), акад. АН УССР Ю. А. Митропольский (зам. отв. ред.), кандидат технических наук Н. В. Новиков (зам. отв. ред.), акад. АН УССР С. И. Субботин (зам. отв. ред.), акад. АН УССР И. Н. Францевич (зам. отв. ред.), кандидат технических наук Э. А. Эскин (отв. секр.), акад. АН УССР Б. И. Веркин, член-корреспондент АН УССР Д. А. Дудко, доктор биологических наук В. А. Кордюм, член-корреспондент АН УССР Н. Н. Сиротинин, акад. АН УССР В. И. Трефилов, акад. АН УССР А. Я. Усиков, акад. АН УССР Е. П. Федоров.

Н. В. Новиков вел широкий комплекс работ по изучению прочности тонкостенных сварных многотоннажных баков для жидкого водорода (-253°C) и других изделий из алюминиевых, титановых сплавов, нержавеющей хромоникелевой стали и различных спецсплавов, работающих при криогенных (от жидкого гелия -269°C) и при низких климатических температурах Севера (-50°C). Н. В. Новиков защитил в КЭС им. Е. О. Патона докторскую диссертацию в 1975 г., посвященную научному обоснованию использования низкотемпературного упрочнения холодопластичных металлов и сплавов или резерва для установления допустимых повышенных напряжений в стенах сварных тонкостенных баков и уменьшения на этой основе полетного веса жидкокислородных и иных криогенных систем космической техники. Был разработан и утвержден впервые созданный на мировом уровне, отраслевой норматив технической оценки прочности, надежности и долговечности сварных криогенных емкостей, работающих под давлением (ОСТ 26-04-85-80. Нормы и методы расчета). Практически одновременно такие нормативы появились в США.

Работы этого направления проводились в широкой информационной доступности результатов подобных исследований в американском Бюро национальных стандартов, Баттельевском институте, в научных центрах фирм «Боинг» и «Мартин-Мариэтта». Содружество

во отечественных специалистов ИЭС, ИПП, ФТИНТ, ИСМ и др. с группой ведущих американских ученых во главе с доктором Ридом, проф. Моррисом, проф. Банша и другими сложилось благодаря активной деятельности ученых Украины — К. А. Ющенко, Б. И. Веркина, В. И. Трефилова и других участников. В 1970-х годах были организованы при поддержке ГКНТ СССР практически ежегодные встречи-конференции советских и американских специалистов поочередно в США и СССР с доступом во все ведущие исследовательские лаборатории.

Эта творческая работа наших участников была высоко оценена Президиумом НАН Украины присуждением Н. В. Новикову (ИПП), К. А. Ющенко (ИЭС), В. Я. Ильчеву (ФТИНТ) академической медали им. Е. О. Патона 26 января 1983 г. за цикл работ по обоснованию эффективного использования новых конструкционных материалов и по разработке технологии сварки конструкций криогенной техники.

За разработку специального антифрикционного жестостеклянного композита для шасси «Лунохода» в 1973 г. Н. В. Новиков (ИПП), Б. И. Веркин (ФТИНТ), И. Д. Радомыский, В. Н. Клименко (ИПМ) и другие были удостоены Государственной премии Украины в области науки и техники.

Н. В. Новиков, который в 1960-х годах работал консультантом, а затем зав. сектором естественных и технических наук в аппарате ЦК КП Украины, установил при поддержке президента НАН Украины Б. Е. Патона связи и контакты с академиком В. П. Мишиным, преемником С. П. Королева, М. К. Янгелем, В. П. Глушко, А. М. Льюлько, академиком НАН Украины В. С. Будником и другими. В 1964 г. был организован визит Б. Е. Патона, Д. А. Дудко, Н. В. Новикова, Б. Д. Стебловского в Куйбышев на ракетостроительный комплекс Д. Козлова, на пусковые площадки и сборочный монтажно-испытательный комплекс в Байконуре, Казахстан.

Следует сказать, что после начала американских космических экспедиций на Луну (1968—1972 гг.) появилась информация, что траектории и орбиты космических аппаратов таких полетов к Луне были рассчитаны благодаря первому их определению Ю. В. Кондратюку, уроженцу Полтавы.

По заданию руководства Н. В. Новиков на основе до-военной библиографии и найденных в центральной библиотеке АН Украины оригинальных работ подготовил и передал руководителям ЦК КП Украины основательную справку о биографии и научных результатах Ю. В. Кондратюка, о его трудовом пути в элеваторном хозяйстве юга Украины. Была у Ю. В. Кондратюка и победа в конкурсе в 1930-х годах с проектом мощной ветростанции в Крыму, на горе Ай-Петри, заслужившем одобрение наркома промышленности С. Орджоникидзе. В справке была установлена подлинная фамилия Ю. В. Кондратюка — Шаргей, и то, что его следы затерялись в начале войны

в 1941 г. как бойца народного ополчения, погибшего в боях на подступах немцев к Москве.

Э. А. Эскин в 1978 г. защитил кандидатскую диссертацию в ИПП, где исследовал особенности работы тепло-защитных жаростойких покрытий элементов конструкций аэрокосмической техники в условиях интенсивных тепловых потоков. Он тесно увязывал свою творческую работу с актуальными задачами ЦКБ «Южное» в Днепропетровске и ЦКБ «Энергия». Его достижения были отмечены Государственной премией Украины в области науки и техники (1991 г.), премией М. К. Янгеля НАН Украины (2000 г.), Почетной грамотой Президиума Верховного Совета Украины (2001 г.), знаком отличия Национального космического агентства Украины.

Отметим, что все же главным достижением Комиссии космических исследований были организация и выпуск периодического тематического сборника «Космические исследования на Украине». Эти публикации дали возможность Академии наук Украины заявить открыто и широко информационно про свой значительный физический, механический, биологический, геофизический научный потенциал в космических исследованиях.

Печатные статьи посвящались физике космоса и астрономии, космической механике и управляющим системам, космическому материаловедению и технологиям, биологическим проблемам и др. Многие авторы являлись широко известными учеными Украины, — академиками, членами-корреспондентами, профессорами, ведущими специалистами более 20 институтов Академии, Киевского и Харьковского университетов, КПИ и других вузов, специалисты ряда закрытых тогда КБ и объединений из Киева, Харькова, Львова. Для них стали возможны открытые публикации.

Среди них Б. Е. Патон, Г. С. Писаренко, Б. И. Веркин, И. К. Францевич, В. М. Ковтуненко, Н. Ф. Герасюта, А. И. Кухтенко, Н. Н. Барабашов, О. А. Геращенко, Н. Н. Сиротинин, Л. А. Кульский, Е. Л. Кордюм, В. А. Кордюм, С. И. Всехсвятский, В. А. Мисюра, О. К. Назаренко, Д. А. Дудко, В. Ф. Лапчинский, Г. Н. Третьяченко, А. А. Лебедев, Л. В. Кравчук, В. Г. Трощенко, Б. А. Ляшенко, В. В. Пилипенко, В. С. Гудрамович, В. С. Дверняков, А. Г. Несмиянович, В. Г. Писаренко, Э. В. Чечин и другие.

Не раз организовывались рабочие встречи ученых и специалистов из ведущих московских КБ и институтов Академии. В них принимали участие Генеральный конструктор космонавтики академик В. П. Мишин и Президент Академии, директор Института электросварки академик Б. Е. Патон.

Большая и содержательная работа завершалась обычно дружеской теплой неформальной беседой на корабле «Алмаз» на Днепре. В таких встречах участвовали и академики В. И. Трефилов, К. М. Сытник, Г. С. Писаренко и основные исполнители сложных технических задач

космической технологии В. Ф. Лапчинский, В. В. Стесин, А. А. Загребельный, Г. И. Дубенко.

Следует напомнить, что в 1960-е и 70-е годы начало и расцвет советской космонавтики, полет Ю. Гагарина, посадка «Лунохода» были продолжением развития советской военной промышленности. Фактически это были сражения в битвах за военное превосходство с американским противником в условиях холодной войны. Поэтому все работы этого направления, которые выполнялись тысячами предприятий и организаций нашей большой страны были совершенно секретными. Ученые и высококвалифицированные специалисты были неизвестны общественности. Широкой гласности предавались лишь основные события и фамилии героев-космонавтов. Это ограничение не стимулировало творческий поиск тысяч и тысяч ученых и инженеров космической отрасли и тех организаций академий наук в республиках и Москве, отраслевых научных центров электроники, машиностроения, приборостроения, без которых не могла успешно осуществляться государственная научная программа.

Так, в Украине закрытым для посещения иностранцев, для освещения научно-технических событий в городе стал Днепропетровск. Там располагался один из самых мощных в стране комплекс КБ завода «Южное». Там трудились выдающиеся конструкторы ученые-механики: академик М. К. Янгель, его соратники Академии В. С. Будник, В. Ф. Уткин, их сотрудники доктора наук, члены-корреспонденты АН Украины Н. Герасюта, В. Ковтуненко, В. Сергеев и другие.

Даже их избрание в Академию наук Украины требовало особой процедуры. А обычная научная деятельность — семинары, конференции, публикации в научной печати, необходимое для научной деятельности и научного роста и прямое общение были усложнены; затрудненным, в том числе, было и научное воспитание молодежи.

Таким образом, создание Комиссии космических исследований в Академии наук Украины, а затем и выпуск республиканского межведомственного сборника «Космические исследования на Украине» были на то время неординарным и смелым шагом. Необходимым, потому что укреплялась связь специалистов по специальным актуальным отраслям науки с общественно доступной и широкой фундаментальной научной деятельностью. Укреплялась связь науки с высшей школой, с печатью и журналистикой, росло понимание общественной значимости повседневной научной работы тех людей, которые трудятся рядом с теми героическими деяниями и подвигами космонавтов и мировыми по уровню достижениями советской космонавтики.

Отметим некоторые из практических славных дел, которые состоялись и получили общественный резонанс с участием издания Комиссии космических исследований АН Украины.

В 1970-е годы было положено начало развитию исследований и разработкам по космической технологии.

В материалах сборника «Космические исследования на Украине» от 1 до 18 последнего выпуска (1973—1984 гг.) впервые открыто были опубликованы не вмещающие секретной, но представляющие важные для развития науки результаты материаловедения литьих магниевых сплавов, медных и алюминиевых сплавов и композитов. Рассматривались особенности термокапиллярной конвекции в условиях невесомости, износа и трения при сверхнизких температурах в вакууме, теплообмена в жидкостях в космических условиях и многое другое.

Были опубликованы результаты теоретических расчетов по динамике космических летательных аппаратов, их навигации и управлению. Рассматривались особенности структурных изменений и соответствующих им физико-механических свойств при деформировании и разрушении типичных конструкционных материалов, долговечность и надежность их паяных и сварных соединений в космических условиях.

Проведенные исследования позволили уточнить расчеты теплофизических процессов и гидродинамики при заполнении, наддуве и опорожнении криогенных емкостей, топливных баков.

Ряд статей был посвящен астрономическим исследованиям солнечно-земных связей и геофизическим исследованиям, в том числе из космоса.

Специальные обзоры представили огромный комплекс работ обсерваторий Главной астрономической (академической), Киевского и Харьковского университетов, ведущих центров планетной астрофизики в стране и авторитетных в мировой науке.

В статьях сборника был представлен комплекс результатов исследований по космической биологии и медицине. В них рассматривались воздействия космических экстремальных факторов на организм человека, рост растений, поведения и генетики насекомых, возможности консервации и регенерации водных растворов, культивирования водорослей в замкнутых системах при влиянии космических факторов.

Результаты многих исследований нашли реализацию при выработке положений, обеспечении пилотируемых космических полетов, в подготовке замечательных приоритетных экспериментов по сварке в космосе, выполнении ремонтных операций при выходе космонавтов на поверхность космических станций.

В публикациях того времени оказалось возможным и представить результаты об исследованиях в областях космической технологии, о чем уже упоминалось выше.

Любой технологический эксперимент в космосе, направленный на изучение влияния невесомости, космического вакуума и своеобразного теплового и радиационного режима (солнце — тень) на космические аппараты, необходимо тщательно готовить. Стоимость, надежность — важнейшие параметры космических экспериментов. Вместе с тем освоение космического производства невозможно без реализации строительных

и ремонтных операций, включающих различные виды сварки, пайки, нанесение защитных и функциональных покрытий.

В Институте электросварки им. Е. О. Патона впервые в стране было положено начало исследованиям основных технологических операций в космосе, используя для их моделирования многофункциональный стенд с условиями, имитирующими космические. Стенд был создан в транспортируемом варианте, чтобы обеспечивать многократную, исследовательского характера работу, в режиме кратковременной невесомости. Эти условия можно было обеспечить за время 1–5 мин при определенных траекториях движения выделенного для испытаний самолета. Космический вакуум можно было поддерживать 1–2 ч. Системы температурного режима обеспечивали космические условия нагрева и охлаждения. Главными системами стендаХа обес печивалась большая универсальность в осуществлении различных технологических операций плавки, пайки, сварки по различным технологиям, напыления, резки,гиба металлических образцов. Был обеспечен непрерывный контроль и запись технологических параметров, фото и регистрация зоны ответственных технологических экспериментов. Предусматривалась надежная и удобная фиксация оператора у стендаХа для управления и активного контроля за ходом эксперимента. Стенд позволил выполнить ряд важных исследований, осуществить надежную подготовку реальных операций плавки, пайки, сварки, нанесения покрытий в открытом космосе. Использовались для этого и открытые выходы космонавтов из корабля.

Статьи, которые публиковались в сборнике «Космические исследования на Украине», объединялись тематически в выпусках: «Космические материаловедение и технологии», «Космическая механика и управляющие системы», «Физика космоса и астрономия», «Космическая биология и медицина».

Среди авторов научных публикаций, кроме тех выдающихся ученых, которые занимались непосредственно исследованиями, но и отбором, экспертизой научных материалов как члены редколлегии, необходимо упомянуть и таких ведущих ученых Украины: И. М. Любарского, Г. П. Дубенко, В. Ф. Лапчинского, В. В. Стесина, А. А. Загребельного, В. С. Двернякова, В. С. Новикова, В. М. Ковтуненко, Н. П. Барабашова, Н. П. Несмеяновича, Л. К. Рубенчика, С. К. Всехсвятского, В. А. Милюту, Б. И. Блажкевича, А. П. Панова, О. К. Назаренко, В. Н. Бернадского, Г. Н. Третьяченко, И. А. Козлова, Е. Н. Буницева, А. Н. Криштала, В. Г. Писаренко, Э. А. Эскина, Э. В. Чечин, Л. В. Кравчука, В. Е. Корепанова.

К событиям в деятельности Комиссии космических исследований АН Украины следует отнести не только участие в подготовке технологических и биологических экспериментов в космосе. Для их осуществления необходимы были и опытные операторы. Их по согласованию с

московскими инстанциями начали готовить в Институте электросварки. Были отобраны и прошли трудные этапы подготовки к космическим полетам и технологическим экспериментам И. Ланкин и В. Фартушный. Но их участие в полетах по ряду причин не состоялось.

В 1994 г. наступил новый этап организационного обеспечения и координации космических исследований в Украине. Фактически функции Комиссии космических исследований АН Украины осуществляются благодаря тематической направленной работе Президиума АН Украины вице-президента А. Г. Наумовца, создания специального Института космических исследований. Издается периодический научно-технический журнал «Космическая наука и технология».

В Украинском государстве функционирует правительственный орган — Государственное космическое агентство Украины, которое возглавляли В. П. Горбулин, А. А. Негода, А. А. Зинченко, и с 23 декабря 2010 г. Ю. С. Алексеев. Украина сумела удержать космическую промышленность благодаря усилиям ученых-патриотов своего дела и нашей страны — академиков В. П. Горбулина, С. Н. Конюхова и других. Активное содействие такому развитию оказал президент Национальной академии наук Украины академик Б. Е. Патон.

Подводя итог, следует сказать, что создание Комиссии космических исследований АН Украины оказалось весьма своевременным и полезным делом для развития науки и космической индустрии как одной из важнейших программ становления украинского государства в мире.

Прошло 50 лет от даты реального выхода человека в космическое пространство за пределы Земли. Началом отсчета космической эры человечества принято считать первый космический полет космонавта СССР Ю. А. Гагарина 12 апреля 1961 г.

Пока не оправдались фантастические и прогнозные предположения об активном и масштабном развитии хозяйственно-производственной технологической деятельности землян на Луне, а также в ближнем и дальнем космосе с использованием преимуществ и возможностей невесомости, космического вакуума, использования недр Луны, вещества астероидов. Причина в том, что слишком ограничены возможности и дороги космическая техника, ее запуски и другие освоенные технологии. Во многих практических важных проектах требуются согласованные действия в финансировании крупных государств — США, России, Японии, Китая, Европейского сообщества.

Рассматривая достижения в освоении космического пространства можно выделить следующее. Достигнуты большие успехи в выведении за пределы земного тяготения, в состояние невесомости, больших грузов в 100–200 тонн полезного веса. Этого хватает для строительства орбитальных станций, однако мало для осуществления дальних космических экспедиций в звездный мир. Этого

недостаточно и для проектов использования недр Луны. Требуются новые научные и технические решения в создании следующего поколения ракетно-космической техники. Пока еще работает успешно техника Королева, Янгеля, Глушко, и многих других наших предшественников и современников конструкторов поколения XX века. Используются научная база М. В. Келдыша, Ю. В. Кондратюка, К. Э. Циolkовского и других механиков-математиков, теоретиков космических полетов, классических основоположников.

Результатом работы этих поколений стали общим достоянием человечества достоверные знания о ближнем космосе, об условиях продолжительного (до года) существования человека в космических условиях и начальных технологических возможностях использования особых условий космической среды. Однако какие-либо космические производства, даже чисто биологического характера, не появились. Полезно то, что создана разветвленная и надежно практически освоенная база для космической астрономии (телескоп Хаббл) для космической геодезии, климатологии, дистанционного зондирования состояния поверхности Земли. Например, оценка урожая зерновых культур, охвата лесов пожарами и др. Стала обычной работа системы спутников Земли различного хозяйственного и информационного, телерадиосистем и военного разведывательного назначения. Развита и освоена производством необходимая электронная техника — датчики, передатчики, анализаторы и др.

Важным результатом выполнения космических программ стал прогресс материаловедения, развитие техники двойного назначения, создание сверхлегких, теплозащитных материалов, средств радиационной защиты, источников возобновляемой энергетики нетрадиционных энергоисточников, биологические, долгоживущие системы замкнутого типа и многое другое. Созданное

специально для космической техники, с некоторыми доработками, нашло и находит эффективное применение и в земных условиях. Достаточно, как пример, вспомнить о применении углепластиков, трансформируемых смарт-систем, технике для жизнеобеспечения инвалидов.

И хотя сейчас уже в околоземном пространстве врашаются многие тонны космически-земного мусора, а на Луне не добывают, как надеялись 50 и более лет назад полезные ископаемые, и достижения в освоении околоземных дистанций соразмеримы с земными расстояниями в 500—1000 км — все же значение космического направления деятельности землян несомненно.

Через 50 лет космической прикладной активности наступил период более продуманного, практически обоснованного программирования космических исследований. Экономические трудности в США, Японии, окончание долговременной программы НАСА замедляют и осложняют появление новых амбициозных проектов. Однако несомненно то, что наши намерения выжить во Вселенной стимулируют дальнейшее развитие наблюдений за пределами ближнего 1000-км космоса, вне зоны земной атмосферы. Будут, несомненно, и новые дальние космические полеты, и строительство орбитальных станций. Спрос на креативные идеи, научные решения, обоснованные предложения возрастает.

Яцків Я. С., Кислюк В. С. Періодичні видання України з космічної тематики // Космічна наука і технологія — 2011. — 17, № 2. — С. 77—81.

N. V. Novikov

AT THE FIRST PRACTICAL STAGE
OF THE ADVANCEMENT OF SPACE RESEARCH
IN UKRAINE (1968–1984)

Р. П. Олексюк

НЕКОТОРЫЕ ИТОГИ ИССЛЕДОВАНИЙ НЛО В СССР И СНГ, ИЛИ «ПРИШЕЛЬЦЫ ИЗ ИНЫХ МИРОВ» ОСТАЮТСЯ В СВОИХ МИРАХ

Тысячи энтузиастов и сотни учёных в различных странах мира уже более полвека пытаются понять природу НЛО. Но лишь в США, СССР (см. Платов Ю. В., Соколов Б. А. // Вестн. Рос. акад. наук. — 2000. — № 6. — С. 507—515) и Франции были выполнены государственные программы исследований «тайных» неопознанных летающих объектов (UFO).

Самозванные «уфологи» или «НЛО-верующие» свободно читали лекции, основанные на зарубежных материалах, в различных институтах, на предприятиях и среди военнослужащих. Академики из АН СССР печатали в «Правде» и других изданиях опровержения популяризуемых мифов о «летающих тарелках» и их пассажирах-инопланетянах, которые, по представлениям Ф. Зигеля (преподавателя математики из МАИ) и В. Ажаки (отставной инженер-подводник), прилетали из космоса или... с глубин океанов и даже земных недр.

Испытательныеочные запуски ракет различного назначения и некоторые естественные явления в атмо- и гидросферах имели своих случайных посторонних очевидцев, которые и сообщали журналистам о своих наблюдениях, непонятных им свечениях и оптических цветных явлениях в различных регионах СССР. Редакции обращались к учёным с полученной в письмах информацией и просили дать с научных позиций «просто разумное» или «логическое» объяснение. Но узкие специалисты от науки не спешили с ответами на коллекцию разнообразных сообщений о явлениях, которые они не наблюдали, а также констатировали её искажение от многократной ретрансляции, как и отсутствие повторных подтверждений увиденного от иных очевидцев.

В Отделении общей физики и астрономии АН СССР были назначены несколько сотрудников для работы с письмами по «странным явлениям», которых возглавил учёный секретарь отделения В. Лешковцев. Группа занималась регистрацией документов очевидцев, консультациями из специалистами по различным научным дисциплинам, анализировала материалы и давала ответы авторам сообщений.

Такой подход без выезда на местность, где наблюдались «НЛО», не мог принести решение проблемы. После Петрозаводского явления, которое было описано со слов десятков очевидцев в «Известиях» за 23 сентября

1977 года в заметке «Неопознанное явление природы», местное руководство обратилось за объяснением в Президиум АН СССР. Опять в Академию наук и редакции газет пошёл поток писем с вопросом: «Что произошло в небе над Петрозаводском 20 сентября около четырех утра? Аналогичные вопросы официально поступили и в адрес президента АН А. П. Александрова из Финляндии и Норвегии, где догадались о проведении очередного военно-технического эксперимента и хотели знать возможную опасность для природной среды государств.

Президент АН СССР академик А. Александров был вынужден такими обстоятельствами обратиться с письмом к зампредседателя правительства и председателю Военно-промышленной комиссии в одном лице, Л. В. Смирнову, где просил срочно рассмотреть возможность организации научно-исследовательской работы (НИР) по «комплексному изучению аномальных явлений, подобных «Петрозаводскому», с широким привлечением организаций Министерства обороны и оборонных отраслей промышленности». Председатель ВПК Л. Смирнов отреагировал на письмо поручением одному из своих замов, возглавляющему Научно-технический совет (НТС) Военно-промышленной комиссии (ВПК), академику А. Щукину обсудить обращение президента А. Александрова на ближайшем заседании. И оно вскоре состоялось в октябре 1977 г. в Кремле под председательством генерал-лейтенанта Б. Киясова, который был одним из замов академика А. Н. Щукина.

Б. А. Киясов изложил суть письма академика А. П. Александрова к ВПК одной фразой: «Академия наук СССР более не может игнорировать, равно как и не может объяснить аномальные явления, аналогичные тому, что наблюдались в сентябре 1977 г. в Петрозаводске, в связи с чем просит организовать комплексные исследования аномальных явлений с подключением к работе организаций Министерства обороны и ВПК». Другие члены НТС поддержали обращение президента АН СССР и сообщили, что аналогичная информация поступает и от военнослужащих в организации Минобороны, а иногда во время таких необычных явлений происходит нарушение работы технических средств в воинских частях.

Заседание НТС рекомендовало включить в Госплан НИР ВПК по оборонной тематике на 1978 год комплекс-

ную проблему «Исследование аномальных атмосферных и космических явлений, причин их возникновения и влияния на работу военно-технических средств и состояние личного состава». И при корректировке текущего пятилетнего плана НИР по оборонной тематике Военно-промышленная комиссия включила в него две темы на 1978 — 1980 гг.:

1. «Сетка МО» — исследование аномальных атмосферных и космических явлений и их влияния на функционирование военной техники и состояние личного состава (Министерство обороны);

2. «Сетка АН» — исследование физической природы и механизмов развития аномальных атмосферных и космических явлений (Академия наук).

Так с начала 1978 г. стартовала госпрограмма изучения «НЛО» в СССР, которая выполнялась без перерыва вплоть до конца 1990 г. т. е. 13 лет. В 1981 и 1986 гг. при утверждении пятилетних планов НИР по оборонной тематике всегда включалась и «проблема аномальных явлений».

В официальных документах не применялась аббревиатура «НЛО», ибо термин «аномальные явления» более соответствовал природе разнообразных наблюдаемых эффектов в окружающих средах, чем мифические «неопознанные летающие объекты», на которых «инопланетяне посещают Землю» по мнению «уфологов» — «НЛО-верующих».

Исследование природы «АЯ-НЛО» было закрытым по трём причинам:

1. Предполагалась вероятность военно-технического происхождения наблюдавшихся явлений со стороны вероятного противника.

2. Предполагалась возможность использования в военных целях некоторых наблюдаемых характеристик «НЛО» — удивительная маневренность, временное отсутствие радиолокационного контакта, влияние на технические устройства и средство иное.

3. Научно-исследовательские работы по оборонной тематике секретны.

Закрытая программа исследований АЯ весьма ограничено освещалась в средствах массовой информации (СМИ) и все публикации об «НЛО» проходили рецензирование (но не «цензурирование») в Отделении общей физики и астрономии АН СССР.

Министерство обороны назначило научным руководителем программы исследований АЯ — НЛО специалиста в области воздействия радиации и других поражающих факторов на военную технику В. П. Балашова, начальника одного из центральных оборонных НИИ в Подмосковье. При нём была создана группа из военных и гражданских специалистов, состоящая в разные годы из 4-5 лиц, которые выполнили основной объём работы по сбору и анализу наблюдений из войсковых частей и составлению отчётовых документов. Они консультирова-

лись ещё с 15 НИИ различных родов войск и научными учреждениями оборонно-промышленного комплекса. Люди в группу подбирались на добровольной основе, как и участие военных НИИ и организаций в идентификации конкретных АЯ с временным подключением одного-двух специалистов.

Академия наук определила исполнителем темы Институт земного магнетизма, ионосфера и распространения радиоволн АН СССР, во главе с академиком В. В. Мигулиным — специалистом в области теории колебаний, распространения радиоволн и радиолокации. В ИЗМИРРе тоже была сформирована рабочая группа из четырёх-пяти человек. Её возглавил зампредседателя экспертной группы, к. ф.-м. н. Юлий Платов, а координировал исследования АЯ в Министерстве обороны с Академией наук СССР к. т. н., подполковник Б. Соколов (сейчас полковник в отставке). К исполнителям были подключены академические институты, вузы и учреждения Госкомгидромета.

Программа исследований АЯ оказалась одной из самых недорогих среди НИР по оборонной тематике. Никакого финансирования исследований не предусматривалось. Бюджетные расходы по программе состояли из зарплаты занятых в ней учёных и их командировочных затрат.

Исследователи из ведомств МО и АН выделили три теоретически возможные варианты происхождения АЯ-НЛО. 1. НЛО — техническое изобретение землян, т. е. имеет антропогенное происхождение. 2. НЛО — результат физических процессов, происходящих на Земле, в окружающей атмосфере и ближайшем космосе, т. е. имеют природные причины). 3. НЛО — посланцы иных цивилизаций из Вселенной.

В Украине изучение АЯ в окружающей среде с 1981 года возглавил академик АН УССР Г. С. Писаренко и его замы: доктор технических наук Л. В. Кравчук и кандидат технических наук Ю. М. Родичев. Но основная нагрузка приходилась на учёного секретаря, старшего инженера Киевского НИИС И. С. Кузнецова, которая поддерживала контакты со всеми руководителями групп и секций по исследованиям АЯ в окружающей среде при НТО радио, электротехники и связи (РЭС) им. А. С. Попова, которые возникали в областных центрах по мере появления энтузиастов с различным техническим образованием, и не только. Например, Владимир Рубцов из Харькова защитил кандидатскую диссертацию на тему философско-методологических аспектов контакта с внеземными цивилизациями и стал кандидатом философских наук, а также возглавил Институт аномальных явлений в Харькове, которому не суждено объяснить физику АЯ. К такому выводу меня подвели идеи из книг А. Урсула и В. Рубцова «Проблемы внеземных цивилизаций» (Кишинёв, 1984 г.), Ю. Платов и В. Рубцов «НЛО и современная наука» (М.: Наука, 1991 г.).

После окончания 13-летней программы исследований с привлечением специалистов по (физике атмосферы и «физике плазмы, геофизиков, геохимиков, математиков и построения «адекватных моделей» на ПЕОМ, осталось в СССР и просторах СНГ «облачко» из 10 % необъясненных аномальных явлений, а во Франции — «облачко» из 1 %. Все остальные случаи идентифицированы и имеют антропогенную природу (запуски космических объектов, падение объектов с орбиты, запуски метеозондов и разведзондов, экспериментальные запуски ракет из-под воды и шахт, с самолётов, сброс осветительных бомб...).

К более 300 не идентифицированным случаям относится «эпизод, условно объединяющий ряд аварий с самолётами, базирующихся на аэродромах Борисоглебского авиаузла (Воронежская область) в 1984 — 1987 гг. В ряде случаев, предшествующих авариям самолётов, пилоты наблюдали визуально и на экранах аэродромных РЛС отмечали отметки неизвестного объекта. Для исследования причин гибели машин и пилотов начальник Борисоглебского военного лётного училища, больше всех пострадавшего от аварий самолётов, попросил привлечь и специалистов по «НЛО» в состав госкомиссий по расследованию причин аварий.

«Специалисты по НЛО» в комиссиях присутствовали, но нужен был «специалист по физике АЯ».

Бывший заместитель председателя Экспертной группы от Академии наук, ведущий научный сотрудник ИЗМИРРа, уже Российской академии наук, и кандидат физико-математических наук Юлий Платов и бывший заместитель председателя Экспертной группы от МО СССР, которую возглавил генерал-лейтенант В. Балашов, кандидат технических наук Б. Соколов, не обладая азами геофизики и физики газов, только констатировали борисоглебские аварии самолётов и не осознавали сути естественных АЯ, предлагают для объяснения эффектов 10 % «облачка» буквально такую мысль: «... для построения достаточно полной картины необходимо

ма разработка гипотез, столь же разнообразных, как и сами явления».

И ещё обобщающий результат: «... В рамках проекта, использовавшего огромный наблюдательный потенциал армии и гражданских организаций, не зафиксировано ни одного сообщения о посадке НЛО, о контактах с пилотами НЛО, о похищении людей НЛО. ... В течение по крайней мере 13 лет территории СССР (и вся планета тоже — Р. О.) была закрыта для посещений инопланетных визитеров, либо гипотеза инопланетного происхождения НЛО несостоятельна. Любой серьёзный исследователь проблемы НЛО должен считаться с этим результатом». Ещё в 1991 г. в научном сборнике конференции «ЭНИО-91», изданном в Краснодаре Кубанской народной академией, автор опубликовал статью «НЛО: крах внеземной гипотезы».

Владея упомянутым выше объёмом обобщений по результатам 13-летних исследований в СССР и зная реальную физику всех так называемых «аномальных явлений», я обратил внимание на публикацию крымского журналиста В. Мехонцева «Пришельцы из других миров» в журнале «Непоседа» (2001, № 5), где вокруг сновидений некоего Андрея из Алушты в июне 1978 г. начинаются «рассуждения», которые придумал, как и Андрея, журналист «Крымской газеты». Измышления В. Мехонцева засоряют сознание людей и предназначены для поднятия тиража «Крымской газеты». «Контактёры» представляют интерес лишь для психиатров или журналистов, не знающих «ценности» получаемой ими «информации с НЛО на орбите» или «иной планеты».

В предшествующих веках и в XXI столетии «пришельцы из других миров» оставались и остаются в своих мирах, а также в сновидениях и в «плодах большого воображения», как ни печально для «НЛО-верующих» и «уфологов» с конкретными именами и фамилиями. Созданные нашей алчностью и иными эмоциями проблемы на планете не разрешат ни «боги», ни «инопланетяне», появления которых ожидают «верующие».