

# КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

Том 15  
3 + 2009

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

## ЗМІСТ

Косторнов А. Г., Фролов Г. А., Шаповал А. А., Мороз А. Л.,  
Шаповал І. В., Еланський Ю. А., Тихій В. Г., Гусарова І. А.,  
Сурду М. Н., Ламеко А. Л. Научная аппаратура для  
проведения космического эксперимента «Трубка» в  
гермообъеме Российского сегмента МКС

Гамуля Г. Д., Фролов Г. А., Колотило А. Д., Боровик Д. В.  
Комплект модульных узлов трения для проведения  
космического эксперимента «Материал — Трение» и  
результаты их испытаний

Храмов Д. А. Миниатюрные спутники стандарта  
«CubeSat»

Лялько В. І., Сахацький О. І., Шпортьюк З. М., Сибірцева  
О. М. Коригування впливу атмосфери на гіперспектральні  
дані сенсора EO-1 «Hyperion» при обчисленні  
позиції червоного краю

Михеенко Л. А., Микитенко В. И. Энергетическая ка-  
либровка многоспектральных сканерных устройств  
высокого разрешения

Самойленко Л. І., Колос Л. М., Підгородецька Л. В.,  
Ільєнко Т. В., Власова О. В. Інформаційна технологія  
моніторингу повеней з використанням даних ДЗЗ

## CONTENTS

- 5 *Kostornov A. G., Frolov G. A., Shapoval A. A., Moroz A. L., Shapoval I. V., Elanskii Yu. A., Tikhii V. G., Gusarova I. A., Surdu M. N., Lameko A. L.* Scientific equipment for the space experiment «Pipe» on the RS of the ISS
- 11 *Gamulja G. D., Frolov G. A., Kolotilo A. D., Borovik D. V.* Set of modular friction units for the space experiment «Material-Friction» and some results of their testing
- 20 *Khramov D. A.* Miniaturized satellites of CubeSat standard
- 32 *Lyalko V. I., Sakhatsky O. I., Shportyuk Z. M., Sibirtseva O. M.* Correction of atmospheric influence on hyperspectral EO-1 Hyperion data for the red edge position estimation
- 42 *Mikheenko L. A., Mykytenko V. I.* Radiometric calibration of multispectral high resolution scanners
- 50 *Samoilenko L. I., Kolos L. M., Pidgorodetska L. V., Ilienko T. V., Vlasova O. V.* Information technology of flood monitoring with the use of remote sensing data

*Лозицький В. В. Порівняння довготних розподілів загального вмісту озону на високих широтах північної та південної півкуль Землі*

*Дзюбанов Д. А., Емельянов Л. Я., Черногор Л. Ф. Динаміка плазми іоносфери над Харківом в період сонячного затміння 1 серпня 2008 р.*

*Емельянов Л. Я., Ляшенко М. В., Черногор Л. Ф. Ефекти в геокосміческай плазме во время частного затміння солнца 1 августа 2008 г. над Харьковом. 1. Результаты наблюдений*

## НАШІ АВТОРИ

**56** *Lozitsky V. V. Comparison of total ozone content distribution OVER Northern and Southern high latitudes*

**62** *Dzyubanov D. A., Emelyanov L. Ya., Chernogor L. F. Plasma dynamics of the ionosphere above Kharkiv during the solar eclipse of 1 august 2008*

**70** *Emelyanov L. Ya., Lyashenko M. V., Chernogor L. F. Some effects in the geospace plasma during partial solar eclipse of 1 august 2008 above Kharkiv. 1. The observation results*

## 82 OUR AUTHORS

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

---

Підписано до друку 05.08.2009. Формат 84×108/16. Папір крейдований. Гарн. Ньютон. Друк офсетний.  
Ум. друк. арк. 8,82. Обл.-вид. арк. 9,26. Тираж 200 прим. Зам. № 2475.

---

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.

---

## **ДО 25-річчя ПЕРШОГО ЕКСПЕРИМЕНТУ ЗІ ЗВАРЮВАННЯ У ВІДКРИТОМУ КОСМОСІ**

25 липня 2009 р. виповнюється 25 років із часу проведення експериментів зі зварювання у відкритому космосі. Льотчиками-космонавтами Світланою Савицькою і Володимиром Джанібековим уперше в світі у відкритому космосі на спеціально змонтованому зварювальному посту орбітальної космічної станції (ОКС) «Салют-7» були проведені експерименти зі зварювання, різання, паяння і нанесення покриттів, за допомогою універсального ручного електронно-променевого інструменту (УРІ). Той факт, що жінка-космонавт успішно працювала у відкритому космосі з електронним променем і розплавленим металом, зламав недовіру у скептиків, які сумнівалася в самій можливості виконання зварювальних і споріднених технологій у космосі.

Успішне виконання унікальних експериментів в умовах космічного простору показало можливість ефективної діяльності космонавтів при виконанні монтажних та ремонтно-відновлювальних робіт на борту пілотованого орбітального комплексу у відкритому космосі та на поверхні Місяця і свідчить про високу досконалість зварювальної апаратури, створеної багаторічною напружену працею великого колективу вчених та інженерів Інституту електрозварювання ім. Є. О. Патона в тісному співробітництві із Центром підготовки космонавтів ім. Ю. О. Гагаріна. При виконанні робіт у космосі можуть виникнути зовсім несподівані ситуації, що вимагають застосування зварювання, різання та інших технологічних операцій, причому найчастіше характер робіт і обсяг операцій повинен буде визначатися космонавтом безпосередньо на місці. Для цих цілей і був створений універсальний ручний електронно-променевий інструмент і проведено його випробування у космосі. Експеримент показав, що компактні універсальні інструменти типу УРІ дозволяють космонавтам проводити роботи із забезпеченням необхідної якості зварних з'єднань.

Аналіз робіт, виконаних С. Савицькою і В. Джанібековим, дозволив космонавтам Л. Кизиму і В. Соловйову в 1986 р. виконати складніше ручне зварювання і пайку окремих вузлів фермових конструкцій на зовнішній поверхні ОКС. Під час їхнього перебування у космосі було здійснено експеримент «Маяк» з розкриття та складування шарнірно-стержневої конструкції довжиною 13 м розробки Інституту електрозва-

рювання ім. Є. О. Патона. На початку 1990-х років минулого сторіччя було створено нове покоління універсального ручного інструменту апаратура «Універсал», що пройшла всебічні наземні випробування і була рекомендована для використання у складі перспективних орбітальних станцій. В останні роки в Інституті електрозварювання ім. Є. О. Патона розробляється вже третє покоління устаткування для проведення зварювання і споріднених технологій у відкритому космосі. Устаткування розробляється таким чином, щоб за допомогою створюваної апаратури можна було здійснювати не тільки ручні, але і механізовані види робіт з використанням робототехніки та інших автоматизованих пристроїв.

Зварювання і споріднені технології мають зіграти значну роль в освоєнні космосу у найближчому майбутньому.

*14 липня 2009 р. Рада з космічних досліджень НАН України та Інститут електрозварювання ім. Є. О. Патона провели урочисті збори, присвячені 25-річчю зварювання у відкритому космосі.*

УДК 536.42:621.891

А. Г. Косторнов<sup>1</sup>, Г. А. Фролов<sup>1</sup>, А. А. Шаповал<sup>1</sup>, А. Л. Мороз<sup>1</sup>, И. В. Шаповал<sup>1</sup>,  
Ю. А. Еланский<sup>2</sup>, В. Г. Тихий<sup>2</sup>, И. А. Гусарова<sup>2</sup>, М. Н. Сурду<sup>3</sup>, А. Л. Ламеко<sup>3</sup>

<sup>1</sup>Інститут проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича Національної академії наук України, Київ

<sup>2</sup>Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

<sup>3</sup>Інститут прецизійних вимірювань при «Укрметртестстандарт»

## НАУЧНАЯ АППАРАТУРА ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА «ТРУБКА» В ГЕРМООБЪЕМЕ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС

*Розглянуто стан робіт з виготовлення теплових труб та підготовки обладнання для космічного експерименту «Трубка». Представлено комплект наукової апаратури, яка включає блок теплових труб, блок вимірювання і керування, контейнери для доставки апаратури на РС МКС та проведення експерименту. Блок вимірювання і керування разом з блоком теплових труб розміщено в контейнері для доставки і проведення космічного експерименту.*

### ВВЕДЕНИЕ

Тепловые трубы (ТТ) являются элементной базой для многих современных систем охлаждения и термостабилизации различного оборудования, в том числе для космических аппаратов (КА). Они представляют собой замкнутые испарительно-конденсационные устройства и отличаются сверхвысокой теплопроводностью, обусловленной особенностями их функционирования и конструкции [7, 8]. Для термостабилизации приборов КА тепловые трубы успешно применяются уже несколько десятилетий [1, 9, 10]. Однако целенаправленные исследования влияния микрогравитации на их параметры не проводились.

В перечень первоочередных совместных российско-украинских космических экспериментов (КЭ), запланированных к проведению на Российском сегменте Международной космической станции (РС МКС), включен КЭ под названием «Разработка и исследование параметров маломассогабаритных и миниатюрных тепловых труб для систем охлаждения и термо-

стабилизации приборов, аппаратуры и конструкции космических аппаратов» (шифр «Трубка»). Для проведения КЭ «Трубка» предполагается создание двух рабочих мест: ЛЭУ-ТТ1 и ЛЭУ-ТТ2. Летная установка ЛЭУ-ТТ1 размещается вне гермоотсека и изготавливается Россией [4], а летная установка ЛЭУ-ТТ2 изготавливается Украиной и размещается в гермоотсеке РС МКС. Подготовка КЭ «Трубка» представлена в работах [5, 6] и неоднократно докладывалась на конференциях.

Основной целью КЭ, который проводится на летной установке ЛЭУ-ТТ2, является исследование влияния микрогравитации на теплофизические и эксплуатационные характеристики ТТ, включая исследование тепломассопереноса внутри ТТ, и создание на РС МКС рабочего места для последующей сертификации ТТ для КА. При этом решаются следующие задачи:

- исследование влияния гравитационных сил на теплофизические и эксплуатационные параметры ТТ, предназначенных для систем охлаждения и термостабилизации оборудования КА внутри и вне гермоотсека;
- определение адекватности физических характеристик ТТ, полученных в наземных условиях и на орбите;

- разработка имитационной модели тепломассопереноса внутри ТТ, получение универсальных зависимостей тепломассообмена ТТ в условиях микрогравитации; определение локальных и интегральных теплопередающих характеристик ТТ и прогнозирование тепловых режимов оборудования КА с ТТ при нештатных условиях полета.

В настоящее время над разработкой научной аппаратуры для КЭ «Трубка» в Украине работают Институт проблем материаловедения НАН Украины (ИПМ НАН Украины), Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» (ГП «КБ «Южное») и Научно-исследовательский институт прецизионных измерений при Государственном предприятии Всеукраинский государственный научно-производственный центр стандартизации, метрологии, сертификации и защиты прав потребителей (ИПИ Укрметртестстандарт).

## ТЕПЛОВЫЕ ТРУБЫ НА ОСНОВЕ НОВЫХ ТИПОВ КАПИЛЛЯРНЫХ СТРУКТУР

Основная задача ИПМ НАН Украины при подготовке КЭ «Трубка» заключается в разработке и исследованиях ТТ, предназначенных для охлаждения и термостабилизации оборудования КА. Известно, что характеристики тепловой трубы в основном определяются ее капиллярной структурой (КС) и теплоносителем. Были проведены сравнительные исследования КС различных типов и разработаны ТТ с новыми композицион-

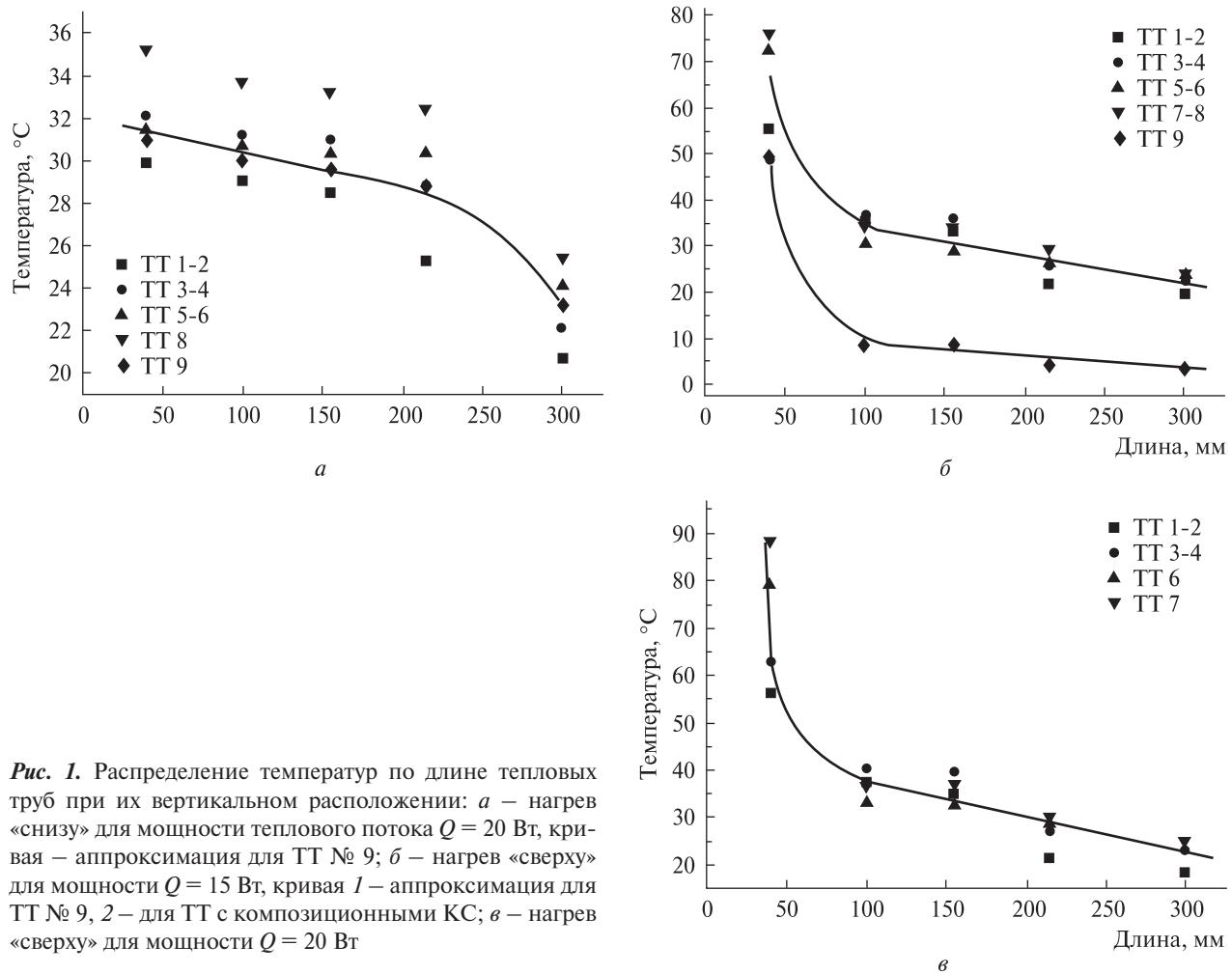
ными КС. Некоторые результаты исследований приведены ниже.

Скорость протекания жидкости через КС характеризуется вязкостным коэффициентом проницаемости  $K$  ( $\text{м}^2$ ) [2]. Волокновые капиллярные структуры отличаются от КС других типов, например порошковых, отсутствием тупиковых пор, препятствующих продольному движению жидкости. В результате коэффициенты проницаемости для волокновых высокопористых КС ( $\Theta_{\text{KC}} > 70 \%$ ) достигают значений  $K = 80 \dots 100 \text{ м}^2$  [3], что значительно больше, чем значения  $K$  для порошковых КС ( $K = 5 \dots 30 \text{ м}^2$ ). Поэтому в горизонтальном положении волокновые КС значительно быстрее транспортируют жидкость к зоне нагрева, чем порошковые или сетчатые. Однако при работе против сил гравитации (в положении «нагрев ТТ — вверху») высокопористые КС не могут обеспечить больших значений высоты  $H$ , м капиллярного поднятия жидкости по сравнению с порошковыми КС, так как средние размеры их пор существенно больше, чем у порошковых структур.

При разработке новых КС предполагалось, что соединение положительных свойств двух разных типов пористых материалов в одной композиционной структуре должно обеспечить высокие характеристики ТТ как при их горизонтальном положении, так и при работе ТТ против сил тяжести. Результаты сравнительных исследований ТТ, изготовленных с моноволокновой КС (ТТ № 9) и с композиционными КС (ТТ № 1–8, таблица), подтвердили эти предпо-

Характеристики капиллярной структуры из металлических волокон и порошков в опытных тепловых трубах

Обозначение ТТ	Масса, г	Толщина, мм	Ширина, мм	Длина, мм	Средняя пористость, %	Состав КС
TT 1	35	1.0	50	300	70.2	Слой волокон Ø50 мкм, толщиной 0.75 мм и слой волокон Ø30 мкм, толщиной 0.25 мм
TT 2	24	1.0	50	300	80.4	
TT 3	10	1.0	50	300	91.5	
TT 4	36	1.0	50	300	69.3	Слой волокон Ø50 мкм, толщиной 1.0 мм, заполненный на глубину 0.25 мм порошком 60 мкм
TT 5	28	1.0	50	300	76.2	
TT 6	20	1.0	50	300	82.0	
TT 7	34	1.1	50	300	70.0	Слой волокон Ø50 мкм, толщиной 1.0 мм, заполненный на глубину 0.25 мм порошком 40 мкм
TT 8	28	1.0	50	300	76.0	
TT 9	20	1.0	50	300	82.0	



**Рис. 1.** Распределение температур по длине тепловых труб при их вертикальном расположении: *a* – нагрев «снизу» для мощности теплового потока  $Q = 20$  Вт, кривая – аппроксимация для ТТ № 9; *б* – нагрев «сверху» для мощности  $Q = 15$  Вт, кривая 1 – аппроксимация для ТТ № 9, 2 – для ТТ с композиционными КС; *в* – нагрев «сверху» для мощности  $Q = 20$  Вт

ложения. Исследования выполнены при различной ориентации труб в пространстве: вертикальной (нагрев «снизу» и «сверху») и горизонтальной. Мощность теплового потока при вертикальном (нагрев «снизу») и горизонтальном положениях ТТ изменялась в диапазоне 0–70 Вт, а при нагреве «сверху» – 0–25 Вт.

На рис. 1 представлены распределения температур по длине вертикальных ТТ, полученные при мощности теплового потока 15 и 20 Вт. В «термосифонном» режиме (нагрев ТТ – «снизу», рис. 1, *a*) характеристики ТТ № 9 с моноволокновой КС практически не отличались от характеристик ТТ с композиционными КС. При нагреве «сверху» ТТ работает против направления действия сил гравитации.



**Рис. 2.** Комплект научной аппаратуры «Трубка» для ЛЭУ-ТТ2: 1 – контейнер КТ № 2, 2 – контейнер КТ № 1, 3 – блоки БТТ

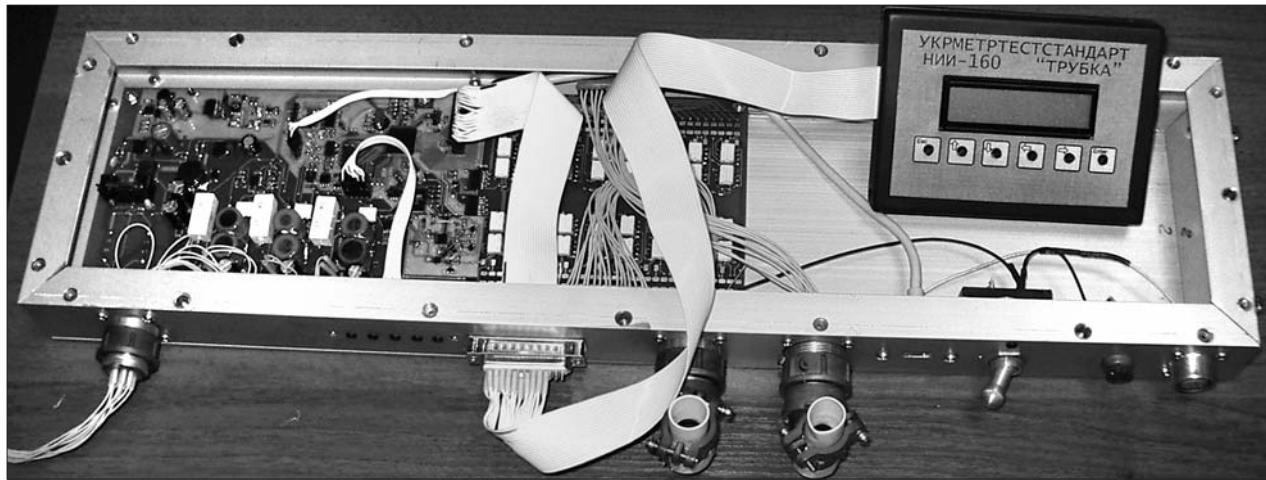


Рис. 3. Внешний вид блока измерения и управления научной аппаратуры «Трубка» (крышка снята)

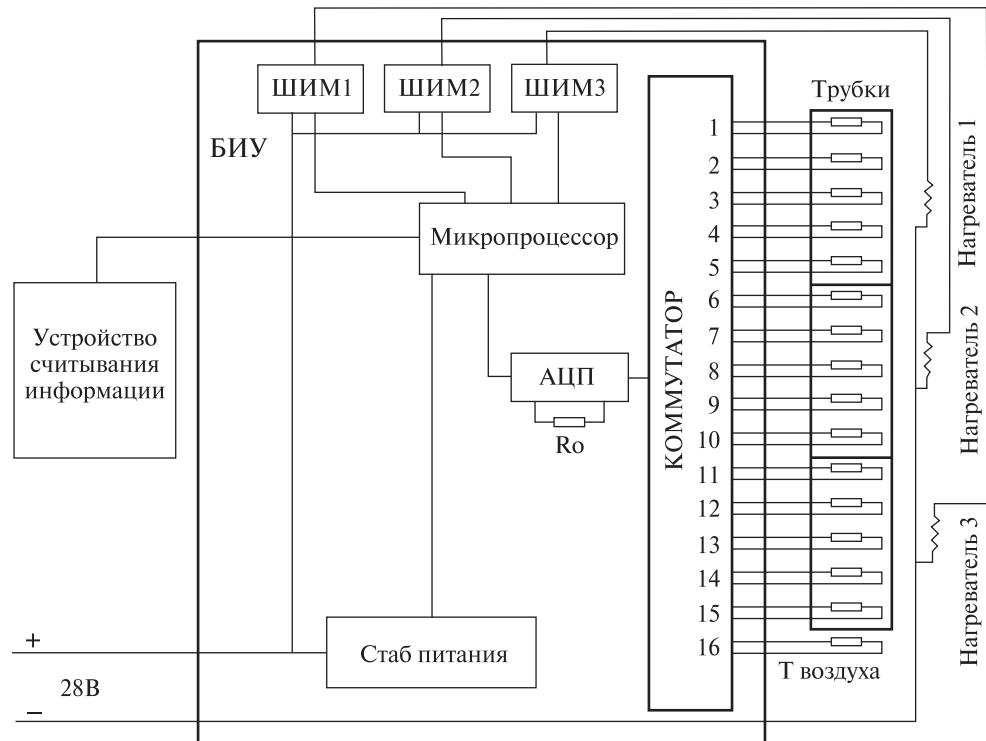


Рис. 4. Структурная схема блока измерения и управления

Как видно из рис. 1, б, ТТ с моноволокновой КС (№ 9) устойчиво функционировала при подводе тепла «сверху» только до величины  $Q = 15$  Вт. При увеличении теплового потока до значения  $Q = 20$  Вт работоспособность сох-

раняют только ТТ с композиционными КС (рис. 1, в). При этом температура зоны нагрева ТТ выше, чем при другом расположении труб в пространстве. Некоторые образцы ТТ с композиционными КС обеспечивали квазиста-

ционарный тепловой режим до величины  $Q = 25$  Вт.

Итак, тепловые трубы с композиционными КС надежно функционируют в любых положениях. Они должны также эффективно работать в системах охлаждения и термостабилизации приборов и аппаратуры космического назначения в условиях орбитального полета, т. е. в условиях микрогравитации.

## КОМПЛЕКТ НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ «ТРУБКА» ДЛЯ ЛЭУ-ТТ2

При доработке технического задания на научную аппаратуру «Трубка» было предложено использовать два контейнера для транспортировки и проведения КЭ. С этой целью была проведена интеграция блока измерения и управления (БИУ) с блоком тепловых труб (БТТ). В настоящее время аппаратура, расположенная в контейнере №1, подготовлена к проведению необходимого комплекса испытаний (ЛОИ, КДИ и т. д.). Контейнер №2 предназначен для транспортировки 3-х блоков БТТ и одного БИУ на РС МКС и их утилизации после испытаний. Для накопления и хранения информации планируется использовать съемный носитель (флешка), который позволяет организовать проведение КЭ «Трубка» в гермообъеме РС МКС без вмешательства в бортовой компьютер. По окончании эксперимента (3 ч) осуществляется передача информации со съемного носителя на Землю в течение одних суток. Комплект НА «Трубка» показан на рис. 2.

Блок измерения и управления для НА «Трубка» (рис. 3) состоит из измерительного модуля, обеспечивающего питание и прием сигналов от шестнадцати термометров сопротивления (на каждой из трех тепловых труб расположено по пять датчиков, один предназначен для измерения температуры окружающей среды). Измерения должны происходить с периодом, позволяющим сохранить информацию с учетом инерционности термометров. Поскольку высокой скорости измерений не требуется, то используется один аналогово-цифровой преобразователь (АЦП) с коммутатором, обеспечивающим при-

ем шестнадцати каналов. Было выбрано АЦП AD7793 с 24 разрядами преобразования. Для измерения температуры используются датчики сопротивления Pt1000. При коэффициенте усиления АЦП, равном 4, предельное значение измеряемой температуры составляет 550 °C. Три нагревателя в БТТ управляются по заданному алгоритму, который должен быть запрограммирован в БИУ и реализован с помощью ШИМ-регуляторов. Максимальная мощность нагревателя 60 Вт. Из-за ограничения потребляемой мощности предусмотрена поочередная работа нагревателей. Установка мощности задается в процентах.

Настройка режимов БИУ и считывание информации осуществляется внешним устройством ввода и считывания информации, роль которого может выполнять специальная ПЭВМ. Структурная схема разработанной БИУ приведена на рис. 4.

Разработанный комплект НА «Трубка» прошел функциональные испытания, которые подтвердили его работоспособность.

1. Воронин В. Г., Ревякин А. В. и др. Низкотемпературные тепловые трубы для летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1976. — 200 с.
2. Косторнов А. Г. Проницаемые металлические волокновые материалы. — Киев: Техника, 1983. — 128 с.
3. Косторнов А. Г. Материаловедение дисперсных и пористых металлов и сплавов. — Киев: Наук. думка, 2002. — Т. 2. — 550 с.
4. Косторнов А. Г., Гуля В. М., Еланский Ю. А. и др. Особенности проведения КЭ «Трубка» в гермообъеме и на внешней поверхности РС МКС // Проблемы управления и информатики. — 2008. — № 1. — С. 114–120.
5. Косторнов А. Г., Сурду М. Н., Фролов Г. А. и др. Космический эксперимент «Трубка»: Автоматизированное управление и система измерения температуры // Проблемы управления и информатики. — 2008. — № 3. — С. 127–132.
6. Скороход В. В., Косторнов А. Г., Фролов Г. А. Подготовка космических экспериментов «Материал–Трение» и «Трубка» для исследования антифрикционных материалов и тепловых труб на борту РС МКС // Космічні дослідження в Україні 2002–2004 р. — Київ: НКАУ, 2004. — С. 71–76.

7. *Тепловые трубы* / Под ред. Э. Э. Шпильрайна. — М.: Мир, 1972. — 420 с.
8. *Фаворский О. Н., Каданер Я. С. Вопросы теплообмена в космосе*. — М.: Высшая шк., 1972. — 280 с.
9. *Чи С. Тепловые трубы. Теория и практика*. — М.: Машиностроение, 1981. — 208 с.
10. *Goncharov K. A., Barantsevich V. L., Orlov A. A. Experience of development of heat pipes applied in Russian spacecrafs // V Minsk International Seminar «Heat Pipes, Heat Pumps, Refrigerators» Minsk, Belarus, September 8-t 1, 2003.* — Minsk, 2003.

*Поступила в редакцию 03.03.09*

*A. G. Kostornov, G. A. Frolov,  
A. A. Shapoval, A. L. Moroz, I. V. Shapoval,  
Yu. A. Elanskii, V. G. Tikhii, I. A. Gusarova,  
M. N. Surdu, A. L. Lameko*

#### **SCIENTIFIC EQUIPMENT FOR THE SPACE EXPERIMENT «PIPE» ON THE RS OF THE ISS**

The state of the preparation of the scientific equipment for realization of the space experiment «Pipe» is considered. Our results of investigation of heat pipes with new composition structures providing the possibility to work against the gravity are given. The complete set of the scientific equipment for the space experiment «Pipe» is presented.

УДК 536.42:621.891

Г. Д. Гамуля<sup>1</sup>, Г. А. Фролов<sup>2</sup>, А. Д. Колотило<sup>2</sup>, Д. В. Боровик<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Фізико-технічний інститут низьких температур ім. Б. І. Вєркіна Національної академії наук України, Харків

<sup>2</sup>Інститут проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича Національної академії наук України, Київ

## КОМПЛЕКТ МОДУЛЬНЫХ УЗЛОВ ТРЕНИЯ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА «МАТЕРИАЛ–ТРЕНИЕ» И РЕЗУЛЬТАТЫ ИХ ИСПЫТАНИЙ

*Розглянуто стан робіт з підготовки наукового устаткування для проведення космічного експерименту «Матеріал – Тріеніє». Представлено комплект модульних трибометрів для випробувань за схемами: диск – індентор, вал – втулка, підшипник качення, зубчаста передача та наведено результати їх випробувань.*

### ВВЕДЕНИЕ

В предыдущих работах [1, 5, 12, 16, 17] и докладах на конференциях [2–4, 6–8, 10, 11, 15, 18, 19] достаточно подробно представлен ход работ по подготовке совместного российско-украинского космического эксперимента (КЭ) «Материал–Трение», проведение которого планируется на Российском сегменте Международной космической станции (РС МКС).

Проведение эксперимента предусматривает решение нескольких задач:

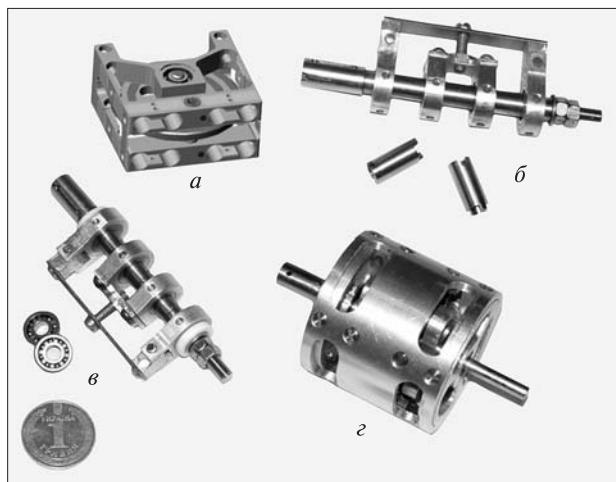
- определение адекватности характеристик трения и изнашивания идентичных материалов по результатам их испытаний в условиях воздействия факторов космического пространства (ФКП) и наземных лабораториях;
- установление влияния факторов космического пространства на коэффициенты трения и механизмы изнашивания антифрикционных и износостойких материалов;
- определение триботехнических характеристик новых антифрикционных материалов и покрытий;
- создание банка данных по материалам, перспективным для узлов трения космических аппаратов (КА);

- создание методик по аттестации (сертификации) материалов, применяемых в ракетно-космической технике (РКТ);
- прогнозирование долговременной работоспособности узлов трения КА.

Для проведения экспериментов планируется использовать модульные трибометры, выполненные по схемам «диск-индентор», «вал-втулка», «зубчатая передача» и «подшипник качения».

В настоящее время над разработкой и изготовлением трибометров на Украине работают Институт проблем материаловедения НАН Украины (ИПМ НАН Украины), Физико-технический институт низких температур НАН Украины (ФТИНТ НАН Украины), Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» (ГП «КБ «Южное») и Научно-исследовательский институт прецизионных измерений при Государственном предприятии «Всесоюзный государственный научно-производственный центр стандартизации, метрологии, сертификации и защиты прав потребителей» (ИПИ Укрметртестстандарт).

Выполнение поставленных задач невозможно без параллельных исследований на аналогичных трибометрах в наземных лабораторных условиях. Для проведения таких исследований в ФТИНТ НАН Украины и ИПМ НАН Украины были модернизированы и дооснащены установ-



**Рис. 1.** Внешний вид модульных узлов трения: а – диск-индентор (вариант 2) [1], б – вал–втулка, в – подшипник качения, г – зубчатая передача

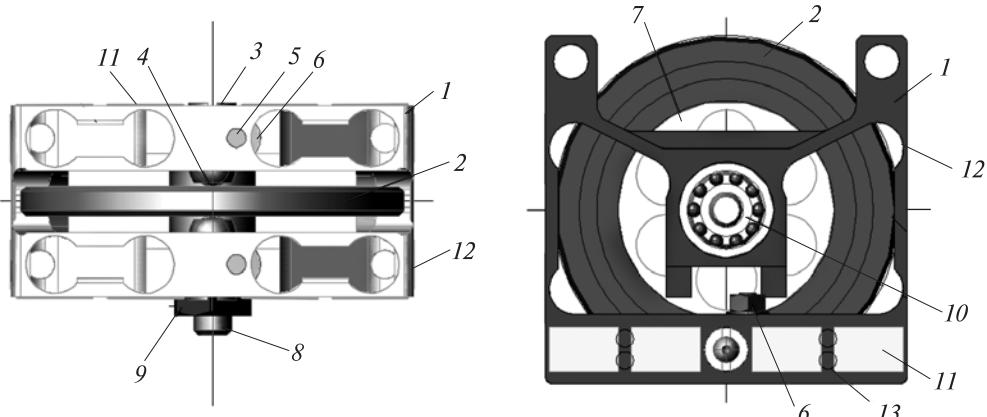
ки УТИ-А и «Уран-Т». Лабораторная исследовательская установка УТИ-А (ФТИНТ НАН Украины) [9] позволяет моделировать вакуум и низкие температуры, т. е. дает возможность проводить эксперименты в диапазоне температур от  $-100$  до  $+20$  °С. Установка «Уран-Т» (ИПМ НАН Украины) дополнительно оснащена концентратором лучистой энергии на базе ксеноновой лампы ДКСШРБ-10000, что позволяет моделировать термоциклизацию в диапазоне температур от  $-100$  до  $+150$  °С [3].

На этих установках были проведены исследования модульных узлов трения, в том числе ресурсные испытания в вакууме, продолжительностью не менее 5 ч, что предусмотрено в ТЗ на КЭ «Материал – Трение».

### КОМПЛЕКТ УЗЛОВ ТРЕНИЯ МОДУЛЬНЫХ ТРИБОМЕТРОВ

Согласно проекта технического задания (ТЗ) на НА «Трение» полный комплект НА включает многопозиционный бортовой трибометр (БТ), многопозиционный бортовой модуль подшипников скольжения (МПС), модуль подшипников качения (МПК) и модуль зубчатых передач (МЗП). Многопозиционный бортовой трибометр должен обеспечить испытания 24 пар трения по схеме «диск-индентор», МПС – 16 пар трения по схеме «вал – втулка», МПК – четыре подшипника качения. Количество одновременно испытываемых зубчатых колес в МЗП зависит от его конструкции, и в ТЗ не определено.

На рис. 1 показан комплект модульных узлов трения по схемам «диск-индентор», «вал – втулка», «подшипник качения» и «зубчатая передача». В процессе подготовки этих трибометров было предложено два варианта узлов трения по схеме «диск-индентор». Первая схема разработана ФТИНТ НАН Украины и должна в ос-

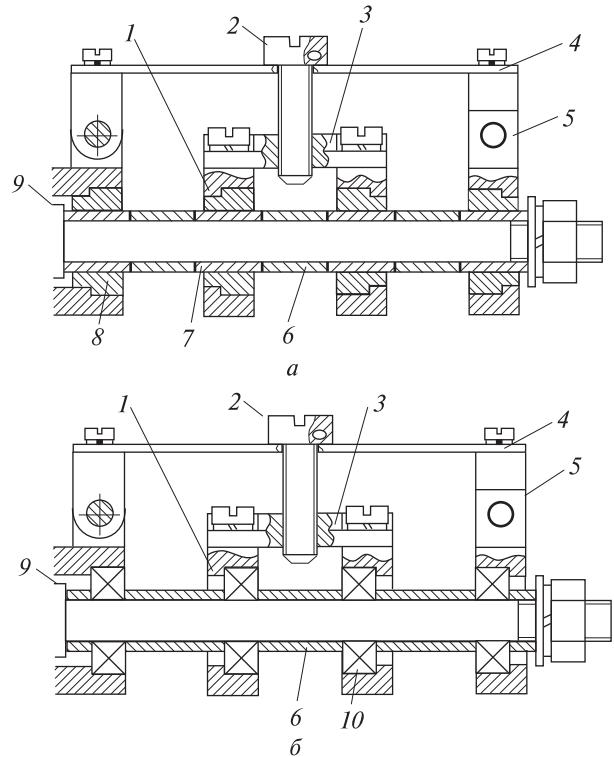


**Рис. 2.** Схема модульного узла трения «диск-индентор» (вариант 2): 1 – двух-координатный упругий элемент, 2 – диск, 3 – втулка, 4 – цилиндрические инденторы; 5 – клин, 6 – гайка, 7 – вставка, 8 – буртик вала, 9 – гайка, 10 – радиально-упорный подшипник, 11 – тензорезисторы для измерения нормальной силы, 12 – тензорезисторы для измерений силы трения, 13 – изоляционные трубы

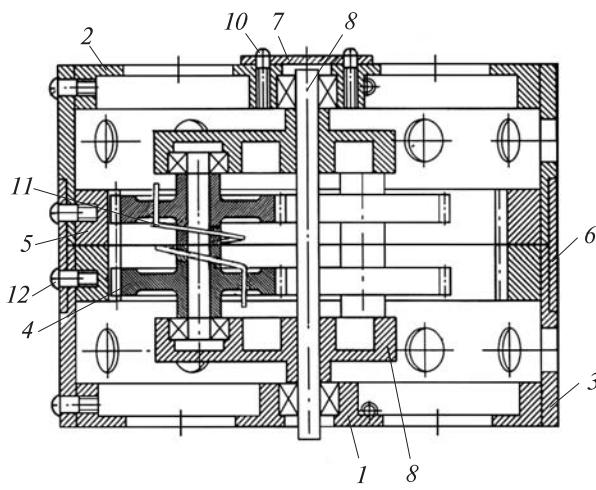
новном обеспечить испытания покрытий, которые наносятся на контртело — диск, а индентором является шарик из стали ШХ-15 [12]. Вторая схема, в которой индентором (пальчик) является исследуемый материал, разработана в ИПМ НАН Украины [1].

Основной отличительной особенностью конструкции этого узла трения от ранее применявшимся [20] является возможность измерения износа пары трения в режиме непрерывного мониторинга и передачи этой информации на Землю по телеметрии, т. е. возможность проведения КЭ без участия космонавта [5]. Поэтому при доработке одной из первых конструкций модульного узла трения (рис. 2), основное внимание было обращено на повышение точности измерений и исключения всевозможных помех (механических, электрических и др.).

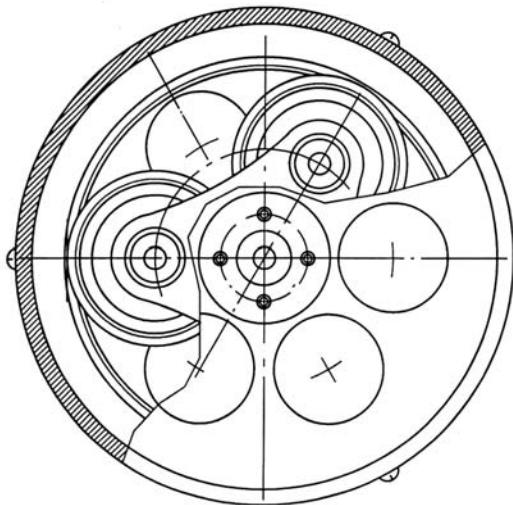
Модульные узлы трения вал-втулка, подшипник качения и зубчатая передача были разработаны в ФТИНТ НАН Украины. Схемы этих узлов трения представлены на рис. 3, 4. Узел трения по схеме «зубчатая передача» представляет собой планетарный механизм, в котором в зацеплении с зубьями двух ведомых шестерен 5 (рис. 4) с внутренним диаметром 39.2 мм находятся шесть сателлитных шестерен 4 диаметром 16.8 мм. Была рассмотрена возможность изме-



*Рис. 3.* Схемы модульных узлов трения «вал-втулка» (а) и «подшипник-качения» (б): 1 — обойма, 2 — нагрузочный винт, 3 — тензобалка, 4 — пластина; 5 — стойка, 6 — промежуточная втулка, 7 — образцы-валы, 8 — образцы-втулки, 9 — приводной вал, 10 — образец подшипника



*Рис. 4.* Схема модульного узла трения «зубчатая передача»: 1, 2 — торцевые крышки, 3 — цилиндрический корпус, 4 — сателлитные колеса, 5 — ведомое колесо, 6 — переходное кольцо, 7 — крышка, 8 — водила, 9 — приводной вал, 10 — винт, 11 — цилиндрические пружины кручения, 12 — стопорный винт



рения износа зубьев в режиме непрерывного мониторинга [19], которая пока не нашла практической реализации.

Как видно из рис. 1, научная аппаратура для КЭ «Материал–Трение», разрабатываемая Украиной, представляет собой блочное малогабаритное оборудование, позволяющее набирать любое количество пар трения по различным схемам. Окончательная конфигурация этой аппаратуры определяется в основном ресурсами КА, на котором будет проводиться эксперимент.

## ИССЛЕДОВАНИЯ МОДУЛЬНЫХ УЗЛОВ ТРЕНИЯ НА УСТАНОВКЕ УТИ-А И «УРАН-Т»

Согласно Государственному стандарту Украины ДСТУ 2823-94 различают следующие периоды изменения фрикционного состояния трибосистемы во времени:

**период приработки** — постепенный переход трибосистемы в стационарное состояние, обусловленный изменением геометрии поверхностей трения и физико-химических свойств поверхностных слоев материалов;

**период установившегося трения** — стационарное состояние трибосистемы, которое характеризуется динамическим равновесием и саморегулированием процессов в трибосистеме и отличается постоянством характеристик трения и изнашивания;

**заедание** — нестационарное состояние трибосистемы, характеризующееся самопроизвольным развитием процесса увеличения силы трения и повреждения поверхностей трения вследствие схватывания и переноса материала. Заедание может завершиться прекращением относительного движения.

Текущее значение коэффициента трения  $f$  рассчитывают по формуле  $f = F/N$ , где  $F$  — текущее значение силы трения,  $N$  — нормальная нагрузка при испытании.

При определении коэффициентов трения, соответствующих основным периодам трения, используют следующие значения силы трения:

- коэффициент трения в период приработки рассчитывают по максимальному значению силы трения в этот период;

- коэффициент трения в установившийся период рассчитывают по среднему значению коэффициента трения в этот период;

- коэффициент трения в момент заедания рассчитывают по максимальному значению силы трения в этот период трения.

Для оценки длительности периодов трения и проверки работоспособности разработанных конструкций модульных узлов были проведены испытания при атмосферном давлении длительностью около 60 мин с частотой вращения вала 500 об/мин и значениях нормальной нагрузки 10, 15, 20 и 30 Н.

Результаты испытаний сведены в табл. 1, из которой следует, что при испытаниях макета узла трения по схеме «вал — втулка» при нагрузке 20 Н коэффициент трения в начале трения (0.75) и при приработке (0.45) превышает максимально допустимое в проекте ТЗ значение (0.4). Повышение нормальной нагрузки до 30 Н приводит к снижению значений коэффициента трения (0.48, 0.25 и 0.15 в начале трения, при приработке и в установившийся период трения соответственно).

При испытаниях макета узла трения по схеме «подшипник качения» при нагрузке 20 Н коэффициент трения в различные периоды трения не превышает максимально допустимого значения. Повышение нормальной нагрузки до 30 Н приводит к снижению значения коэффициента трения от 0.11 до 0.05 (в начале трения) и от 0.075 до 0.05 (в периоды приработки и установившегося трения).

При испытаниях макета узла трения по схеме «диск-индентор» (вариант 1, диск изготовлен из фторопласта-4, индентор (шарик) — из стали ШХ-15) при нормальной нагрузке 15 Н значения коэффициента трения составляют 0.27, 0.20 и 0.15 (в начале трения, при приработке и в установившийся период трения соответственно).

Изготовление диска из материала эbonита влечет за собой незначительное увеличение значений коэффициента трения во все периоды трения (0.32, 0.28 и 0.22 соответственно).

При испытаниях пары трения «сталь 45 — сталь ШХ-15» даже при меньшей нагрузке (10 Н) значение коэффициента трения в период прира-

ботки (0.42) превышает максимально допустимое значение, заданное по ТЗ.

Для сравнения работоспособности макетов модульных узлов трения при различных давлениях испытания проводились в два этапа.

Режим испытаний на первом этапе:

- давление окружающей среды (атмосферный воздух) —  $1.013 \cdot 10^5$  Па;

- начальная температура испытаний —  $20^\circ\text{C}$ ;
- нормальная нагрузка вала — 5 и 50 Н;
- частота вращения вала —  $65 \text{ мин}^{-1}$ ;
- длительность испытаний — 30 мин.

На втором этапе испытаний (вакуум) давление составляло 0.02 Па при сохранении вышеуказанных параметров.

Результаты триботехнических испытаний сведены в табл. 2. Поскольку для изготовления пар трения были подобраны материалы, у кото-

рых коэффициент трения слабо зависит от давления окружающей среды, то результаты табл. 2 подтверждают одинаковую работоспособность разработанных модульных узлов трения при атмосферном давлении и в вакууме.

### ИССЛЕДОВАНИЯ МОДУЛЬНОГО УЗЛА ТРЕНИЯ ПО СХЕМЕ «ДИСК-ИНДЕНТОР» (ВАРИАНТ 2) НА УСТАНОВКЕ «УРАН-Т»

Испытания модульного узла трения по схеме «диск-индентор» (вариант 2) на установке «Уран-Т» в основном выполнялись с целью проверки его работоспособности и оценки возможности определения износа по динамике изменения нормальной нагрузки в процессе трения [2].

Испытания проводились при атмосферном давлении и в вакууме. Контртело (диск) в паре

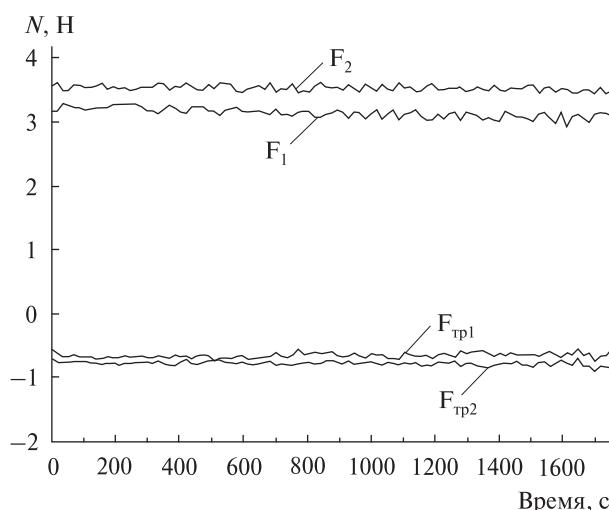
Таблица 1. Результаты испытаний макетов модульных узлов трения

Модульный узел трения	Материал элемента узла трения	$N, \text{Н}$	$f$		
			Начало трения	Приработка	Установившееся трение
Вал — втулка	Вал — сталь 45	20.0	0.75	0.45	0.17
	Втулка — фторопласт-4	30.0	0.48	0.25	0.15
Подшипник качения	Шарикоподшипник 1000095Ю	20.0	0.11	0.075	0.075
		30.0	0.05	0.05	0.05
Диск-индентор (вариант 1)	Диск — фторопласт-4	15.0	0.27	0.20	0.15
	Индентор — сталь ШХ-15				
	Диск — эбонит	15.0	0.32	0.28	0.22
	Индентор — сталь ШХ-15				
	Диск — сталь 45	10.0	0.30	0.42	0.30
	Индентор — сталь ШХ-15				

Таблица 2. Результаты сравнительных триботехнических испытаний модульных узлов трения при атмосферном давлении и в вакууме

Модульный узел трения	Материал элемента узла трения	Среда	$N, \text{Н}$	$f$		
				Начало трения	Приработка	Установившееся трение
Подшипник скольжения	Вал — сталь 09Х16Н4Б	воздух	5.0	0.18	0.18	0.18
	Втулка — фторопласт-4	вакуум	5.0	0.18	0.24	0.18
Подшипник качения	Кольца — сталь ШХ-15	воздух	50.0	0.17	0.18	0.17
	Шарики — сталь ШХ-15	вакуум	50.0	0.22	0.22	0.22
Зубчатая передача	Шестерни — сталь 09Х16Н4Б	воздух	50.0	0.02*	0.02*	0.02*
	Колеса — сталь 09Х16Н4Б	вакуум	50.0	0.02*	0.02*	0.02*

\* — указан момент сопротивления,  $\text{kГ} \cdot \text{см}$



**Рис. 5.** Зависимость усилия прижима ( $F_1$ ,  $F_2$ ) и силы трения ( $F_{tp1}$ ,  $F_{tp2}$ ) от времени испытаний в вакууме для пары трения: индентор — материал СКАМ-ИПМ, диск — ШХ15

трения было изготовлено из стали ШХ-15, а для инденторов использовались различные материалы. Испытания на воздухе оловянно-свинцово-вистой бронзы в установившемся режиме дали значение коэффициента трения 0.18, а бронзографита — 0.14. Для изготовления узлов трения КА часто используют твердосмазочные покрытия, которые могут иметь коэффициент трения 0.1 и ниже. Однако низкий коэффициент трения можно также получить, используя современные ревитализаторы. С целью проверки работоспособности модульного узла трения при низких значениях коэффициента трения был испытан образец материала на основе титана с ревитализатором ХАДО, который применяется

для улучшения эксплуатационных характеристик сопряженных поверхностей различных механизмов. Без ревитализатора коэффициент сухого трения образцов этого материала может превышать 0.4, что выше граничного значения, указанного в проекте ТЗ на НА «Трение». Испытания проводились на воздухе. Износ составил 50 мкм/км при коэффициенте трения 0.1—0.13. При этом температура в зоне трения не превышала 37 °С.

Компьютерная запись изменения нагрузки и силы трения при испытаниях СКАМ-ИПМ 305 в вакууме, полученная с помощью системы измерения и управления, разработанной под руководством профессора М. Н. Сурду, приведена на рис. 5. Испытания проводились при скорости скольжения 0.1 м/с и нагрузке 30 Н, что при диаметре торца индентора 2 мм соответствовало удельному давлению 10 МПа. Полученное значение коэффициента трения данной пары в этих условиях изменялось от 0.17 до 0.2. С учетом более высокой скорости скольжения (1 м/с) эти результаты удовлетворительно согласуются и с данными испытаний на установке УТИ-А [9] ( $f_{tp} \approx 0.16$ ). Как показано в работе [14], с увеличением скорости скольжения коэффициент трения материалов серии СКАМ-ИПМ уменьшается.

Особый интерес представляет измерение износа по динамике снижения нормальной нагрузки на индентор. Анализ результатов, приведенных на рис. 5, дал значение 15 мкм/км, что практически совпало с прямыми измерениями износа индентора.

**Таблица 3. Программа ресурсных испытаний модульных узлов трения с различными кинематическими схемами в условиях вакуума (давление 0.02 Па, температура 20 °С) на установке УТИ-А**

Модульный узел трения	Параметры трения		
	характеристика скорости движения	нагрузочная характеристика	продолжительность эксперимента, мин
Подшипник скольжения	Частота вращения вала (ведущего образца) 75 мин <sup>-1</sup>	Нормальная нагрузка до 20 Н	300
Подшипник качения	Частота вращения внутреннего кольца шарикоподшипника 75 мин <sup>-1</sup>	Радиальная нагрузка до 50 Н	300
Зубчатая передача	Частота вращения сателлитных шестерен 300 мин <sup>-1</sup>	Контактное напряжение не более 800 МПа	300

Таким образом, испытания на воздухе и в вакууме макетов модульных узлов трения бортовых трибометров с различными кинематическими схемами (диск-индентор, подшипник скольжения, подшипник качения и зубчатая передача) подтвердили их работоспособность и достаточную точность измерения триботехнических характеристик.

Дальнейшие исследования модульных узлов трения должны быть проведены во всем диапазоне скоростей скольжения, нагрузок, температур и максимальном времени работы, заданных в проекте ТЗ на НА «Трение».

### РЕСУРСНЫЕ ИСПЫТАНИЯ МОДУЛЬНЫХ УЗЛОВ ТРЕНИЯ В ВАКУУМЕ НА УСТАНОВКАХ УТИ-А И «УРАН-Т»

В табл. 3 приведена программа ресурсных испытаний модульных узлов трения бортовых трибометров на лабораторной исследовательской установке УТИ-А в условиях вакуума и низких температур, а также на воздухе при нормальной температуре. Испытания проводились с целью отработки конструкции модульных узлов трения и корректировки КД по результатам испытаний.

Таблица 4. Модуль трения «подшипник скольжения»

Параметры	Модуль № 1	Модуль № 2
Материал вала	Сталь 09Х16Н4Б	Сталь 09Х16Н4Б
Материал втулки	Фторопласт Ф4М15	СКАМ- ИПМ 304
Нагрузка нормальная на пару трения, Н	1	1
Частота вращения вала, об/мин	75	75
Количество пар трения в модуле	4	4
Температура начальная, °С	20	20
Давление окружающей среды, Па	0.02	0.02
Продолжительность непрерывной работы, ч	6	5
Продолжительность периода приработки, мин	5	4.5
Коэффициент трения: приработка	0.35	0.2
установившийся режим	0.40	0.12

таний. Программа составлена с учетом требований ТЗ на разработку научной аппаратуры «Трение».

Объектами испытаний являются модульные узлы трения с различными кинематическими схемами (вал-втулка, подшипник качения, зубчатая передача; табл. 4–6):

- модуль для испытания подшипников скольжения (рис. 3, а);
- модуль для испытания подшипников качения (рис. 3, б);
- модуль для испытания зубчатых передач (рис. 4).

Таблица 5. Модуль трения «подшипник качения» (шарикоподшипник радиальный, однорядный)

Параметры	Модуль № 3
Кинематическая схема пары трения	
Марка подшипника	1000095Ю
Вращающееся кольцо	Внутреннее
Нагрузка радиальная, Н	2.5
Частота вращения образца-вала, об/мин	75
Количество пар трения в модуле	4
Температура образцов, начальная, °С	20
Давление окружающей среды, Па	0.02
Продолжительность непрерывной работы, ч	5
Продолжительность периода приработки, мин	Нет
Коэффициент трения (установившийся режим)	0.017

Таблица 6. Модуль трения «зубчатая передача» (контакт по линии, качение с проскальзыванием)

Параметры	Модуль № 4
Материал ведомой шестерни	Сталь 09Х16Н4Б
Материал сателлитных шестерен (6 шт.)	Сталь 09Х16Н4Б
Контактное напряжение не более, МПа	800
Частота вращения сателлитных шестерен, об/мин	300
Количество пар трения в модуле	6
Температура начальная, °С	20
Давление окружающей среды, Па	0.02
Продолжительность непрерывной работы, ч	6
Момент сопротивления, н·см	2

В процессе испытаний модульного узла трения «зубчатая передача» было установлено, что время работы модуля может значительно превысить заданный ресурс работы в 5 ч. Однако для уменьшения потребляемой мощности необходимо доработать технологию изготовления зубчатой пары.

Результаты ресурсных испытаний, приведенные в табл. 2 и 3, подтвердили ресурс работы макетов модульных узлов трения, необходимый для проведения КЭ «Материал — Трение».

1. Боровик В. Г. Модульный узел трения «диск-индентор» для триботехнических исследований в космическом пространстве // Космічна наука і технологія. — 2005. — № 11, № 5/6. — С. 87–91.
2. Боровик В. Г., Боровик Д. В., Грудина Т. В. и др. Измерения износа в процессе испытаний пар трения по программе КЭ «Материал—Трение» // Тез. докл. 7-й Укр. конф. по космич. исслед., 3–8 сентября 2007 г. — Евпатория: НЦУИКС, 2007. — С. 120–121.
3. Боровик В. Г., Боровик Д. В., Колотило А. Д. и др. Установка для испытаний модульных трибометров и пар трения по программе подготовки КЭ «Материал—Трение» // Тез. докл. 6-й Укр. конф. по космич. исслед., 3–10 сентября 2006 г. — Евпатория: НЦУИКС, 2006. — С. 89.
4. Боровик В. Г., Гамуля Г. Д., Еланский Ю. А. и др. Комплект модульных трибометров для проведения экспериментов на беспилотных космических аппаратах // Тез. докл. 7-й Укр. конф. по космич. исслед., 3–8 сентября 2007 г. — Евпатория: НЦУИКС, 2007. — С. 127.
5. Броновец М. А., Гамуля Г. Д., Еланский Ю. А. и др. Орбитальный трибометр и новые материалы для проведения КЭ «Материал—Трение» // Космічна наука і технологія. — 2003. — № 9, № 5/6. — С. 40–46.
6. Броновец М. А., Косторнов А. Г., Митрофанов В. Д., Фролов Г. А. Космическое материаловедение: перспективы использования материалов для узлов трения космических аппаратов // Тез. докл. 5-й Укр. конф. по космич. исслед., 4–11 сентября 2005 г. — Евпатория: НЦУИКС, 2005. — С. 112.
7. Броновец М. А., Косторнов А. Г., Скороход В. В. и др. Материалы для подвижных сопряжений космической техники // 3-я Междунар. конф. «Материалы и покрытия в экстремальных условиях»: Тр. конф. — Кацивели, Крым, 2004. — С. 528–529.
8. Введенский Ю. В., Гаврилов Р. В., Гамуля Г. Д. и др. Фрикционное поведение и износстойкость материалов и покрытий, перспективных для использования в условиях вакуума и криогенных температур // 3-я Междунар. конф. «Материалы и покрытия в экстремальных условиях»: Тр. конф. — Кацивели, Крым, 2004. — С. 247–248.
9. Гамуля Г. Д., Островская Е. Л., Юхно Т. П. Исследование триботехнических свойств материалов, предназначенных для работы в экстремальных условиях // Порошковая металлургия. — 2001. — № 3/4. — С. 47–57.
10. Гамуля Г. Д., Островская Е. Л., Юхно Т. П. и др. Разработка бортовых трибометров для космического эксперимента «Материал—Трение» // Тез. докл. 5-й Укр. конф. по космич. исслед., 4–11 сентября 2005 г. — Евпатория: НЦУИКС, 2005. — С. 116.
11. Гамуля Г. Д., Скороход В. В., Солнцев В. П., Сурду М. Н. Разработка научной аппаратуры и антифрикционных материалов нового поколения для проведения космического эксперимента «Материал—Трение» // Сб. тез. докл. 2-й укр. конф. по перспект. космич. исслед. — Кацивели, 2002. — С. 14.
12. Гамуля Г. Д., Скороход В. В., Солнцев В. П. и др. Разработка научной аппаратуры и антифрикционных материалов нового поколения для проведения космического эксперимента «Материал—Трение» // Космічна наука і технологія. — 2002. — № 8, № 5/6. — С. 28–34.
13. Косторнов А. Г., Фущич О. И., Чевычелова Т. М. Новые самосмазывающиеся композиционные материалы для узлов трения космической техники // 3-я Междунар. конф. «Материалы и покрытия в экстремальных условиях»: Тр. конф. — Кацивели, Крым, 2004.
14. Островская Е. Л., Юхно Т. П., Гамуля Г. Д. и др. Влияние вакуума и низких температур на антифрикционное поведение самосмазывающихся антифрикционных материалов // Междунар. конф. «Современное материаловедение, достижения и проблемы». — Киев, 2005.
15. Островская Е. Л., Юхно Т. П., Гамуля Г. Д. и др. Космический эксперимент «Материал—Трение»: Трибологические исследования антифрикционных материалов в наземных лабораторных условиях // Тез. докл. 5-й Укр. конф. по космич. исслед., 4–11 сентября 2005 г. — Евпатория: НЦУИКС, 2005. — С. 366–367.
16. Скороход В. В., Косторнов А. Г., Фролов Г. А. Подготовка космических экспериментов «Материал—Трение» и «Трубка» для исследования антифрикционных материалов и тепловых труб на борту РС МКС // Космічні дослідження в Україні 2002–2004 pp. — Київ: НКАУ, 2004. — С. 71–76.
17. Скороход В. В., Фролов Г. А. Наземные исследования материалов для ракетно-космической техники 2000–2002 г. // Космічні дослідження в Україні. — Київ: НКАУ, 2002. — С. 77–84.
18. Сурду М. Н., Ламеко А. Л., Гамуля Г. Д. и др. Быстро действующая система измерений триботехнических

- параметров пар трения для КЭ «Материал–Трение» // Тез. докл. 6-й Укр. конф. по космич. исслед., 3–10 сентября 2006 г. — Евпатория: НЦУИКС, 2006. — С. 90.
19. Сурду М. Н., Ламеко А. Л., Фролов Г. А., Гамуля Г. Д. Разработка принципов измерения износа зубьев и построения измерительной системы для КЭ «Материал–Трение» // Тез. докл. 7-й Укр. конф. по космич. исслед., 3–8 сентября 2007 г. — Евпатория: НЦУИКС, 2007. — С. 133.
20. Yarosh V. M., Moisheev A. A., Bronovets M. A., Lopatin A. S. Investigation of the hard lubrication coatings in open space around Moon // Abstracts of papers from World Tribology Congress, London, 8–12 Sept. 1997. — London: Publ. MEP, 1997. — P. 512.

*Поступила в редакцию 03.03.09*

*G. D. Gamulja, G. A. Frolov,  
A. D. Kolotilo, D. V. Borovik*

SET OF MODULAR  
FRICTION UNITS FOR THE SPACE  
EXPERIMENT «MATERIAL–FRICTION»  
AND SOME RESULTS OF THEIR TESTING

The state of the preparation of the scientific equipment for realization of the space experiment «Material–Friction» is considered. The complete set of modular knots of friction under circuit designs «disk-indentor», «shaft-plug», «rolling bearing», and «gearing» is presented. Our results of the investigation of working capacity of the complete set of modular knots of friction gained in the atmosphere and vacuum with the use of various pairs of friction are given.

УДК 629.78

**Д. А. Храмов**

Інститут технічної механіки Національної академії наук України  
і Національного космічного агентства України, Дніпропетровськ

## МИНИАТЮРНІ СПУТНИКИ СТАНДАРТА «CUBESAT»

*Стандарт «CubeSat» дає можливість створювати мініатюрні супутники масою 1–3 кг за короткий період часу (1–2 роки) і порівняно невеликі кошти. Роботи зі створення «CubeSat’ів» ведуться в десятках навчальних центрів і творчих колективів по всьому світу. Більша частина подібних супутників створюється в навчальних цілях, однак сфера їхнього застосування постійно розширяється. Швидкий розвиток елементної бази дає надію на можливе комерційне застосування цих супутників вже в найближче десятиліття. Створення подібних супутників особливо актуальне в умовах України, яка має великий потенціал в області запуску супутників. Це дозволило б у проміжках між реалізацією великих проектів здійснювати космічні дослідження при порівняно невеликих фінансових витратах.*

В последнее десятилетие отмечается значительный рост числа запусков космических аппаратов, масса которых не превышает 10 кг, так называемых пико- (до 1 кг) и наноспутников (от 1 до 10 кг) ([centaur.sstl.co.uk/SSHP/](http://centaur.sstl.co.uk/SSHP/), [en.wikipedia.org/wiki/Miniaturized\\_satellite](http://en.wikipedia.org/wiki/Miniaturized_satellite)). Традиционно такие спутники используются для обучения и отработки новых технологий, однако сфера их применения постоянно расширяется. Важную роль в этом направлении играет стандарт «CubeSat» ([cubesat.atl.calpoly.edu/media/Documents/Developers/CDS%20R9.pdf](http://cubesat.atl.calpoly.edu/media/Documents/Developers/CDS%20R9.pdf)), в соответствии с которым выполнено большинство подобных спутников. В настоящей статье приводится краткий обзор состояния работ в области создания спутников стандарта «CubeSat», указаны тенденции и возможные перспективы развития данного направления.

Появление стандарта «CubeSat» связано с необходимостью решения одной из важнейших проблем подготовки специалистов в космической отрасли — проблемы проведения практических занятий. С одной стороны, практические работы по созданию и эксплуатации реальных, пусть даже простейших, спутников могли бы существенно повысить уровень подготовки будущих специалистов. С другой стороны, такие работы требуют значительного времени и поп-

росту не вписываются в учебные планы, а необходимые для этого финансовые средства слишком велики даже для бюджетов крупнейших учебных центров. Поэтому исходные посылки предложенной в 1999 г. профессором Стенфордского университета (США) Р. Твиггсом концепции создания спутников «CubeSat» заключались в следующем [6]:

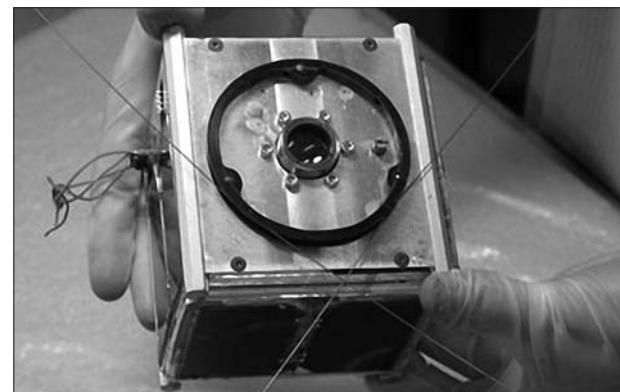
- создавать спутник за короткий период (1–2 года);
- стоимость создания спутника должна быть меньше 50 тыс. долл.;
- активно привлекать студентов, аспирантов и молодых специалистов на всех этапах работ по проектированию, созданию и использованию спутника.

В результате развития этой концепции специалистами из Стенфордского университета и Калифорнийского политехнического института были созданы стандарт на пикоспутники «CubeSat» и устройство для их интеграции с ракетой-носителем (РН) P-POD (Poly Picosatellite Orbital Deployer) ([www.cubesat.org](http://www.cubesat.org)).

Стандарт накладывает ограничения на размеры и массу спутника ([cubesat.atl.calpoly.edu/media/Documents/Developers/CDS%20R9.pdf](http://cubesat.atl.calpoly.edu/media/Documents/Developers/CDS%20R9.pdf)): его корпус должен представлять собой алюминиевый куб объемом  $10 \times 10 \times 10 \text{ см}^3$ , общая масса которого не должна превышать 1 кг (рисунок). Характеристики всех остальных систем и

устройств разработчик выбирает по своему усмотрению. Поскольку P-POD позволяет вывести одновременно до трех спутников, называемых также 1U (single unit), в стандарте предусмотрена возможность создания двойных (объемом  $10 \times 10 \times 20 \text{ см}^3$  и массой 2 кг — 2U) и тройных ( $10 \times 10 \times 30 \text{ см}^3$ , 3 кг — 3U) спутников. В настоящее время для интеграции «CubeSat» с РН используются также устройства T-POD и X-POD ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)).

С момента появления популярность стандарта «CubeSat» неизменно растет. Если в 2001 г. над проектами подобных спутников работало всего семь организаций [6], то сейчас их 95 ([www.cubesat.org](http://www.cubesat.org)), причём 38 спутников уже запущено (см. табл. 1, а также веб-страницу [mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)). Работы ведутся отнюдь не только в развитых космических державах, но и в Дании, Нидерландах, Израиле, Норвегии, Швейцарии, Турции, Колумбии. Вырабатываются новые формы сотрудничества, в частности совместная разработка спутника международной командой, координирующей свои действия с помощью интернета (<http://blogs.seds.org/sedsat2/>). Ежегодно проводятся семинары разработчиков (Annual CubeSat Work-



Прототип спутника AAUSat ([www.cubesat.auc.dk](http://www.cubesat.auc.dk))

shop); доклады, посвященные «CubeSat», широко представлены на престижных научных конференциях.

### ЦЕЛИ ПОЛЕТОВ И ПОЛЕЗНАЯ НАГРУЗКА

Основная цель создания спутников типа «CubeSat» — повышение качества образования в аэрокосмической отрасли. Благодаря появлению стандарта студенты получили возможность в течение одного-двух лет участвовать в полном цикле работ над реальным космическим проектом: от выработки концепции, конструирова-

Таблица 1. Запуски спутников «CubeSat»

Дата пуска	Ракета-носитель/ Космодром	Параметры орбиты	Количество спутников	Спутники
30.06.2003	«Рокот»/Плесецк (Россия)	818×832 км, солнечно-синхронная, наклонением 98°	6	CUTE-I, XI-IV, CanX-1, DTUsat, AAUsat, QuakeSat (3U)
27.10.2005	«Космос-3М»/ Плесецк (Россия)	686×686 км, солнечно-синхронная, наклонением 98°	3	NCube2, UWE-1, XI-V
22.02.2006	M-V/Uchinoura, (Япония)	800×185 км, солнечно-синхронная, наклонением 98°	1	CUTE 1.7 + APD (2U)
26.07.2006	«Днепр»/Байконур (Казахстан)	солнечно-синхронная, наклонением 97.43°	14	ION (2U), Sacred, KUTEsat Pathfinder, ICE Cube 1, ICE Cube 2, RINCON 1, SEEDS, HAUSAT 1, NCube1, MEROPE, AeroCube-1, CP1, CP2, Mea Huaka. Спутники погибли в результате аварии РН GeneSat-1 (3U)
16.12.2006	Minotaur/Wallops Flight Facility (США)	415×415 км, наклонением 40°	1	GeneSat-1 (3U)
17.04.2007	«Днепр»/Байконур (Казахстан)	780×660 км, солнечно-синхронная, наклонением 98°	7	CP3, CP4, AeroCube-2, CSTB-1, MAST (3U), CAPE-1, Libertad-1
28.04.2008	PSLV/Satish Dhawan Space Centre (Индия)	630×630 км, солнечно-синхронная, наклонением 98°	6	AAUsat-2, CanX-2 (3U), Compass-1, CUTE 1.7 + APD II (2U), Delfi-C3 (3U), SEEDS (2)

ния, изготовления и наземных испытаний до эксплуатации спутника на орбите. Кроме того, студенты приобретают практические навыки организации проекта, работы в коллективе, учатся тому, как правильно использовать время, деньги, кадры, планировать риск, организовывать совещания, готовить и использовать документацию.

Спутники «CubeSat» благодаря своей относительной дешевизне и быстроте в разработке являются хорошей платформой для исследования новых подходов в космической технике, позволяющей демонстрировать инновационные технические и технологические решения. Учитывая эти преимущества, в проектах «CubeSat» активное участие принимают коммерческие фирмы (в частности, Boeing и Aerospace Corporation). Апробация в условиях космического пространства среди прочего позволяет получить дополнительную рекламу, что особенно важно для небольших компаний, специализирующихся на высокотехнологичной продукции.

В табл. 2 перечислены цели и результаты полетов гражданских спутников типа «CubeSat» (кроме 14 спутников, погибших 26 июля 2006 г. при аварии РН «Днепр»).

В случае «CubeSat» термин «полезная нагрузка» фактически относится ко всему спутнику. Нередко аппаратура служебных систем подобных спутников впервые проходит апробацию в условиях космического пространства, и в этом смысле также выступает в роли полезной нагрузки.

Во многих полетах «CubeSat» планируется тестирование готовых электронных компонентов и приборов. Так, на спутнике «Sacred» предполагалось испытать новые интегральные микросхемы разработки Alcatel. На спутнике «Mea Huaka» ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)) планировалось испытание нового вида антенн диапазона 5.8 ГГц (оба спутника погибли при аварии РН). Солнечные датчики компании Optical Energy Technologies предполагалось тестируировать в полёте CP1 и мн. др.

Чаще всего в качестве собственно полезной нагрузки использовались цифровые фотокамеры (табл. 2). Как правило, камера предназнача-

лась для фотографирования поверхности Земли, хотя на спутнике CUTE-1 ее предполагалось использовать как солнечный датчик, а на канадских CanX-1, 2 камера входит в состав звездного датчика. Качество фотоснимков можно охарактеризовать как демонстрационное (всегда главная цель создания большинства спутников — обучение). До коммерческих применений снимков, получаемых с подобных спутников, еще далеко.

Большая группа проектов предполагает проведение в ходе полета физических экспериментов, направленных на измерение числа и состава заряженных частиц в околоземном пространстве. Счетчики заряженных частиц предполагалось использовать на «Sacred», «KUTEsat Pathfinder», CUTE 1.7 + APD, CUTE 1.7 + APD II и MEROPE ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)). На спутнике ION, погибшем при аварии РН предполагалось использовать фотоумножитель, позволяющий исследовать собственное свечение верхних слоев атмосферы ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)). Пока рано говорить о какой-либо научной ценности результатов подобных экспериментов (по разным причинам подавляющее большинство из них так и не было поставлено). Тем не менее, одним из направлений возможного использования подобных спутников является проведение распределенных измерений в космическом пространстве. Орбитальные системы миниатюрных спутников-датчиков можно использовать, в частности, для распределенных измерений параметров ионосферной плазмы.

Ряд экспериментов предполагал развертывание в космосе тросовых систем ([en.wikipedia.org/wiki/Tether propulsion](http://en.wikipedia.org/wiki/Tether propulsion)), что связано с актуальными в последние годы вопросами предотвращения накопления «космического мусора», в частности увода с орбиты спутников, отработавших свой срок. Одним из перспективных способов увода представляется использование для создания дополнительных сил сопротивления движению спутника электропроводящей тросовой системы [4]. Эксперименты с подобными системами на «CubeSat» — американский MAST ([www.tethers.com/Missions.html](http://www.tethers.com/Missions.html)) и датский DTU-

Таблица 2. Цели и результаты полетов спутников «CubeSat»

КА	Организация	Цель	Результаты
CUTE-I	Токийский технологический институт, Япония	Проверка возможности использования цифровой фотокамеры в качестве солнечного датчика	Функционирует нормально (январь 2007 г.)
XI-IV	Университет Токио, Япония	Фотографирование поверхности Земли с помощью цифровой фотокамеры	Функционирует нормально (январь 2007 г.)
CanX-1	Университет Торонто, Канада	Тестирование миниатюрных датчиков горизонта и звездного датчика, а также GPS приемника	Радиоконтакт не установлен
DTUsat	Технический университет Дании, Дания	Тестирование солнечных датчиков, выполненных по технологии MEMS и развертывание 600-метрового троса для изменения орбиты спутника	Радиоконтакт не установлен
AAUsat	Университет Ольборга, Дания	Фотографирование поверхности Земли с помощью цифровой фотокамеры	Получен сигнал радиомаяка
QuakeSat	Стэнфордский университет и компания Quakesat, США	Регистрация сигналов чрезвычайно низких частот для оперативного предсказания землетрясений.	Функционирует нормально (декабрь 2006 г.)
NCube2	Норвежский научно-технический университет, Норвегия	Слежение за морскими судами и миграцией северных оленей	Радиоконтакт не установлен
UWE-1	Университет Бюргшурга, ФРГ	Апробация нового коммуникационного протокола, GaAs-солнечных батарей, использование micro Linux в качестве операционной системы бортового компьютера спутника	Функционировал нормально около 1 мес., после чего контакт был потерян
XI-V	Университет Токио, Япония	Фотографирование поверхности Земли (по сравнению с XI-IV увеличено разрешение фотокамеры), отработка нового вида солнечных батарей	Функционирует нормально (январь 2007 г.)
CUTE 1.7 + APD	Токийский технологический институт, Япония	Отработка универсальной платформы для 2U. Тестирование детектора заряженных частиц собственной разработки. Разворачивание 10-м трассовой системы с эмиттером электронов для изменения орбиты спутника	Функционировал около одного месяца. В начале апреля 2006 г. контакт был потерян
GeneSat-1	Center for Robotic Exploration and Space Technologies, США	Орбитальный эксперимент с бактериями <i>E. Coli</i> . <b>Первый биологический эксперимент на борту CubeSat.</b>	96-ч эксперимент успешно завершен 22.12.2006 г.
CP3	Калифорнийский Политехнический институт, США	Трехосная стабилизации с использованием магнитных исполнительных органов	Радиоконтакт не установлен
AeroCube-2	Aerospace Corporation, США	Отработка системы связи и цифровых фотокамер	Авария в системе энергоснабжения. Успел передать несколько снимков

КА	Организация	Цель	Результаты
CSTB-1 (Cubesat Testbed 1)	«Боинг», США	Отработка бортовых систем	Функционирует нормально
MAST	Компания Tethers Unlimited и Стэнфордский университет, США	Развертывание километровой тросовой системы и исследование поведения тро-сового соединения в космосе	Установлен радиоконтакт с одним из модулей (вместо двух). Развернуть тросовую систему не удалось
CP4	Калифорнийский Политехнический институт, США	Тестирование стандартной платформы для 1U спутников	Радиоконтакт не установлен
CAPE-1	Университет Луизианы, США	Фотографирование поверхности Земли с помощью цифровой фотокамеры	Авария в системе энергоснабжения
Libertad-1	Университет Sergio Arboleda, Колумбия	Отработка системы связи. <b>Первый колумбийский спутник</b>	Функционировал normally в течение расчетного срока эксплуатации (около 52 дней)
AAUsat-2	Университет Ольборга, Дания	Детектирование гамма-лучей с помощью детектора, созданного в Датском национальном космическом центре	Установлен радиоконтакт
CanX-2	Университет Торонто, Канада	Тестирование оборудования (реактивного двигателя, маховиков, солнечных датчиков, звездного датчика, приемника GPS), нового коммуникационного протокола, проведение ряда научных экспериментов	Установлен радиоконтакт
Compass-1	Университет Аахена, Германия	Тестирование приемника GPS и цифровой фотокамеры	Установлен радиоконтакт
CUTE 1.7 + + APD II	Токийский технологический институт, Япония	Аналогичен CUTE 1.7 + APD	Установлен радиоконтакт
Delfi-C3	Технологический университет Дельфта, Нидерланды	Тестирование автономного солнечного датчика, новой конструкции солнечных батарей и трансивера	Функционирует normally
SEEDS (2)	Университет Nihon, Япония	Тестирование гироскопического датчика углового движения	Установлен радиоконтакт

Sat-1 ([www.dtusat.dtu.dk](http://www.dtusat.dtu.dk)) — завершились неудачей, а на японском Cute 1.7+APD ([lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cute1.7/cute1.7-1/index\\_e.html](http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cute1.7/cute1.7-1/index_e.html)) эксперимент так и не был проведен. Проведение тро-сового эксперимента на японском Cute 1.7+ + APD II ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)) намечено на 2009 г.

Еще одним интересным направлением, с которым связан, в частности, эксперимент на Cute-1.7+APD, является использование «CubeSat» в качестве ретрансляторов в любительской спутниковой радиосвязи.

Другие эксперименты на борту «CubeSat» но-сили единичный характер. Так, на норвежских спутниках NCUBE предполагалось использовать систему автоматического слежения за движением морских судов и миграцией стад оленей ([www.ncube.no](http://www.ncube.no)).

На борту спутника GeneSat-1 в течение 96 ч проводился космический эксперимент с бакте-рией *E. Coli*. Спутник «QuakeSat», оборудован-ный детекторами колебаний чрезвычайно низ-кой частоты, используются для прогнозирова-ния землетрясений.

Следует отметить традиционный интерес военных организаций к миниатюрным спутникам. Агентство перспективных исследовательских проектов министерства обороны США (DARPA) еще в 1995 г. учредило программу по созданию микроспутников, в 1998 г. были начаты работы над программой по созданию кластеров микро- и наноспутников [8], а начиная с 2000 г. запущен ряд пикоспутников серий MEMS и MEPSI ([www.nasa.gov/mission\\_pages/station/science/experiments/STP-H2-MEPSI.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/station/science/experiments/STP-H2-MEPSI.html)) (последние основаны на стандарте «CubeSat»).

## **БЮДЖЕТ И СРОКИ РАЗРАБОТКИ**

Девиз разработчиков «CubeSat»: «Smaller, Cheaper, Faster, Better» («Меньше, дешевле, быстрее и лучше»). Идеология [6], заключающаяся в максимальном использовании в конструкции готовых элементов и приборов (портативных компьютеров, радиостанций, камер от мобильных телефонов и др.), сближает эти спутники с первыми персональными компьютерами разработки IBM. По данным ([en.wikipedia.org/wiki/CubeSat](http://en.wikipedia.org/wiki/CubeSat)) стоимость создания и запуска «CubeSat» в настоящее время составляет 65–80 тыс. долл. (собственно запуск оценивается приблизительно в 40 тыс. долл. [3]). Наиболее дорогостоящими стали первые проекты. Сказывались отсутствие опыта разработки и сравнительно малый выбор готовых электронных компонентов. Так, расходы на разработку одного из первых «CubeSat», японского XI-IV [9] (покупка оборудования, тестирование отдельных узлов, наземные испытания), составили около 60 тыс. долл. Стоимость изготовления самого спутника составила около 10 тыс. долл. [9]. Таким образом, разработка и запуск «CubeSat» обходятся более чем на порядок дешевле даже в сравнении с микроспутниками, бюджеты которых составляют около миллиона долларов. В результате «CubeSat» стали наиболее распространенным типом малых спутников, создаваемых молодежными коллективами. Более крупные спутники, как правило, создают только организации, имеющие опыт работ в этом направлении.

## **ГОСУДАРСТВЕННАЯ ПОДДЕРЖКА**

Спутники стандарта «CubeSat» создаются при активной поддержке государства в рамках национальных и региональных программ. Формы поддержки включают полное или частичное финансирование работ по подготовке и запуску спутника (в частности, финансирование наземных испытаний, запуска), а также предоставление оборудования, технологий, экспериментальной базы, проведение конкурсов на создание спутника и других организационных мероприятий. Так, существенную поддержку в подготовке японских «CubeSat» оказывает JAXA [9]. В США, помимо гражданских организаций, программы по созданию миниатюрных спутников финансируют также подразделения Министерства обороны ([www.nasa.gov/mission\\_pages/station/science/experiments/STP-H2-MEPSI.html](http://www.nasa.gov/mission_pages/station/science/experiments/STP-H2-MEPSI.html)).

Особо следует отметить программу по созданию малых спутников, работающую в Дании. В рамках работ по ней три «CubeSat» уже запущено, и еще несколько готовятся к запуску ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)). Программа носит комплексный характер, в частности активно поощряется тестирование на спутнике оборудования и электронной техники отечественной разработки.

## **ОСНОВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ СПУТНИКА СТАНДАРТА «CUBESAT»**

В настоящее время не существует готовой стандартной платформы «CubeSat». Значительная часть оборудования разрабатывается для конкретного спутника и ориентирована на выполнение целей его полета. Однако работы в области создания такой платформы ведутся довольно активно. Появились коммерческие компании, предлагающие готовые решения для ряда систем «CubeSat» ([www.clyde-space.com](http://www.clyde-space.com), [www.cubesatkit.com](http://www.cubesatkit.com), [www.isispace.nl](http://www.isispace.nl)). Быстрые темпы развития электронной техники говорят за то, что подобная платформа может появиться в самом ближайшем будущем. В первую очередь это касается двойных и тройных спутников. Так, на двойных японских спутниках Cuite 1.7+APD и

Cute 1.7+APD-II применяется прототип унифицированной платформы, получившей название «SatelliteCore» ([directory.eoportal.org/pres\\_CUTE17CubicalTokyoTechEngineeringSatellite17.html](http://directory.eoportal.org/pres_CUTE17CubicalTokyoTechEngineeringSatellite17.html)).

**Корпус и компоновка.** Первые «CubeSat», запущенные в 2003 г., имели весьма разнообразные компоновки ([www.cubesat.auc.dk](http://www.cubesat.auc.dk)) [9]. Вскоре появились коммерческие предложения. Так, в состав набора готовых элементов CubeSatKit компании «Pumpkin, Inc.» (США, [www.cubesatkit.com](http://www.cubesatkit.com)) входят два варианта реализации корпуса спутника: закрытый и открытый. Голландская компания ISIS ([www.isispace.nl](http://www.isispace.nl)) также предлагает два варианта компоновки спутника: горизонтальную и вертикальную. В обоих случаях масса корпуса, крепежа и монтажных панелей составляет около 200 г.

**Бортовой компьютер** (БК) является центральным элементом — «сердцем» спутника. Его характеристики диктуются целями полета конкретного спутника, а также уровнем развития электронной элементной базы. Ввиду быстрого развития электронной техники решения, использованные первыми разработчиками «CubeSat» в 2001–2003 гг., зачастую уже устарели.

Условия космического пространства предъявляют жесткие требования к выбору элементов БК. Они должны быть устойчивы к действию космической радиации, работать в широком диапазоне температур, иметь достаточно низкое энергопотребление. Для спутников типа «CubeSat» используются промышленные электронные компоненты, более дешевые и менее устойчивые к действию радиации, чем «космические» компоненты, применяемые в традиционных спутниках. При этом промежуточные варианты конструкций создаются на основе еще более дешевых бытовых компонентов.

Двойные и тройные спутники позволяют разработчикам использовать более производительные процессоры. Так, в проекте двойного КА TU Sat [5] используется процессор Intel 80386 для обработки и хранения научной информации и электронной почты. В двойном «CubeSat» Cute-1.7+APD ([directory.eoportal.org/pres\\_CUTE17CubicalTokyoTechEngineeringSatellite17.html](http://directory.eoportal.org/pres_CUTE17CubicalTokyoTechEngineeringSatellite17.html)) в качестве БК используются наладонные компьютеры Hitachi PDA NPD-20JWL. Масса подобных компьютеров (150–200 г) позволяет для повышения надежности даже использовать дублирование БК.

TE17CubicalTokyoTechEngineeringSatellite17.-html) в качестве БК используются наладонные компьютеры Hitachi PDA NPD-20JWL. Масса подобных компьютеров (150–200 г) позволяет для повышения надежности даже использовать дублирование БК.

**Система энергоснабжения.** Как правило, система энергоснабжения «CubeSat» состоит из солнечных батарей, обеспечивающих его энергией на освещенной стороне орбиты, и аккумуляторных батарей, питающих бортовые системы на теневой стороне орбиты (примерно треть времени жизни для большинства «CubeSat») и запасающих энергию солнечных батарей.

Спутники, рассчитанные на краткосрочный полет, используют только аккумуляторные батареи («PolySat» [3], «Libertad» ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php))). В одиночных «CubeSat» используются солнечные элементы различных типов (Si-, GaAs-, а также CIGS-элементы ([www.cubesat.auc.dk](http://www.cubesat.auc.dk)) [9]), размещенные на корпусе спутника. На двойных и тройных «CubeSat» используются также раскрывающиеся панели солнечных батарей ([cubesat.ece.uiuc.edu](http://cubesat.ece.uiuc.edu)).

Наиболее удачными представляются конструкции системы энергоснабжения японских аппаратов серии XI, подробно описанные в [9].

Анализ энергетических бюджетов «CubeSat» показал, что запас энергии на борту одиночного спутника составляет от 1 до 10 Вт ([www.cubesat.auc.dk](http://www.cubesat.auc.dk), [www.raumfahrt.fh-aachen.de/satellite/index.htm](http://www.raumfahrt.fh-aachen.de/satellite/index.htm)), на борту двойного — около 20 Вт ([cubesat.ece.uiuc.edu](http://cubesat.ece.uiuc.edu)). Однако не следует рассматривать эти цифры как предельные для подобных аппаратов. Разработка аккумуляторных батарей идет весьма быстрыми темпами. Достаточно сказать, что более половины всех видов аккумуляторов (в том числе литиево-ионные и литиево-ионно-полимерные) были разработаны после 1990 г. ([en.wikipedia.org/wiki/Rechargeable batteries](http://en.wikipedia.org/wiki/Rechargeable_batteries)). Совершенствование батарей (как аккумуляторных, так и солнечных) позволит увеличить запас энергии на борту и даст возможность таким спутникам решать более серьезные задачи [2].

**Система связи и аппаратура наземной станции слежения.** Бортовая система связи «CubeSat»

осуществляет передачу сигналов радиомаяка, прием команд управления, передачу телеметрической информации и данных, полученных от полезной нагрузки.

Сигнал радиомаяка передается кодом Морзе в диапазоне частот 430 МГц. Для передачи телеметрии и команд, как правило, используется J-режим любительской радиосвязи, то есть для передачи данных со спутника используется диапазон 430 МГц, а для передачи команд на спутник — диапазон 144 МГц ([en.wikipedia.org/wiki/Amateur\\_radio\\_station](http://en.wikipedia.org/wiki/Amateur_radio_station)). Формат принимаемых со спутника данных обычно открыт для широкой публики, что позволяет осуществлять слежение за спутником радиолюбителям по всему миру. Для обмена информацией используется пакетная радиосвязь со скоростью 1200 бит/с ([en.wikipedia.org/wiki/Packet\\_radio](http://en.wikipedia.org/wiki/Packet_radio)). Есть также проекты «CubeSat» с более развитой системой связи, в частности проект TU Sat 1 [5].

В ближайшей перспективе спутники типа «CubeSat» могут быть использованы в качестве элементов сети радиолюбительской связи, в качестве цифровых ретрансляторов и мейлбоксов. Здесь нужно сделать небольшое отступление в область техники любительской радиосвязи.

Мейлбоксами называются узлы сети любительской радиосвязи, позволяющие принимать, хранить, сортировать и пересыпать по заданным радиоадресам электронную корреспонденцию. Если радиолюбитель не может связаться с мейлбоксом напрямую (слишком большое расстояние, малая мощность передатчика, низкое качество антенны), то связь с ним устанавливается через цепочку диджипитеров — цифровых ретрансляторов. В роли диджипитеров активно используются радиолюбительские спутники (например, серии OSCAR). Судя по описанию, японские спутники CUTE-1.7+APD и CUTE-1.7+APD II ([en.wikipedia.org/wiki/Packet\\_radio](http://en.wikipedia.org/wiki/Packet_radio)) обладают многими функциями мейлбоксов и диджипитеров и после отработки платформы возможно использование подобных спутников для любительской радиосвязи.

Оборудование наземной станции слежения, как правило, традиционно для станций пакет-

ной радиосвязи и состоит из компьютера, модема, трансивера ([en.wikipedia.org/wiki/Packet\\_radio](http://en.wikipedia.org/wiki/Packet_radio)) и антенны. Компьютер и модем объединяются в единый блок — так называемый контроллер терминального узла (Terminal Node Controller, [en.wikipedia.org/wiki/Terminal\\_node\\_controller](http://en.wikipedia.org/wiki/Terminal_node_controller)) — ключевой компонент станции пакетной радиосвязи. Антеннами являются две крестообразные антенны типа «волновой канал Яги» (430 МГц/144 МГц) и один плоский рефлектор. Антенные типа «волновой канал Яги» управляется персональным компьютером, используя данные о положении спутника в формате TLE, открытые для публики ([www.space-track.org](http://www.space-track.org)). В проекте [9] для независимого определения положения спутника было разработано программное обеспечение, позволяющее вычислять доплеровский сдвиг частоты, который затем используется для управления антенной.

**Система управления ориентацией и стабилизации (СУОС).** Точность ориентации большинства запущенных к настоящему моменту единичных «CubeSat» невелика и составляет около 10°. Определение ориентации обычно осуществляется с помощью магнитных и солнечных датчиков, для управления чаще всего используются магнитные исполнительные органы (МИО) ([www.cubesat.auc.dk](http://www.cubesat.auc.dk), [en.wikipedia.org/wiki/Canadian\\_Advanced\\_Nanospace\\_eXperiment\\_Program](http://en.wikipedia.org/wiki/Canadian_Advanced_Nanospace_eXperiment_Program)). Однако уже двойным и тройным CubeSat'ам доступен почти весь спектр традиционных для современных СУОС приборов ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)).

Для определения ориентации, как правило, используются цифровые трехосные магнитометры ([www.cubesat.auc.dk](http://www.cubesat.auc.dk), [www.ncube.no](http://www.ncube.no)). В качестве солнечных датчиков могут использоваться солнечные батареи, ток в которых изменяется в зависимости от ориентации относительно Солнца ([www.ncube.no](http://www.ncube.no)) или фотодиоды, размещенные на гранях спутника ([www.cubesat.auc.dk](http://www.cubesat.auc.dk)).

В состав СУОС также входят датчики температуры (термисторы), поскольку характеристики солнечных датчиков существенно зависят от температуры.

Для управления ориентацией «AAU-CubeSat» используются МИО: три катушки, расположенные на взаимно перпендикулярных гранях корпуса спутника. Спутники серии XI используют пассивную стабилизацию по магнитному полю Земли с помощью расположенного на борту постоянного магнита. Для рассеяния энергии колебаний спутника используется гистерезисный демпфер [9].

Спектр датчиков и исполнительных органов, которые можно использовать в составе СУОС, постоянно расширяется. Темпы развития элементной базы можно проиллюстрировать на примере двигателей-маховиков. Если в 2002 г. самые миниатюрные маховики имели массу 0.77 кг и энергопотребление более 3 Вт ([www.dynacon.ca/index.php/product\\_19/ProdID/6.html](http://www.dynacon.ca/index.php/product_19/ProdID/6.html)), и потому не могли использоваться в пикоспутниках, то разработанные в 2007 г. маховики RW-B имеют массу всего 44 г, а максимальное энергопотребление составляет 0.7 Вт ([www.astrofein.com](http://www.astrofein.com)).

На спутнике NCUBE-1 предполагалось использовать систему гравитационной стабилизации: полутораметровая гравитационная штанга являлась одновременно антенной ([www.ncube.no](http://www.ncube.no)). Испытания реактивных двигателей системы ориентации предполагалось провести на двойном спутнике ION [7].

Звездные датчики до сих пор не использовались на «CubeSat». Высокая точность определения ориентации пока не востребована в подобных спутниках, к тому же отсутствуют готовые приборы, подходящие по массогабаритным и энергетическим характеристикам. Самостоятельная же разработка датчиков представляет собой задачу, по сложности сравнимую с разработкой всего спутника. Однако в качестве полезной нагрузки звездные датчики используются на канадских «Can-X» ([en.wikipedia.org/wiki/Canadian\\_Advanced\\_Nanospace\\_Experiment\\_Program](http://en.wikipedia.org/wiki/Canadian_Advanced_Nanospace_Experiment_Program)).

Датчики угловых скоростей (ДУС) рассматриваются многими разработчиками как весьма перспективные благодаря их малой массе, габаритам и низкому энергопотреблению. Однако необходимость принимать меры по коррекции

дрейфа показаний подобных датчиков усложняет конструкцию СУОС, и до сих пор ДУСы используются редко ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)).

Для определения положения спутника на орбите в настоящее время все чаще используются приемники системы GPS. Впервые, по-видимому, подобные устройства успешно использовались на колумбийском «Libertad-1» ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)).

**Обеспечение теплового режима.** Большинство проектов «CubeSat» используют пассивные способы управления тепловым режимом (специальные облицовка, окраска). Внешние элементы спутника подвергаются тепловым воздействиям в диапазоне температур от  $-120^{\circ}\text{C}$  до  $+100^{\circ}\text{C}$  при переходе с теневой стороны орбиты на освещенную, причем скачок температуры происходит в течение нескольких минут ([www.raumfahrt.fh-aachen.de/satellite/index.htm](http://www.raumfahrt.fh-aachen.de/satellite/index.htm)). Такой перепад температур может привести к сбоям в работе или выходу из строя бортовой аппаратуры.

Согласно данным ([www.raumfahrt.fh-aachen.de/satellite/index.htm](http://www.raumfahrt.fh-aachen.de/satellite/index.htm)) внутри спутника температура изменяется не так резко: от  $-20$  до  $+20^{\circ}\text{C}$ . Основные электронные компоненты, отвечающие промышленным стандартам, способны работать в диапазоне температур от  $-40$  до  $+85^{\circ}\text{C}$ . Известно, однако, что ряд «CubeSat» имели проблемы с работой аккумуляторов (см. табл. 2). Дело в том, что температурный диапазон нормальной работы современных литиево-полимерных аккумуляторов составляет от 0 до  $+60^{\circ}\text{C}$ . Анализ ([www.raumfahrt.fh-aachen.de/satellite/index.htm](http://www.raumfahrt.fh-aachen.de/satellite/index.htm)) показал, что на теневой стороне орбиты температура батарей будет падать ниже этого предела, если использовать только пассивные методы обеспечения теплового режима. Другим уязвимым местом может стать аппаратура полезной нагрузки ([cubesat.ece.uiuc.edu](http://cubesat.ece.uiuc.edu)).

Поскольку возможности активного управления температурой на борту «CubeSat» (особенно одиночного) весьма ограничены, выходом из ситуации является разработка такой компоновки, при которой батареи будут «подогрев-

ваться» теплом от других элементов спутника. Образцами успешных компоновок могут служить японские XI-IV, XI-V и CUTE-I [9], успешно проработавшие на орбите в течение нескольких лет.

## **НАЗЕМНАЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА**

Разработчики «CubeSat» проводят наземное тестирование спутника в целом и отдельных его систем. Как правило, обязательными являются термовакуумные, вибрационные и радиационные испытания [9].

В ходе радиационных испытаний критические узлы спутника подвергаются воздействию дозы радиации, эквивалентной годичному пребыванию на орбите ([www.studentspace.aau.dk/publications/RAST2003.pdf](http://www.studentspace.aau.dk/publications/RAST2003.pdf)). Подобные испытания спутника XI-IV позволили выбрать наиболее радиационно устойчивый вариант конструкции БК [9].

Вибрационные испытания проводятся как для отдельных узлов, так и для спутника в целом, помещенного в стартовый контейнер P-POD ([cubesat.ece.uiuc.edu](http://cubesat.ece.uiuc.edu)).

Кроме этого, при создании XI-IV проводились испытания системы связи: приемник и передатчик размещались на метеорологическом зонде, поднимавшемся до высоты 400 км. Этот спутник прошел также тепловые испытания (равномерным нагревом в печи) для изучения диапазонов температур, в которых его элементы сохраняют работоспособность [9].

## **НАДЕЖНОСТЬ**

На одиночных «CubeSat» в настоящее время затруднительно реализовать полноценную систему резервирования (с голосованием, дублированием и т.п.). В частности, реализация системы резервирования с голосованием затруднена из-за того, что для проверки работы какого-либо модуля необходим аналогичный модуль, собранный из компонентов, протестировавшихся в космических условиях, в то время как основные электронные компоненты многих «CubeSat» подобного тестирования не проходили.

Тем не менее, в ряде спутников используется дублирование критических узлов. Так, в одиночном спутнике RINCON 1 (погиб при аварии РН «Днепр») основная схема передатчика была продублирована маломощным радиомаяком, который должен был использоваться в случае отказа основной системы ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)). В одиночном CSTB-1 («CubeSat Testbed 1») разработки компании Boeing также использовалось частичное дублирование в системе связи ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)). В двойном Cute 1.7+APD использовалось дублирование БК ([http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cute1.7/cute1.7-1/index\\_e.html](http://lss.mes.titech.ac.jp/ssp/cute1.7/cute1.7-1/index_e.html)).

В спутниках XI-IV, XI-V реализована система из трех цепей питания с перекрестной проверкой [9]. Нормальная работа этих спутников возможна в случае отказа одной из трех цепей питания. Даже в случае остановки БК система связи способна принимать команды и посыпать сигналы радиомаяка. Возможности отказов в работе питания системы связи сводятся к минимуму с помощью схемы обхода, обеспечивающей снабжение энергией непосредственно от аккумуляторных батарей. Такая система весьма экономна в использовании ресурсов спутника и доказала свою надежность, успешно проработав на орбите более трех лет.

## **ВЫВОДЫ**

Ряд вопросов функционирования спутников типа «CubeSat» нуждается в дополнительном исследовании. Это относится, в частности, к анализу температурного поля внутри спутника. Нарушение теплового режима аккумуляторных батарей, возникающее вследствие неточности определения температурного поля, послужило причиной аварии ряда спутников ([mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php](http://mtech.dk/thomsen/space/cubesat.php)). В ряде случаев результаты, полученные для традиционных спутников, без должного обоснования переносились на малые спутники. Это показали, в частности, эксперименты по развертыванию тросовых систем. Схема развертывания, заимствованная у подобных систем с большой массой концевых тел [4], по-видимому, не подходит для использо-

вания на малых спутниках, поскольку не учитывает существенных особенностей развертывания в этом случае (низкого натяжения троса внешними силами, наличия в нем остаточных напряжений, необходимости стабилизации движения концевых тел) [1]. С другой стороны, «CubeSat» представляют собой прекрасный полигон для проведения экспериментов, а образовательная направленность создания подобных спутников позволяет исследовать проблемные вопросы широким кругом специалистов. В частности, в Дании проводятся конкурсы, посвященные исследованию определенных вопросов создания спутника, разработке конкретных узлов и систем ([www.dtusat.dtu.dk](http://www.dtusat.dtu.dk)).

Характерной чертой успешных проектов «CubeSat» является монофункциональность — нацеленность проекта на проведение единственного эксперимента. Удачными, как правило, становились проекты, разработка которых являлась частью программы, ведущей от простого к сложному: от апробации бортовых систем спутника и аппаратуры наземной станции к проведению простых экспериментов с постепенным их развитием. Примерами подобных успехов являются японские спутники серии XI [9] и спутники, разрабатываемые в рамках Датской программы по созданию малых спутников ([www.studentspace.aau.dk/program.html](http://www.studentspace.aau.dk/program.html)). Проекты, рассчитанные на проведение нескольких экспериментов без предварительного тестирования аппаратуры в условиях космоса, как правило, терпели неудачу.

Нередко подобные спутники называют «университетскими» или «молодежными». Опыт создания микроспутников, однако, показывает, что из университетских лабораторий могут вырасти компании, подобные британской SSTL ([www.sstl.co.uk](http://www.sstl.co.uk)). В настоящее время эта компания имеет за плечами около трех десятков успешных запусков спутников, а также несколько разработанных спутниковых платформ с высокоточной системой ориентации. Приближение стоимости разработки спутника к цене автомобиля или крупной бытовой техники позволяет участвовать на рынке космических услуг небольшим фирмам и творческим коллективам. В

то же время стремление успеть за быстро развивающимся рынком электронных техники, дешевая натурная отработка перспективных технологий определяет интерес к миниатюрным спутникам со стороны крупных компаний.

Еще десять лет назад для обучения молодых специалистов и апробации перспективных технологий использовались микроспутники ([centaur.sstl.co.uk/SSHP/](http://centaur.sstl.co.uk/SSHP/)). Теперь эту роль выполняют пико- и наноспутники, а микроспутники активно используются в коммерческих целях ([www.sstl.co.uk](http://www.sstl.co.uk)). Развитие электронной техники, быстрое совершенствование таких технологий, как мобильная связь, цифровая фото- и видеотехника, создание аккумуляторных батарей, устройств MEMS и NEMS (микро- и наноэлектронно-механических устройств соответственно) позволяют надеяться на то, что в ближайшее десятилетие пико- и наноспутники смогут выполнять гораздо более широкий круг задач.

Создание и использование миниатюрных спутников массой от 1 до 10 кг особенно актуально для Украины, которая имеет большой потенциал в области запуска космических аппаратов. Это позволило бы Украине в промежутках между реализацией больших и дорогостоящих проектов проводить космические исследования при сравнительно небольших финансовых затратах.

1. Пироженко А. В., Храмов Д. А. Схема развертывания малой космической тросовой системы // Вісник Дніпропетровського ун-ту. Ракетно-космічна техніка. — 2007. — № 9/2. — С. 198–204.
2. Chan C. K. et al. High-performance lithium battery anodes using silicon nanowires // Nature Nanotechnology. — 2008. — N 3. — P. 31–35.
3. Heidt H., et al. CubeSat: A new Generation of Pico-satellite for Education and Industry Low-Cost Space Experimentation // 14 Annual/USU Conference on Small Satellites, Logan, Utah, 14, August 21–24, 2000. — Logan, 2000. — SSC00-V-5. — 19 p.
4. Hoyt R., et al. The RETRIEVE microsatellite tether deorbit experiment // AIAA Paper. — 2002. — N 3893.
5. Oehrig J. H., et al. TU Sat 1 — An Innovative Low-Cost Communications Satellite // 15<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites Logan, Utah, August 13–16, 2001. — Logan, 2001. — SSC01-VIIb-4. — 15 p.
6. Puig-Suari J., Turner C., Twiggs R. J. CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for

Eighteen Different Satellite Customers on One Launch //  
15<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites,  
Logan, Utah, August 13–16, 2001. — Logan, 2001. —  
SSC01-VIIIB-5.

7. Rysanek F., et al. MicroVacuum Arc Thruster Design for a CubeSat Class Satellite // 16<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites Logan, Utah, August 12–15, 2002. — Logan, 2002. — SSC02-I-2.
8. Steyskal H., et al. Pattern synthesis for TechSat21 — a distributed spacebased radarsystem //Aerospace Conference. IEEE Proceedings. — 2001. — V. 2. — P. 725–732.
9. Tsuda Y., et al. University of Tokyo's CubeSat Project — Its Educational and Technological Significance // 15<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites Logan, Utah, August 13–16, 2001. — Logan, 2001. — SSC01-VIIIB-7. — 8 p.

*Поступила в редакцию 24.10.08*

D. A. Khramov

#### MINIATURIZED SATELLITES OF CUBESAT STANDARD

CubeSat standard enables the capability to create miniaturized satellites with mass of 1–3 kg for a short time span (1–2 years) and rather small financial resources. CubeSats are being developed in tens educational centers and innovative companies worldwide. Most of similar satellites are developed in the educational purposes, however their scope extends constantly. Fast development of element base gives hope for possible commercial application of these satellites within the proximal decade. Development of similar satellites is especially actual in Ukraine which has a large potential in the field of satellite launches. This would allow one to realize space exploration at rather small costs in intervals between implementation of large projects.

УДК 528.8.04: 551.4

**В. І. Лялько, О. І. Сахацький, З. М. Шпортюк, О. М. Сибірцева**

Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук НАН України, Київ

## КОРИГУВАННЯ ВПЛИВУ АТМОСФЕРИ НА ГІПЕРСПЕКТРАЛЬНІ ДАНІ СЕНСОРА ЕО-1 «HYPERION» ПРИ ОБЧИСЛЕННІ ПОЗИЦІЇ ЧЕРВОНОГО КРАЮ

Досліжено вплив атмосферної корекції даних сенсора «Hyperion» за допомогою методу віднімання темного об'єкта на величину позиції червоного краю спектрів відбиття. Проведено зіставлення REP-зображення, побудованих за даними без атмосферної корекції та після проведення атмосферної корекції з подальшою класифікацією зображень, щоб оцінити, чи поліпшує атмосферна корекція розділення різновидів наземного покриву при картуванні з використанням позиції червоного краю. Встановлено, що використання атмосферно коригованих даних показало збільшення контрастів в значеннях REP, поліпшення розділення різновидів наземного покриву і точності картування.

### ВСТУП

Одним із пріоритетних напрямків досліджень в Європі за програмою глобального моніторингу довкілля та безпеки (GMES) є картування та моніторинг землекористування і наземного покриву, зокрема рослинного. Своєчасна і надійна інформація про стан наземного рослинного покриву необхідна як для потреб лісового та сільського господарства, так і для оцінки стану довкілля, яке зазнає неперервних змін через техногенні, соціоекономічні та кліматичні процеси.

Дистанційне зондування Землі (ДЗЗ) за допомогою супутниковых гіперспектральних сенсорів є відповідним інструментом для тривалого моніторингу рослинного покриву величезних за площею територій, таких як Європа, навіть у важкодоступних та небезпечних для життя людини районах (гірські масиви, зона відчуження ЧАЕС).

Однак, щоб повністю реалізувати потенціал супутниковых спектральних даних для аналізу змін наземного покриву, необхідно конвертувати вихідні дані сенсора до величин, незалежних від атмосферних умов, тобто до величин назем-

ного відбиття. Така конвертація може бути виконана при атмосферній корекції даних, щоб обчислити співвідношення між спектральною яскравістю і коефіцієнтом відбиття наземного покриву.

У порівнянні з традиційними багатоканальними сенсорами супутникові гіперспектральний сенсори, у яких щонайменше п'ять спектральних каналів припадає на зону червоного краю (670–780 нм), мають найкращий потенціал для дослідження рослинного покриву. Як відомо [12, 14], спектри відбиття рослин в зоні червоного краю характеризуються стрімким зростанням. Швидкість зростання залежить від виду рослинного покриву, що дає можливість використовувати цю властивість для його класифікації. Особливу роль тут відіграє довжина хвилі, на якій швидкість зміни спектру відбиття максимальна. Ця точка називається позицією червоного краю, надалі REP (the red edge position) і належить до множини вегетаційних індексів червоного краю, які можна визначати попіксельно за гіперспектральними даними.

За даними наукових досліджень [3–6, 10, 19] REP є індикатором стану рослинності і може слугувати показником здоров'я рослинних угруповань. Вегетаційні стреси різної природи, які призводять до зменшення вмісту хлорофілу,

проявляються у спектрах відбиття рослин зсувами *REP* до коротких довжин хвиль — «голубий» зсув. Голубий зсув *REP* — це універсальний відгук на вегетаційний стрес, який може бути спричинений хворобами рослин та несприятливими екологічними умовами.

Зсув *REP* у спектрах відбиття рослинного покриву в довгохвильовому напрямку («червоний» зсув) виникає із збільшенням вмісту хлорофілу в рослинах на різних фенологічних стадіях їхнього розвитку від початку вегетаційного росту до цвітіння. Можливість ідентифікації видів рослинних спільнот за величиною *REP* та зміни *REP* внаслідок геохімічних стресів, забруднення довкілля, пошкодження рослин шкідниками та внаслідок аварій, захворювання, — свідчать про потенційну можливість використання *REP* для аналізу стану рослинного покриву Землі за даними гіперспектральної космозйомки.

Великою перевагою гіперспектральних даних є те, що вони дають можливість попіксельного обчислення *REP* (при наявності відповідної методики) для космознімка конкретної території і побудови *REP*-зображень рослинного покриву цієї території. Класифікація таких зображень дасть можливість виявляти «голубі» та «червоні» зсуви *REP* і таким чином здійснювати аналіз рослинного покриву Землі у регіональному або глобальному масштабах.

Мета даної роботи — дослідження впливу атмосферної корекції спектральних даних сенсора «Hyperion» методом віднімання темного елемента (DOS — Dark Object Subtraction) [7, 11, 16] на величину *REP* за даними гіперспектральної зйомки конкретної території, побудова і використання *REP*-зображень цієї території з подальшою класифікацією наземного покриву і оцінкою результатів класифікації.

Гіперспектральні дані сенсора «Hyperion» використано, щоб дослідити вплив атмосферної корекції методом віднімання темного об'єкта на величину позиції червоного краю спектрів відбиття. Встановлено, що простий метод атмосферної корекції яскравості зображення, який полягає в усуненні дифузного члена, адитивного до складової прямого сонячного освітлення земної поверхні в кожному спектральному ка-

налі сенсора, розширює діапазон значень *REP* і покращує розділення деяких класів, зокрема зникає часткове змішування значень *REP* для водної поверхні і поверхні з рослинним покриттям. Це покращує результати класифікації наземного покриву і може бути використано при автоматизації методів класифікації зображень.

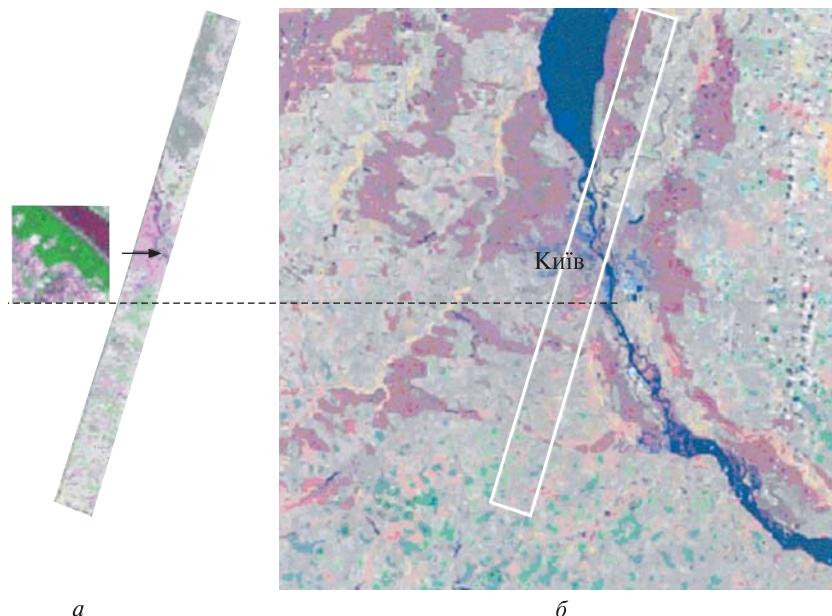
Крім того, усунення адитивної складової спектральної яскравості є необхідною умовою переходу від якісних до кількісних методів класифікації даних космознімання, яка є одним із основних етапів при аналізі змін стану наземного покриву.

## **ДЖЕРЕЛО ДАНИХ І МЕТОДИ**

«Hyperion» — перший в світі гіперспектральний відеоспектрометр на борту супутника EO-1, запущеного NASA 21 березня 2000 р. [17]. Він має 220 спектральних каналів в діапазоні від 400 до 2500 нм. Спектральна розрізненість його каналів в оптичному та близькому інфрачервоному (NIR) діапазонах становить 10 нм, а просторова розрізненість — 30 м для всіх каналів. Стандартної сцени зйомки має ширину 7.7 км і довжину 42 км. Висота його орбіти — 705 км, як і в «Landsat-7».

Із запуском на орбіту гіперспектрального супутникового сенсора реальною стала можливість отримання даних дистанційного зондування Землі високої спектральної розрізненості в області червоного краю (660—780 нм) спектрів відбиття рослинного покриву та використання цих даних для класифікації та аналізу змін стану рослинності на основі попіксельного обчислення позиції червоного краю *REP* та нормалізованого різницевого вегетаційного індексу *NDVI*. Побудова зображень цих індексів за космознімком конкретної території відкриває нові можливості для розрізnenня, ідентифікації, картування, моніторингу та аналізу змін стану рослинного покриву Землі.

Основою для методики аналізу стану рослинного покриву через дослідження індексів червоного краю його спектрів відбиття є спектральні властивості рослинного покриву в цій області, встановлені на основі даних лабораторних,



**Рис. 1.** Синтезовані зображення в межах Київського регіону: *а* — знімок EO-1 «Hyperion» (14.09.2002 р., синтез каналів 20, 30 та 40), *б* — знімок «Landsat ETM» (14.09.2001, синтез каналів 2, 4, 5). Білий прямокутник на знімку «Landsat ETM» вказує на розташування знімка «Hyperion». Фрагмент знімка EO-1 «Hyperion» вказує на ділянку детальних досліджень в межах загальної сцени

польових наземних, аерогіперспектральних та супутникових зйомок [1, 2, 5, 6, 9, 15, 20, 22, 23].

Зображення EO-1 «Hyperion» від 14 вересня 2002 р., використане в цьому дослідженні, має номер EO1H1810252002244110PZ. Дані рівня 1 конвертовано до формату ERDAS Imagine за допомогою програми ENVI. На рис. 1 наведено зображення «Hyperion» досліджуваної території Києва та області. Ширина сцени приблизно 7.5 км, довжина — 94 км. Досліджувана територія розташована вздовж смуги, центральна лінія якої на півдні починається з точки 30°21'35" с. д. та 50°01'05" пн. ш., і закінчується на півночі в точці 30°43'00" с. д. та 50°50'20" пн. ш. У межах сцени для дослідження відбивних характеристик та вегетаційних індексів певних видів земного покриву виділено квадратну ділянку (рис. 1, *a*) для аналізу діапазонів змін вегетаційних індексів за даними «Hyperion» для основних різновидів рослинного покриву та земної поверхні.

Щоб перейти від даних рівня 1R (радіометрично кориговані за показами сенсора — the radiance at sensor) до коефіцієнтів відбиття земної поверхні, використаємо метод віднімання яскравості найтемнішого об'єкта сцени [7, 11]. Цей метод значно спрощує процедуру атмосферної корекції. Він не бере до уваги члени розсіяної і спадної іrrадіації [16], залежність оптич-

ної товщини атмосфери від довжини хвилі, кут спостереження сенсора і зенітний кут Сонця на час знімання. Але, як показано в роботі [11], навіть така спрощена атмосферна корекція гіперспектральних даних аеровідеоспектрометра CASI дозволяє покращити результати літологоїчного картування, використовуючи тільки дані сцени.

В нашому дослідженні ми не розглядаємо будь-які моделі атмосферної корекції чи їхнє можливе покращення. Наша мета — вияснити вплив спрощеного методу атмосферної корекції (DOS) на величину REP та нормалізованих різницевих індексів.

Згідно з моделлю Ламберта [8, 18, 21] освітлення поверхні тест-ділянки формується в основному із двох складових — прямого та дифузного сонячного світла. Дифузна складова за певних умов може бути потрактована як сталий адитивний член до прямого сонячного освітлення [7].

Якщо у сцені зображення є темні (затінені) піксели, на яких вклад прямого сонячного освітлення близький до нуля, їх можна використати для атмосферної корекції зображення. В методі DOS значення спектральної яскравості найтемнішого об'єкта сцени, практично мінімальне значення показів сенсора  $DN_{min}$  в кожному каналі приймається за величину адитивної

дифузної складової спектру, яка віднімається від показів сенсора в кожному каналі для кожного пікселя сцени.

Дослідимо вплив спрощеного методу атмосферної корекції гіперспектральних даних сенсора «Hyperion» на величину  $REP$  за наявними даними гіперспектральної зйомки Києва та області від 14 вересня 2002 р. За найтемніший об'єкт сцени вибрано водну поверхню Дніпра.

На рис. 2, *a* наведено зразки спектрів основних класів земного покриву тест-ділянки 3. Зauważимо, що по вертикальній осі відкладено значення  $DN$  спектральної яскравості — некалібровані покази сенсора. Візуальне зіставлення спектрів з пікселів, вибраних як навчальні дані, показує значні варіації серед зразків. Ці варіації  $\epsilon$ , зокрема, важливими і значними в каналах області червоного краю спектру між мінімумом абсорбції (приблизно 670 нм) та максимумом в *NIR* (приблизно 800 нм). Ця область спектру є найбільш важливою при дослідженії рослинного покриву. Особливо яскраво різницю в спектрах можна побачити, якщо розглянути значення спектральної яскравості в каналах зони червоного краю (670–760 нм) та *NIR* (рис. 2, *b*).

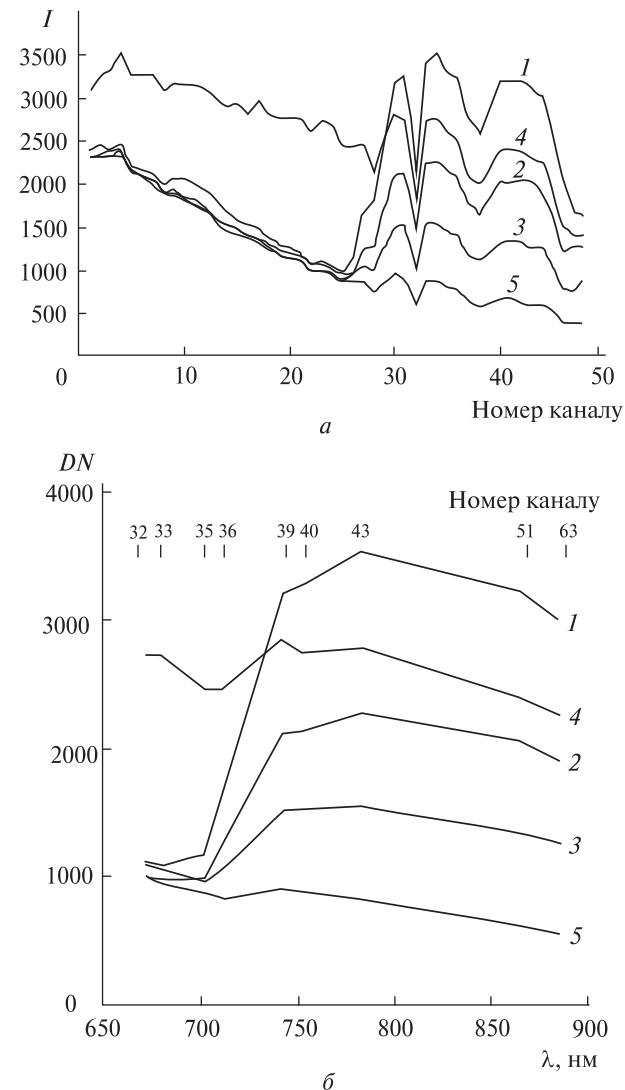
Із рис. 2 видно, що водна поверхня має найнижчу яскравість в області червоного краю. Згідно з методом віднімання темного об'єкта [7, 18] атмосферна корекція даних рівня 1 в оптичному та *NIR*-діапазоні сенсора «Hyperion» здійснюється для кожного піксела за формулами

$$L_{ik} = L_i - L_{i\min} = \frac{DN_i - DN_{i\min}}{40}. \quad (1)$$

Тут  $L_{ik}$ ,  $L_{i\min}$  — кориговані та некориговані значення щільності спектральної яскравості ( $\text{Вт}\cdot\text{м}^{-2}\text{ср}^{-1}\text{мкм}^{-1}$ ) піксела в  $i$ -му каналі,  $L_{i\min}$  — мінімальне значення в  $i$ -му каналі,  $DN_i$  — радіометрично некалібровані значення щільності спектральної яскравості піксела в  $i$ -му каналі (за показами сенсора),  $DN_{i\min}$  — мінімальні значення в  $i$ -му каналі за показами сенсора.

Коефіцієнт  $R_{ip}$  планетарного відбиття (поверхня + атмосфера) визначається за формулою [13]

$$R_{ip} = \frac{\pi L_i d^2}{E_{si} \cos \theta}, \quad (2)$$



**Рис. 2.** Спектральні профілі основних класів земного покриву (*a*) та фрагмент варіацій  $DN$ -спектрів основних класів земного покриву в каналах областей червоного краю та *NIR* (*b*): 1 — трава, 2 — деревостани паркової зони, 3 — дорога, 4 — будівля, 5 — водна поверхня р. Дніпро

де  $E_{si}$  — сонячний потік ( $\text{Вт}\text{м}^{-2}\text{мкм}^{-1}$ ) в  $i$ -му каналі,  $\theta$  — зенітний кут Сонця,  $d$  — віддаль Земля — Сонце в астрономічних одиницях. Відповідно коефіцієнт відбиття лише земною поверхнею визначається формулою

$$R_i = \frac{\pi L_{ik} d^2}{E_{si} \cos \theta}. \quad (3)$$

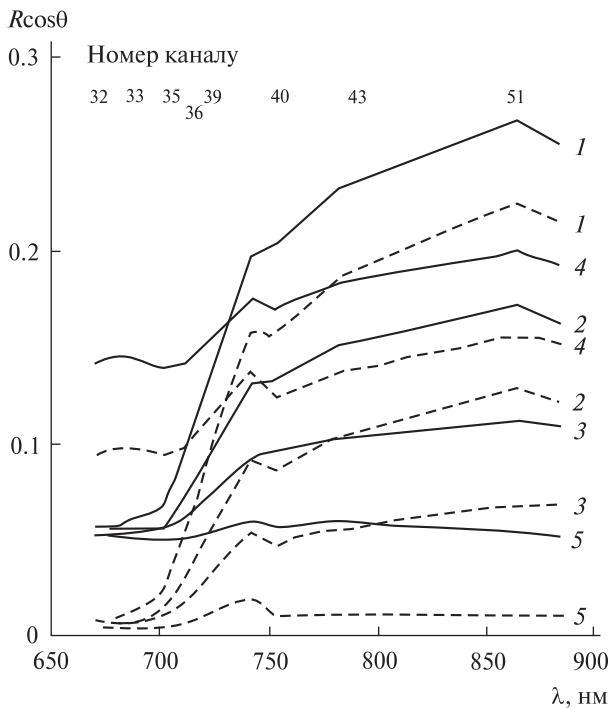


Рис. 3. Коефіцієнти відбиття основних класів наземного покриву (див. рис. 2): суцільні лінії —  $R_{in}$ , штрихові —  $R_i$

Таблиця 1. Канали сенсора «Hyperion», які використовуються для обчислення індексів червоного краю

Номер каналу сенсора «Hyperion»	$\lambda_0$ , нм	Індекси червоного краю
32	671.02	$REP = 701.55 + 40.7 \frac{\bar{R} - R_{35}}{R_{39} - R_{35}}$
35	701.55	
39	742.25	$\bar{R} = \frac{R_{32} + R_{43}}{2}$
43	782.95	
32	671.02	$NDVI = \frac{R_{51} - R_{32}}{R_{51} + R_{32}}$
51	864.35	
36	711.72	$mNDVI = \frac{R_{40} - R_{36}}{R_{40} + R_{36}}$
40	752.43	

Значення  $E_{si}$  для каналів сенсора «Hyperion» бралися із сайту <http://eo1.vsgs.gov/Hyperion/Irradiances.htm>.

Значення коефіцієнтів планетарного та наземного відбиття п'яти основних класів земного покриву (див. рис. 2), обчислені за формулами (2) і (3), наведені на рис. 3. Видно, що атмосфер-

на корекція змінює абсолютні значення коефіцієнтів в залежності від довжини хвилі, що призводить до зміни нахилу спектральної кривої наземного відбиття в порівнянні з нахилом кривої планетарного відбиття. Крім того, коефіцієнти наземного відбиття наведених на рис. 2 різновидів наземного покриву мають менші значення в порівнянні з відповідними коефіцієнтами планетарного відбиття.

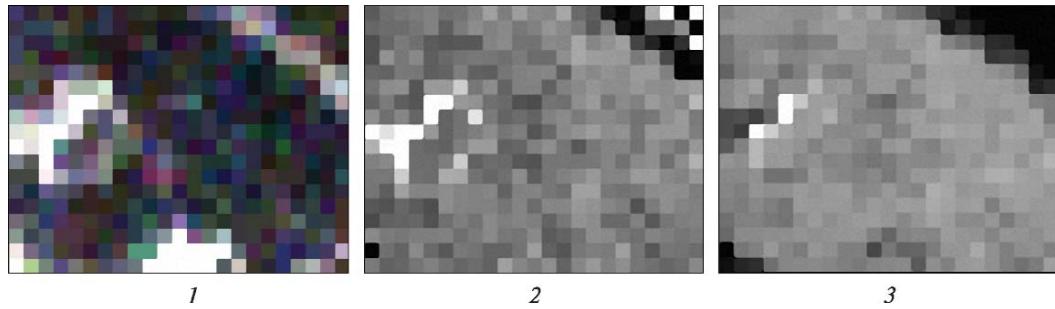
#### ПОБУДОВА REP-, NDVI- ТА mNDVI-ЗОБРАЖЕНЬ ЗА ДАНИМИ СЕНСОРА «HYPERION»

Побудову REP-, NDVI- та mNDVI-зображень [1, 2] фрагмента розміром 23×18 пікселів зображення ділянки, наведено на рис. 4, здійснено на основі попіксельного обчислення індексів за формулами, наведеними в табл. 1. Обчислення проведено для двох множин даних: для коефіцієнтів планетарного відбиття (без атмосферної корекції) та коефіцієнтів наземного відбиття, отриманих шляхом атмосферної корекції даних методом DOS.

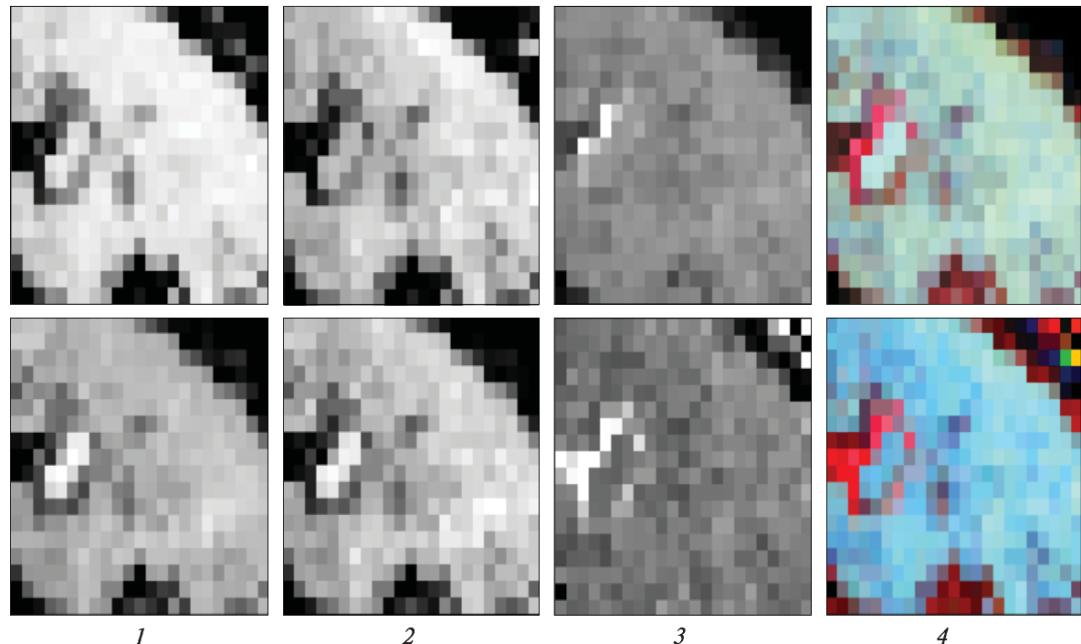
Зображення REP-, NDVI- та mNDVI-індексів фрагмента ділянки за значеннями коефіцієнтів наземного відбиття та синтезоване (REP, NDVI та mNDVI) зображення, яке використовується при класифікації земного покриву, наведено на рис. 5 (верхній ряд). На рис. 5 (нижній ряд) наведено аналогічні зображення, побудовані за значеннями коефіцієнтів планетарного відбиття.

В табл. 2 наведено значення вегетаційних індексів червоного краю, обчислені за коефіцієнтами планетарного відбиття (без атмосферної корекції даних) та наземного відбиття (з атмосферною корекцією даних) для зразків спектрів основних класів наземного покриву, зображених на рис. 2.

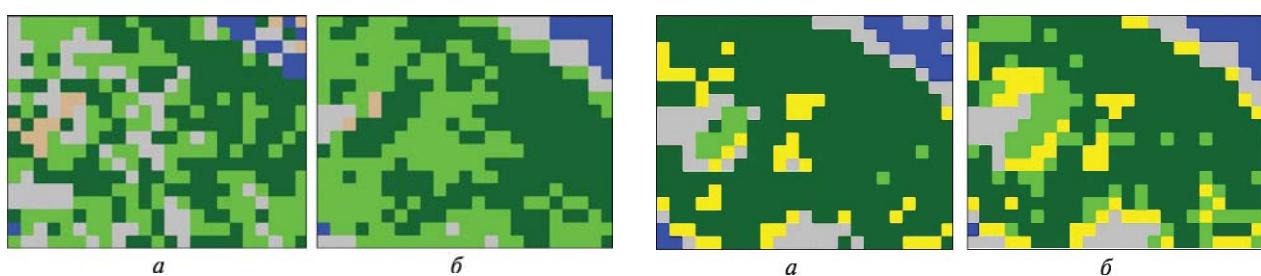
Зіставлення коригованих та не коригованих значень REP показало зменшення значень REP для трави, деревостанів паркової зони, водної поверхні, будівель і дорог із відповідними значеннями, обчисленими за коефіцієнтами планетарного відбиття. Некориговані значення різницевих вегетаційних індексів mNDVI і NDVI мають однакові тенденції і добру контрастність для наведених класів наземного покриву: найменші значення — для води, най-



**Рис. 4.** Зображення фрагмента ділянки із 414 пікселів (див. рис.1): 1 — у синтезованих кольорах, 2 — REP-зображення, не скориговані за атмосферний вплив, 3 — зображення за атмосферно коригованими даними (метод DOS)



**Рис. 5.** Зображення індексів фрагмента ділянки 3: 1 —  $NDVI$ -зображення, 2 —  $mNDVI$  -зображення, 3 — REP-зображення, 4 — синтезоване зображення з використанням  $NDVI$ -,  $mNDVI$ - та REP-зображень. Верхній ряд — за коригованими даними, нижній ряд — за некоригованими даними



**Рис. 6.** Класифіковані REP-зображення фрагмента ділянки із 414 пікселів: а — за некоригованими даними, б — за даними, коригованими методом DOS. Умовні позначення: деревостані паркової зони — темно-зелений, трав'яниста рослинність — зелений, техногенні споруди та деревостані паркової зони — сірий, техногенні споруди — коричневий, водна поверхня — синій

**Рис. 7.** Результати класифікації тришарових зображень фрагмента ділянки із 414 пікселів з використанням  $NDVI$ -,  $mNDVI$ - та REP-зображень: а — некориговані дані; б — DOS-кориговані дані. Умовні позначення: світло-зелений — переважно трав'яниста рослинність, темно-зелений — переважно листяна деревинна рослинність, жовтий — змішані пікселі, які включають техногенні споруди та деревинну рослинність, сірий — техногенні споруди (будівлі та дороги і площи з асфальтовим та бетонним покриттям), синій — водна поверхня

більші — для трави. Обчислені за коригованими даними значення  $NDVI$  змінюють свою тенденцію: найменше значення ( $NDVI = 0.255$ ) — для будівлі, а найбільше ( $NDVI = 0.946$ ) — для деревостанів паркової зони, а не для трави. Щодо контрастів значень  $NDVI$  та  $mNDVI$  для різновидів наземного покриву то атмосферна корекція зменшила їх для трави і деревостанів порівняно із не коригованими відповідними значеннями.

У табл. 3 наведено значення  $REP$  для п'яти основних класів земного покриву, вибраних за наземними даними для фрагмента із 414 пікселів (рис. 4) зображення дослідної ділянки, на основі даних, обчислених для побудови  $REP$ -зображення за атмосферно-коригованими і не коригованими даними (фрагменти 3 на рис. 5).

Видно, що кориговані середні значення  $REP$  для різних класів покриву сильно відрізняються: для трави  $REP = 724.45$  нм, для води  $REP = 708.00$  нм, але некориговані значення майже збігаються.

Таким чином, наведений спрощений метод атмосферної корекції даних сенсора «Hyperion»,

який не враховує залежність оптичної товщини атмосфери від довжини хвилі, збільшує контрасти  $REP$  між різновидами покриву, зменшує перекриття класів, що визначаються за значеннями  $REP$ , і покращує їхню класифікацію.

### РЕЗУЛЬТАТИ АВТОМАТИЗОВАНОЇ КЛАСИФІКАЦІЇ $REP$ -ЗОБРАЖЕННЯ ТЕСТ-ДІЛЯНКИ

Класифікацію наведених на рис. 4  $REP$ -зображені фрагментів ділянки із 414 пікселів здійснено методом класифікації без навчання за допомогою програмних продуктів ERDAS IMAGINE. Класифіковані  $REP$ -зображення фрагмента наведено на рис. 6.

За результатами класифікації проведено зіставлення значень  $REP$  для п'яти основних класів земного покриву: 1 — деревостани паркової зони, 2 — трав'яниста рослинність, 3 — змішані пікселі — техногенні споруди та деревостани паркової зони, 4 — техногенні споруди, 5 — вода на поверхня річки Дніпро.

У табл. 4 наведено значення  $REP$  для п'яти основних класів земного покриву, вибраних за на-

**Таблиця 2. Кориговані та некориговані значення вегетаційних індексів основних класів наземного покриву, наведених на рис. 3**

Клас покриву	$REP$ , нм		$mNDVI$		$NDVI$	
	некориговані	кориговані	некориговані	кориговані	некориговані	кориговані
1. Трава	726.10	724.34	0.358	0.497	0.646	0.920
2. Древостани паркової зони	726.26	723.28	0.290	0.487	0.535	0.946
3. Дорога	727.33	721.55	0.219	0.467	0.329	0.791
4. Будівлі	727.78	721.80	0.093	0.115	0.170	0.255
5. Водна поверхня р. Дніпро	725.28	709.56	0.068	0.216	0.022	0.514

**Таблиця 3. Значення  $REP$  для різних класів земного покриву на ділянці 414 пікселів за атмосферно коригованими і не коригованими даними сенсора «Hyperion»**

Клас покриву	$REP_{min}$ , нм	$REP_{max}$ , нм	$\overline{REP}$ , нм	$REP_{min}$ , нм	$REP_{max}$ , нм	$\overline{REP}$ , нм
	некориговані			кориговані		
1. Трава	725.47	731.54	726.92	723.49	727.04	724.45
2. Древостани паркової зони	719.94	728.97	726.92	716.30	726.40	723.44
3. Дорога	718.24	745.80	728.10	709.34	737.37	721.68
4. Будівлі	720.35	727.78	726.09	711.66	723.04	719.99
5. Водна поверхня р. Дніпро	717.30	739.84	724.99	696.42	717.00	708.00

земними даними для фрагмента із 414 пікселів (рис. 4, I) зображення дослідної ділянки, на основі даних, обчислених для побудови *REP*-зображень за некоригованими (рис. 4, 3) і коригованими методом DOS (рис. 4, I) даними.

## РЕЗУЛЬТАТИ КЛАСИФІКАЦІЇ ТРИШАРОВИХ ЗОБРАЖЕНЬ МЕТОДОМ МІНІМАЛЬНОЇ ВІДДАЛІ ДО СЕРЕДНЬОГО

Результати класифікації тришарового зображення методом мінімальної віддалі до середнього показують кращу класифікацію трав'янистої

**Таблиця 4. Значення *REP* для різних класів земного покриву на ділянці 414 пікселів за атмосферно коригованими і не коригованими даними сенсора «Hyperion»**

Клас покриву	<i>REP</i> <sub>min</sub> , нм	<i>REP</i> <sub>max</sub> , нм	<i>REP</i> <sub>min</sub> , нм	<i>REP</i> <sub>max</sub> , нм
	некориговані	DOS-кориговані		
1. Деревостани паркової зони	726.70	728.50	723.50	727.40
2. Трав'яниста рослинність	725.50	726.50	720.40	723.40
3. Техногенні споруди та деревостани паркової зони	723.50	725.50	712.90	719.90
4. Техногенні споруди	731.00	745.80	732.10	737.40
5. Водна поверхня	713.30	723.00	696.40	711.50

**Таблиця 5. Зіставлення результатів класифікації з використанням значень *REP* для різних класів земного покриву за атмосферно коригованими і не коригованими даними сенсора «Hyperion» на ділянці 414 пікселів (площа 37.26 га)**

Клас покриву	Доля площин, %		
	для некоригованих значень	для DOS-коригованих значень	для наземних даних
1. Деревостани паркової зони	39.9	45.7	77.8
2. Трав'яниста рослинність	35.0	43.2	
3. Техногенні споруди та деревостани паркової зони	18.8	6.5	8.7
4. Техногенні споруди	2.9	0.7	3.3
5. Водна поверхня	3.1	3.6	4.8

рослинності, переважної листяної деревинної рослинності та змішаних пікселів (розріджена рослинність) (рис. 7).

Зауважимо, що такий же метод використано нами в роботах [1, 2] для класифікації наземного покриву з комплексним використанням індексів червоного краю та водних індексів, обчислених за коефіцієнтами планетарного відбиття.

В результаті проведених досліджень вперше на основі апробації на тест-ділянках встановлено можливість автоматизованої класифікації наземного покриву на основі *REP*-зображень, побудованих за атмосферно коригованими методом DOS гіперспектральними даними сенсора «Hyperion», що може бути використано для визначення змін при моніторингу довкілля за різночасовими даними космознімання.

Кращі результати автоматизованої класифікації одержано при використанні атмосферної корекції методом DOS. Метод DOS дає корекцію першого порядку, вона має кращі результати при обчисленні *REP*, ніж без атмосферної корекції взагалі.

Запропонований метод класифікації тришарових зображень методом мінімальної віддалі до середнього показує кращу, ніж у роботі [2], класифікацію наземного покриву для розрідженої рослинності, але потребує дальших досліджень для інших типів наземного покриву.

## ВИСНОВКИ

Досліджено вплив атмосферної корекції гіперспектральних даних сенсора «Hyperion» за допомогою методу віднімання темного об'єкта на позицію червоного краю спектрів відбиття *REP*, нормалізований вегетаційний індекс *NDVI* та його модифікацію *mNDVI*. Апробацію методу здійснено на тест-ділянці розміром 23×18 пікселів, для якої побудовано *REP*-, *NDVI*- та *mNDVI*-зображення на основі коефіцієнтів відбиття нескоригованих зображень та зображень, побудованих за коригованими за атмосферний вплив даними, показує значне покращення контрастів *REP* між різновидами наземного покриву та зменшення перекриття класів, визначених за значеннями *REP*.

Запропонований спрощений метод атмосферної корекції зменшує значення *REP* та розширяє їхній діапазон порівняно із значеннями *REP* по нескоректованих даних. На основі проведених досліджень встановлено, що атмосферна корекція необхідна і повинна бути першорядним кроком при обробленні гіперспектральних даних сенсора «Hyperion» для обчислення коефіцієнтів наземного відбиття при класифікації та визначенні змін рослинного покриву.

Розроблення методики точнішої атмосферної корекції із врахуванням атмосферного розсіяння та залежності оптичної товщі атмосфери від довжини хвилі може значно покращити контрасти в значеннях *REP* між різновидами наземного покриву та точність картування і потребує подальшого дослідження, як і її вплив на величини *NDVI* та *mNDVI*.

- Лялько В. І., Сахацький О. І., Шпортьюк З. М., Сибірцева О. М. Використання індексів червоного краю та водних індексів за гіперспектральними даними ЕО-1 «Hyperion» для класифікації наземного покриву // Тез. доп. 7-ї Укр. конф. з космічних досліджень, НЦУВКЗ, Євпаторія, 3–8 вересня 2007 р. — Київ: Ін-т косміч. досліджень НАНУ—НКАУ, 2007. — С. 176.
- Лялько В. І., Шпортьюк З. М., Сахацький О. І., Сибірцева О. М. Використання індексів червоного краю та водних індексів за гіперспектральними даними ЕО-1 «Hyperion» для класифікації земного покриву // Космічна наука і технологія. — 2008. — **14**, № 3. — С. 55–68.
- Baret F., Jacquemoud S., Guyot G., Leprieur C. Modeled Analysis of the Biophysical Nature of Spectral Shifts and Comparison with Information Content of Broad Bands // Remote Sens. Environ. — 1992. — **41**, N 2/3. — P. 133–142.
- Buschmann C. Fernerkundung von Pflanzen // Naturwissenschaften. — 1993. — **80**. — S. 439–453.
- Buschmann C., Nagel E. Reflexionsspektren von Blattern und Nadeln als Basis fur die physiologische Beurteilung von Baumschaden. PEF-Report Nr. 90. Karlsruhe: Kernforschungszentrum, 1992. — 165 s.
- Buschmann C., Nagel E. In vivo spectroscopy and internal optics of leaves as basis for the remote sensing of vegetation // Int. J. Remote Sens. — 1993. — **14**. — P. 711–722.
- Chavez P. S. An improved dark-object subtraction technique for atmospheric scattering correction of multispec-

- tral data // Remote Sens. Environ. — **24**. — P. 459–479.
- Cheng A. F., Dominique D. L. Radiative transfer models for light scattering from planetary surfaces // J. Geophys. Res. — 2000. — **105**. — P. 9477–9482.
  - Clevers J., Bartholomeus H., Mücher C., de Wit A. Land cover classification with the Medium Resolution Imaging Spectrometer (MERIS) // New Strategies for European Remote Sensing / Ed. by Oliuć — Rotterdam: Millpress, 2005. — P. 687–694.
  - Collins W., Chang S.-H., Raines G., et al. Airborne Biogeophysical Mapping of Hidden Mineral Deposits // Economic Geol. — 1983. — **4**, N 78. — P. 737–749.
  - Feng J., Rivard B., Sánchez – Azofeifa A. The topographic normalization of hyperspectral data: implications for the selection of spectral end members and lithologic mapping // Remote Sens. Environ. — 2003. — **85**. — P. 221–231.
  - Goetz A., Rock B., Rowan L. Remote Sensing for Exploration: An Overview // Economic Geol. — 1983. — **78**, N 4. — P. 573–590.
  - Griffin M. K., Hsu S. M., Burke H. K., et al. Examples of EO-1 Hyperion Data Analysis // Lincoln Laboratory J. — 2005. — **15**, N 2. — P. 271–296.
  - Horler D. N. H., Dockray M., Barber J. The red edge of plant leaf reflectance // Int. J. Remote Sens. — 1983. — **4**. — P. 273–288.
  - Lin Li, Susan L. Ustin, Mui Lay. Application of AVIRIS data in detection of oil-induced vegetation stress and cover change at Jornada, New Mexico // Remote Sens. Environ. — 2004. — **94**. — P. 1–16.
  - Moran M. S., Jackson P. D., Slater P. N., Teillet P. M. Evalution of Simplified Procedures for Retrieval of Land Surface Reflectance Factor from Satellite Sensor Output // Remote Sens. Environ. — 1992. — **41**. — P. 169–184.
  - Pearlman, J. S., Barry P. S., Segal C. C., et al. Hyperion, a Space Borne Imaging Spectrometer // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens. — 2003. — **41**, N 6. — P. 1160–1173.
  - Pons X., Solé-Sugranyes L. A Simple Radiometric Correction Model to Improve Automatic Mapping of Vegetation from Multispectral Satellite Data // Remote Sens. Environ. — 1994. — **48**, N 2. — P. 191–203.
  - Rock B. N., Hoshizaki T., Miller J. R. Comparison of the in situ and airborne spectral measurements of the blue shift associated with forest decline // Remote Sens. Environ. — 1988. — **24**. — P. 109–127.
  - Shportyuk Z. M., Sakhatsky A. I., Sibirtseva O. N. Land cover classification in Ukrainian Carpathians using the MERIS Terrestrial Chlorophyl Index and Red Edge

- Position from Envisat Meris data // Proc. of Mid-Term Symposium ISPRS» Remote Sensing: From Pixels to Processes», Enschede, the Netherlands, 8—11 May 2006.
21. Yang C., Vidal A. Combination of digital elevation models with SPOT-1 HRV multispectral imagery for reflectance factor mapping // *Remote Sens. Environ.* — 1990. — 32. — P. 35—45.
22. Zarco-Tejada P. J., Miller J. R., et. al. Optical indices as bioindicators of forest condition from hyperspectral CASI data // Proc. 19<sup>th</sup> Symp. European Association of Remote Sens. Laboratories (EARSeL). — Valladolid (Spain), 1999.
23. Zarco-Tejada P. J., Miller J. R. Land cover mapping of BOREAS using red edge spectral parameters from CASI imagery // *J. Geophys. Res.* — 1999. — 104D, N 22. — P. 27921—27933.

*Надійшла до редакції 04.03.09*

*V. I. Lyalko, O. I. Sakhatsky,  
Z. M. Shportyuk, O. M. Sibirtseva*

**CORRECTION OF ATMOSPHERIC INFLUENCE  
ON HYPERSPECTRAL EO-1 HYPERION DATA  
FOR THE RED EDGE POSITION ESTIMATION**

We investigated the influence of atmospheric correction of the Hyperion data using dark object subtraction on the Red Edge Position (REP) of spectral reflectance. The comparison of REP-images which were constructed without atmospheric correction and after it was made with the application of images classification to estimate the improvement of accuracy of land cover mapping with the use of the Red Edge Position. It is found that the atmospheric correction of satellite data shows the increase of the contrasts of REP values and the improvement of land cover mapping accuracy by classification.

УДК 528.7:629.78

**Л. А. Михеенко, В. И. Микитенко**

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

## ЕНЕРГЕТИЧЕСКАЯ КАЛИБРОВКА МНОГОСПЕКТРАЛЬНЫХ СКАНЕРНЫХ УСТРОЙСТВ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ

Запропоновано методику вимірювання і схемотехнічне рішення установки для енергетичного калібрування багатоспектральних сканувальних систем дистанційного зондування Землі високої просторової роздільної здатності. Розроблено рекомендації щодо проектування і атестації вимірювальної установки та її елементів.

### ВВЕДЕНИЕ

Энергетическая калибровка многоспектральных сканерных устройств (МСУ) космического базирования является важнейшим этапом их предполетной подготовки, от метрологического уровня которой во многом зависит качество информации, получаемой с орбиты. К настоящему времени в США, России, Японии, ряде европейских стран разработаны несколько типов установок для измерения энергетических характеристик и калибровки МСУ, устанавливаемых на борту ИСЗ «Landsat», «Ресурс», «Монитор», SPOT, JERS и других [2, 3]. Ведется разработка таких устройств и в Украине, в частности — для предполетной энергетической калибровки украинских МСУ типа устройства, установленного на борту «Egyptsat-1» [1].

Однако, несмотря на достаточно высокий метрологический уровень, достигнутый в указанных установках, их использование для калибровки разрабатываемых в настоящее время перспективных МСУ высокого амплитудного и пространственного разрешения встречает ряд серьезных трудностей и, по мнению некоторых специалистов, вряд ли осуществимо. При этом основными проблемами являются сложность обеспечения высокой интенсивности и однородности переменного яркостного поля в пределах большой апертуры, недостаточный дина-

мический диапазон изменений яркости, низкая точность передачи единицы яркости от эталона к рабочим излучателям установки и ряд других [4].

Целью настоящей работы является разработка нового метода измерения энергетических характеристик и калибровки МСУ космического базирования, который позволяет решить задачи предполетной аттестации высокоразрешающих систем дистанционного зондирования Земли нового поколения.

### ОБЩАЯ КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ УСТАНОВОК ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ МНОГОСПЕКТРАЛЬНЫХ СКАНИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ

Обычно при энергетической калибровке и аттестации МСУ космического базирования решаются следующие задачи [1, 5]:

- измерение относительной функции передачи сигнала (ФПС) — зависимости выходного сигнала МСУ от величины освещенности входной апертуры или яркости тест-объекта (при калибровке);
- измерение зонной характеристики (ЗХ) — относительной неравномерности чувствительности пикселей многоэлементного приемника излучения (МПИ) при равномерной освещенности входной апертуры или проекции тест-объекта с равнояркой излучающей площадкой;
- измерение темнового сигнала и шумов МПИ;

- абсолютизация измерений ФПС (а в отдельных случаях и ЗХ) путем передачи единицы яркости от эталона к рабочим излучателям установки.

Основные характеристики МСУ высокого разрешения представлены в табл. 1 [2, 3], а требования к измерительной аппаратуре, используемой при их энергетической калибровке, — в табл. 2 [1, 4, 5]. Несмотря на некоторые конструктивные и приборные различия известных установок для измерения перечисленных характеристик и параметров МСУ, они выполнены по сходным структурным схемам, обобщенный вариант которых показан на рис. 1.

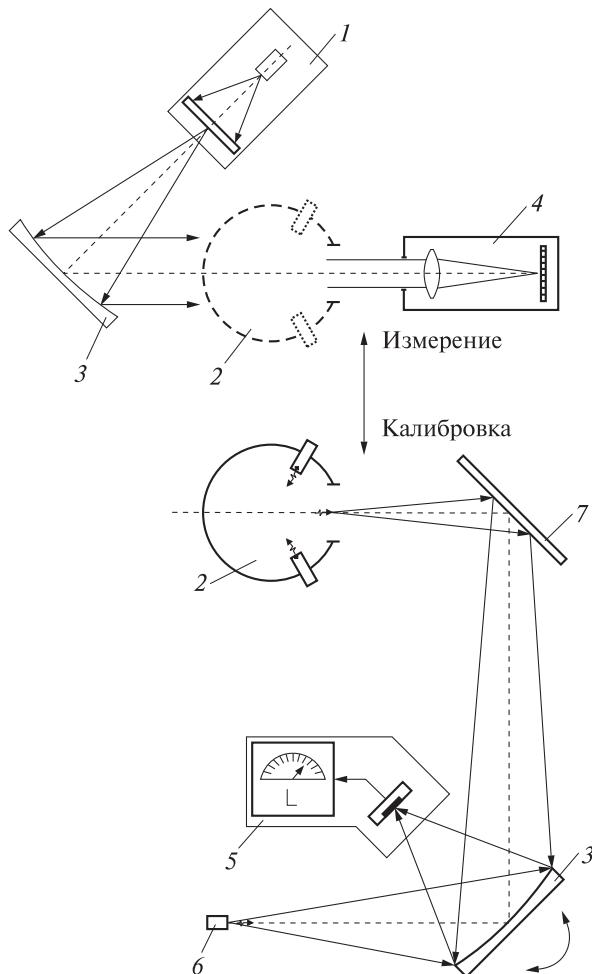
Для измерения ФПС используется излучатель 1 переменной яркости, обычно построенный по схеме обратных квадратов [4, 5]. Но ввиду незначительной апертуры яркостного поля, формируемого такими излучателями, измерение ФПС производится только для нескольких пикселей, а данные для остальных элементов МПИ получаются экстраполяцией результатов измерений ЗХ. Положительным моментом такого метода является то, что ФПС измеряется во всем динамическом диапазоне (который для современных установок составляет 1000—5000). Однако дальнейшее увеличение динамического диапазона связано со значительным ростом габаритов излучателя переменной яркости и обычно не реализуется [1].

Для измерения ЗХ в схему вводится диффузный излучатель 2, построенный в большинстве установок на базе интегрирующей сферы. Излучатель обеспечивает равномерную освещенность всех пикселей МПИ, но его яркость даже в лучших установках не превышает 20—30 % от максимально измеряемой [1, 4, 5]. Поэтому значения ЗХ для верхних уровней измеряемой яркости также находятся экстраполяцией.

Другими словами, измерение ФПС и ЗХ производится практически либо для небольшого числа пикселей, либо для малого начального участка динамического диапазона.

Для абсолютизации измерений энергетических характеристик обычно используется метод переноса единицы яркости (или СПЭЯ) от эталонного излучателя к диффузному через объек-

тив (обычно — зеркальный) и компаратор, а от диффузного излучателя к излучателю переменной яркости — через калибруемое МСУ. Таким образом, диффузный излучатель используется как вторичный эталон установки, а калибровка излучателя переменной яркости выполняется в два этапа, причем роль компаратора в этом случае выполняет МПИ калибруемой системы. Кроме очевидного снижения точности при двойной экстраполяции (при измерении ФПС и ЗХ) и двухступенчатой процедуры абсолютизации измерений, рассмотренная методика имеет еще один существенный недостаток, практический



*Рис. 1. Обобщенная структурная схема установки для энергетической калибровки МСУ: 1 — излучатель переменной яркости, 2 — диффузный излучатель постоянной яркости, 3 — объектив; 4 — МСУ, 5 — спектрокомпаратор, 6 — эталонный излучатель, 7 — зеркало*

Таблица 1. Основные характеристики МСУ высокого разрешения

Основные характеристики	ИСЗ—МСУ									
	Западные					Российские				
	Quick Bird 2, США	Orb View-3, США	Eros-B, Израиль	TES, Индия	SPOT-5, Франция	МСУ-В1	MDCA	Фрагмент	МСУ-Э1	МСУ-Э2
Высота орбиты, км	450	470	600	570	826	650	650	650	650	650
Пространственное разрешение, м*	0.61/2.44	1/3.28	1/4.5	1	2.5/10	1/4	20	83	30	30
Полоса захвата, км	22	8	20	20	60	9	120	88	130	46
Число спектральных диапазонов	5	5	5	1	5	4	8	8	3	3
Границы спектральных диапазонов, мкм	0.45—0.9	0.4—0.9	0.5—0.75	0.5—0.75	0.4—0.9	0.5—0.9	0.41—0.92	0.4—2.4	0.5—1.0	0.5—0.9
Число элементов в строке	—	—	—	—	—	9000	6000	—	—	—
Динамический диапазон	—	—	—	—	—	—	—	—	5000	5000

\* — в числителе — монохроматический, а в знаменателе — панхроматический каналы

Таблица 2. Требования к установкам, для измерения энергетических характеристик МСУ

Параметр	Числовое значение
Спектральный диапазон, мкм	0.4—1.7
Диаметр апертур измерительного яркостного поля, м	0.1—0.2
Диапазон изменения яркости (динамический диапазон), отн. ед.	$10^4$ — $10^5$
Максимальная яркость тест-объекта, $\text{Вт} \cdot \text{ср}^{-1} \cdot \text{м}^{-2} \cdot 10^3$	0.25—1
Неравномерность яркости в пределах выходной апертуры, отн. ед. $\cdot 10^{-2}$	0.2—0.5
Погрешность установки яркости, отн. ед. $\cdot 10^{-2}$	0.5—2.0

ки исключающий возможность ее использования для калибровки МСУ высокого разрешения. Рассмотрим этот вопрос подробнее, воспользовавшись графиком на рис. 2.

Если два соседних пикселя имеют различные световые характеристики  $R = f(E)$ , где  $R$  — реакция пикселя,  $E$  — его освещенность, то контраст  $k = (R_{\max} - R_{\min}) / (R_{\max} + R_{\min})$  элементарного изображения (электронного и визуального), формируемого этими двумя пикселями, будет изменяться в зависимости от уровня освещенности и окажется различным в различных точ-

ках динамического диапазона, даже если освещенность всего поля зрения будет равномерной. Появится мерцание изображения, эквивалентное шуму, который мы назвали «динамическим». Очевидно также, что часто применяемая электронная коррекция чувствительности пикселей по данным измерений ЗХ только в одной точке динамического диапазона, существенного эффекта не даст.

Следует, однако, отметить, что использование рассмотренной методики в известных установках является вынужденной мерой, вызванной, прежде всего, отсутствием излучателей, позволяющих создавать переменное яркостное поле одновременно в большом динамическом диапазоне и для больших апертур при неизменном спектральном составе излучения.

## КАЛИБРОВКА МНОГОСПЕКТРАЛЬНЫХ СКАНИРУЮЩИХ УСТРОЙСТВ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИФФУЗНОГО ИЗЛУЧАТЕЛЯ ПЕРЕМЕННОЙ ЯРКОСТИ

Авторами предложена новая методика энергетической калибровки МСУ высокого разрешения, свободная от перечисленных выше недос-

татков и превосходящая по метрологическим характеристикам известные системы. Схема установки, реализующая эту методику, показана на рис. 3. Ее основу составляет оригинальный диффузный излучатель переменной яркости (ДИПЯ) на базе оптически сопряженных интегрирующих сфер [7, 11].

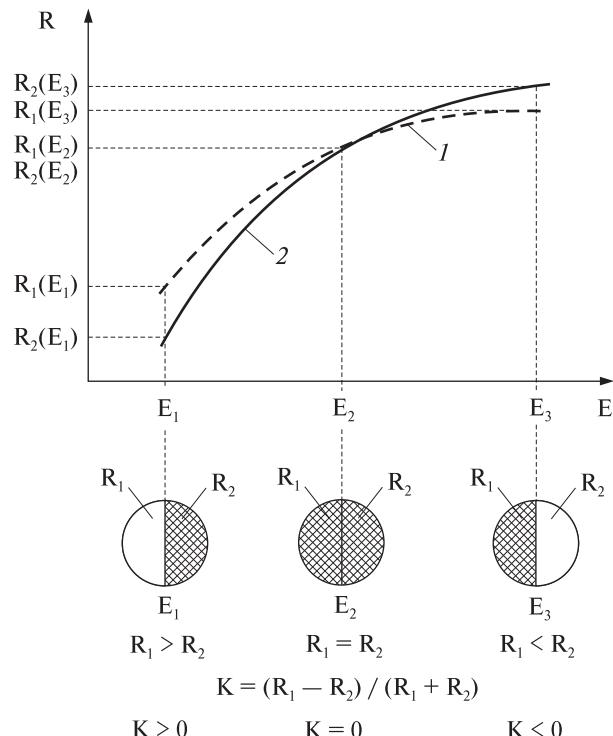
Как видно из рис. 3, источники излучения 1 расположены в первичных интегрирующих сферах 2, а поток, поступающий из них во вторичную интегрирующую сферу 3, регулируется набором калибровочных диафрагм 4 различного сечения. В выходной апертуре 5 вторичной сферы 3 формируется однородное и переменное по величине яркостное поле с фотометрическим телом, приближающимся к фотометрическому телу ламбертовского излучателя. Это позволяет размещать калибруемое МСУ 6, непосредственно в выходной апертуре диффузного излучателя переменной яркости без применения дополнительной сопрягающей оптики.

Перечислим основные преимущества предложенной методики.

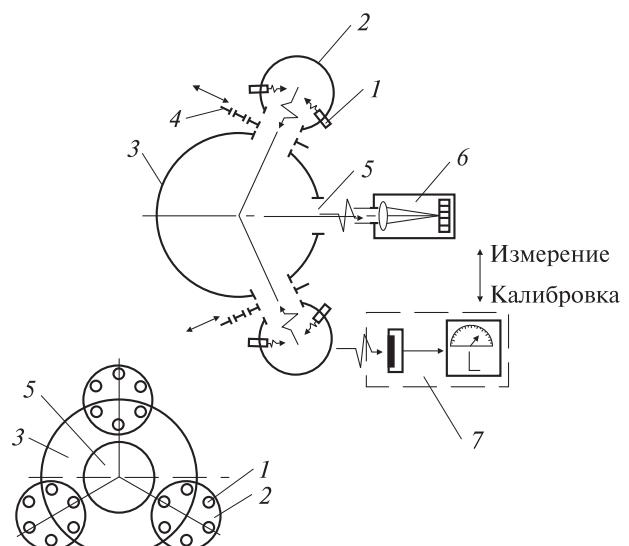
1. Одновременно освещаются все пиксели МПИ во всем динамическом диапазоне измеряемой яркости. Другими словами, измерение ФПС и ЗХ производится одновременно при неизменной конфигурации установки, что исключает необходимость экстраполяции результатов и существенно повышает точность измерений. Одновременно увеличивается эффективность электронной коррекции чувствительности пикселей МПИ, что позволяет исключить динамическое мерцание изображения.

2. За счет использования большого числа источников излучения в первичных сферах и значительного числа калибровочных диафрагм, выполненных с высокой точностью, значительно расширяется диапазон воспроизводимых яркостей (особенно в сторону больших значений) и повышается точность их установки при неизменном спектральном составе излучения.

3. Вынесением источников излучения из вторичной интегрирующей сферы, которая непосредственно формирует выходное яркостное поле, достигается более благоприятная интегрирующая и антибликовая обстановка, что заметно



*Рис. 2.* Изменение контраста элементарного изображения при различии световых характеристик соседних пикселей МПИ: 1, 2 — световые характеристики соседних пикселей



*Рис. 3.* Структурная схема перспективной установки для энергетической калибровки МСУ: 1 — источник излучения, 2 — первичная сфера, 3 — вторичная сфера, 4 — калибровочная диафрагма, 5 — выходная апертура, 6 — МСУ, 7 — яркометр

улучшает равномерность распределения яркости в пределах выходной апертуры.

4. Размещение МСУ непосредственно в выходной апертуре излучателя исключает необходимость применения согласующей и коллимирующей оптики, а также требование к точному позиционированию МСУ относительно установки.

5. Существенно упрощается процедура и повышается точность абсолютизации измерений, так как для калибровки излучателя и переноса единицы яркости могут использоваться яркомеры, устанавливаемые непосредственно в выходной апертуре без необходимости точного позиционирования и применения согласующей оптики (рис. 3).

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ УСТАНОВКИ

Достаточно полная теория диффузных излучателей рассмотрена в работах [8, 9], а их экспериментальное исследование обсуждалось в работе [10]. Здесь приводятся только основные расчетные соотношения, позволяющие оценить требуемые параметры установки по заданным характеристикам калибруемого МСУ на стадии проектирования и компоновки измерительной системы.

Яркость выходной апертуры ДИПЯ, полагаемой в первом приближении ламбертовским излучателем, можно определить по формуле [9]

$$L_{\text{вых}} = \frac{N_1 N_{\text{ии}} \Phi_{\text{ии}} \rho_1 \rho_2 A_{12}}{\pi^3 (d_1 - d_2)^2 \left( 1 - \rho_1 \frac{\pi d_1^2 - A_{12}}{\pi d_1^2} \right)} \times \\ \times \left[ \frac{\pi d_2^2 - N_1 A_{12} - \frac{\pi}{2} d_2^2 \left( 1 - \sqrt{1 - \frac{d_{\text{вых}}}{2}} \right)^2}{\pi d_2^2} \right]$$

где  $N_1$  — количество первичных излучающих сфер,  $N_{\text{ии}}$  — количество источников излучения в первичной сфере,  $\Phi_{\text{ии}}$  — поток излучения, создаваемый одним источником,  $d_1$ ,  $d_2$  и  $\rho_1$ ,  $\rho_2$  — диаметры и интегральные коэффициенты отражения первичной и вторичной интегрирующих сфер соответственно,  $A_{12}$  — суммарная площадь калибровочных диафрагм между первичной и вторичной интегрирующими сферами;  $d_{\text{вых}}$  — диаметр выходной апертуры.

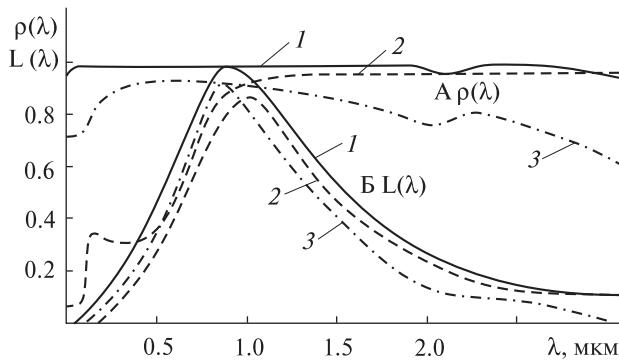
При конструировании ДИПЯ можно пользоваться следующими полуэмпирическими соотношениями.

1. Диаметр выходной апертуры должен быть на 15–20 % больше диаметра входного зрачка калибруемого МСУ. При этом диаметр второй интегрирующей сферы, как отмечалось, должен составлять 5–6 диаметров выходной апертуры.

2. Количество первичных (излучающих) сфер, мощность и количество источников излучения в них определяется прежде всего требуемой яркостью выходной апертуры. При этом необходимо учитывать, что использование менее трех излучающих сфер ухудшает равномерность яркостного поля, а более семи — заметно усложняет конструкцию. Оптимальным следует считать использование трех или пяти первичных излучателей.

3. Количество ламп накаливания в излучающей сфере определяется коэффициентом заполнения  $K_3 = N_{\text{ии}}/d_1$ , и в реальных конструкциях (с учетом сохранения теплового баланса источника излучения) принимает значения от 0.015 до 0.025. Для лучшего смешивания потоков от излучателей их количество должно быть нечетным. Диаметр первичной сферы определяется из соотношения  $d_1 = N_{\text{ии}}/K_3$  и должен быть минимальным.

4. При выборе диаметра апертур первичных и вторичной интегрирующих сфер следует иметь в виду, что уменьшение апертуры при постоянном диаметре сферы улучшает интегрирующие свойства излучателя, но снижает излучаемый поток. Чаще всего используется соотношение  $d_{\text{вых}}/d = 1/5$  [8, 9], хотя для первичных излучающих сфер, которые в меньшей степени влияют на выходное яркостное поле, но от которых требуется большая излучаемая мощность, это соотношение можно увеличить до 1:4 и даже до 1:3 [8]. Из этих же соотношений выбирается и максимальный диаметр калибрующих диафрагм.



**Рис. 4.** Спектральные характеристики покрытий (A) и ДИПЯ (Б) с этими покрытиями: 1 — spekralon, 2 — infragold, 3 — BaSO<sub>4</sub>. Источник излучения — галогеновая лампа,  $T = 3200$  K

Спектральная характеристика ДИПЯ зависит прежде всего от спектра источников излучения и спектральных характеристик покрытий интегрирующих сфер  $\rho_1(\lambda)$  и  $\rho_2(\lambda)$ , и в первом приближении может быть описана выражением [7, 8]

$$L_{\text{вых}} = \frac{N_1 N_{\text{ии}} \Phi_{\text{ии}} (\lambda) \rho_1 \rho_2 \rho_1(\lambda) \rho_2(\lambda) A_{12}}{\pi A_1 A_2 \left( 1 - \rho_1 \rho_1(\lambda) \frac{A_1 - A_{12}}{A_1} \right) \times \left( 1 - \rho_2 \rho_2(\lambda) \frac{A_1 - A_2 - A_{\text{вых}}}{A_2} \right)},$$

где  $\Phi_{\text{ии}}(\lambda)$  — относительная спектральная характеристика источника излучения, установленного в первичной интегрирующей сфере,  $\rho_1(\lambda)$ ,  $\rho_2(\lambda)$  — относительные спектральные характеристики покрытий первичной и вторичной интегрирующих сфер соответственно,  $A_1$ ,  $A_2$  — площади внутренних поверхностей этих сфер соответственно.

В качестве источников излучения целесообразно использовать малогабаритные галогенные лампы типа КГМ (табл. 3) [6], а для покрытий — либо традиционные материалы на основе BaSO<sub>4</sub> и MgO, либо современные на основе политетрафторэтилена [13]. В последнем случае можно получить эффективную яркость ДИПЯ в спектральном диапазоне от ближнего ультрафиолета до ближней инфракрасной области спектра. Спектральные характеристики покрытий, а так-

же рассчитанные с их использованием спектральные характеристики ДИПЯ показаны на рис. 4. Они могут применяться для калибровки перспективных МСУ высокого амплитудного разрешения.

Проведенное макетирование и экспериментальные исследования ДИПЯ подтвердили теоретические и расчетные положения работы и показали, что предложенный излучатель обес-

**Таблица 3. Источники излучения, рекомендуемые для установки в ДИПЯ**

Тип лампы	Напряжение питания, В	Потребляемая мощность, Вт	Время работы, ч	Габаритные размеры, мм		Световой поток, лм
				длина	диаметр	
КГМ 9-75	9	75	55	45	11	1500
КГМ 12-100	12	100	85	44	11	3000
КГМ 24-150	24	150	50	47	12.5	5000
КГМ 24-250	24	250	50	55	13	8500
КГМ 30-300	30	300	55	55	15	10000
КГМ 36-400	36	400	60	60	18	14500

**Таблица 4. Параметры экспериментальной модели ДИПЯ**

Наименование параметра	Обозначение параметра	Значение параметра
Диаметр первичной излучающей сферы, м	$d_1$	0.2
Количество первичных сфер, шт	$N_1$	5
Количество излучателей в одной первичной сфере, шт	$N_s$	7
Тип источника излучения		КГМ 30-300
Диаметр вторичной интегрирующей сферы, м	$d_2$	1.0
Диаметр выходной апертуры, м	$d_{\text{вых}}$	0.2
Спектральный диапазон (по уровню 0.1) более, мкм	$\lambda_H - \lambda_B$	0.35—2.2
Неравномерность яркости в выходной апертуре менее, отн. ед. $\cdot 10^{-2}$	$\frac{\Delta L_{\text{вых}}}{L_{\text{вых}}}$	0.1
Динамический диапазон изменения яркости более, отн. ед.	$\frac{\Delta L_{\text{вых max}}}{L_{\text{вых min}}}$	$10^6$
Погрешность установки яркости менее, отн. ед. $\cdot 10^{-2}$	$\Delta L_{\text{вых}}$	0.1
Максимальная яркость выходной апертуры более, Вт $\cdot \text{ср}^{-1} \cdot \text{м}^{-2} \cdot 10^3$	$L_{\text{вых max}}$	0.85

печивает параметры, представленные в табл. 4. Исследования проводились по методике [10], а для абсолютных измерений яркости использовался яркомер ТЭС 0693 фирмы «Тензор» [12].

Для сравнения отметим, что максимальная яркость излучателей на законе обратных квадратов составляет  $5 \cdot 10^4 \text{ Вт} \cdot \text{ср}^{-1} \cdot \text{м}^{-2}$ , но при апертуре менее  $D = 1 \text{ мм}$  [9], а яркость выходной апертуры, известных диффузных излучателей с апертурой более 0.15 м не превышает значения  $220 \text{ Вт} \cdot \text{ср}^{-1} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{мкм}^{-1}$  в спектральном диапазоне 0.4–1.2 мкм [1, 4].

## АТТЕСТАЦИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Для абсолютизации измерений по предложенной методике можно использовать традиционные методики переноса единицы яркости или СПЭЯ от эталона к аттестуемому излучателю через сопрягающую оптику и компаратор [1, 4].

Однако, учитывая высокую однородность яркостного поля, формируемого ДИПЯ, для его аттестации и абсолютизации измерений как ФПС так и ЗХ более целесообразно использовать один из известных прецизионных яркомеров, например типа ТЭС 0693, который устанавливается непосредственно в выходной апертуре излучателя (рис. 3). Отметим также, что высокая линейность ТЭС 0693 дает возможность проводить аттестацию для различных уровней яркости, а постоянство градуировки яркомера в течение длительного времени (практически несколько лет) обеспечивает высокую повторяемость результатов.

Экспериментально было установлено, что погрешность переноса яркости в этом случае не превышает 7 % во всем динамическом диапазоне (в пределах паспортного времени непрерывной работы галогенных ламп ДИПЯ).

## ВЫВОДЫ

Предложена и обоснована новая методика измерения основных энергетических характеристик МСУ высокого амплитудного разрешения. На базе этой методики разработаны теория и основы проектирования установок для калибров-

ки МСУ с использованием оригинального диффузного излучателя переменной яркости. Теоретически и экспериментально показано, что предложенная методика обеспечивает существенно лучшие метрологические характеристики энергетической калибровки МСУ по сравнению с известными методами и установками.

Полученные результаты будут полезны исследователям и разработчикам прецизионной фотометрической аппаратуры, особенно специалистам в области энергетической калибровки высокоразрешающих МСУ нового поколения.

1. Вариченко Л. В., Колобродов В. Г., Ладыка Я. Е. и др. Методы и средства измерения энергетических характеристик оптико-электронных систем космического зондирования Земли // Космічна наука і технологія. — 2006. — № 12, № 2/3. — С. 59–69.
2. Горелов В. А., Лукашевич Е. Л., Стрельцов В. А. Состояние и тенденции развития космических средств дистанционного зондирования высокого разрешения // ГИС – Ассоциация. Информ. бюл. — 2002. — № 4 (36). — С. 6–11.
3. Горелов В. А., Лукашевич Е. Л., Стрельцов В. А. Состояние и тенденции развития космических средств дистанционного зондирования высокого разрешения // ГИС – Ассоциация. Информ. бюл. — 2002. — № 5 (37). — С. 7–12, 43–45.
4. Киселев И. А., Коростелев А. Н., Караваев М. К. и др. Контроль энергетических характеристик многозональных сканирующих устройств ИСЗ «Ресурс-01» // Исслед. Земли из космоса. — 1991. — № 2. — С. 34–43.
5. Колобродов В. Г., Микитенко В. И., Михеенко Л. А. Стендова аппаратура для вимірювання енергетичних характеристик оптико-електронних пристріїв космічного базування // Наук. вісті НТУУ «КПІ». — 2003. — № 3. — С. 98–104.
6. Лампы накаливания галогенные / Каталог продукции. — М.: Информэлектро, 1988.
7. Михеенко Л. А., Боровицкий В. Н. Теория и расчет диффузного излучателя переменной яркости на законе обратных квадратов // Вимірювальна та обчислювальна техніка в технологічних процесах. — 2006. — № 1. — С. 73–80.
8. Михеенко Л. А., Боровицкий В. Н. Осветительный канал цифрового оптического микроскопа на базе диффузного излучателя // Технология и конструирование в электронной аппаратуре. — 2006. — № 1 (61). — С. 20–27.
9. Михеенко Л. А., Боровицкий В. Н. Излучатель переменной яркости на основе сопряженных интегри-

- рующих сфер // Технология и конструирование в электронной аппаратуре. — 2006. — № 6 (66). — С. 61—64.
10. Михеенко Л. А., Боровицкий В. Н., Гордиенко Ю. А. Экспериментальное исследование диффузного излучателя на основе интегрирующей сферы // Вісник НТУУ «КПІ». Сер. Приладобудування. — 2007. — Вип. 34. — С. 60—68.
11. Пат. України № 78609. Дифузний випромінювач / Л. А. Міхеєнко, В. Г. Колобродов, В. І. Микитенко та ін. // Бюл. — 2007. — № 4.
12. Столяревская Р. И. Методы исследования метрологических характеристик. Приборы для измерения световых величин // Светотехника. — 1988. — № 6. — С. 21—26.
13. Weidner V. R., Hsia J. J. Reflection properties of press polytetrafluoroethylene powder // J. Opt. Soc. Amer. — 1981. — 71. — P. 856—861.

Поступила в редакцию 02.02.09

L. A. Mikheenko, V. I. Mykytenko

RADIOMETRIC CALIBRATION  
OF MULTISPECTRAL HIGH RESOLUTION  
SCANNERS

We propose a measuring method and design of radiometric calibration equipment for multispectral high resolution scanners for remote sensing of the Earth. Some design and attestation recommendations on the equipment and its elements are developed.

УДК 528.88

Л. І. Самойленко<sup>1</sup>, Л. М. Колос<sup>1</sup>, Л. В. Підгородецька<sup>1</sup>, Т. В. Ільєнко<sup>1</sup>, О. В. Власова<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Інститут космічних досліджень Національної академії наук України  
і Національного космічного агентства України, Київ

<sup>2</sup>Інститут гідротехніки і меліорації УААН, Київ

## ІНФОРМАЦІЙНА ТЕХНОЛОГІЯ МОНІТОРИНГУ ПОВЕНЕЙ З ВИКОРИСТАННЯМ ДАНИХ ДЗЗ

*Запропоновано технологію діагностики, картографування та визначення площ зон затоплення при повенях з використанням даних дистанційного зондування Землі TERRA/MODIS і ГІС-технології. Застосування розробленої технології проілюстровано оцінкою зон затоплення Самбірського району Львівської області, що утворилися під час повені у липні 2008 р.*

Останнє десятиріччя в Україні відзначається різким збільшенням катастрофічних повеней (закарпатські повені 1998—1999, 2001, 2005 рр., весняна повінь на р. Прип'ять 1999 р., масштабна повінь в західних областях 2008 р.) і пов'язаних з ними соціальних та економічних втрат. Однією з основних причин цього стихійного лиха вважають безконтрольну вирубку лісів. Зокрема, українські Карпати за останні 40 років втратили значну частину свого лісового покриву, і не здатні утримувати вологу. Вода швидко стікає в долини, створюючи масштабні екологічні біди. В Україні повені можуть виникати під час весняних заплавних розливів на річках та при довготривалих літніх зливах. Такі стихійні лиха не можна повністю відвернути, однак їхній вплив можна послабити, локалізувати і при своєчасному попередженні звести до мінімуму матеріальні втрати. Цього можна досягти за допомогою оперативного моніторингу і прогнозування паводкової ситуації, будівництва та зміцнення водозахисних дамб, своєчасного оповіщення про можливість і масштаби повені.

Для інформаційного забезпечення проблеми необхідним є залучення великих обсягів різнопідвидних даних з різних джерел, їхня оперативна

обробка, аналіз і представлення у вигляді, що забезпечує підтримку прийняття управлінських рішень в умовах обмеженого часу. При цьому традиційні наземні методи збору даних не відповідають сучасним вимогам і не забезпечують необхідну ефективність контролю та управління паводковою ситуацією. Істотно підвищити якість інформаційного забезпечення дозволяє використання даних космічної зйомки та технологічних можливостей географічних інформаційних систем (ГІС). Застосування методів дистанційного зондування Землі надає можливість регулярного відстеження стану територій, забезпечує широку оглядовість, повторюваність, високу оперативність одержання інформації. Застосування програмно-математичного інструментарію ГІС дозволяє проводити збір, інтеграцію та автоматизовану обробку просторових даних (аерокосмічних, гідрологічних, картографічних), здійснювати аналіз і моделювання географічних об'єктів, відображати результати з їхньою візуалізацією. За допомогою ДЗЗ- і ГІС-технологій можна контролювати масштаби повеней, одержувати оперативний прогноз зон затоплення, вирішувати задачі вибору місця розташування захисних споруд. Застосування комп'ютерних алгоритмів обробки даних робить можливим автоматичне визначення межі води і суші та площ затоплених земель.

Теоретико-методичну базу розв'язання завдань космічного моніторингу надзвичайних ситуацій гідрологічного характеру з використанням супутникових даних в оптичному і радіодіапазонах спектру представлено в роботах [2, 8, 5, 3, 6]. Серед прикладних робіт можна виділити: датську систему прогнозування паводків MIKE 11, яка дає можливість прогнозувати дату початку паводка та за допомогою цифрової моделі рельєфу встановлювати зони, що можуть бути затоплені [[http://www.volgaltd.ru/files/software/MIKE%2011\\_total.pdf?PHPSESSID=aec19289e93a088ef1f4a478cac3fabe](http://www.volgaltd.ru/files/software/MIKE%2011_total.pdf?PHPSESSID=aec19289e93a088ef1f4a478cac3fabe)]; комп'ютерну технологію моделювання зон затоплення та захисних гідротехнічних заходів при загрозі прориву дамб із застосуванням ГІС ArcInfo та програмного пакету з обробки космічних знімків «Erdas Imagine» [1]; інформаційний комплекс з оцінки зон затоплення [4]; ГІС-системи, описані в роботах [7, 9].

Викладена нижче технологія супутникового моніторингу затоплень будується на основі систематизації та узагальнення досвіду, дозволяє діагностувати затоплені території, будувати їхні картографічні моделі, виконувати оперативний розрахунок характеристик зон затоплення. Для розвитку робіт планується створення методики прогнозування та попередження паводкової небезпеки за допомогою просторового моделювання руху паводкової хвилі, що надасть можливість прослідкувати зміни паводкової ситуації, оцінити ефективність водоохоронних споруд, час добігання хвилі до різних населених пунктів.

## МЕТОДОЛОГІЧНА СХЕМА ТЕХНОЛОГІЇ МОНІТОРИНГУ ПОВЕНЕЙ

Комплексне дослідження паводкової ситуації передбачає використання супутниковых даних різного просторового розрізнення та картографічних матеріалів відповідних масштабів. Такий підхід дозволяє прослідкувати характерні процеси проходження паводку на різних рівнях охоплення — глобальному, регіональному або локальному. Космічні знімки високого просторового розрізнення дають можливість проводити детальне вивчення стану кожної окремої зо-

ни затоплення чи підтоплення, уточнювати положення на місцевості межі суша — паводкова вода у масштабах адміністративного району, конкретизувати затоплені об'єкти. Супутникові зображення середнього та низького просторового розрізнення можуть застосовуватися в задачах регіонального рівня та дозволяють здійснювати гідрологічний моніторинг великих територій, оцінювати фактори, що впливають на формування високих повеней, визначати межі та площини затоплень, аналізувати їхні наслідки.

Для моніторингу повеней на регіональному рівні найбільш придатними за ціною та інформативними характеристиками є зображення радіометра MODIS KA TERRA (геометричне розрізнення приблизно 250 м). Широка смуга огляду MODIS (2200 км) дозволяє отримувати знімки досліджуваної території з високою періодичністю (два-четири рази на добу). При цьому дані зйомок можна досить оперативно отримати через систему LAADS Web (Level 1 and Atmosphere Archive and Distribution System — архівациї та розповсюдження даних першого рівня обробки і атмосферних даних). Крім цього, дані MODIS калібровані, що дозволяє в ході їхньої обробки перераховувати яскравість зображення у відбивну здатність (альбедо) та виконувати процедуру порогової класифікації об'єктів підстильної поверхні один раз для серії знімків.

Центральною задачею діагностики затоплень за супутниковим знімком є проведення процедури класифікації для виділення на зображення областей, що відповідають класам спостережуваних об'єктів (суша, вода). Згідно з уявленнями про формування зображень акваторій основним критерієм для розділення класів об'єктів є значення альбедо у червоному та інфрачервоному діапазонах спектру. Як відомо, на космічних знімках в оптичному діапазоні яскравість власного теплового випромінювання ґрунту рівномірно зменшується при збільшенні його вологості, що пов'язано з поглинанням випромінювання у характерних для води смугах поглинання. В оптичному діапазоні альбедо поверхневих вод досить низьке. Тому на космічних знімках затоплені території можуть розпізнаватися за темними тонами, місцями їхнього розташування

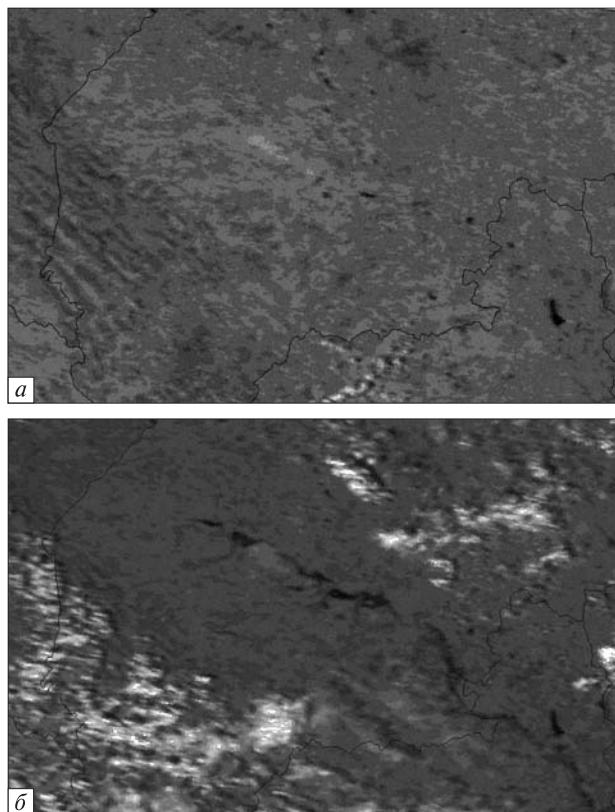


Рис. 1. Знімки MODIS/TERRA території Львівської області: а — до повені 12 липня 2008 р., б — під час повені 28 липня 2008 р.

(подові пониження) та характерною геометрією таких зон. При цьому у близькому інфрачервоному діапазоні відбивна здатність води нижча, ніж у червоному.

Далі процедура тематичної інтерпретації зображення виконується на основі використання безрозмірного показника *NDVI* — нормалізованого диференціального вегетаційного індексу, що обчислюється за формулою

$$NDVI = \frac{NIR - RED}{NIR + RED},$$

де *NIR* і *RED* — коефіцієнти відбиття у близькій інфрачервоній і у червоній області спектру.

Значення *NDVI* для води від'ємні, а для перевзначеного ґрунту — близькі до нуля. Індекс *NDVI* — один із найбільш розповсюдженіших і надійних індексів, що використовується для розв'язання задач класифікації. Він розраховується

з використанням показників відбиття в найбільш перешкодостійких діапазонах спектру. Використання нормалізованої різниці між мінімумом і максимумом відбиттів збільшує точність вимірювань, дозволяє зменшити вплив таких явищ, як різниця в освітленості знімка, хмарності, серпанку, поглинання радіації атмосферою тощо. Похибки, внесені погодними умовами, можуть бути частково компенсовані також за рахунок використання композитних зображень. Індекс *NDVI* можна визначати для знімків будь-якого просторового розрізнення.

При розробці технології діагностики та оцінки затоплень використовувались такі вхідні дані:

- знімки MODIS першого рівня обробки (вони можуть бути отримані з високою оперативністю);

- растроva топографічна карта місцевості масштабу 1:100 000;
- завірочні дані для оцінки зон затоплення на тестових ділянках (архівні та оперативні).

За даними MODIS в I та II спектральних каналах проводиться обробка знімків і синтезування зображень досліджуваного району. Результати обробки знімків поєднуються з растрою топографічною картою відповідного масштабу для уточнення положення спостережуваних об'єктів та обчислення площ затоплених територій. Розрахунок площ затоплень проводиться на основі зіставлення зі знімком у допаводковий період шляхом накладання зображень та оверлейного аналізу. Реалізація цих процедур здійснювалася із застосуванням стандартного пакету ERDAS IMAGINE 8.3 та ArcView GIS 8.3. Кінцевим результатом роботи є електронна карта зон затоплення та розрахункові аналітичні матеріали. Для виготовлення кінцевого картографічного продукту використовувався програмний пакет ArcView GIS 8.3.

Запропонована технологія діагностики, картографування та визначення площ зон затоплення включає такі етапи:

- отримання та вибір космічних зображень територій; при виборі знімку потрібно враховувати умови хмарності, яка створює значні перешкоди для реєстрації власного та відбитого сонячного випромінювання підстильної поверхні;

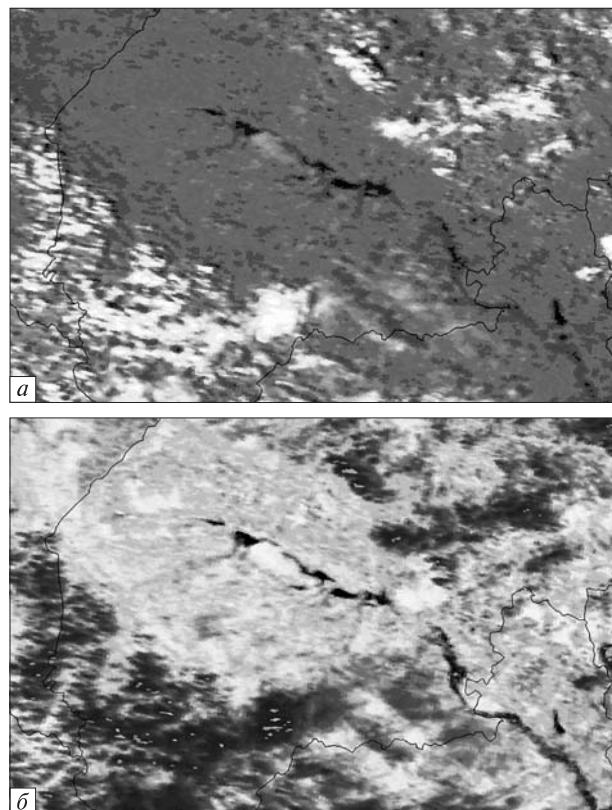
- імпорт фрагмента космічного знімка, необхідного для аналізу затопленої території, у форматі .hdf і його перетворення в заданий формат (.tif, .img тощо);
- попередня обробка фрагментів, радіометрична корекція, геокодування, геометрична корекція;
- тематична обробка зображення шляхом виконання процедур неконтрольованої класифікації та класифікації з використанням *NDVI*;
- ідентифікація класів затоплених ділянок заплави та оцінка масштабу затоплень шляхом порівняння зображення із знімком, зробленим в допаводковий період;
- підрахунок площ затоплення за допомогою побудови маски затоплень;
- підготовка картографічного матеріалу на оброблену територію, створення растроїв електронної версії карти;
- накладання результатів обробки космічного знімка на карту;
- оформлення динамічних електронних карт і аналітичних матеріалів у вигляді таблиць, графіків тощо з розрахунком площ затоплених територій.

#### ПРИКЛАД ВИЗНАЧЕННЯ ЗОН ЗАТОПЛЕННЯ НА ОСНОВІ ЗНІМКІВ MODIS/TERRA

Розроблена технологічна схема використовувалась для оцінки масштабів повені, що відбулася у липні — серпні 2008 р. у Львівській, Закарпатській, Івано-Франківській, Чернівецькій, Тернопільській та Вінницькій областях України. У зв'язку з випаданням 22—26 липня 2008 р. сильних дощів (188—232 мм, що становить 148—184 % місячної норми) на території гірських районів Львівської області сформувався і пройшов висоководний дошовий паводок на ріках басейну Дністра і Стрия.

Для оцінки масштабів повені було взято ряд знімків MODIS/TERRA. Після їхнього аналізу було відібрано вісім знімків постраждалої території, отриманих у безхмарних умовах 27, 28, 30 липня (два знімки) та 1, 3 і 4 серпня.

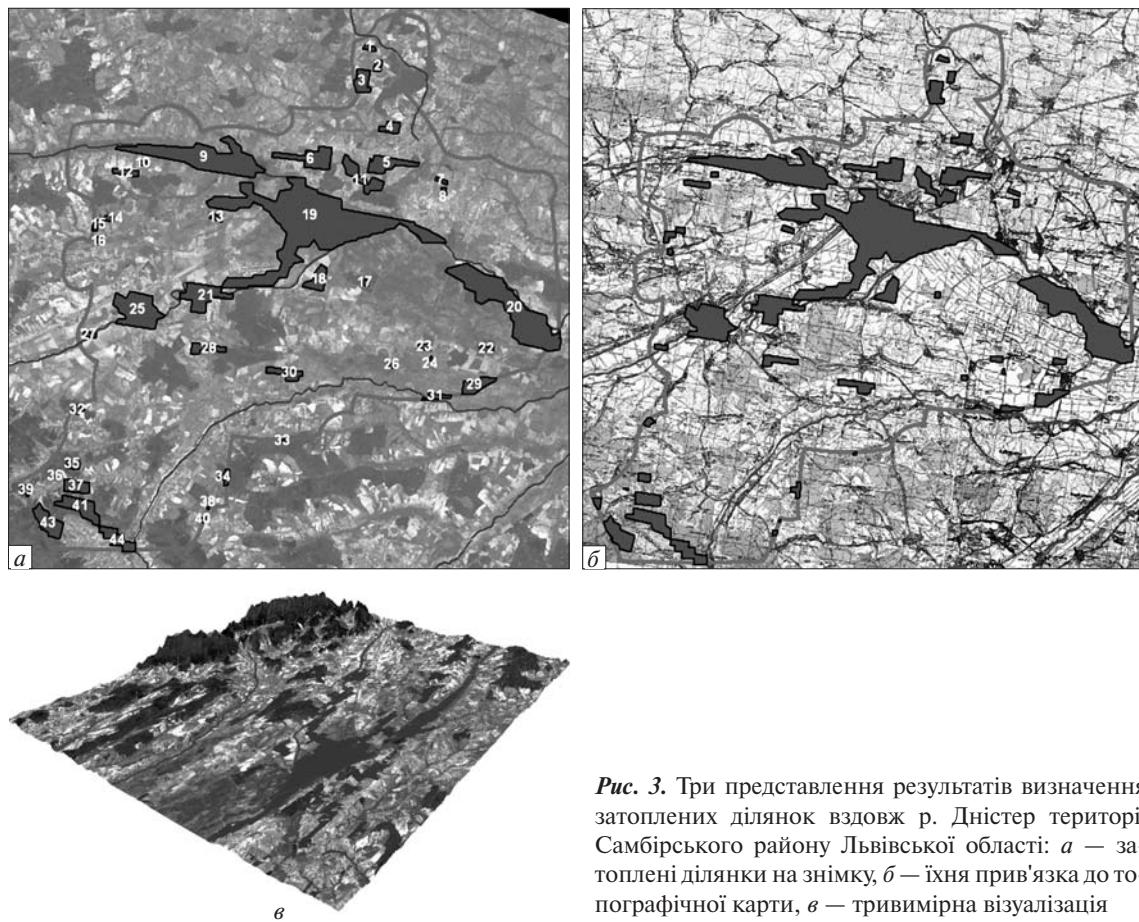
Для зіставлення із ситуацією в допаводковий період було відібрано безхмарний знімок MODIS/TERRA за 12 липня 2008 р. всієї території За-



*Rис. 2.* Результати обробки знімка MODIS/TERRA території Львівської області 28 липня 2008 р.: а — тематична обробка, б — розподіл *NDVI*

хідної України. Усі вхідні дані, що використовувалися для аналізу, збирався з різних джерел, тому необхідним було переведення їх в єдину картографічну проекцію та єдину систему координат. Це дало можливість накласти їх один на одного та сумістити, щоб визначити, які об'єкти вмішують, перекривають або перетинають один одного.

На рис. 1 наведено фрагменти знімків території Львівської області басейну річки Дністер в допаводковий період 12 липня 2008 р. та під час паводку (28 серпня 2008 р.). Для тематичної обробки знімків використовували I (0.620—0.670 мкм) та II (0.841—0.876 мкм) спектральні канали MODIS. Для виділення водних об'єктів на знімках було проведено неконтрольовану класифікацію, а також класифікацію з використанням індекса *NDVI*. На рис. 2, а представлено



**Рис. 3.** Три представлення результатів визначення затоплених ділянок вздовж р. Дністер території Самбірського району Львівської області: а — затоплені ділянки на знімку, б — їхня прив'язка до топографічної карти, в — тривимірна візуалізація

результати некерованої класифікації фрагмента знімка території Львівської області басейну річки Дністер за 28 липня, а на рис. 2, б — фрагмент розподілу *NDVI* за результатами обробки

циого знімка. За результатами використання за-віркових даних на тестовій ділянці було віддано перевагу способу класифікації за допомогою *NDVI*, що забезпечило більш надійний поділ

#### Площі затоплених ділянок Самбірського району Львівської області станом на 28 липня 2008 р.

Номер затопленої ділянки	Площа, га						
1	40.924	12	112	23	56	34	72
2	64	13	50.464	24	10.748	35	84
3	243.099	14	40	25	972.148	36	8.017
4	144	15	72	26	24	37	224
5	379.732	16	24	27	56	38	4
6	536	17	24	28	192	39	53.86
7	40.358	18	254.499	29	245.807	40	20
8	36	19	5568.345	30	216	41	443.603
9	1856.41	20	2327.674	31	91.937	42	4
10	32	21	624	32	50.717	43	383.794
11	385.878	22	56	33	8	44	323.03

класів об'єктів і відділення русла ріки від затоплених ділянок заплави.

Картографічний розрахунок площ затоплених територій здійснювався з використанням програмно-математичних засобів професійного пакету ArcGIS. Результати класифікації зон затоплень по космічних зображеннях накладалися на прив'язану в ArcView GIS топографічну карту.

На рис. 3 представлено результати визначення ділянок затоплень басейну річки Дністер за 28 серпня 2008 р. (рис. 3, а), накладені на топокарти Самбірського району Львівської області (рис. 3, б). Тривимірну візуалізацію результату наведено на рис. 3, в. В таблиці наведено розраховані площини затоплених ділянок зазначеного району (пронумеровані на рис. 3, а). Загальна площа затоплених територій Самбірського району склала близько 16455 га, тобто 17.6 % всієї площини району. Зіставлення різничасових оброблених супутникових зображень (12, 28 липня, 4 серпня) дозволило прослідкувати динаміку проходження паводку по річці Дністер.

## ВИСНОВКИ

Описана технологія дозволяє вирішувати такі задачі: оперативну діагностику зон затоплення, підрахунок затоплених площин, оцінювання наслідків затоплень. Використання серії супутниковых знімків з прийнятним розрізненням дає можливість відслідковувати характер і динаміку паводкового процесу. Застосування розробленої технології дозволить підвищити рівень забезпечення відповідальних осіб оперативною та достовірною просторово-часовою інформацією для оцінки масштабів повеней та планування заходів щодо зменшення їхніх негативних наслідків.

1. Вишневская И. А. Адаптация технологии моделирования зон затопления на примере катастрофического наводнения в Хатукайской долине // Тр. Ин-та прикладной геофиз. — 2006. — Вып. 85. — С. 124—132. — (50 лет Института прикладной геофизики имени академика Е. К. Федорова).
2. Вишневская И. А. Технология оценки зон затопления при паводках на основе космических снимков высо-

кого разрешения // Тр. Ин-та прикладной геофиз. — 2004. — Вып. 82. — С. 186—191. — (Проблемы гелиогеофизики и охраны окружающей среды).

3. Греков Л. Д., Красовский Г. Я., Тимохин В. М., Перминова С. Ю. Перспективы практического применения технологий космического мониторинга подтопления земель // Екологія і ресурси. — 2006. — № 15. — С. 69—82.
4. Іщук О. О., Серединін Є. С. Прогнозування й оцінка наслідків екстремальних повеневих ситуацій засобами просторового аналізу ГІС // Вісник геодезії та картографії. — 2000. — № 2 (17). — С. 37—42.
5. Костюченко Ю. В., Ющенко М. В., Білоус Ю. Г. Інтерпретація багатоспектральних даних, пов'язаних з надзвичайними ситуаціями. Багатоспектральні методи ДЗЗ в задачах природокористування. — Київ: Нauk. думка, 2006. — 357 с.
6. Куссуль Н. Н., Шелестов А. Ю., Скаун С. В. Нейросетевой метод мониторинга затопленных территорий с использованием радиолокационных спектральных данных // Космічні дослідження в Україні : Сб. ст. — Київ : КІТ, 2008. — 116 с.
7. Лукьянчикова О. Г., Васильчиков Ф. Ю., Ульянкина Л. К. Геоинформационная система гидрологического назначения в Самарской области // ArcReview (Современные геоинформационные системы). — 2006. — № 1. — С. 10—11.
8. Пермитина Л. И., Волков А. М., Новикова Н. Н., Бекренев О. В. Методика космического мониторинга наводнений с использованием данных различного разрешения с российских и зарубежных космических аппаратов // Солнечно-земная физика. — 2004. — Вып. 5. — С. 15—17.
9. Спивак Л. Ф., Архипkin О. П. и др. Технология мониторинга паводков и наводнений в Западном Казахстане // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса: Тр. Всерос. конф. — 2003. — С. 279—285.

*Надійшла до редакції 01.04.09*

*L. I. Samoilenko, L. M. Kolos,  
L. V. Pidgorodetska, T. V. Ilienko, O. V. Vlasova*

## INFORMATION TECHNOLOGY OF FLOOD MONITORING WITH THE USE OF REMOTE SENSING DATA

We propose a technology for diagnostics, mapping and estimation of the square of flooded areas using remote sensing data from TERRA/MODIS and GIS technologies. As an illustration the proposed technology was applied to estimate the flooded areas of the Sambir district of the Lviv region in July 2008.

УДК 528.813:551.510.534

**В. В. Лозицький**

Київський національний університет імені Тараса Шевченка

## ПОРІВНЯННЯ ДОВГОТНИХ РОЗПОДІЛІВ ЗАГАЛЬНОГО ВМІСТУ ОЗОНУ НА ВИСОКИХ ШИРОТАХ ПІВНІЧНОЇ ТА ПІВДЕННОЇ ПІВКУЛЬ ЗЕМЛІ

*Наведено результати порівняльного аналізу проявів квазістаціонарних хвиль у довготних розподілах загального вмісту озону на широтах  $60^{\circ}$  N та  $60^{\circ}$  S. Для аналізу використовувалась восьма версія масиву супутникових даних TOMS за 1979–2003 pp. Максимуми збурень розподілів озону планетарними хвиллями спостерігалися у весняно-зимовий період як у північній, так і у південній півкулях Землі. Для аналізу довгострокових варіацій просторових розподілів та їхніх спектральних компонентів було проведено усереднення за три місяці кожного року — за січень–березень для північної півкулі та серпень–жовтень для південної. Виявлене стійке домінування компонента хвилі довготного розподілу із зональним числом 1 для весни південної півкулі. У північній півкулі для більшості років спостережені спостерігається суперпозиція хвиль 1 та 2, причому для деяких років амплітуда хвилі 2 є більшою за амплітуду хвилі 1. Протягом розвитку антарктичної озонової діри з середини 1980-х років фаза довготного розподілу озону на широті  $60^{\circ}$  S значно зсунулася на схід, в той час як на широті  $60^{\circ}$  N зсуву на схід зазнала лише довгота максимуму. В обох півкулях є сильні міжрічні варіації положень та амплітуд квазістаціонарних хвиль.*

### ВСТУП

Одне з перших досліджень квазістаціонарних хвиль і їхніх спектральних компонентів було здійснено в роботі [11]. З того часу багато дослідників вивчали квазістаціонарні хвилі та їхній вплив на глобальні динамічні процеси. Хвильові процеси у стратосфері північної та південної півкуль загалом схожі, проте є і суттєві відмінності: наприклад, зимовий полярний вихор над Антарктикою значно потужніший, ніж над Арктикою. Планетарні хвилі відіграють ключову роль у руйнуванні озонової діри, ось кілька інтенсифікують транспорт озону з нижніх широт, а також беруть участь у руйнуванні полярного вихору навесні [8]. Проте деякі дослідники зазначають, що існування протилежного ефекту, а саме підсилення полярного вихору, також можливе за певних умов [1, 6]. Сильні кореляції між середньою меридіональною циркуляцією та накопиченням озону в середніх широтах північної півкулі у зимові місяці (жов-

тень–березень) знайдено у роботі [9]. Для середньоіональних значень отримано кореляції на рівні 0.70.

Міжрічні варіації довготного розподілу озону на широті  $65^{\circ}$  S для серпня–жовтня 1979–2004 pp. були описані у роботі [5]. У вказані місяці хвильова активність у південній півкулі досягає свого максимуму.

Отримані довготні розподіли були розкладені у ряди Фур'є із виділенням компонентів хвиль (КХ) із зональними числами 1–5. Аналіз КХ показав, що перший компонент (хвиля 1) домінує в усі роки спостережень. Також виявлено, що спостережений довготний розподіл ЗВО за роки дослідження зсунувся на схід із середньою швидкістю  $2^{\circ}$  довготи за рік. Відмічене значне зменшення загального вмісту озону (ЗВО) практично на всіх довготах дослідженої широти за обраний період.

Тренды ЗВО на широтах від  $70^{\circ}$  S до  $70^{\circ}$  N за 1978–1990 pp. вивчалися у роботі [10]. Були отримані статистично суттєві негативні тренди для обох півкуль ( $65^{\circ}$  S– $70^{\circ}$  N) на рівні 5 % за

десятиліття, і на рівні 20 % для широти  $70^{\circ}$  S. Винятком стала лише широта  $60^{\circ}$  N, для якої виявлено незначний позитивний тренд. Зсув мінімуму довготного розподілу ЗВО відзначено для високих широт південної півкулі.

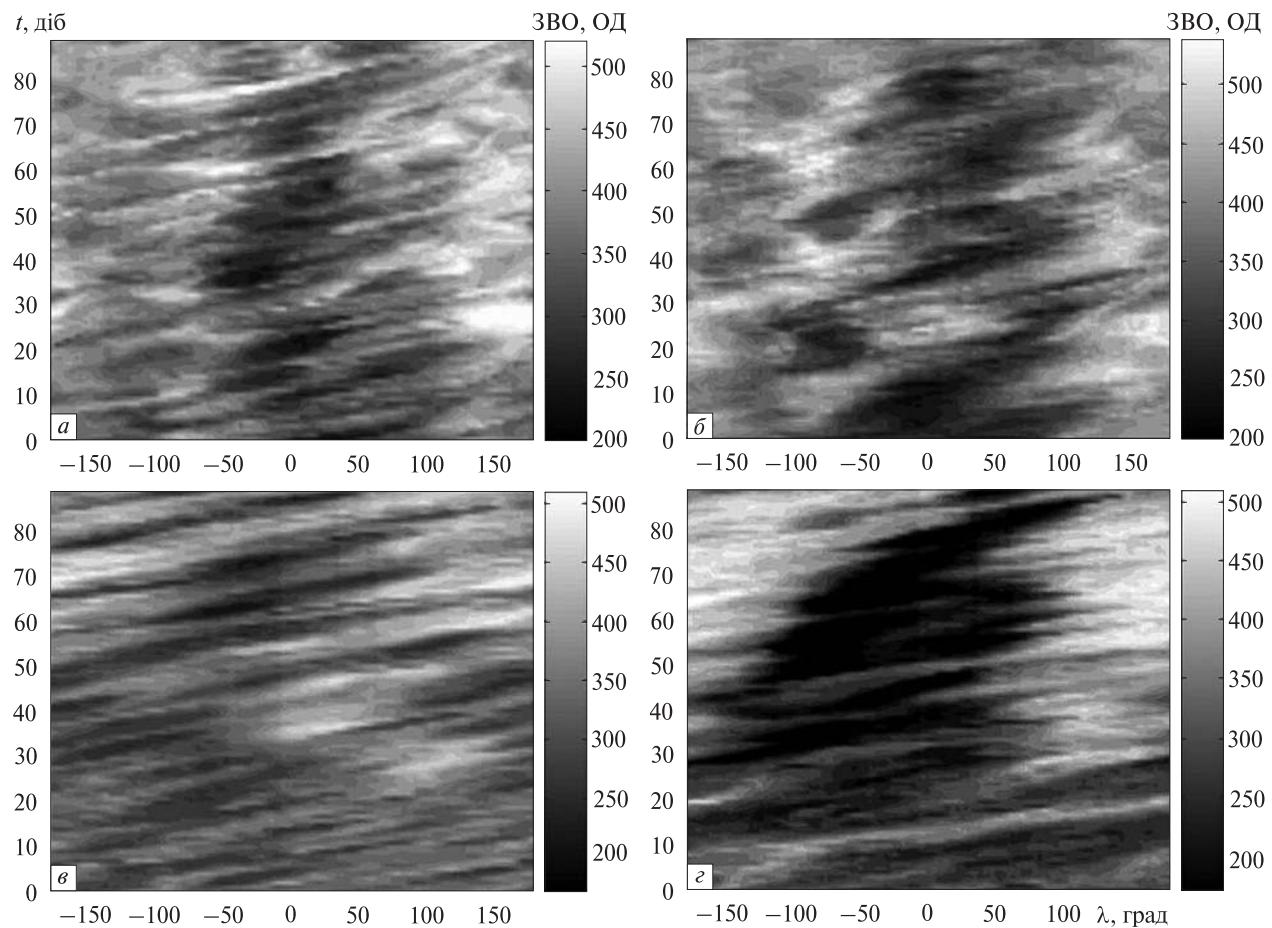
Вплив квазістационарних планетарних хвиль на довготні розподіли ЗВО помірних широт обох півкуль також аналізувався у роботі [7]. Жовтень і лютий місяці були взяті для аналізу у південній та північній півкулях відповідно. За оцінками дослідників, квазістационарні планетарні хвилі спричиняють асиметрію довготних розподілів ЗВО з амплітудами 30–60 ОД (оди- ниць Добсона) для періоду 1979–1996 pp.

Метою даного дослідження було проведення порівняльного аналізу якісних та чисельних ха-

рактеристик квазістационарних хвиль у ЗВО на широтах  $60^{\circ}$  обох півкуль і пошуку можливих взаємозв'язків.

## ОБРОБКА ДАНИХ ТА АНАЛІЗ

Використовувались бази даних TOMS (Total Ozone Mapping Spectrometer) версії v.8 (NIM-BUS-7+Earth-Probe) для 1979–2003 pp., доступні за адресою <http://toms.gsfc.nasa.gov/ftpdata.html>. Вивчення контурних карт ЗВО над Арктикою та Антарктикою виявило асиметрію у зональних розподілах озону пізньої зими — середини весни у південній півкулі та середини зими — ранньої весни у північній. Широти  $60^{\circ}$  N та  $60^{\circ}$  S були обрані для аналізу через те, що це найвищі широти, які повністю захоплюються



**Ruc. 1.** Довготно-часові діаграми ЗВО (у ОД) для 1983 та 2003 pp.: *a* — січень—березень 1983 р.,  $60^{\circ}$  N; *б* — січень—березень 2003 р.,  $60^{\circ}$  N; *в* — серпень—жовтень 1983 р.,  $60^{\circ}$  S; *г* — серпень—жовтень 2003 р.,  $60^{\circ}$  S. Час *t* відмірюється від 1 серпня до 31 жовтня (південна півкуля) чи від 1 січня до 31 березня (північна півкуля)

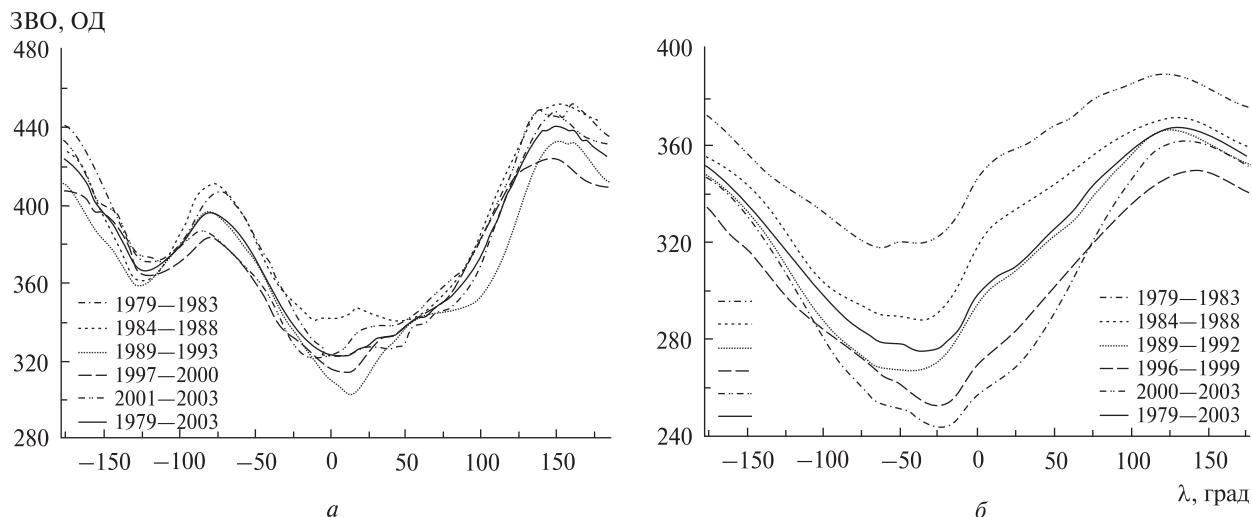


Рис. 2. Довготні розподіли ЗВО на широтах  $60^\circ$  N (a) та  $60^\circ$  S (b), усереднені за декілька років

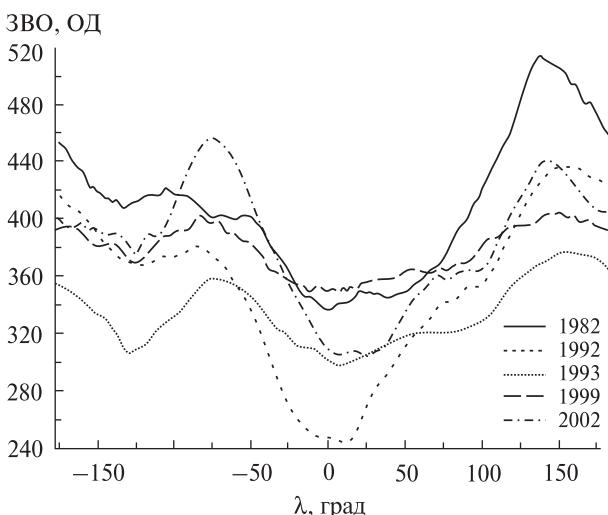


Рис. 3. Довготні розподіли ЗВО, що найбільше відрізняється від середнього розподілу для всього періоду

супутниковими спостереженнями протягом зимових місяців. Поодинокі прогалини у даних заповнювались інтерпольованими значеннями. На початку квітня та грудня для північної та південної півкуль відповідно полярний вихор відступає за широту  $60^\circ$  у напрямку полюса. Саме тому для аналізу вибрано січень — березень місяці для північної та серпень — жовтень для південної півкулі.

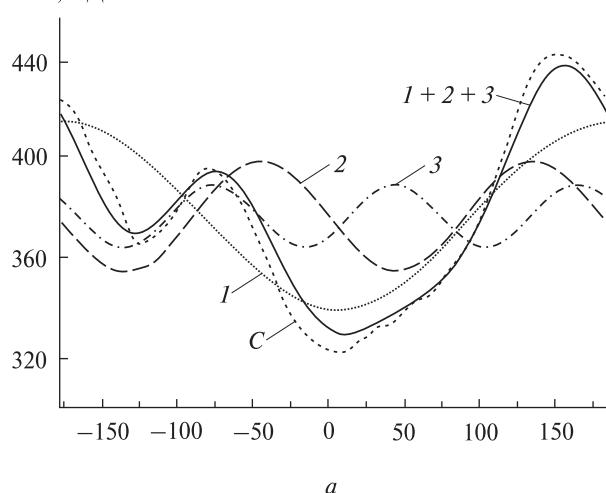
Для усіх років спостережень були побудовані довготно-часові діаграми (діаграми Ховмольле-

ра), які потім аналізувались. На рис. 1 приведено такі діаграми для 1983 та 2003 рр. Біжучі планетарні хвилі на рисунку видимі як тонкі похилі особливості, в той час як квазістационарні хвилі є крупномаштабними особливостями із низькою довготною рухливістю.

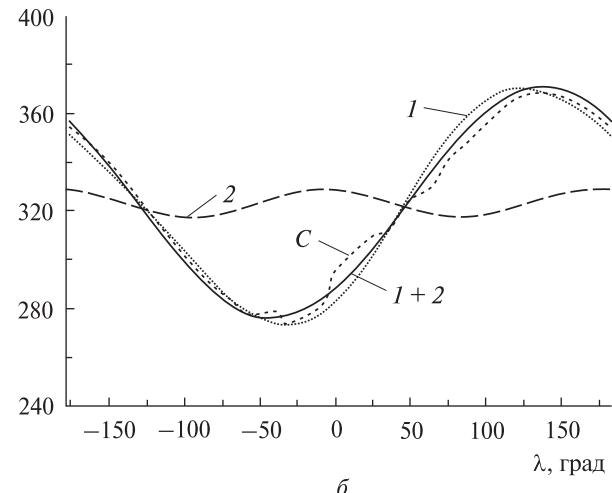
## РЕЗУЛЬТАТИ

Усереднені за 3–5 років довготні розподіли ЗВО приведені на рис. 2. Різні інтервали усереднення (3, 4 і 5 років) використовувалися для уникнення прогалини у спостереженнях 1994–1995 рр. Як бачимо, квазістационарні хвилі у північній та південній півкулях мають суттєві відмінності. У загальному розподілі південної півкулі домінує хвиля 1, у той час як у північній маємо домінування суперпозиції хвиль 1 та 2. У південній півкулі ЗВО має монотонний негативний тренд, особливо в області мінімуму розподілу. Довготи максимуму, та особливо мінімуму розподілу виявляють зсув на схід протягом досліджуваного періоду. Цей результат узгоджується із роботою [2], в якій вказується на зсув мінімуму квазістационарної хвилі на широтах  $55\text{--}80^\circ$  із швидкістю, більшою за швидкість зсуву максимуму у 1.5–2 рази. Довготний розподіл ЗВО у північній півкулі не має настільки очевидних трендів, проте зазнає сильних міжрічних варіацій (рис. 3).

ЗВО, ОД



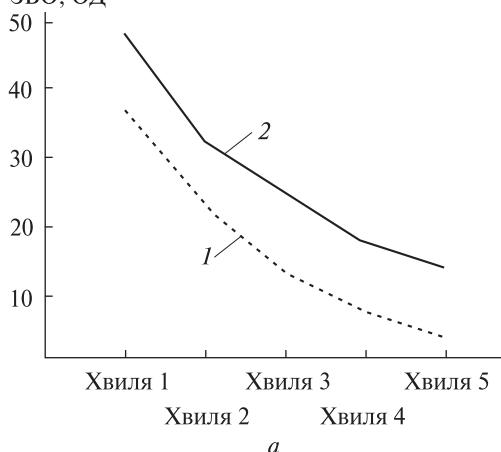
*a*



*б*

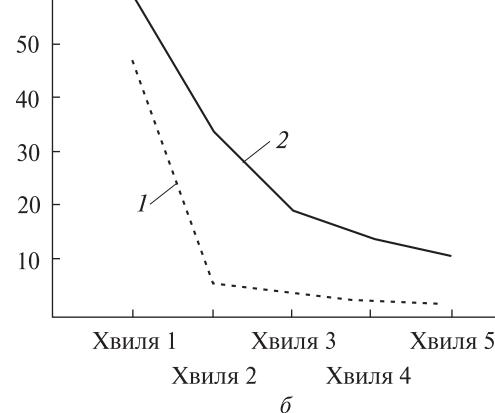
**Рис. 4.** Апроксимація середніх довготних розподілів (1979–2003 рр.) квазістационарними хвиллями перших порядків на широтах 60° N (*а*) та 60° S (*б*): 1, 2, 3 – компоненти 1–3, C – спостереження, 1+2+3 – сума перших компонентів

ЗВО, ОД



*а*

60



*б*

**Рис. 5.** Амплітуди квазістационарних (1) і абсолютнох (2) складових довготних розподілів ЗВО на широтах 60° N (*а*) та 60° S (*б*), усереднених за 1979–2003 рр.

Із аналізу розподілів квазістационарних хвиль в окремі роки і у різних півкулях було виявлено таку цікаву деталь. Якщо аномально високий вторинний максимум у північній півкулі супроводжується аномально низьким первинним максимумом (відношення первинного максимуму до вторинного для 2002 року було меншим за одиницю), то спостережувана через півроку озонова діра у південній півкулі виявляється аномально малою за площею. Такими аномаль-

ними роками в Антарктиці були: 1988 р. (мала та короткоживуча озонова діра), 1991 р. (велика амплітуда квазістационарної хвилі і її зсув на захід, ранній колапс озонової діри), 2002 р. (мала за площею і короткоживуча, проте глибока озонова діра).

У 1993 р. ЗВО зазнав значного зменшення практично на всіх широтах через виверження вулкану Пінатубо (1991 р.). У 1999 р. аномально плоский довготний розподіл спостерігався у

## Характеристики хвиль у північній та південній півкулях та їхні стандарти похибки

Особливість (для періоду 1979–2003 рр.)	60° S	60° N
Тренд значень ЗВО у максимумах розподілів, % за десятиріччя	$-5 \pm 2.5$	$-3 \pm 6$
Тренд значень ЗВО у мінімумах розподілів, % за десятиріччя	$-13 \pm 4$	$-2.5 \pm 8$
Тренд амплітуди квазістанціонарної хвилі, ОД за десятиріччя	$+19 \pm 8$	$-4 \pm 11$
Середня довгота максимуму хвилі 1	122° E	174° E
Середня довгота мінімуму хвилі 1	27° W	3° W
Зсув фази хвилі 1	41° на схід	Відсутній
Зсув фази хвилі 2	Відсутній	Відсутній

північній півкулі, а у 1982 р., також у північній півкулі, спостерігалися екстремально високі значення ЗВО, особливо в області первинного максимуму. Виверження вулкану Ель-Чичон (Мексика), яке відбулося 29 березня 1982 р., проявилося у стратосфері через рік.

З метою видлення з розподілів ЗВО складових квазістанціонарних хвиль до них був застосований розклад у ряд Фур'є. Отримано відносні амплітуди і фази складових із хвильовими числами 1–5. Аналіз цих складових підтверджив попередній висновок про домінування хвилі 1 на широті 60° S та суперпозиції хвиль 1 і 2 на широті 60° N (рис. 4). Аналіз трендів фаз квазістанціонарних складових показав, що вони статистично несуттєві (тренди відсутні) для усіх складових на обох широтах, за винятком хвилі 1 на широті 60° S, яка зазнала зсуву на схід на 45° з 1979 по 2003 рр. [2].

На рис. 5 порівнюються значення амплітуд «абсолютних» і «квазістанціонарних» спектральних складових 1–5. Під «абсолютними» слід розуміти усереднені за всі роки компоненти зі змінами від року до року фазами. Термін «квазістанціонарні» тут означає, що усереднення розподілів за всі роки спостережень (1979–2003 рр.) було зроблено ще до фур'є-аналізу. Видно, що для південної півкулі вклад квазістанціонарної хвилі 2 дуже малий порівняно із вкладом хвилі 1. Цей результат подібний результатам, отриманим у роботі [5] для широти 65° S.

## ВИСНОВКИ

Порівнюючи загальну картину поведінки квазістанціонарних хвиль на широтах 60° N та 60° S, можна зробити такі узагальнення.

У південній півкулі протягом періоду 1979–2003 рр. явно домінували компоненти із хвильовим числом 1, що мають порівняно стійкі від року до року фазу і амплітуду. Довготний розподіл ЗВО у північній півкулі загалом непогано описується суперпозицією хвиль 1 і 2, проте в деякі роки (див. рис. 3) значно відхиляється від середнього. Вищі гармоніки у південній півкулі вносять незначний вклад у загальний розподіл, в той час як у північній навіть вклад третьої гармоніки є суттєвим. Положення мінімумів ЗВО на широтах 60° N і 60° S дуже близькі (5° E і 37° W). У північній півкулі положення екстремумів квазістанціонарної хвилі слабо змінилися за роки спостережень. У південній півкулі фаза квазістанціонарної хвилі проявляє повільний, проте стійкий зсув на схід. Запропоновано індикатор, який може вказувати на аномально малу озонову діру в Антарктиці ще за півроку до її появи. Таким передвісником, можливо, є зменшення відношення первинного та вторинного максимумів квазістанціонарної хвилі ЗВО взимку та на початку весни північній півкулі.

Використано дані супутникових спостережень загального вмісту озону спектрометром TOMS (<http://toms.gsfc.nasa.gov/ftpdata.html>).

*Робота частково підтримана Київським національним університетом імені Тараса Шевченка в рамках проекту 06BF051-12. Дослідження здійснювалися за участі в програмах ORACLE-O3 та SCAR ICESTAR в рамках проведення Міжнародного полярного року 2007/2008. Автор вдячний Г. Мілінєвському, О. Євтушевському, А. Грицаю за корисні поради.*

1. Castanheira J. M., et al. Does the troposphere respond to polar stratospheric vortex strengthening by increasing planetary wave generation? // Geophys. Res. Abstrs. — 2008. — 10. — EGU2008-A-11255.
2. Grytsai A., Evtushevsky O., Agapitov O., et al. Structure and long-term change in the zonal asymmetry in Antarctic total ozone during spring // Ann. Geophys. — 2007. — 25, N 2. — P. 361–374.

3. Grytsai A., Evtushevsky O., Milinevsky G. Anomalous quasi-stationary planetary waves over the Antarctic region in 1988 and 2002 // Ann. Geophys. — 2008. — **26**, N 5. — P. 1101–1108.
4. Grytsai A., Grytsai Z., Evtushevsky A., Milinevsky G. Interannual variability of planetary waves in the ozone layer at 65°S // IJRS. — 2005. — **26**, N 16. — P. 3377–3387.
5. Grytsai A., Grytsai Z., Evtushevsky A., et al. Zonal wave numbers 1–5 in planetary waves from the TOMS total ozone at 65°S // Ann. Geophys. — 2005. — **23**. — P. 1565–1573.
6. Li Q., Graf H.-F., Giorgi M. A. Stationary planetary wave propagation in Northern Hemisphere winter — climatological analysis of the refractive index // Atmos. Chem. Phys. Discuss. — 2006. — **6**. — P. 9033–9067.
7. McCormack J., Miller A., Nagatani R., Fortuin F. Interannual variability in the spatial distribution of extratropical total ozone // Geophys. Res. Lett. — 1998. — **25**, N 12. — P. 2153–2156.
8. Murry L. S., Callaghan P. F. Influence of planetary wave activity on the stratospheric final warming and spring ozone // J. Geophys. Res. — 2007. — **112**.
9. Nikulin G., Karpechko A. The mean meridional circulation and midlatitude ozone buildup // Atmos. Chem. Phys. — 2005. — **5**. — P. 3159–3172.
10. Niu X., Frederick J., Stein L., Tiao G. Trends in column ozone based on TOMS data — Dependence on month, latitude and longitude // J. Geophys. Res. — 1992. — **97D**, N 13. — P. 14,661–14,669.
11. Wu M. F., Geller M. A., Nash E. R., Gelman M. E. Global atmospheric circulation statistics — four year averages // NASA Technical Memorandum 100690. — 1987.

Надійшла до редакції 24.02.09

V. V. Lozitsky

#### COMPARISON OF TOTAL OZONE CONTENT DISTRIBUTION OVER NORTHERN AND SOUTHERN HIGH LATITUDES

Our results of comparative analysis of quasi-stationary wave (QSW) influence on total ozone content (TOC) distribution over 60N and 60S latitudes are presented. Version 8 of TOMS total ozone satellite data for 1979–2003 years was used for visualization of the variations of the longitudinal ozone distribution. The 3-month averaging for each year was used to obtain QSW spatial distribution and their spectral components. Long-term changes of QSW characteristics are compared for Arctic and Antarctic regions. The quasi-stationary planetary wave 1 is prevailing in the Southern hemisphere (SH) during the spring period, while in Northern hemisphere (NH) the wave 1 is also predominating, although in separate years the wave 2 dominates. The maximal TOC disturbances by planetary waves are observed in the winter–spring period both in NH (January–March) and SH (August–October). During the Antarctic ozone hole development (from the mid-1980s and so far) QSW position at 60S changed in the way of eastward rotation, whereas in the latitude 60N only position of QSW maximum slightly moved, also eastward. At means of yearly QSW variations, both hemispheres show strong variability in positions and amplitudes.

УДК 550.385.37:550.388

Д. А. Дзюбанов<sup>1</sup>, Л. Я. Емельянов<sup>1</sup>, Л. Ф. Черногор<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Інститут іоносфери Національної академії наук і Міністерства освіти і науки України, Харків

<sup>2</sup>Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна

## ДИНАМИКА ПЛАЗМЫ ИОНОСФЕРЫ НАД ХАРЬКОВОМ В ПЕРИОД СОЛНЕЧНОГО ЗАТМЕНИЯ 1 АВГУСТА 2008 Г.

*Описано результати спостереження за динамічними процесами поблизу максимуму іонізації шару F2 та у зовнішній іоносфері, які були викликані частковим (близько 0.42) сонячним затемненням (СЗ) 1 серпня 2008 р. поблизу м. Харкова. Продемонстровано, що під час СЗ відбувалася характерна (2–3 год) перебудова іоносфери та іоносферно-плазмосферних процесів спочатку до нічних, а потім до денних умов. Оцінено потоки плазми із плазмосфери в іоносферу та у зворотному напрямку. Концентрація електронів у шарі F2 зменшувалася на  $32 \pm 3\%$ . Результати цього експерименту узгоджуються з результатами наших попередніх досліджень.*

### ВВЕДЕНИЕ

В последнее время стало понятным, что качественно новое понимание наблюдаемых процессов во всех геосферах, и в околосземной космической среде в частности, а также построение физико-математических моделей этих процессов невозможно без представлений о том, что Земля — атмосфера — ионосфера — магнитосфера (ЗАИМ) является единой системой [15—19]. Важно, что эта система — открытая динамическая и нелинейная. Между подсистемами есть прямые и обратные, положительные и отрицательные связи. Воздействие на систему ЗАИМ источников высокой энергии приводит к перестройке характера взаимодействия подсистем.

Солнечное затмение (СЗ) относится к источникам высокой энергии. Оно приводит к существенному изменению параметров околосеменной среды и взаимодействий между подсистемами. Изучению воздействия СЗ на среду посвящено значительное количество работ. В работах [1, 7, 8, 14, 20, 23] использовались методы наблюдений, дающие ограниченный объем информации о процессах, сопутствующих СЗ. Более полную

информацию в широком диапазоне высот получают при помощи метода некогерентного рассеяния (НР) [2—6, 8, 9, 13, 24]. Этот метод позволяет получить сведения о параметрах плазмы и ее движениях, а значит, открывает возможности изучения взаимодействия подсистем в системе ЗАИМ, в частности взаимодействия ионосферы и плазмосферы.

Цель работы — изложение результатов наблюдения за переносом плазмы из плазмосферы в ионосферу и в противоположном направлении в период частного СЗ вблизи г. Харькова.

### ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СОЛНЕЧНОМ ЗАТМЕНИИ

Солнечное затмение началось 1 августа 2008 г. в 08:04 (здесь и далее мировое время) в северной части Канады, а закончилось в 12:38 в Китае. Центральная линия затененной области пересекла Гренландию, Арктику, Новую Землю, Центральную Россию (города Надым, Нижневартовск, Барнаул и др.), Монголию и Китай. Ширина этой области составляла 237 км, а скорость ее движения — около 900 м/с. Максимальное по продолжительности полное затмение имело место в 10:21 UT.

В месте проведения измерений (вблизи г. Харькова) покрытие диаметра диска Солнца достигало 0.42. При этом максимальная затененная площадь диска составляла около 0.31. СЗ началось в 09:11, а закончилось в 11:17, главная фаза имела место в 10:15.

Вид функции  $A(t) = S(t) / S_0$  покрытия диска Солнца приведен на рис. 1 ( $S$  — площадь покрытой части диска,  $S_0$  — площадь диска). Видно, что в момент главной фазы  $A_{\max} = 0.31$ .

## СОСТОЯНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ ПОГОДЫ

Состояние космической погоды удобно описывать в терминах временных вариаций плотностей потоков протонов и электронов, межпланетного магнитного поля,  $H_p$ -компоненты геомагнитного поля, а также индексов авроральной и магнитной активностей ( $AE$ ,  $K_p$  и  $D_{st}$ ).

Охарактеризуем кратко состояние космической погоды в период с 29 июля по 4 августа 2008 г. Затмению предшествовало малосущественное магнитное возмущение (индекс  $K_p$  изменился от 0 до 2). Незначительными были вариации плотности потока протонов. Плотность потока электронов изменялась по квазипериодическому закону с периодом около 1 сут в пределах  $(2-5) \cdot 10^6 \text{ м}^{-2}\text{с}^{-1}\text{ст}^{-1}$ . Компонент  $B_z$  хаотически варьировал в пределах  $\pm(2-3)$  нТл. Малосущественными были флуктуации уровня  $B_t$  (около  $\pm 1$  нТл). Достаточно упорядоченными с периодом в 1 сут были вариации  $H_p$ -компоненты геомагнитного поля (в пределах 50 нТл). Значения индекса  $D_{st}$  также хаотически флюктуировали в пределах  $\pm(3-5)$  нТл. Вариации индекса  $AE$  были незначительными, но в отдельные временные интервалы достигали 300 нТл.

Таким образом, день затмения 1 августа 2008 г. был спокойным. Это обстоятельство существенно облегчало выделение возмущений, связанных с затмением.

## СРЕДСТВА И МЕТОДЫ

**Радар некогерентного рассеяния.** Радар расположен в Ионосферной обсерватории Института ионосферы ( $49^{\circ}36' \text{ с.ш.}, 36^{\circ}18' \text{ в.д.}$ ). Основные параметры радара следующие: частота 158 МГц,

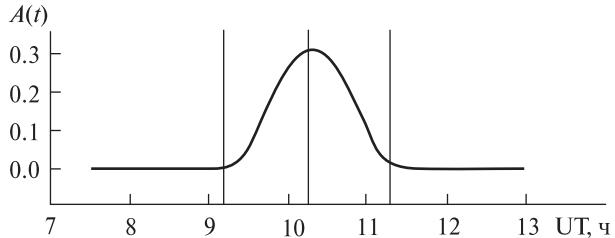


Рис. 1. Временные изменения функции  $A(t)$  покрытия диска Солнца

диаметр зенитной параболической антенны 100 м, эффективная площадь антенны  $3700 \text{ м}^2$ , коэффициент усиления антенны — около  $10^4$ , ширина основного лепестка диаграммы направленности около  $1^\circ$ , импульсная и средняя мощности радиопередающего устройства достигают 3.6 МВт и 100 кВт соответственно, длительность импульса  $\tau_p \leq 800 \text{ мкс}$ , частота следования импульсов  $F = 24.4 \text{ Гц}$ . Полоса пропускания фильтра радиоприемного устройства составляет 5.5...9.5 кГц.

Погрешность получаемых параметров ионосферы обычно не превышает 5—10 % в дневное время и 15—30 % в ночное время.

**Ионозонд.** Ионозонд «Базис» предназначен для общего контроля состояния ионосферы и калибровки мощности НР-сигналов. Ионозонд расположен в Ионосферной обсерватории рядом с радаром НР. Погрешность отсчета частоты на ионограммах не хуже 0.1 МГц, а критической частоты — 0.05 МГц.

**Определение скорости движения плазмы.** Скорость движения плазмы определяется по измеренным квадратурным составляющим комплексной корреляционной функции (КФ)  $\rho_{Im}(t_j, \tau_k)$  и  $\rho_{Re}(t_j, \tau_k)$  некогерентно рассеянного сигнала, спектр которого переносится в область низких частот с помощью синхронного детектирования.

Высотный профиль вертикальной составляющей скорости  $V_z(z)$  может вычисляться по измеренным квадратурным составляющим комплексной КФ НР-сигнала на основе следующего соотношения [21]:

$$V_z = -\frac{\lambda}{4\pi} \frac{d\varphi}{d\tau}, \quad (1)$$

где  $\lambda$  — длина радиоволны,

$$\varphi = \arctg \frac{\rho_s(\tau)}{\rho_c(\tau)},$$

$\rho_s(\tau)$  и  $\rho_c(\tau)$  — синусная и косинусная составляющие коэффициента корреляции.

При численном дифференцировании вместо (1) используется соотношение

$$V_z \approx -\frac{\lambda}{4\pi} \frac{\Delta\varphi}{\Delta\tau}, \quad (2)$$

где  $\Delta\tau$  — величина шага дискретизации,  $\Delta\varphi$  — изменение функции  $\varphi(\tau)$  на интервале  $\Delta\tau$ .

Для повышения точности оценки скорости целесообразно применять усреднение  $V_z$  по  $n$  значениям, т. е. вместо (2) вычисления проводить по формуле

$$V_z = -\frac{\lambda}{4\pi n} \sum_{k=1}^n \frac{\Delta\varphi_k}{\Delta\tau}. \quad (3)$$

Однако и после усреднения при  $n = 9$  оценка (3) остается неустойчивой. Поэтому здесь мы использовали методику, описанную в работах [10, 11]. В этом случае

$$V_z(z_j) = -\frac{1}{n} \frac{\lambda}{4\pi} \sum_{k=k_{\min}}^{k_{\min}+n-1} (\varphi_{jk} - \varphi_{j0}) / \tau_k, \quad (4)$$

или

$$V_z(z_j) = -\frac{\lambda}{4\pi} \frac{\sum_{k=k_{\min}}^{k_{\min}+n-1} (\varphi_{jk} - \varphi_{j0}) \rho^2(t_j, \tau_k) \tau_k}{\sum_{k=k_{\min}}^{k_{\min}+n-1} \rho^2(t_j, \tau_k) \tau_k^2}, \quad (5)$$

$$\varphi_{jk} = \arctg r_{jk}, \quad \varphi_{j0} = \arctg r_{j0},$$

$$r_{jk} = \rho_{\text{Im}}(t_j, \tau_k) / \rho_{\text{Re}}(t_j, \tau_k),$$

$$r_{j0} = \rho_{\text{Im}}(t_j, 0) / \rho_{\text{Re}}(t_j, 0),$$

$$\rho^2(t_j, \tau_k) = \rho_{\text{Im}}^2(t_j, \tau_k) + \rho_{\text{Re}}^2(t_j, \tau_k),$$

где  $\tau_k = k\Delta\tau$ , при используемом в данной работе режиме зондирования ионосферы длинным импульсом  $\Delta\tau = 61$  мкс,  $k = 1 \dots 9$  (чаще всего  $k_{\min} = 1$ ).

Преимущество варианта (5) по сравнению с (4) состоит в уменьшении статистической пог-

решности измерения  $V_z$  за счет учета веса каждой ординаты КФ сигнала. Отметим, что в выражениях (4), (5) в качестве  $\rho(t_j, \tau_k)$  фигурируют оценки коэффициентов корреляции, получаемые в результате обработки случайных сигналов.

Ненормированные КФ и мощности сигнала НР, используемые для определения коэффициентов корреляции, вычисляются в виде разности оценок статистических параметров выходных сигналов приемника (мощности и корреляционной функции аддитивной смеси сигнала и шума) для каждой выборки  $j$  и соответствующих параметров шума, усредненных по множеству замеров в конце развертки дальности, где уровень НР-сигнала пренебрежимо мал.

Обработка данных включает в себя определение значений мощности и корреляционной функции НР-сигнала для каждого дискретного времени запаздывания  $t_j$ , соответствующего высоте  $z_j = ct_j/2$ , при фиксированных задержках  $\tau_k$  в виде разности оценок статистического параметра смеси сигнал+шум и соответствующего параметра шума, коррекцию результатов обработки и нормирование КФ.

В результате первичной обработки в реальном времени для каждой высоты  $z_j = ct_j/2$  определяются базовые оценки статистических характеристик НР-сигнала при временном накоплении, равном 1 мин.

Вторичная обработка включает в себя отбраковку данных, подверженных искажениям, усреднение статистических характеристик НР-сигнала по высоте (с учетом трапециoidalного усреднения КФ НР-сигнала, описанного в работе [22]) и, при необходимости, по времени, вычисление скорости  $V_z$  согласно выражениям (4) или (5). Отметим, что отбраковка данных осуществляется преимущественно при наличии помех, вызванных отражением зондирующими сигналами от летающих объектов (космические аппараты, космический мусор, метеороиды и т. п.). Интервал усреднения по времени для определения  $V_z$  устанавливается в зависимости от условий измерений и обычно равен 15 мин.

**Погрешность оценки скорости движения плазмы.** Эта погрешность зависит от отношения сигнал/шум  $q$ , количества  $n$  дискретных интер-

валов времени, количества  $n_1$  значений, по которым производится усреднение.

При ряде упрощающих предположений нами получена оценка сверху относительной погрешности определения  $V_z$ :

$$\tilde{\sigma}_V = \frac{\sigma_V}{\bar{V}_z} = 2 \sqrt{\frac{2(2 + \sqrt{2})}{nn_1q}},$$

где  $\sigma_V^2$  — дисперсия оценки  $V_z$ ,  $\bar{V}_z \neq 0$  — среднее значение скорости.

При  $n = 9$ ,  $n_1 = 45$  (интервал усреднения 45 мин) имеем

$$\tilde{\sigma}_V \approx \frac{0.25}{\sqrt{q}}.$$

Значения оценок  $\tilde{\sigma}_V$  приведены в табл. 1. Видно, что получение  $V_z$  с приемлемой относительной погрешностью (меньше 50 %) возможно лишь на тех высотах, где  $q \geq 0.25$ . В данных измерениях такие значения  $q$  имеют место при  $z \leq 470$  км.

Абсолютная средняя квадратичная погрешность измерения  $V_z$  на высотах области  $F$  при 15-минутном накоплении составляет 5—20 м/с при  $q > 0.2$ . В районе максимума ионизации она может быть снижена до 2 м/с за счет оптимизации работы аппаратуры радара и методов обработки.

## РЕЗУЛЬТАТЫ НАБЛЮДЕНИЙ

**Вариации концентрации электронов.** Измерения временной зависимости критической частоты  $f_0F2$  на ионограммах, получаемых при помощи ионозонда «Базис», позволило проследить за временными вариациями концентрации электронов  $N$ . Зависимость  $f_0F2(t)$  приведена на рис. 2. Видно, что до затмения  $f_0F2$  изменялась от 4.5 до 4.85 МГц. Уменьшение критической частоты началось примерно за 45 мин до первого контакта небесных тел.

По мере покрытия диска Солнца значения  $f_0F2$  уменьшались от  $4.85 \pm 0.05$  до  $4.00 \pm 0.05$  МГц.

Таблица 1. Зависимость относительной погрешности оценки скорости движения плазмы от отношения сигнал/шум (интервал усреднения — 45 мин)

$q$	0.1	0.25	0.5	0.75	1.0	2.5	5	7.5	10	15	20
$\tilde{\sigma}_V$	0.79	0.50	0.35	0.29	0.25	0.16	0.11	0.09	0.08	0.06	0.056

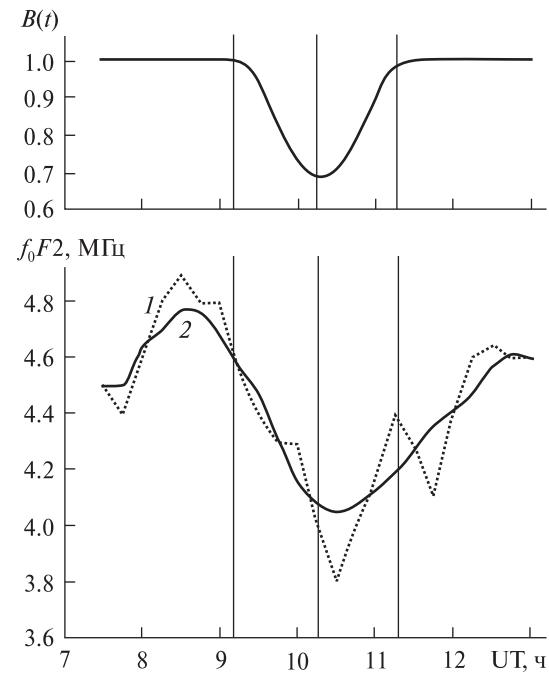
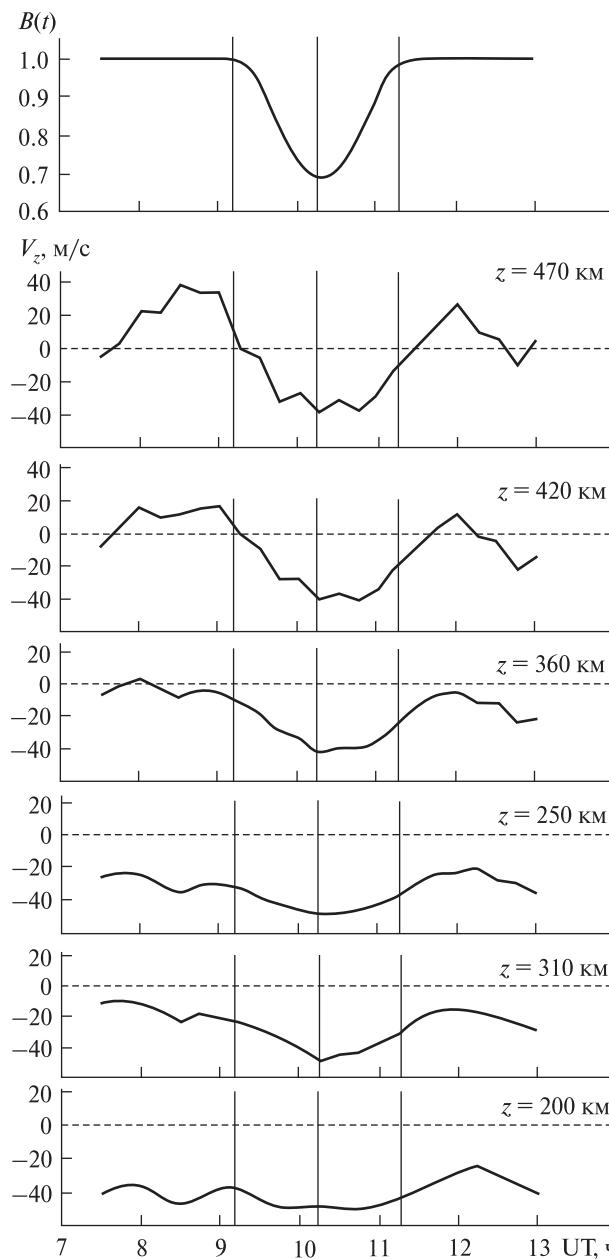


Рис. 2. Временные вариации функции  $B(t) = 1 - A(t)$  и критической частоты  $f_0F2$  для обыкновенной составляющей следа на ионограммах: 1 — значения, полученные с 15-минутной дискретизацией, 2 — сглаженные при помощи скользящего среднего на интервале 75 мин

Им соответствовало уменьшение концентрации электронов от  $N = 2.84 \cdot 10^{11}$  до  $N_{\min} = 2.00 \times 10^{11} \text{ м}^{-3}$ . Максимальное значение  $\delta f_0F2 \approx 0.8 \text{ МГц}$ . При этом уменьшение концентрации электронов  $\Delta N = 8.4 \cdot 10^{10} \text{ м}^{-3}$ ,  $N_{\min}/N = 0.68 \pm 0.03$  и  $\delta_N = \Delta N/N \approx 32.0\%$ . С учетом погрешности измерения  $f_0F2$  имеем  $\delta_N = 32 \pm 3\%$ .

Примерно после главной фазы СЗ значения  $f_0F2$  изменились по квазипериодическому закону. Величина квазипериода  $T \approx 70$  мин, а амплитуда  $\delta f_0F2 = 0.2 \text{ МГц}$ . При этом  $\delta_N = 10\%$ . Продолжительность этого процесса была не менее 2 ч.

**Временные вариации скорости движения плазмы.** На рис. 3 показаны временные вариации вертикальной составляющей скорости движе-



**Рис. 3.** Временные вариации функции  $B(t)$  (верхняя панель) и вертикальной составляющей  $V_z$  скорости движения плазмы на различных высотах (результаты скользящего усреднения по 45 мин)

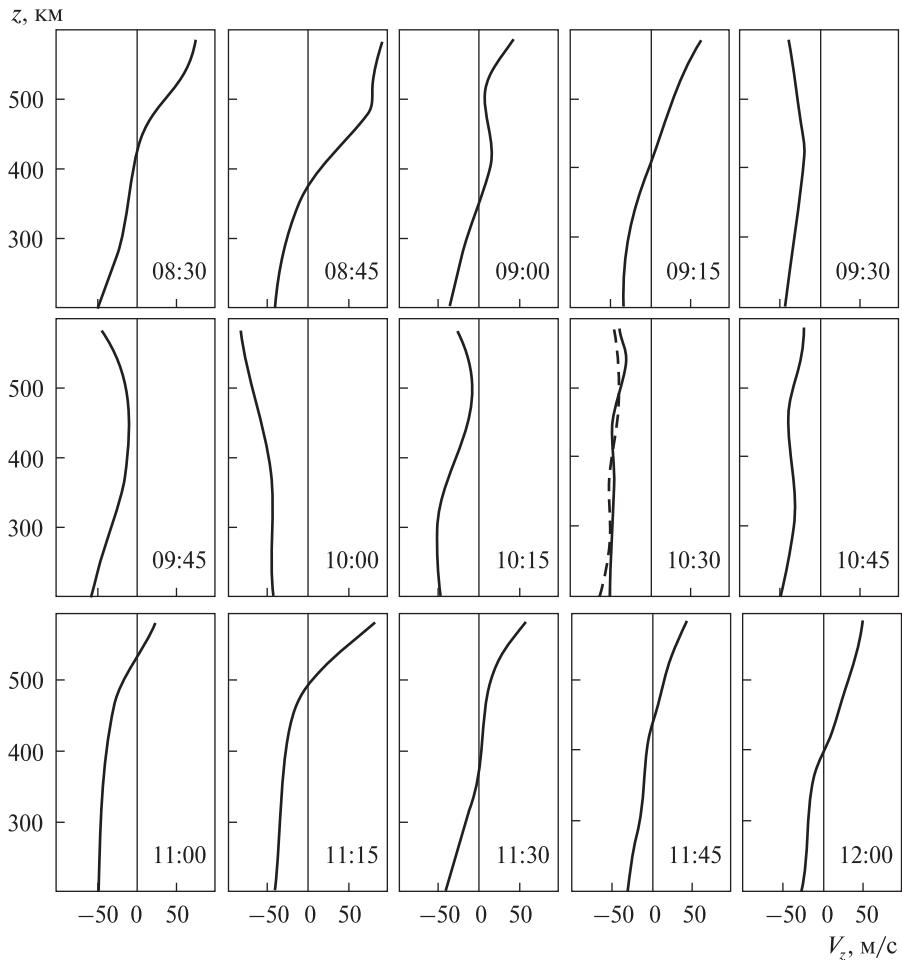
ния плазмы  $V_z$  для ряда высот ионосферы в диапазоне 200—470 км (отношение мощности некогерентно рассеянного сигнала на этих высотах к мощности шума  $q > 0.2$ ). Видно, что временной ход  $V_z(t)$  на всех высотах практически

повторяет ход функции  $B(t) = 1 - A(t)$ , где  $A(t)$  — функция покрытия. На высотах  $z \approx 250\ldots360$  км модуль скорости (здесь  $V_z < 0$ , плазма движется вниз) увеличился от 10—25 до 50 м/с, а на высотах, близких к  $z \approx 200$  км, он изменился незначительно: от 38 до 50 м/с. В то же время в диапазоне высот 360—470 км модуль скорости увеличился на 35—40 м/с. До СЗ на высотах 400—470 км  $V_z = 10\ldots50$  м/с, а вблизи главной фазы затмения  $V_z \approx -35\ldots-40$  м/с. Это означает, что в верхней части изучаемой области ионосферы затмение соответствует переходу от дневных условий к ночных. На этих высотах в ночное время поток плазмы направлен из плазмосферы в ионосферу. Плазмосфера «подпитывает» ночную ионосферу плазмой. Подобные процессы наблюдались вблизи главной фазы СЗ. После окончания затмения в диапазоне высот 400—580 км скорость снова стала положительной и достигла значений 25—55 м/с на высотах 470 и 580 км соответственно. Поток плазмы, как и до СЗ, здесь направлен вверх: ионосфера «подпитывает» плазмосферу.

Переход к дневной ионосфере завершился к 12:15, т. е. через 1 ч после окончания затмения.

**Высотные вариации скорости движения плазмы.** Высотные профили  $V_z(z)$  для различных моментов времени показаны на рис. 4. Видно, что до СЗ переход от отрицательных значений скорости к положительным осуществляется на высоте  $z \approx 390\ldots420$  км. Примерно через 20 мин после наступления затмения на всех высотах  $V_z < 0$ . Это продолжалось около 90 мин. После 10:50 на высоте  $z \approx 530$  км и выше скорость стала положительной. Постепенно высота, где  $V_z = 0$ , опускалась вниз. В 12:00 она составила около 400 км, а в 12:15 — 360 км. К этому времени эффекты СЗ практически закончились.

Отметим, что высотный профиль скорости  $V_z$ , полученный вблизи главной фазы СЗ в 10:15, несколько отличается от ожидаемого на высотах 400—530 км из-за уменьшения модуля  $V_z$  на 20—50 м/с в этом диапазоне высот, тем не менее знак скорости не изменяется. Этот эффект подлежит более тщательному анализу. Добавим, что на графике высотного профиля  $V_z(z)$ , полученного в 10:30, штриховой линией показан про-



**Рис. 4.** Высотные зависимости вертикальной составляющей  $V_z$  скорости движения плазмы для различных временных интервалов (усреднение по 15 мин). Штриховой линией показана высотная зависимость  $V_z$  для вечернего времени (20:00) 18 августа 2008 г.

филь  $V_z(z)$ , измеренный 18 августа 2008 г. в 20:00. Видно сходство высотных вариаций скорости движения плазмы в вечернее время и днем вблизи главной фазы СЗ.

## ОБСУЖДЕНИЕ

Динамика ионосферной плазмы при помощи харьковского радара НР изучалась нами в течение СЗ 11 августа 1999 г. (функция покрытия около 73 %), 31 мая 2003 г. (64 %), 3 октября 2005 г. (13 %), 29 марта 2006 г. (70 %) и 1 августа 2008 г. (31 %) [2—9, 11—14, 24]. Для всех затмений качественная картина была сходной. После покрытия диска Солнца на высотах, больших 400—500 км, скорость плазмы постепенно уменьшалась и становилась отрицательной. Минимальные (т. е. наибольшие по модулю) значения  $V_z$  достигались вблизи главной фазы

СЗ. После этого скорость постепенно увеличивалась (изменялась в сторону положительных значений) и достигала своего дневного значения, равного 30—50 м/с. Иначе говоря, затмение сначала вызывало переходные процессы, подобные тем, которые имеют место в вечернее время, а затем процессы, свойственные утреннему времени. Отличие состояло лишь в том,

**Таблица 2. Плотность потока частиц плазмы для характерных моментов времени (высота — 470 км)**

Время, UT	$V_z$ , м/с	$N, 10^{10} \text{ м}^{-3}$	$\Pi, 10^{12} \text{ м}^{-2}\text{с}^{-1}$
08:45	33	5.7	1.9
09:15	1	5.4	0.05
10:30	-31	4.6	-1.4
11:15	-10	4.4	-0.4
12:15	10	5.2	0.5

что такие переходы от «светлого» времени к «темному» и наоборот длились около 1 ч. В вечернее и утреннее время аналогичные процессы имеют длительность по несколько часов.

Изменение знака скорости свидетельствует об изменении направления движения плазмы. Результаты расчета плотности потока частиц плазмы  $\Pi = V_z N$  для  $z = 470$  км приведены в табл. 2. Видно, что до затмения величина  $\Pi$  составляла около  $1.9 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-2}\text{с}^{-1}$ , вскоре после начала СЗ плотность потока уменьшалась до нуля, далее она становилась отрицательной. Максимальное значение ее модуля составляло около  $1.4 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-2}\text{с}^{-1}$  и примерно приходилось на главную фазу затмения. Затем значение этого модуля уменьшалось. После окончания эффектов СЗ плотность потока стала положительной и достигла почти таких же значений, которые были накануне затмения.

Примерно такие же параметры динамических процессов, описывающих ионосферно-плазмо-сферное взаимодействие, получены и для СЗ 1999, 2003, 2005 и 2006 гг.

## ВЫВОДЫ

1. Обнаружено, что в период СЗ в диапазоне высот 200–470 км скорость движения плазмы направлена вниз, в то время как до затмения она была направлена вниз лишь на высотах  $z \leq 360$  км.

2. Установлено, что затмение привело к изменению скорости движения плазмы на 10–45 м/с на высотах 200–470 км соответственно.

3. Получено, что продолжительность вызванных СЗ вариаций скорости составляла около 3 ч.

4. Продемонстрировано, что направленный вверх до затмения поток частиц в течение СЗ стал направленным вниз, а после его окончания — снова вверх.

5. Показано, что плотность потока частиц в период затмения изменилась от  $1.9 \cdot 10^{12}$  до  $-1.4 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-2}\text{с}^{-1}$ , и далее до  $0.5 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-2}\text{с}^{-1}$ .

6. Обнаружено, что СЗ привело к уменьшению критической частоты области  $F2$  на 0.85 МГц, или на 17.5 %, и концентрации электронов на  $8.4 \cdot 10^{10} \text{ м}^{-3}$ , или на 32 %.

Авторы благодарны И. Б. Склярову, С. В. Черняеву и А. Ф. Кононенко за организацию и проведение измерений на радаре НР.

1. Акимов А. Л., Акимов Л. А., Черногор Л. Ф. Параметры турбулентных процессов в атмосфере, сопровождавших затмения Солнца // Радиофизика и радиоастрономия. — 2007. — **12**, № 2. — С. 117–134.
2. Акимов А. Л., Богословский В. К., Григоренко Е. И. и др. Атмосферно-ионосферные эффекты солнечного затмения 31 мая 2003 года в Харькове // Геомагнетизм и аэрономия. — 2005. — **45**, № 4. — С. 526–551.
3. Акимов Л. А., Григоренко Е. И., Таран В. И. и др. Комплексные радиофизические и оптические исследования динамических процессов в атмосфере и геокосмосе, вызванных солнечным затмением 11 августа 1999 года // Зарубеж. радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. — 2002. — № 2. — С. 25–63.
4. Акимов Л. А., Григоренко Е. И., Таран В. И., Черногор Л. Ф. Особенности атмосферно-ионосферных эффектов солнечного затмения 31 мая 2003 года: результаты оптических и радиофизических наблюдений в Харькове // Успехи современной радиоэлектроники. — 2005. — № 3. — С. 55–70.
5. Бурмака В. П., Григоренко Е. И., Емельянов Л. Я. и др. Радарные наблюдения эффектов в геокосмосе, вызванных частным солнечным затмением 29 марта 2006 г // Успехи современной радиоэлектроники. — 2007. — № 3. — С. 38–53.
6. Бурмака В. П., Лысенко В. Н., Ляшенко М. В., Черногор Л. Ф. Атмосферно-ионосферные эффекты частного солнечного затмения 3 октября 2005 г. в Харькове. 1. Результаты наблюдений // Космічна наука і технологія. — 2007. — **13**, № 6. — С. 74–86.
7. Гоков А. М., Черногор Л. Ф. Результаты наблюдений процессов в нижней ионосфере, сопутствующих затмению Солнца 11 августа 1999 г // Радиофизика и радиоастрономия. — 2000. — **5**, № 4. — С. 348–360.
8. Григоренко Е. И., Ляшенко М. В., Черногор Л. Ф. Эффекты в ионосфере и атмосфере, вызванные солнечным затмением 29 марта 2006 г // Геомагнетизм и аэрономия. — 2008. — **48**, № 3. — С. 350–364.
9. Григоренко Е. И., Пазюра С. А., Пуляев В. А. и др. Динамические процессы в ионосфере во время геокосмической бури 30 мая и затмения Солнца 31 мая 2003 года // Космічна наука і технологія. — 2004. — **10**, № 1. — С. 12–25.
10. Емельянов Л. Я., Григоренко Е. И., Скляров И. Б. Радиофизические наблюдения вертикального дрейфа плазмы в области Гионосферы на харьковском радаре некогерентного рассеяния // Радиотехника: Всеукр. межвед. науч.-техн. сб. — 2004. — Вып. 136. — С. 102–108.

11. Емельянов Л. Я., Дзюбанов Д. А. Особенности определения скорости переноса плазмы среднеширотной ионосферы // Радиотехника: Всеукр. межвед. науч.-техн. сб. — 2006. — Вып. 145. — С. 5—13.
12. Костров Л. С., Черногор Л. Ф. Результаты наблюдения процессов в средней ионосфере, сопутствующих затмению Солнца 11 августа 1999 г. // Радиофизика и радиоастрономия. — 2000. — 5, № 4. — С. 361—370.
13. Ляшенко М. В., Черногор Л. Ф. Атмосферно-ионосферные эффекты частного солнечного затмения 3 октября 2005 г. в Харькове. 2. Результаты расчетов и обсуждение // Космічна наука і технологія. — 2008. — 14, № 1. — С. 57—64.
14. Черногор Л. Ф. Высыпание электронов из магнитосферы, стимулированные затмением Солнца // Радиофизика и радиоастрономия. — 2000. — 5, № 4. — С. 371—375.
15. Черногор Л. Ф. Физика Земли, атмосферы и геокосмоса в свете системной парадигмы // Радиофизика и радиоастрономия. — 2003. — 8, № 1. — С. 59—106.
16. Черногор Л. Ф. Земля — атмосфера — геокосмос как открытая динамическая нелинейная система // Космічна наука і технологія. — 2003. — 9, № 5/6. — С. 96—105.
17. Черногор Л. Ф. «Земля — атмосфера — ионосфера — магнитосфера» как открытая динамическая нелинейная физическая система (часть 1) // Нелинейный мир. — 2006. — 4, № 12. — С. 655—697.
18. Черногор Л. Ф. Тропический циклон как элемент системы Земля — атмосфера — ионосфера — магнитосфера // Космічна наука і технологія. — 2006. — 12, № 2/3. — С. 16—36.
19. Черногор Л. Ф. «Земля — атмосфера — ионосфера — магнитосфера» как открытая динамическая нелинейная физическая система (часть 2) // Нелинейный мир. — 2007. — 5, № 4. — С. 198—231.
20. Черногор Л. Ф. Эффекты солнечных затмений в приземной атмосфере // Изв. РАН. Физика атмосферы и океана. — 2008. — 44, № 4. — С. 467—482.
21. Evans J. V. Ionospheric movements measured by incoherent scatter: A review // J. Atmos. Terr. Phys. — 1972. — 34. — P. 175—209.
22. Holt J. M., Rhoda D. A., Tetenbaum D., van Eyken A. P. Optimal analysis of incoherent scatter radar data // Radio Sci. 1992. — 27, N 3. — P. 435—447.
23. Jones T. B., Wright D. M., Milner J., et al. The detection of atmospheric waves produced by the total solar eclipse 11 August 1999 // J. Atmos. Sol.-Terr. Phys. — 2004. — 66, N 5. — P. 363—374.
24. Taran V. I., Bogovsky V. K., Lysenko V. N., et al. Investigation of circumterrestrial space by means of incoherent scatter radar // Космічна наука і технологія. Додаток (Space Plasma Physics). — 2001. — 7, № 2. — С. 36—41.

Надійшла до редакції 18.03.09

D. A. Dzyubanov, L. Ya. Emelyanov, L. F. Chernogor  
PLASMA DYNAMICS OF THE IONOSPHERE  
ABOVE KHARKIV DURING THE SOLAR ECLIPSE  
OF 1 AUGUST 2008

We present the results of observations of dynamic processes nearby the  $F_2$ -layer maximum and in the topside ionosphere, which were caused by the partial (about 0.42) solar eclipse on 1 August 2008 near Kharkiv. It is shown that during the solar eclipse there was characteristic (from two to three hours) reconstruction of ionosphere and ionosphere-plasmasphere processes at first to nightly, and then to daily conditions. The plasma fluxes from plasmasphere to ionosphere and in return direction are estimated. The electron density decreased by  $32 \pm 3\%$  in the  $F_2$ -layer. The results of this experiment agree with the results of our previous researches.

УДК 550.388.2

**Л. Я. Емельянов<sup>1</sup>, М. В. Ляшенко<sup>1</sup>, Л. Ф. Черногор<sup>2</sup>**

<sup>1</sup> Інститут іоносфери Національної академії наук і Міністерства освіти і науки України, Харків

<sup>2</sup> Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна

## ЭФФЕКТЫ В ГЕОКОСМИЧЕСКОЙ ПЛАЗМЕ ВО ВРЕМЯ ЧАСТНОГО ЗАТМЕНИЯ СОЛНЦА 1 АВГУСТА 2008 г. НАД ХАРЬКОВОМ. 1. РЕЗУЛЬТАТЫ НАБЛЮДЕНИЙ

Представлено результаты спостережень ефектів у геокосмічній плазмі, які супроводжували часткове (фаза близька до 0.42) затемнення Сонця 1 серпня 2008 р. Експериментальні дані отримано за допомогою радара некогерентного розсіяння. Затемнення призвело до зменшення концентрації електронів в максимумі області F2 іоносфери на 32 %, критичної частоти  $f_{0F2}$  на 17.5 %, збільшення висоти максимуму на 3 км. На висотах 290–680 км концентрація електронів зменшувалася приблизно на 25 %. Протягом затемнення спостерігалось зменшення температур електронів і іонів на 70–180 і 0–140 К відповідно у діапазоні висот 190–490 км. Поблизу головної фази затемнення вертикальна складова швидкості руху плазми зменшувалася на 10–55 м/с на висотах 200–530 км відповідно. Відносна концентрація іонів водню на висотах 900 и 1200 км зменилася на 10–20 % у момент головної фази затемнення.

### ВВЕДЕНИЕ

В конце XX века было установлено, что качественно новое понимание наблюдаемых процессов во всех геосферах и в околоземной космической среде, в частности, а также построение физико-математических моделей этих процессов невозможно без представлений о том, что Земля — атмосфера — ионосфера — магнитосфера (ЗАИМ) является единой системой [14–19, 22, 25]. Известно, что эта система является открытой, динамической и нелинейной системой. Между подсистемами существуют прямые и обратные, положительные и отрицательные связи. Воздействие на систему ЗАИМ источников высокой энергии приводит к перестройке характера взаимодействия подсистем.

Затмение Солнца (ЗС) относится к таким источникам. Затмение приводит, например, к изменению внутренней энергии газа в результате его охлаждения. В термосфере, озонасфере и приземной атмосфере оно достигает порядка  $10^{15}$ ,  $10^{17}–10^{18}$  и  $10^{19}–10^{20}$  Дж соответственно.

Мощность этого процесса  $10^{11}–10^{12}$ ,  $10^{13}–10^{14}$  и  $10^{15}–10^{16}$  Вт соответственно. Важно, что затмение вызывает существенное изменение параметров околоземной среды и взаимодействий между подсистемами.

Изучению воздействия ЗС на среду посвящено большое количество работ [3, 4, 7, 9–11, 14, 20, 21, 23, 24 и др.]. В этих работах использовались различные методы наблюдений, дающие, к сожалению, ограниченный объем информации о сопутствующих ЗС процессах. Как известно, более полную информацию в широком диапазоне высот и с приемлемой погрешностью (не более 5–10 % днем и 10–30 % ночью) получают при помощи метода некогерентного рассеяния (НР) [13]. Этот метод позволяет получить сведения о параметрах плазмы и ее динамике, а значит, открывает возможности изучения взаимодействия подсистем в системе ЗАИМ.

Ранее с использованием одного и того же радара НР выполнен анализ и моделирование вариаций параметров ионосферы во время частных ЗС над Харьковом 11 августа 1999 г., 31 мая 2003 г., 3 октября 2005 г. и 29 марта 2006 г. [1, 2,

5, 6, 8, 12]. Установлено, что эффекты ЗС существенно зависят от фазы в цикле солнечной активности, времени суток, состояния атмосферной и космической погоды, степени покрытия диска Солнца и т.п. Процессы при каждом затмении отличаются сложностью, многообразием, имеют индивидуальные особенности и требуют детального изучения.

Несмотря на значительное количество публикаций, посвященных эффектам ЗС, в настоящее время есть ряд нерешенных вопросов в понимании механизмов перестройки структуры ионосфера, теплового и динамического режимов в геокосмической плазме во время ЗС, каналов и механизмов взаимодействия подсистем в системе ЗАИМ. Поэтому наблюдение, анализ и моделирование вариаций параметров ионосферной плазмы во время ЗС остается одной из актуальных задач современной физики атмосферы и геокосмоса.

Целью настоящей работы является изложение результатов измерений, анализа и интерпретации эффектов в геокосмической плазме во время частного затмения Солнца 1 августа 2008 г. над Харьковом.

Главная особенность этого ЗС в том, что оно происходило в период минимальной солнечной активности.

## ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О ЗАТМЕНИИ СОЛНЦА

Затмение Солнца 1 августа 2008 г. началось в 08:18 (здесь и далее UT) на севере Канады в заливе Куин-Мод. Двигаясь со скоростью примерно 0.9 км/с на север, лунная тень прошла по южной оконечности о. Виктория, северо-западной части о. Кинг-Уильям, п-ова Бутия и южной части о-ва Принца Уэльского. Далее, пройдя примерно в 250 км восточнее северного магнитного полюса, тень Луны пересекла о-ва Сомерсет, Девон и Элсмир и около 08:22 накрыла о. Гренландия. Пройдя по северной части острова, полоса полного ЗС далее продвигалась по водной поверхности Северного Ледовитого океана. В 08:32 лунная тень задела восточную часть норвежского о. Белый и западную часть островов Земли Франца-Иосифа. В 08:55 тень

от лунного диска пересекла Новую Землю, и в 09:04, в районе Байдарацкой губы, лунная тень вступила на евразийский материк. Далее полоса полного ЗС прошла над городами Надым, Нижневартовск, Новосибирск, Барнаул, Бийск, Горно-Алтайск и далее по территории Казахстана, Монголии и Китая, где полное затмение завершилось на заходе Солнца примерно в 11:21.

Максимальная ширина полосы полного ЗС составляла примерно 237 км, длина полосы полного ЗС — примерно 8200 км.

Частные солнечные затмения 1 августа 2008 г. наблюдались в Европе (кроме ее южной части), Азии (кроме ее восточной и юго-восточной частей), на крайнем севере Северной Америки, в Северном Ледовитом и северной части Атлантического океанов, Западной и Центральной Сибири.

Затмение Солнца 1 августа 2008 г. вблизи г. Харькова было частным и наблюдалось с 09:11 до 11:17. Максимальное покрытие диаметра и площади диска Солнца имело место в 10:15 и составило 0.42 и 0.31. Освещенность поверхности Земли во время ЗС уменьшилась примерно в 1.6 раза. Общая продолжительность частного ЗС составила примерно 2 ч 06 мин.

В качестве контрольных выбраны сутки 2 августа 2008 г.

## ГЕЛИОГЕОФИЗИЧЕСКАЯ ОБСТАНОВКА

На рис. 1 представлены временные вариации параметров, описывающих состояние космической погоды с 29 июля по 4 августа 2008 г.: концентрации частиц  $n_{sw}$  солнечного ветра (CB), температуры  $T_{CB}$ , радиальной скорости  $V_{sw}$  CB (ACE Satellite — Solar Wind Electron Proton Alpha Monitor) и динамического давления  $p_{sw}$  CB (расчёт); компонентов  $B_z$ ,  $B_t$  (точки) межпланетного магнитного поля (ACE Satellite — Magnetometer);  $\epsilon$  — функции Акасофи (расчёт); потоков протонов  $\Pi_{pr}$  (GOES-8 (W75)) и электронов  $\Pi_e$  (GOES-12),  $H_p$ -компонентов геомагнитного поля (GOES-12); значений  $K_p$ -индекса (Air Force Weather Agency),  $D_{st}$ -индекса (WDC-C2 for Geomagnetism Kyoto University) и  $AE$ -индекса авроральной активности (WDC Kyoto).

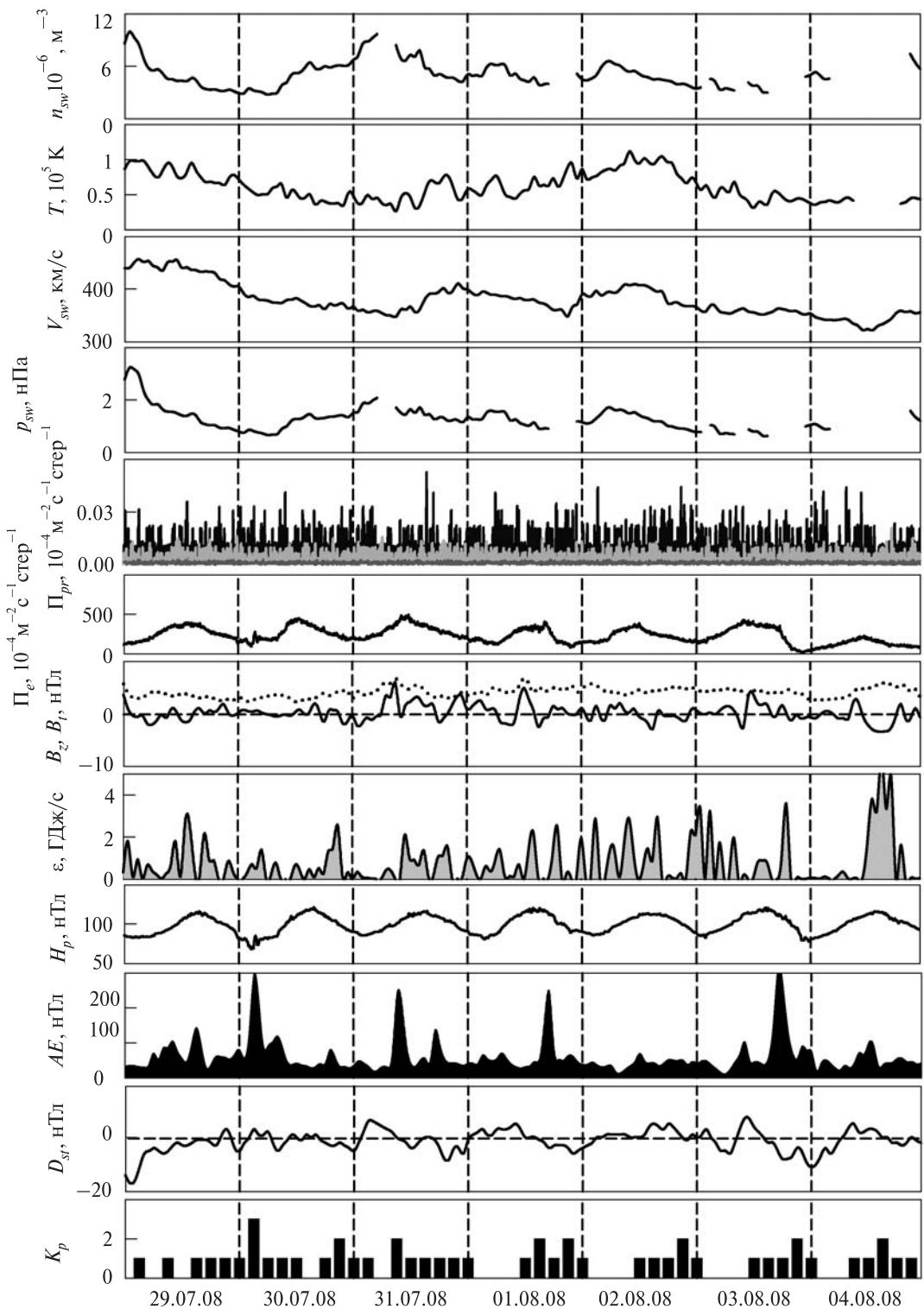


Рис. 1. Вариации параметров, описывающих состояние космической погоды с 29 июля по 4 августа 2008 г.

Период 29 июля — 4 августа 2008 г. характеризовался спокойной геомагнитной и солнечной активностью. Солнечная активность (СА) была низкой. Индекс СА — плотность потока радиоизлучения Солнца на длине волн 10.7 см ( $F_{10.7}$ ) — не превышал 66–67 единиц. В день ЗС 1 августа  $F_{10.7} = 66$ .

Геомагнитный индекс изменялся в диапазоне  $3 < A_p < 5$ , в день ЗС  $A_p = 3$ . Трехчасовые индексы геомагнитного поля в рассматриваемый период не превышали  $K_p = 3$ , в день затмения  $K_{p\max} = 2$ . Индекс  $D_{st}$ -вариаций геомагнитного поля в рассматриваемый период не превышал  $-10$  нТл, индекс авроральной активности  $AE$  в среднем изменялся в пределах  $50$ – $60$  нТл. Следует отметить, что в отдельные сутки имели место локальные всплески в вариациях индекса авроральной активности со значениями  $AE$  около  $200$ – $300$  нТл. Такие аномальные всплески в вариациях  $AE$ -индекса на фоне низкой геомагнитной активности связаны с вариациями  $B_z$ -компоненты межпланетного магнитного поля, а также коррелируют с вариациями  $D_{st}$ -индекса.

Скорость СВ в рассматриваемый период изменилась от  $450$  до  $310$  км/с. Непосредственно в день ЗС 1 августа значения  $V_{sw}$  достигали  $380$ – $390$  км/с, температура частиц СВ  $T$  не превышала  $0.75 \cdot 10^5$  К, концентрация частиц СВ —  $n_{sw} \approx 6 \cdot 10^6$  м $^{-3}$ . Величина давления СВ  $p_{sw}$  в день затмения достигала значений  $1$ – $1.9$  нПа.

Величины плотностей потоков протонов  $\Pi_{pr}$  и электронов  $\Pi_e$  в рассматриваемый период варьировали в пределах  $0$ – $300$  м $^{-2}$ с $^{-1}$ стер $^{-1}$  и  $10^6$ – $5 \cdot 10^6$  м $^{-2}$ с $^{-1}$ стер $^{-1}$  соответственно.

Таким образом, состояние космической погоды 1 августа 2008 г. было устойчивым. Это обстоятельство позволило выделить возмущения в ионосферной плазме, которые сопутствовали ЗС.

## СРЕДСТВА НАБЛЮДЕНИЯ

Для исследования эффектов в ионосфере, вызванных ЗС, использовался радар некогерентного рассеяния (НР) Института ионосферы НАН и МОН Украины. Харьковский радар НР является единственным и наиболее информативным источником сведений о параметрах и процессах,

характеризующих поведение геокосмической плазмы в средних широтах центрально-европейского региона.

Географические координаты радара НР:  $49.6^\circ$  с. ш.,  $36.3^\circ$  в. д.; геомагнитные:  $\Phi = 45.7^\circ$ ,  $\Lambda = 117.8^\circ$ ; наклонение геомагнитного поля —  $66.4^\circ$ , параметр Мак-Ильвейна  $L \approx 1.9$ . Радар имеет крупнейшую в мире зенитную двухзеркальную параболическую антенну диаметром 100 м и предназначен для исследования ионосферы в интервале высот 100–1500 км. Рабочая частота радара — 158 МГц. Импульсная мощность радиопередающего устройства составляет 2–4 МВт.

Радар НР позволяет измерять с приемлемым разрешением по высоте (10–100 км) и погрешностью в дневное и ночное время не более 5–10 и 20–30 % соответственно) следующие параметры ионосферы: концентрацию электронов  $N$ , температуры электронов  $T_e$  и ионов  $T_i$ , вертикальную составляющую скорости переноса плазмы  $V_z$ , относительный ионный состав [13].

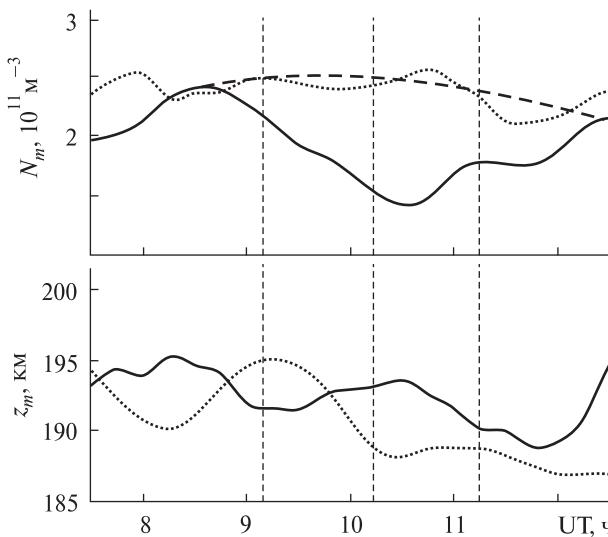
Технические характеристики и режимы работы радара НР более подробно описаны в работе [13].

Совместно с радаром НР используется ионоzonд «Базис», который служит для измерения критической частоты слоя F2 ионосферы  $f_0F2$  и последующей калибровки профиля  $N(z)$ , полученного на радаре НР. Характеристики ионоzonда следующие: диапазон частот 1–40 МГц, эффективная мощность 1–10 кВт, длительность импульса 50–100 мкс, диапазон исследуемых высот 100–400 км. Погрешность получения  $f_0F2$  составляет 0.05 МГц (или 0.5–1 % для  $f_0F2 = 10$ ...5 МГц соответственно).

## РЕЗУЛЬТАТЫ НАБЛЮДЕНИЙ

**Вариации основных параметров области F2 ионосферы.** На рис. 2 представлены временные вариации концентрации электронов  $N_m$  и высоты  $z_m$  максимума области F2 ионосферы во время ЗС 1 августа 2008 г. и контрольный день 2 августа 2008 г.

В момент наступления максимальной фазы ЗС наблюдалось уменьшение  $N_m$  примерно на



**Рис. 2.** Временные вариации концентрации электронов  $N_m$  и высоты  $z_m$  в максимуме области  $F2$  ионосферы во время ЗС 1 августа 2008 г. (сплошная линия) и в контрольный день 2 августа 2008 г. (пунктир). Штриховой линией здесь и далее показаны результаты интерполяции, отображающие прогнозируемые вариации параметров ионосферы

32 % по сравнению с контрольным днем. Критическая частота области  $F2$  ионосферы  $f_0F2$  при этом уменьшилась примерно на 17.5 %.

Вариации  $z_m$  во время затмения заключались в следующем. До начальной фазы затмения наблюдалась тенденция к уменьшению высоты  $z_m$ . В момент начала ЗС уменьшение высоты максимума прекратилось, примерно через 30 мин высота  $z_m$  начала увеличиваться и достигла величины  $z_m \approx 194$  км вблизи максимальной фазы покрытия Солнца (рис. 2). Далее по мере движения диска Луны по диску Солнца высота максимума области  $F2$  опять уменьшалась. Таким образом, ЗС привело к увеличению  $z_m$  примерно на 3 км по сравнению с прогнозируемым значением (пунктир на рис. 2).

**Вариации концентрации электронов ионосфере.** На рис. 3 приведены временные вариации концентрации электронов  $N$  в диапазоне высот 190–490 км непосредственно в день ЗС 1 августа и контрольный день 2 августа 2008 г.

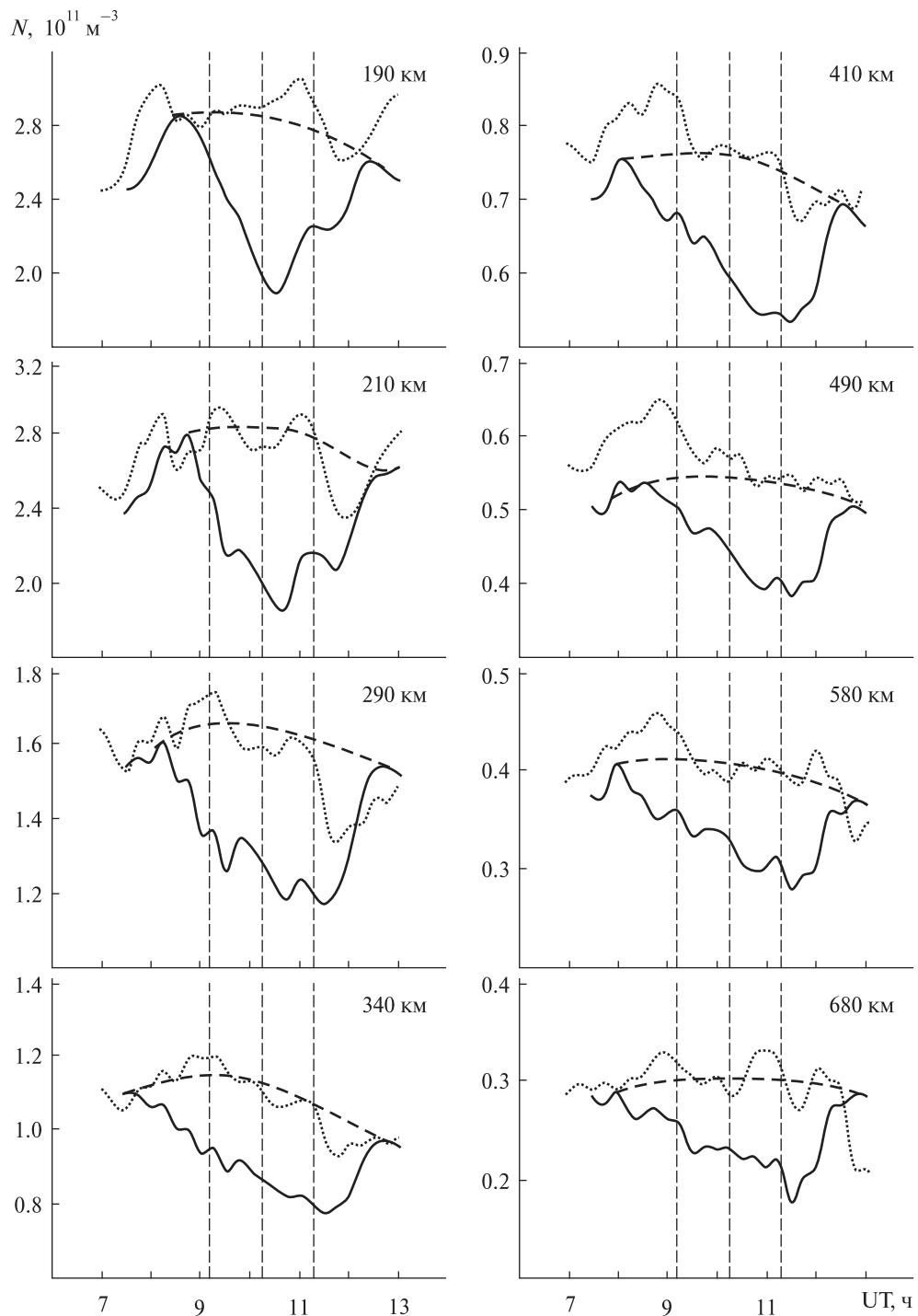
ЗС 1 августа 2008 г. привело к заметным эффектам в вариациях концентрации частиц в ши-

роком диапазоне высот. Как видно из рис. 3, на высотах  $z = 190\ldots210$  км падение концентрации электронов в главную фазу затмения составило примерно 32 %. С ростом высоты эффект затмения изменялся слабо. В диапазоне высот 290–680 км падение  $N$  в фазу максимального покрытия диска Солнца составило примерно 25 %. Такое поведение  $N$  было лишь в среднем. Следует отметить, что в день затмения 1 августа и последующие сутки 2 августа в вариациях  $N$  имели место заметные волновые возмущения с относительной амплитудой 5–10 %.

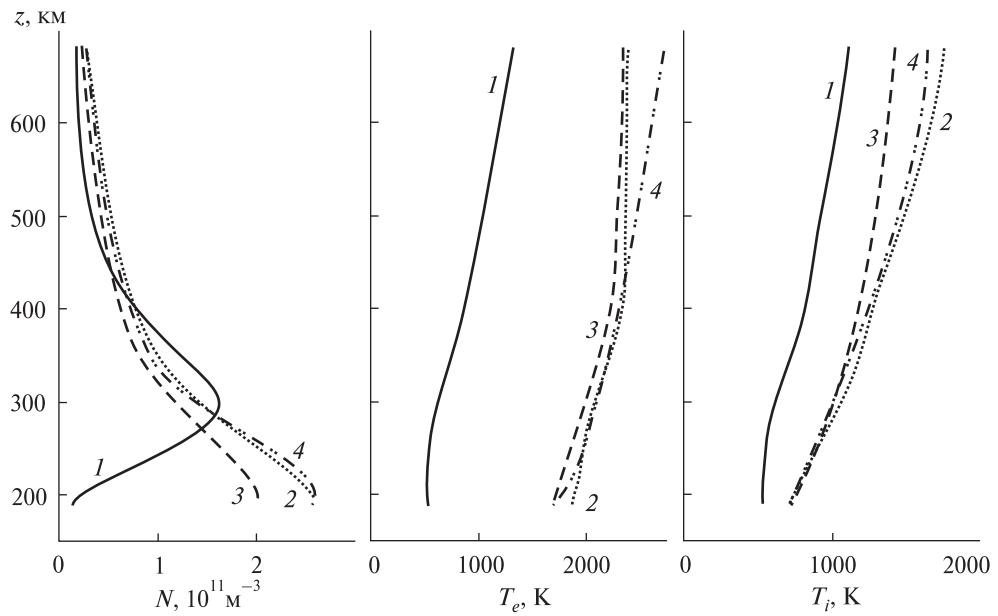
На рис. 4 представлены высотные профили концентрации электронов для четырех характерных моментов времени: в ночные часы, до ЗС, в главную фазу ЗС и после окончания затмения. Как видно, во время максимальной фазы ЗС имело место уменьшение  $N$  в диапазоне высот 190–680 км и смещение всего высотного профиля  $N(z)$  ближе к ночному. Такое поведение концентрации электронов соответствует постепенному переходу к ночных условиям. Профили 2 и 4, соответствующие моментам времени до и после ЗС, мало различались между собой и представляли собой типичные высотные профили  $N(z)$  в дневных условиях.

**Вариации температуры электронов и ионов в ионосфере.** Временные зависимости температуры электронов во время ЗС и контрольный день 2 августа представлены на рис. 5. Следует отметить, что вариации  $T_e$  как в день затмения, так и контрольный день имели сложный характер (см. рис. 5). С началом затмения наблюдалось уменьшение температуры электронов, которое продолжилось и после максимального покрытия диска Солнца. Минимум в вариациях  $T_e$  запаздывал по отношению к главной фазе ЗС примерно на 95–75 мин на высотах 190–490 км соответственно. По мере движения тени Луны  $T_e$  увеличивалась до своих фоновых значений, которые имели место до затмения. На высотах 190 и 490 км ЗС привело к уменьшению  $T_e$  примерно на 70–180 K соответственно.

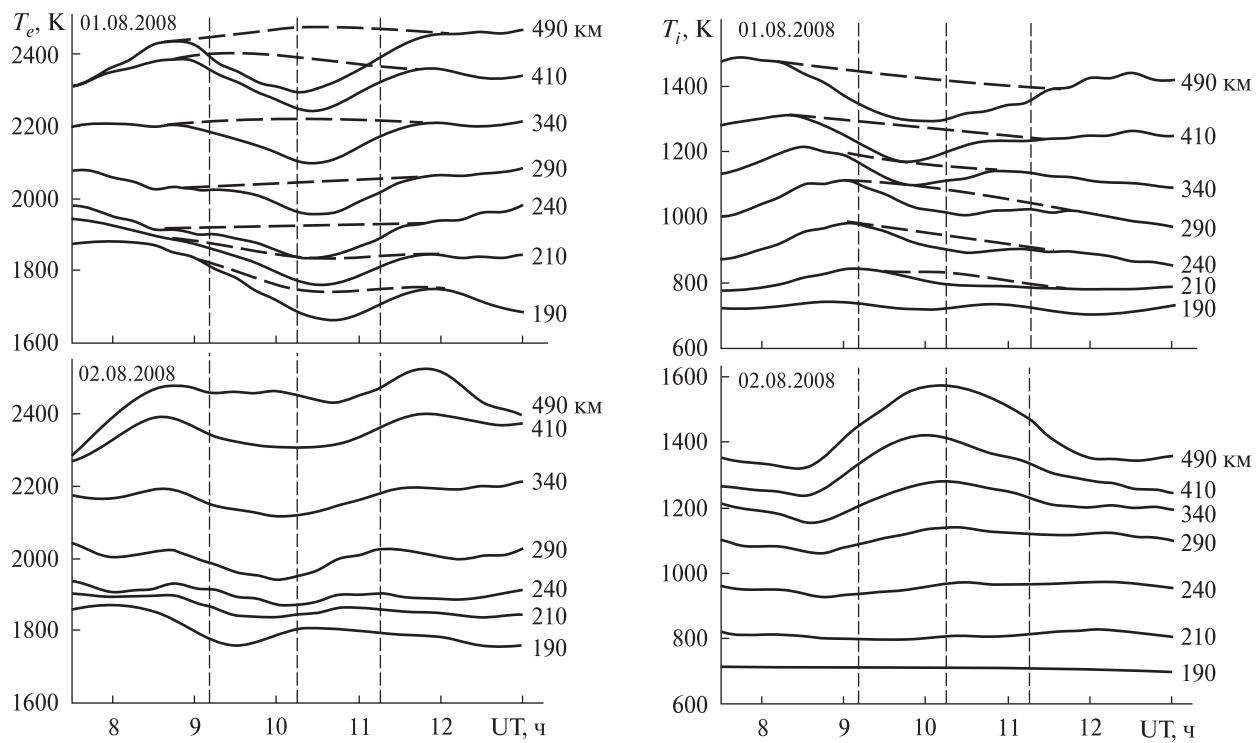
На рис. 6 представлены вариации температуры ионов  $T_i$  в ионосфере во время ЗС и контрольные сутки 2 августа 2008 г. В контрольный день 2 августа в рассматриваемое время суток



*Rис. 3.* Временные вариации концентрации электронов  $N$  на фиксированных высотах во время ЗС 1 августа (сплошная линия) и в контрольный день 2 августа 2008 г. (пунктир)

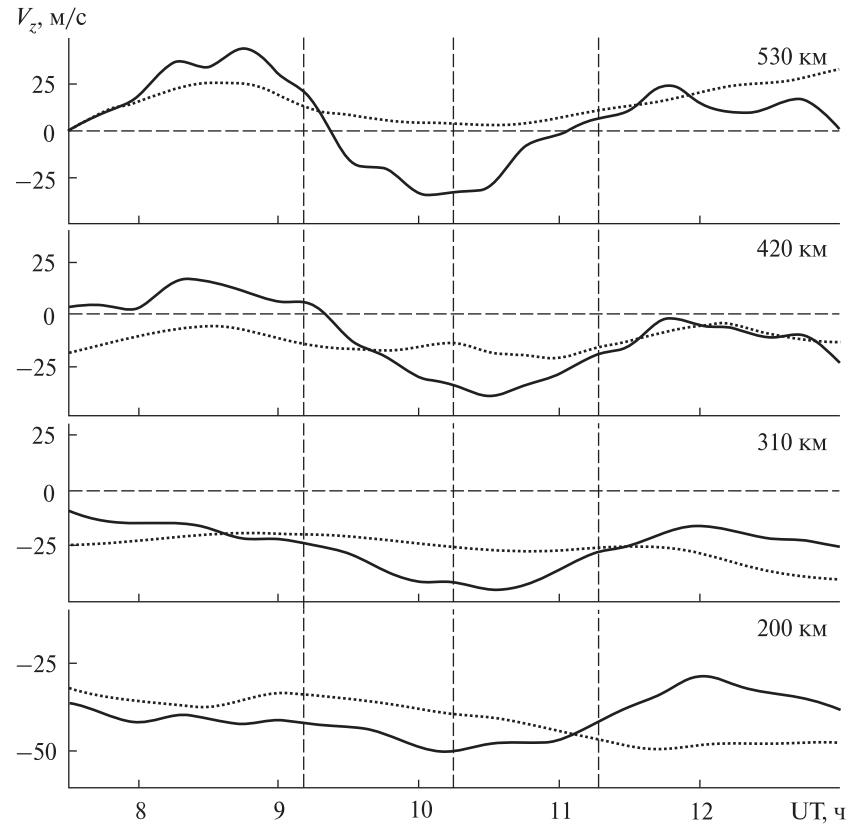


**Рис. 4.** Высотные профили концентрации электронов  $N$ , температуры электронов  $T_e$  и ионов  $T_i$  для характерных моментов времени в период ЗС 1 августа 2008 г.: 1 – в ночные часы (19:15–19:30), 2 – непосредственно перед началом ЗС (07:45–08:00), 3 – в момент максимального покрытия диска Солнца (10:00–10:15), 4 – после окончания ЗС (12:30–12:45)



**Рис. 5.** Временные вариации температуры электронов  $T_e$  на фиксированных высотах во время ЗС 1 августа 2008 г. (сплошная линия) и в контрольный день 2 августа 2008 г. (пунктир)

**Рис. 6.** Временные вариации температуры ионов  $T_i$  на фиксированных высотах во время ЗС 1 августа 2008 г. (сплошная линия) и в контрольный день 2 августа 2008 г. (пунктир)



**Рис. 7.** Временные вариации вертикальной составляющей скорости переноса плазмы  $V_z$  на фиксированных высотах во время ЗС 1 августа 2008 г. (сплошная линия) и в контрольный день 2 августа 2008 г. (пунктир)

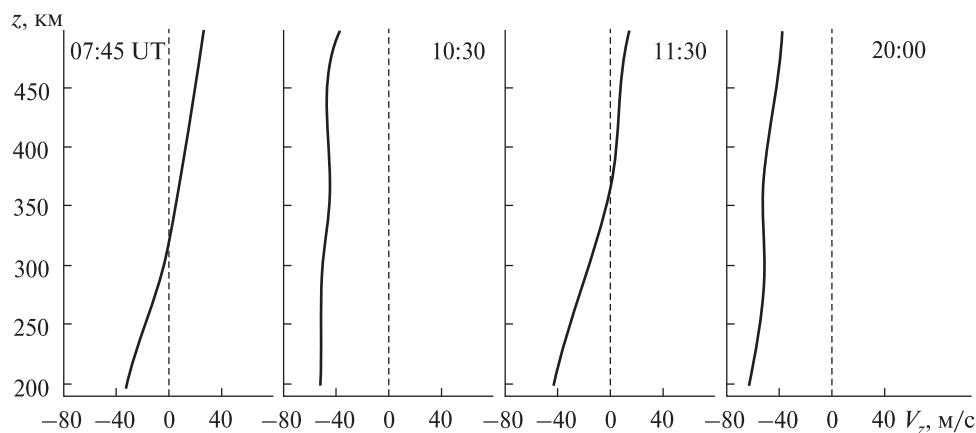
наблюдался заметный рост  $T_i$ . В день затмения 1 августа зафиксировано уменьшение  $T_i$  с началом ЗС в месте наблюдения. На высотах 190–210 км эффекты ЗС проявлялись слабо. Здесь уменьшение  $T_i$  составило 10–30 К. На этих высотах значения  $T_i$  в день затмения практически мало отличаются от значений температуры ионов в контрольный день 2 августа. На высотах 240, 290, 340, 410 и 490 км во время ЗС  $T_i$  уменьшилась примерно на 60, 60, 70, 100 и 140 К соответственно. Максимальное уменьшение во временных вариациях  $T_i$  наблюдалось через 80–35 мин после начала ЗС на высотах 210–490 км соответственно.

На рис. 4 представлены высотные профили  $T_e$  и  $T_i$  для четырех характерных моментов времени. Видно, что в момент максимального покрытия диска Солнца (кривая 3) наблюдалось уменьшение температуры электронов и ионов в рассматриваемом высотном диапазоне, причем этот эффект постепенно увеличивался с увели-

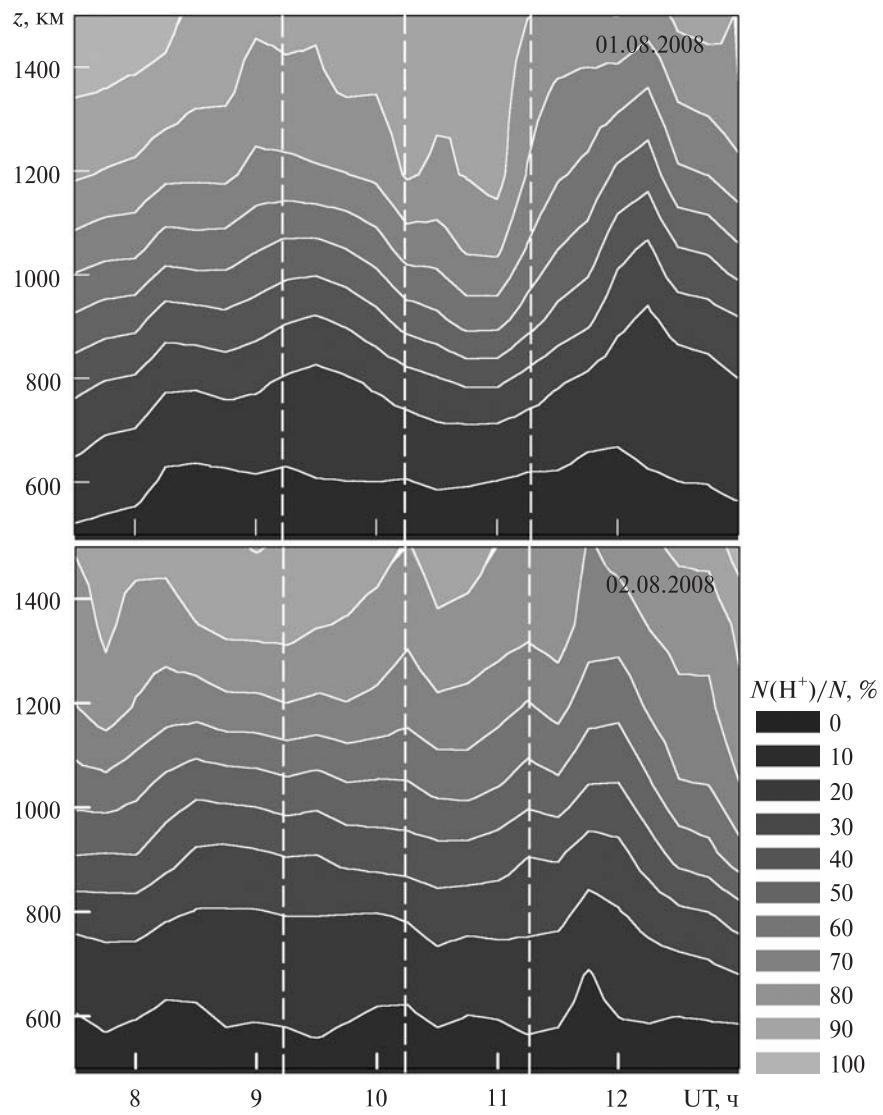
чением высоты. В главную фазу ЗС высотные профили  $T_e$  и  $T_i$  качественно подобны профилям  $T_e(z)$  и  $T_i(z)$  в ночное время. Разумеется, значения  $T_e$  и  $T_i$  в этот момент времени и ночью существенно различаются, так как ЗС было частным.

**Вариации вертикальной составляющей скорости переноса плазмы.** Временные вариации вертикальной составляющей скорости переноса плазмы  $V_z$  на фиксированных высотах представлены на рис. 7. Видно, что вблизи главной фазы затмения имело место уменьшение  $V_z$  на 10, 15, 25 и 55 м/с соответственно на высотах 200, 310, 420 и 530 км. Возврат значений  $V_z$  к невозмущенным условиям происходил примерно через 30–40 мин после окончания ЗС.

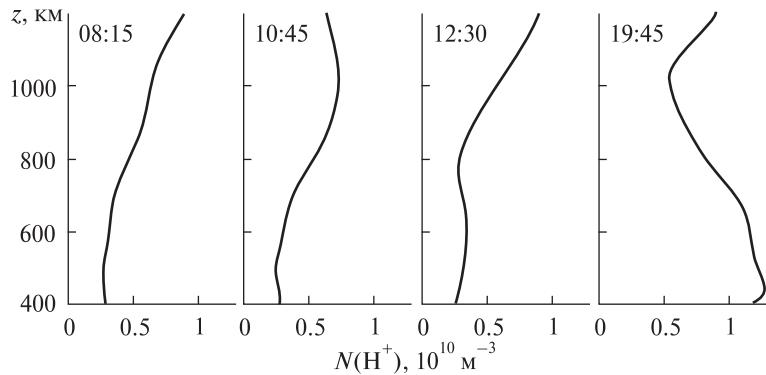
На рис. 8 приведены высотные профили скорости  $V_z$  в характерные моменты времени: до ЗС, вблизи главной фазы затмения, после ЗС и вочные часы. Как видно, высотные профили  $V_z$  до (07:45 UT) и после (11:30 UT) ЗС соответ-



**Рис. 8.** Высотные профили вертикальной составляющей скорости переноса плазмы для четырех характерных моментов времени (до начала, в максимальной фазе, после ЗС и в ночные часы)



**Рис. 9.** Высотно-временное распределение относительной концентрации ионов водорода  $N(H^+)/N$  во время ЗС 1 августа 2008 г. и в контрольный день 2 августа 2008 г.



**Рис. 10.** Высотные профили концентрации ионов водорода  $N(\text{H}^+)$  в период ЗС 1 августа 2008 г. для характерных моментов времени: в ночные часы (19:30–19:45); непосредственно перед началом ЗС (08:00–08:15); в момент, близкий к главной фазе ЗС (10:30–10:45); после окончания ЗС (12:15–12:30)

ствовали профилям  $V_z$  в спокойных дневных условиях. В дневных условиях в период минимума СА высота, на которой происходит смена знака скорости  $V_z$ , варьирует в диапазоне 325–375 км. В fazu максимального покрытия диска Солнца наблюдался нисходящий поток заряженных частиц со скоростями  $V_z \approx -(35\ldots50)$  м/с. В рассматриваемом диапазоне высот (200–580 км) для этого момента времени  $V_z < 0$  (см. рис. 8). Высотный профиль  $V_z$  стал подобен ночному профилю в 20:00, что согласуется с теоретическими представлениями о суточных вариациях  $V_z$  в области F2 ионосферы.

**Вариации концентрации ионов водорода.** На рис. 9 представлены временные вариации относительной концентрации ионов водорода  $N(\text{H}^+)/N$  в диапазоне высот 500–1500 км непосредственно в день ЗС и в контрольный день 2 августа 2008 г.

Эффекты ЗС достаточно заметно проявились в вариациях концентрации ионов водорода. С началом ЗС 1 августа наблюдалась тенденция к увеличению относительной концентрации  $N(\text{H}^+)/N$  в достаточно широком диапазоне высот. На высотах 900 и 1200 км ЗС привело к увеличению  $N(\text{H}^+)/N$  примерно на 10–20 % по сравнению с контрольным днем 2 августа. Максимальное увеличение концентрации ионов  $\text{H}^+$  имело место после фазы максимального покрытия диска Солнца с запаздыванием примерно 15 мин.

Высотные профили концентрации ионов водорода  $N(\text{H}^+)$  для четырех характерных моментов времени приведены на рис. 10. В момент

максимального покрытия диска Солнца (10:45 UT) высотный профиль  $N(\text{H}^+)$  напоминал переходный к ночи профиль. В главную fazу ЗС наблюдалось увеличение концентрации ионов водорода примерно на 15–20 % в диапазоне высот 800–1000 км. Высотные зависимости  $N(\text{H}^+)$  до ЗС (08:15) и после него (12:30) соответствовали высотным зависимостям  $N(\text{H}^+)$ , характерным для дневных условий.

## ВЫВОДЫ

Эффекты частного ЗС в ионосферной плазме достаточно явно проявились в вариациях параметров геокосмоса в широком диапазоне высот (190–1200 км).

Процессы в геокосмической плазме во время ЗС качественно подобны процессам, протекающим в ионосфере в вечерние и утренние часы. К эффектам ЗС можно отнести следующее.

1. Затмение Солнца 1 августа 2008 г. вызвало заметную перестройку среды, подобную той, что имеет место во время захода и восхода Солнца.

2. В время ЗС концентрация электронов в максимуме области F2 ионосферы  $N_m$  уменьшилась примерно на 32 %, критическая частота  $f_0F2$  — на 17.5 %, высота максимума области F2 ионосферы  $z_m$  увеличилась на 3 км.

3. Уменьшение концентрации электронов в момент максимального покрытия диска Солнца на высотах 190–210 км составило примерно 32 %. В диапазоне высот 290–680 км падение  $N$  в главную fazу ЗС составило примерно 25 %. Высотный профиль  $N$  вблизи фазы максималь-

ного покрытия диска Солнца качественно подобен профилю  $N(z)$  во время перехода от дня к ночи.

4. Эффекты ЗС также проявились в вариациях температуры электронов  $T_e$  и ионов  $T_i$ . На высотах 190–490 км ЗС привело к уменьшению  $T_e$  примерно на 70–180 К соответственно. Время запаздывания эффекта на этих высотах составило 95–75 мин по отношению к началу затмения.

5. Температура ионов во время затмения уменьшилась примерно на 60, 60, 70, 100 и 140 К на высотах 240, 290, 340, 410 и 490 км соответственно. Время запаздывания эффекта затмения на этих высотах близко к 80–35 мин соответственно.

6. Вблизи главной фазы ЗС имело место уменьшение  $V_z$  на 10, 15, 25 и 55 м/с на высотах 200, 310, 420 и 530 км соответственно. Восстановление значений  $V_z$  к невозмущенным условиям наблюдалось примерно через 30–40 мин после окончания ЗС. Высотный профиль  $V_z$  в главной фазе затмения качественно подобен профилю  $V_z(z)$  в вечерних условиях.

7. ЗС привело к увеличению концентрации ионов водорода  $N(\text{H}^+)$  примерно на 15–20 % в диапазоне высот 800–1200 км. Максимальное увеличение  $N(\text{H}^+)$  имело место после фазы максимального покрытия диска Солнца с запаздыванием примерно 15 мин.

*Авторы благодарны А. Ф. Кононенко, И. Б. Склярову, С. В. Черняеву за организацию и проведение измерений на радаре НР, а также Д. А. Дзюбанову за интерес к работе.*

1. Акимов Л. А., Боговский В. К., Григоренко Е. И. и др. Атмосферно-ионосферные эффекты солнечного затмения 31 мая 2003 года в Харькове // Геомагнетизм и аэрономия. — 2005. — 45, № 4. — С. 526–551.
2. Акимов Л. А., Григоренко Е. И., Таран В. И. и др. Комплексные радиофизические и оптические исследования динамических процессов в атмосфере и геокосмосе, вызванных солнечным затмением 11 августа 1999 года // Зарубеж. радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. — 2002. — № 2. — С. 25–63.
3. Афраймович Э. Л., Войков С. В., Перевалова Н. П. и др. Ионосферные эффекты солнечного затмения 29

марта 2006 г. над Казахстаном // Геомагнетизм и аэрономия. — 2007. — 47, № 4. — С. 491–500.

4. Белинская А. Ю., Хомутов С. Ю., Григорьева С. А. Ионосферный отклик на солнечное затмение 29.03. 2006 г. // Изв. высш. учеб. заведений. Физика. — 2006. — № 9. — С. 68–72.
5. Бурмака В. П., Григоренко Е. И., Емельянов Л. Я. и др. Радарные наблюдения эффектов в геокосмосе, вызванных частным солнечным затмением 29 марта 2006 г. // Успехи современной радиоэлектроники. — 2007. — № 3. — С. 38–53.
6. Бурмака В. П., Лысенко В. Н., Ляшенко М. В., Черногор Л. Ф. Атмосферно-ионосферные эффекты частного солнечного затмения 3 октября 2005 г. в Харькове. 1. Результаты наблюдений // Космічна наука і технологія. — 2007. — 13, № 6. — С. 74–86.
7. Гоков А. М., Черногор Л. Ф. Результаты наблюдения процессов в нижней ионосфере, сопровождающих затмению Солнца 11 августа 1999 г. // Радиофизика и радиоастрономия. — 2000. — 5, № 4. — С. 348–360.
8. Григоренко Е. И., Ляшенко М. В., Черногор Л. Ф. Эффекты в ионосфере, вызванные солнечным затмением 29 марта 2006 г. // Геомагнетизм и аэрономия. — 2008. — 48, № 3. — С. 350–364.
9. Каримов Р. Р., Козлов В. И., Муллаяров В. А. Особенности вариаций характеристик ОНЧ-сигналов при прохождении лунной тени по трассе в период солнечного затмения 29 марта 2006 г. // Геомагнетизм и аэрономия. — 2008. — 48, № 2. — С. 250–254.
10. Колоколов Л. Е., Легенька А. Д., Пулинец С. А. Ионосферные эффекты, связанные с солнечным затмением 18 марта 1988 г. // Геомагнетизм и аэрономия. — 1993. — 33, № 1. — С. 49–57.
11. Костров Л. С., Черногор Л. Ф. Результаты наблюдения процессов в средней ионосфере, сопровождающих затмению Солнца 11 августа 1999 г. // Радиофизика и радиоастрономия. — 2000. — 5, № 4. — С. 361–370.
12. Ляшенко М. В., Черногор Л. Ф. Атмосферно-ионосферные эффекты частного солнечного затмения 3 октября 2005 г. в Харькове. 2. Моделирование и обсуждение результатов // Космічна наука і технологія. — 2008. — 14, № 1. — С. 57–64.
13. Таран В. И. Исследования ионосферы в естественном и искусственно возмущенном состояниях методом некогерентного рассеяния // Геомагнетизм и аэрономия. — 2001. — 41, № 5. — С. 659–666.
14. Черногор Л. Ф. Высыпание электронов из магнитосферы, стимулированное затмением Солнца // Радиофизика и радиоастрономия. — 2000. — 5, № 4. — С. 371–375.
15. Черногор Л. Ф. Физика Земли, атмосферы и геокосмоса в свете системной парадигмы // Радиофизика и радиоастрономия. — 2003. — 8, № 1. — С. 56–104.

16. Черногор Л. Ф. Земля — атмосфера — геокосмос как открытая динамическая нелинейная система // Космічна наука і технологія. — 2003. — 9, № 5/6. — С. 96–105.
17. Черногор Л. Ф. «Земля — атмосфера — ионосфера — магнитосфера» как открытая динамическая нелинейная физическая система (часть 1) // Нелинейный мир. — 2006. — 4, № 12. — С. 655–697.
18. Черногор Л. Ф. «Земля — атмосфера — ионосфера — магнитосфера» как открытая динамическая нелинейная физическая система (часть 2) // Нелинейный мир. — 2007. — 5, № 4. — С. 198–231.
19. Черногор Л. Ф. Физика и экология системы Земля — атмосфера—ионосфера—магнитосфера // Науки про Землю та космос — суспільству. Праці Першої наукової конференції (Київ, 25–27 червня 2007 р.). — К.: НАНУ-НЦДДЗ ІГН, ГАО. — 2007. — С. 86–93.
20. Afraimovich E. L., Kosogorov E. A., Lesyuta O. S. Effects of the August 11, 1999 total solar eclipse as deduced from total electron content measurements at the GPS network // J. Atmos. Solar-Terr. Phys. — 2002. — 64, N 18. — P. 1933–1941.
21. Boitman O. N., Kalikhman A. D., Tashchilin A. V. The midlatitude ionosphere during the total solar eclipse of March 9, 1997 // J. Geophys. Res. — 1999. — 104A, N 12. — P. 28 197–28 206.
22. Chernogor L. F., Rozumenko V. T. Earth — Atmosphere — Geospace as an Open Nonlinear Dynamical System // Radio Phys. and Radio Astron. — 2008. — 13, N 2. — P. 120–137.
23. Le H., Liu L., Yue X., Wan W. The ionospheric responses to the 11 August 1999 solar eclipse: observations and modeling // Ann. geophys. — 2008. — 26. — P. 107–116.
24. Le H., Liu L., Yue X., Wan W. The ionospheric behavior in conjugate hemispheres during the 3 October 2005 solar eclipse // Ann. geophys. — 2009. — 27. — P. 179–184.
25. Zalyubovsky I., Chernogor L., Rozumenko V. The Earth — Atmosphere — Geospace System: Main Properties, Processes and Phenomena // Space Research in Ukraine. 2006–2008. The Report Prepared by the Space Research Institute of NASU-NSAU. — Kyiv : Space Research Institute of NASU-NSAU, 2008. — P. 19–29.

Надійшла до редакції 23.03.09

L. Ya. Emelyanov, M. V. Lyashenko, L. F. Chernogor

SOME EFFECTS IN THE GEOSPACE  
PLASMA DURING PARTIAL SOLAR ECLIPSE  
OF 1 AUGUST 2008 ABOVE KHARKIV.

1. THE OBSERVATION RESULTS

Our observation results of some effects in the geospace plasma during the partial (phase about 0.42) solar eclipse (SE) on 1 August 2008 are presented. The experimental data were obtained using the incoherent scatter radar of the Institute of Ionosphere (near Kharkiv city). The SE caused a decrease of density in the  $F_2$  layer maximum by 32 %, a decrease in the critical frequency  $f_0F_2$  by 17.5 %, and an increase in the maximum  $F_2$  layer height by 3 km. At heights from 290 to 680 km the electron density decreased by about 25 %. During SE a decrease in the electron and ion temperatures by 70–180 and 0–140 K, respectively, within the height range from 190 to 490 km was observed. Plasma transport velocity vertical component near the main SE phase decreased by 10–55 m/s in the height range 200–530 km. The relative density of the hydrogen ions at heights of 900 and 1200 km decreased by 10–20 % in the moment of the main SE phase.

## НАШІ АВТОРИ

---

**БОРОВИК Дмитро Валерійович** — молодший науковий співробітник Інституту проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича Національної академії наук України.

Напрям науки — дослідження теплофізичних та антифрикційних характеристик матеріалів для космічної техніки.

**ВЛАСОВА Олена Веніамінівна** — старший науковий співробітник Інституту гідротехніки та меліорації Української аграрної академії наук, кандидат сільськогосподарських наук.

Напрям науки — дистанційне зондування Землі та обробка космічних даних.

**ГАМУЛЯ Гарій Дмитрович** — головний інженер-дослідник Фізико-технічного інституту низьких температур ім. Б. І. Веркіна Національної академії наук України.

Напрям науки — дослідження антифрикційних матеріалів при моделюванні космічних умов.

**ГУСАРОВА Ірина Олександровна** — провідний інженер Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — космічне матеріалознавство.

**ДЗЮБАНОВ Дмитро Анатолійович** — заступник директора Інституту іоносфери Національної академії наук України та Міністерства освіти і науки України, старший науковий співробітник, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — морфологія іоносфери, фізичні процеси в іоносферній F-області, моделювання іоносфери.

**ЄЛАНСЬКИЙ Юрій Анатолійович** — заступник начальника відділу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — розробка конструкцій датчиків, пристріїв та систем для ракетно-космічних апаратів.

**ЄМЕЛЬЯНОВ Леонід Якович** — завідувач сектору Інституту іоносфери Національної академії наук України та Міністерства освіти і науки України.

Напрям науки — радіофізика, динаміка іоносферної плазми, радіотехнічні системи, радари некогерентного розсіяння.

**ІЛЬЄНКО Тетяна Володимирівна** — науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної ака-

demії наук України і Національного космічного агентства України.

Напрям науки — дистанційне зондування Землі та обробка космічних даних.

**КОЛОС Людмила Миколаївна** — науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Національного космічного агентства України.

Напрям науки — дистанційне зондування Землі та обробка космічних даних.

**КОЛОТИЛО Олександр Данилович** — молодший науковий співробітник Інституту проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича Національної академії наук України.

Напрям науки — дослідження антифрикційних матеріалів при моделюванні космічних умов.

**КОСТОРНОВ Анатолій Григорович** — завідувач відділу Інституту проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича Національної академії наук України, аcademіk Національної академії наук України, професор, доктор технічних наук.

Напрям науки — фізика металів, проникних матеріалів, порошкової металургії, металургії металевих волокон, теплових труб.

**ЛАМЕКО Олександр Львович** — директор Інституту прецизійних вимірювань при «Укрметртестстандарт».

**ЛОЗИЦЬКИЙ Володимир Всеволодович** — аспірант кафедри астрономії та фізики космосу Київського національного університету імені Тараса Шевченка.

Напрям науки — фізика атмосфери.

**ЛЯЛЬКО Вадим Іванович** — директор Центру аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України, член-кореспондент Національної академії наук України, доктор геолого-мінералогічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України, лауреат Державних премій України, член-кореспондент Міжнародної академії астронавтики.

Напрям науки — гідрогеологія, дистанційне зондування земної поверхні.

**ЛЯШЕНКО Михайло Володимирович** — науковий співробітник Інституту іоносфери Національної академії наук України та Міністерства освіти і науки України,

кандидат фізико-математичних наук. Лауреат премії Президента України для молодих вчених.

Напрям науки — сонячно-земна фізика, геофізика, іоносферне моделювання.

**МИКИТЕНКО Володимир Іванович** — доцент кафедри оптичних та оптико-електронних приладів Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», кандидат технічних наук, доцент, старший науковий співробітник.

Напрям науки — авіаційні та космічні оптико-електронні прилади, багатоспектральні оптико-електронні системи.

**МІХЕЄНКО Леонід Андрійович** — доцент кафедри оптичних та оптико-електронних приладів Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», кандидат технічних наук, доцент.

Напрям науки — оптичні вимірювання, автоматизована оптико-електронна вимірювальна апаратура.

**МОРОЗ Анатолій Леонтійович** — старший науковий співробітник Інституту проблем матеріалознавства Національної академії наук України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — технології пористих металів, проникних матеріалів, порошкової металургії, металургії металевих волокон, теплових труб.

**ПІДГОРОДЕЦЬКА Людмила Володимиривна** — науковий співробітник Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Національного космічного агентства України.

Напрям науки — дистанційне зондування Землі та обробка космічних даних.

**САМОЙЛЕНКО Людмила Іванівна** — завідувач відділу проблем космічного спостереження Інституту космічних досліджень Національної академії наук України і Національного космічного агентства України, доктор технічних наук.

Напрям науки — дистанційне зондування Землі та обробка космічних даних.

**САХАЦЬКИЙ Олексій Ілліч** — провідний науковий співробітник Наукового центру аерокосмічних досліджень Інституту геологічних наук Національної академії наук України, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник, лауреат Державної премії України.

Напрям науки — моделювання процесів енергомасобміну в геосистемах, дешифрування космічних знімків для визначення параметрів енергомасобміну у геосистемах, вирішення природоресурсних та природоохоронних задач, оцінка стану лісів та продуктивності агрофітоценозів на основі використання супутниковых даних.

**СИБІРЦЕВА Оксана Миколаївна** — молодший науковий співробітник Наукового центру аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України.

Напрям науки — математичне моделювання та методи обробки даних дистанційного зондування Землі.

**СУРДУ Михайло Миколайович** — заступник директора Інституту прецизійних вимірювань при «Укрметртестстандарт», професор.

Напрям науки — автоматика та вимірювальна техніка.

**ТИХІЙ Віктор Григорович** — начальник відділу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук.

Напрям науки — космічне матеріалознавство.

**ФРОЛОВ Геннадій Олександрович** — завідувач відділу Інституту проблем матеріалознавства Національної академії наук України, доктор технічних наук.

Напрям науки — високотемпературна теплофізика, геліотехніка та дослідження антифрикційних матеріалів при моделюванні космічних умов.

**ХРАМОВ Дмитро Олександрович** — науковий співробітник Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Національного космічного агентства України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — динаміка керованих механічних систем.

**ЧОРНОГОР Леонід Феоктистович** — професор кафедри космічної радіофізики Харківського національного університету імені В. Н. Каразіна, доктор фізико-математичних наук, лауреат Державної премії УРСР в галузі науки і техніки, лауреат Премії Ради Міністрів СРСР.

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

**ШАПОВАЛ Андрій Андрійович** — старший науковий співробітник Інституту проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича Національної академії наук України, кандидат технічних наук.

Напрям науки — теплофізика пористих матеріалів, двофазного теплообміну, систем охолодження, теплових труб.

**ШАПОВАЛ Ірина Владленівна** — молодший науковий співробітник Інституту проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича Національної академії наук України, інженер-теплофізик.

Напрям науки — теплофізика пористих матеріалів, двофазного теплообміну, теплових труб.

**ШПОРТЮК Зіновія Михайлівна** — старший науковий співробітник Наукового центру аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — математичне моделювання процесів енергомасобміну в геосистемах, методи обробки даних дистанційного зондування Землі.

**Л. К. Каденюк «МІСІЯ — КОСМОС»**

(Київ: Пульсари, 2009. — 328 с.)

**23 квітня в Українському домі відбулась презентація книги  
Леоніда Каденюка «Місія — космос» видавництва «Пульсари».**



Книга «Місія — космос» — це насичена розповідь першого космонавта нашої держави, Героя України, народного депутата України четвертого скликання, генерал-майора авіації, льотчика-випробувача 1-го класу, кандидата технічних наук Леоніда Костянтиновича Каденюка про його політ у космос 1997 року в складі міжнародного екіпажу космічного корабля «Колумбія» (місія STS-8), про надзвичайну подорож у світ космосу за межі земної гравітації.

Видання містить цікаві описи етапів польоту, портрети його учасників і роздуми автора про Всесвіт, місце в ньому нашої Землі та відповіальність людини за її майбутнє. В книзі багато ілюстрацій. В її оформленні використано документи та фотографії з архіву автора.

