

НАЦІОНАЛЬНЕ
КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО
УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ НАУК
УКРАЇНИ

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ

Журнал засновано в лютому 1995 р.



Виходить 6 разів за рік

КИЇВ

Том 12, № 4, 2006

KYIV

ЗМІСТ

Алексеев Ю. С., Кукушкин В. И., Левенко А. С. Перспектива ракетно-космической отрасли Украины — космическая система на базе воздушно-космического самолета

Беляев С. М., Корепанов В. С., Ефименко М. В. Політні випробування магнітної системи навігації мікросупутника

Белов Д. Г. Электроэнергетическое обеспечение живучести космического аппарата при нарушении ориентации солнечной батареи

Похил Ю. А., Гаврилов Р. В., Яковенко Л. Ф., Алексенко Е. Н., Лотоцкая В. А., Ван С., Хе Ш., Тарасов Г. В., Рассамакин Б. М. Механические характеристики основных элементов конструкций солнечных батарей

CONTENTS

- 3 *Alexeyev Yu. S., Kukushkin V. I., Levenko A. S. Prospects of the rocket-space branch of Ukraine is the rocket system on the basis of the airborne-spase vehicle*
- 14 *Belyayev S. M., Korepanov V. Ye., Yefimenko M. V. Flight tests of the microsatellite magnetic navigation system*
- 20 *Belov D. G. Electric power supply of spacecraft fail-safety under solar array pointing failure*
- 24 *Pokhyl Yu. O., Gavrylov R. V., Yakovenko L. F., Aleksenko E. N., Lototskaya V. A., Van S., He Sh., Tarasov G. V., Rassamakin B. M. Mechanical characteristics of major components of solar arrays*

- Шатіхін В. Є., Семенов Л. П., Хорошилов В. С., Попель В. М., Костенко Г. А.* Врахування зносу зубча-тих передач при оцінюванні динамічних характеристик приводу сонячних батарей
- Мельник В. М.* Коливання і хвилі поліагрегатного підвісу гіроскопа
- Парняков Е. С., Мухаммад Рашик Улла Бейг Мирза* Проблемы использования волоконно-оптических элементов в оптико-электронных изображающих приборах космических информационных систем
- Набатов А. С., Петренко А. Г., Цюх А. М., Несте-рук В. Н., Пранцузов В. Н., Власенко В. П., Залуж-ний Р. Н., Пискун О. Н.* Измерения погрешностей наведе-ния антенны радиотелескопа РТ-70 с помощью источ-ников естественного радиоизлучения
- Ляшенко М. В., Черногор Л. Ф., Черняк Ю. В.* Суточные и сезонные вариации параметров ионосферной плазмы в период максимума солнечной активности
- Грицай А. В., Євтушевський О. М.* Сезонні зміни актив-ності квазістационарних планетарних хвиль у стратосфері над Антарктикою
- Кривдик В. Г.* Динаміка частинок та їхне нетеплове випромінювання у неоднорідній магнітосфері із змінним дипольним магнітним полем
- Федоровский А. Д., Боднар Е. Н., Козлов З. В.* Системная методология развития космического геоэкологического мониторинга
- Саблина В. И., Стефанышин Я. И., Стрижак Ю. И.* Нормативное обеспечение дистанционного зондирования Земли
- Алпатов А. П., Зевако В. С., Пилипенко О. В., Хороль-ский П. П., Хуторний В. В.* Формування науково-освіт-ньої програми участі молоді України у космічних дослід-женнях
- НАШІ АВТОРИ**
- ХРОНІКА**
- 33** *Shatikhin V. Ye., Semenov L. P., Khoroshilov V. S., Popel V. M., Kostenko G. A.* Prediction of gear wear for the estimation of solar array drive dynamic behavior
- 38** *Mel'nick V. N.* Oscillation and surges of the polymodular suspend of the gyro
- 45** *Parnyakov E. S., Mirza Muhammad Rasheeq Ullah Baig* Some problems in the use of fiber-optical elements in optics-electronical imaging devices of space information systems
- 52** *Nabatov A. S., Petrenko A. G., Tsukh A. M., Nesteruk V. N., Prantsuzov V. N., Vlasenko V. P., Zaluzhny R. N., Piskun O. N.* Measurements of aiming antenna errors of the radio telescope RT-70 by sources of natural radio radiation
- 56** *Lyashenko M. V., Chernogor L. F., Chernyak Yu. V.* Diurnal and seasonal variations of ionospheric plasma parameters at maximum solar activity period
- 71** *Grytsai A. V., Evtushevsky A. M.* Seasonal changes of the activity of quasi-stationary planetary waves in the strato-sphere over the Antarctic
- 78** *Kryvdyk V. G.* Particles dynamics and their non-thermal radiation in heterogeneous magnetosphere with variable mag- netic field
- 86** *Fedorovsky A. D., Bodnar H. N., Kozlov Z. V.* System methodology of development of the space geoecological monitoring
- 98** *Sablina V. I., Stefanishin J. I., Stryzhak Y. I.* Normative maintenance of remote sounding of the Earth
- 104** *Alpatov A. P., Zevako V. S., Pylypenko O. V., Khorolskii P. P., Khutornyi V. V.* Development of research and educational program for involving Ukraine's young people in space research
- 109** OUR AUTHORS
- 113** NEWS

УДК 629.782

Ю. С. Алексеев¹, В. И. Кукушкин², А. С. Левенко³

¹Національне космічне агентство України, Київ

²Державне підприємство «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод ім. О. М. Макарова», Дніпропетровськ

³Державне підприємство «Дніпрокосмос», Дніпропетровськ

Перспектива ракетно-космической отрасли Украины — космическая на базе воздушно-космического система самолета

Надійшла до редакції 22.02.06

Розглядається перспектива виведення сучасних супутників на навколоземну орбіту повітряно-космічною системою, створення якої можливе на основі ракетних розробок часів СРСР. Описано принцип конструкції повітряно-космічного літака на основі модулів і загальні конструктивні особливості системи, розробка якої в даний час проводиться в ініціативному порядку. Визначено економічний критерій експлуатації повітряно-космічної системи.

Тема разработки в Украине перспективной воздушно-космической системы многоразового использования частично затронута в докладе на 54-м Международном конгрессе астронавтики в Бремене, 2003 г. [17]. Авторами такая система условно названа «Black Sea» в память о ранее созданных в СССР аппаратах БОР (беспилотный орбитальный ракетоплан), приводнение которых осуществлялось в акватории Черного моря, и исходя из возможности международного сотрудничества причерноморских стран в создании современной воздушно-космической системы. Сравнительный анализ предлагаемого варианта системы представлен авторами в докладе на Пятой Украинской конференции по космическим исследованиям (4—11 сентября 2005 г., Евпатория) [6], рассмотрены аспекты создания воздушно-космической системы [5]. Известны исторические данные о некоторых прототипах [2].

Тенденции развития транспортных суборбитальных и орбитальных аппаратов (technologies for RLV) анализируются во многих странах мира [16, 18—22; www.novosti-kosmonavtiki.ru].

В США NASA приступило к осуществлению грандиозного проекта уже не орбитального самолета, а космического самолета (The Orbital Space Plane was renamed the Crew Exploration Vehicle), способного вернуться и с Луны (2020 г.), и от Марса (2030 г.) (astronautix.com); при этом может быть отдано предпочтение беспилотным аппаратам. Известна тенденция снижения масс и габаритов современных спутников (материалы Шестого международного форума «Высокие технологии XXI века», 18—22 апреля 2005 г., Москва) [4], что диктует необходимость применения новых средств их выведения и орбитальной эксплуатации. Однако Национальная космическая программа Украины в условиях недостаточного финансирования до последнего времени оставалась в плена устоявшихся тенденций XX века (www.nkau.gov.ua). За это время число стран, занимающихся космическими проблемами, превысило 40 (www.iaanet.org, www.iafastro.com). Появилось новое понимание принципов освоения околоземного пространства. Осуществляются космические экспедиции в пределах Солнечной системы.

Созданный еще во времена СССР ракетный научно-технический потенциал Украины, по отдельным разработкам до настоящего времени остающийся непревзойденным, позволяет нам сделать предположение, что он может являться основой нового для страны воздушно-космического направления с использованием космического самолета — таких программ в Украине до сих пор не было. Учитывая состояние проектирования, разработки и внедрения воздушно-космических систем в различных странах с выходом на летные испытания в 2005—2010 гг. (2010 г. определен NASA последним годом эксплуатации многоразовых кораблей «Шаттл», astronautix.com), Украина имеет возможность стать одним из лидеров в этом направлении. В Украине еще сохранены ракетные технологии, имеется задел серийно изготавливаемых надежных конструкций (www.yuzhnoe.com) и совершенно незадействованный в ракетно-космической отрасли огромный потенциал украинского авиастроения (wwwantonov.com).

Тенденция создания воздушно-космических систем в настоящее время имеет мировой характер (newsru.com). Она основывается на конкретных задачах автоматического вывода в космос, возврата на Землю и орбитального обслуживания новых поколений спутников, имеющих массу от нескольких десятков граммов до двух-трех сотен килограммов (эти задачи решаются параллельно с развитием пилотируемой космонавтики). Такие спутники выводятся в единичных количествах на околоземную орбиту в течение последнего десятилетия [4]. Особенность их запуска заключается в необходимости вывода малой массы на нужную орбиту, для чего не всегда целесообразно использовать современные ракеты-носители и даже космические буксиры.

Анализ различных носителей космических орбитальных аппаратов показывает, что воздушно-космическая система при обеспечении периодичности многократного использования носителей становится экономически выгодной. Снижение стоимости пусков может способствовать созданию нового рынка орбитальных услуг для инвесторов этого рынка.

Конечной целью внедрения любого проекта в экономическом пространстве Украины можно рассматривать получение дохода. Максимальный доход в системе запуска спутников Земли

дает их рентабельное орбитальное обслуживание при низкой стоимости вывода на орбиту.

Без учета демпинговых пусков (в т. ч. пусков снимаемых с дежурства боевых ракет) можно говорить о декларируемой минимальной коммерческой удельной стоимости вывода полезного груза на низкую околоземную орбиту, равной 8000 дол./кг (ракета-носитель «Ариан»), в то время как средняя стоимость по данным Ассоциации спутниковой промышленности (США) в настоящее время составляет 30000 дол./кг. Однако в условиях Украины можно добиться значительного снижения этой стоимости: до 3000 дол./кг, а в дальнейшем — до 1000 дол./кг. Исходя из технических возможностей Украины в ракетном производстве, а также понимая, что рынок пусков космических аппаратов ракетами-носителями с общей выводимой полезной массой более 300 кг контролируется США и Европейским космическим агентством, мы полагаем, что масса полезной нагрузки, выводимой Украиной самостоятельно на орбиту, должна быть не более 300 кг. Это соответствует также тенденции снижения масс современных спутников [4].

Следует учитывать, что вывод спутника не является конечной целью при эксплуатации воздушно-космической системы (ВКС): нужно обеспечить эксплуатацию спутника на орбите, а также вернуть спутник обратно на Землю по окончании срока эксплуатации с целью его повторного использования и уменьшения загрязненности орбиты «космическим мусором» (носитель наиболее рентабелен, когда он загружен в обоих направлениях полета).

Эти задачи следует рассматривать как основные.

Средствами выведения спутников на околоземные орбиты в настоящее время служат мощные ракеты-носители (РН) [8, 12].

Можно продемонстрировать возможности по пусковым услугам Российской Федерации: в рамках Федеральной космической программы, международных и коммерческих проектов выполнены работы, которые существенно расширили область применения современных российских ракет-носителей и разгонных блоков. Из десяти основных носителей (в том числе РН «Днепр» украинской разработки: в числе девяти партнеров российской федеральной космической про-

грамм два украинские — Государственное предприятие «Производственное объединение Южный машиностроительный завод им. А. М. Макарова» и Государственное конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля) три РН легкого класса, предназначенные для «утилизации» снимаемых в России с боевого дежурства межконтинентальных ракет (рис. 3), и срок их применения ограничен гарантийным сроком эксплуатации в российской армии. Перспективными носителями рассматриваются «Протон-М» и «Ангара-А5», способные вывести на 200-км орбиту соответственно 21 и 24.5 тонны груза.

Для вывода аппаратов массой 300—400 кг в США используется крылатая ракета-носитель «Пегас» [1, 23]. По назначению это ближайший аналог предлагаемого нами носителя, однако «Пегас» не используется многократно, нет и речи о возврате запущенного аппарата обратно на Землю.

Существующие носители нельзя считать пригодными для рентабельного рыночного использования:

- носители разрушаются и не используются повторно, последние ступени и элементы ракет-носителей загрязняют орбитальное пространство;
- ракеты слишком энергоемки, и даже для вывода спутника на низкую орбиту масса топлива превышает массу полезного груза в 50 и более раз;
- для запуска ракет-носителей (за исключением авиационного старта РН «Пегас») требуются космодромы с дорогостоящими стартовыми площадками;
- такие носители не используются для возврата запущенного спутника на Землю.

Всех этих недостатков может быть лишена воздушно-космическая система.

Известен пример «Шаттла», космического корабля, способного выполнять требуемые задачи орбитального обслуживания в полном объеме. Это великолепный научно-технический эксперимент, значение которого трудно переоценить. К сожалению, «Шаттл» — только последняя ступень возможной полноценной воздушно-космической системы. Его первая ступень является обычной ракетой-носителем. В результате эксплуатации этого корабля относительная стоимость вывода полезного груза на орбиту в 100

раз превысила проектную, а для запуска корабля требуется команда из 9000 человек.

История создания воздушно-космических систем и воздушно-космических самолетов (www.buran.ru) начинается еще в первой половине XX века бомбардировщиком-антиподом Эугена Зингера (Германия). Германские разработки продолжились полетами американского X-1 [7], проектами создания многочисленных одно- и двухступенчатых воздушно-космических систем. К периоду создания «Шаттла» [11] определенные успехи были достигнуты в СССР по проекту «Спираль»: проводились летные испытания уменьшенных макетов в виде беспилотного орбитального ракетоплана (аппараты БОР), а затем был создан «Буран». Рождение «Бурана» тоже относится к престижным и необходимым исследовательским проектам. Как и «Шаттл», он не был полноценным и тем более рентабельным летательным аппаратом. Но он продемонстрировал возможности автоматически управляемого полета и посадки на аэродром. На нем испытано теплозащитное покрытие в режимах эксплуатации будущих космических кораблей. Рождение таких аппаратов было возможно только при финансировании разработок для военных целей.

Во всех странах, занимающихся созданием ракетной и космической техники, на основе многолетнего опыта проектирования воздушно-космических систем разрабатываются различные проекты. Среди этих стран лидируют США, Германия, Япония (www.jaxa.jp, www.inauka.ru) и Индия (sergib.agava.ru) — здесь отказались от проектов прежних лет в виде 200—300-тонных космических бомбардировщиков и переориентировались на малогабаритные аппараты.

Время определило некоторые приоритеты в создании воздушно-космических летательных аппаратов. Опыт эксплуатации «Шаттлов» диктует необходимость создания беспилотных систем. В современных условиях развития техники двухступенчатая воздушно-космическая система имеет меньшую массу, чем одноступенчатая. Определено, что применение сжиженных газов для топлива повышает массу летательного аппарата и усложняет условия эксплуатации. Поэтому предпочтительно использование опыта оптимальных разработок, выполненных для военных целей. Необходим поиск экологически безопасных аналогов топлив военного применения. Воз-

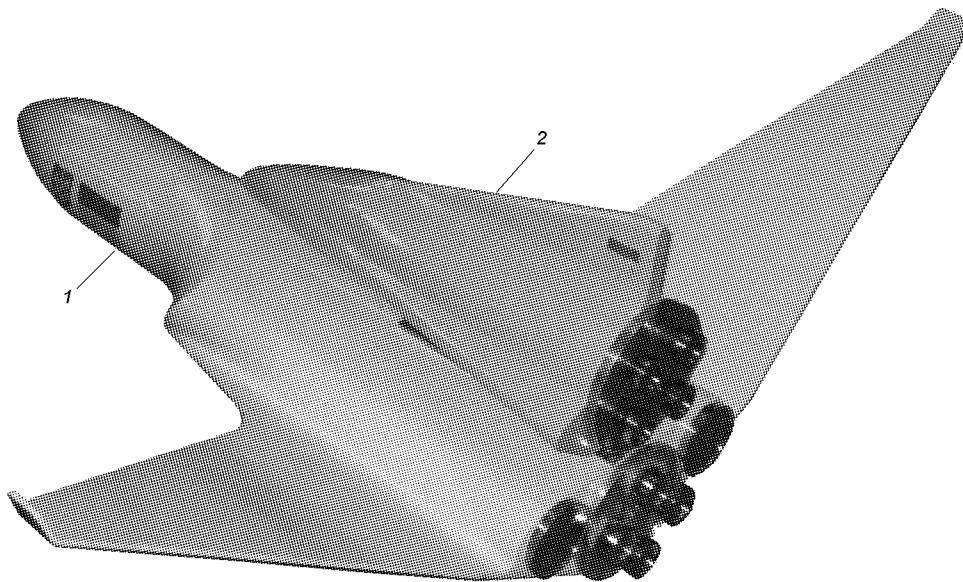


Рис. 1. Габаритный макет двухступенчатого воздушно-космического самолета «Сура» для проекта «Black Sea»: 1 — первая ступень, 2 — вторая ступень

душно-космическая система не требует стартовых площадок на космодромах — старт может осуществляться с борта самолета, взлетающего с аэродромов, и с любой площадки.

Какой же воздушно-космический аппарат нужен Украине?

Воздушно-космическая система в Украине может и должна создаваться на основе существующих технологий с применением ранее выработанных технических решений в сфере конструирования и изготовления отдельных технических средств баллистических ракет. В Украине может быть использован опыт изготовления ампулизированных жидкостных двигательных ракетных установок (ЖРД) и их составляющих, серийное изготовление которых налажено в ГП «ПО ЮМЗ им. А. М. Макарова». Для летательных аппаратов с массой, близкой к самолетам-истребителям, они могут использоваться как маршевые. Должны быть использованы имеющиеся технологии производства углерод-углеродных конструкций, нанесения покрытий и др. Должен быть применен имеющийся опыт проектирования, испытаний и изготовления ракет и самолетов, опыт авиационной промышленности в т. ч. в двигателестроении.

Мы проанализировали возможности Украины с целью выбора наиболее эффективного варианта самолета для воздушно-космической системы. В результате сделан выбор двухступенчатого воздушно-космического самолета (рис. 1) со следующими параметрами. Первая ступень (разгонный блок РБ — самолет-бесхвостка) наряду с ракетными использует в плотных слоях атмосферы воздушно-реактивные ускорители, что позволяет достичь скорости $M = 2.5$ на высоте до 20 км и $M = 19.6$ на высоте 90 км; существенное снижение массы самолета достигается за счет потребления кислорода воздуха в качестве окислителя в воздушно-реактивных двигателях.

Вторая ступень — гиперзвуковой автоматический планер (ГАП); на первом этапе полета (до разделения ступеней) многокамерные жидкостные ракетные двигатели обеих ступеней запитываются топливом из баков разгонного блока; на обеих ступенях могут применяться модернизированные четырехкамерные рулевые двигатели первой и второй ступени межконтинентальной баллистической ракеты «Циклон» (www.yuzhnoe.com).

В качестве воздушно-реактивных ускорителей на атмосферном участке полета могут использо-

ваться ампулизированные ракеты «Яхонт-А» (экспортная модификация противокорабельной крылатой ракеты «Оникс» в авиационном исполнении) со сверхзвуковым прямоточным воздушно-реактивным керосиновым двигателем (СПВРД), разработка НПО «Машиностроение», Россия (www.new-factoria.ru), с учетом возможности дальнейших модернизаций, учитывающих мировые тенденции в разработках воздушно-реактивных двигателей (www.ldomino.ru).

Для управления направлением полета воздушно-космического самолета и его отдельных ступеней используются только рулевые ЖРД — это позволяет отказаться полностью от аэродинамических авиационных средств управления, в результате чего корпус летательного аппарата каждой ступени имеет упрощенную аэродинамическую форму.

Конструкция обеих ступеней модульная: корпус оснащается отдельными функциональными модулями различных изготовителей, модули взаимозаменяемы, в процессе отработки конструкция модуля может принципиально изменяться без изменения общей компоновки.

Корпуса ступеней негерметичны (принцип подводной лодки с «мокрыми» отсеками); на орбите наружный корпус ГАП сдвигается, открывая внутренние узлы орбитальной ориентации, контроля, вывода спутника и др. (по сути ГАП является космическим буксиром, обтекатель которого не сбрасывается при выходе на орбиту, а сдвигается и снова задвигается перед возвращением в плотные слои атмосферы).

Запуск спутника на орбите может осуществляться минометным методом со значительными перегрузками, что снижает энергоемкость системы — импульс отдачи может использоваться для снижения скорости полета ГАП с целью приземления; разделение ступеней предполагается только «минометное» (по аналогии с «минометным» стартом, освоенным в Украине для массовых баллистических ракет) для придания импульса второй ступени и снижения скорости первой ступени перед ее возвратом на Землю.

Система автоматическая беспилотная; для управления может быть применен принцип системы управления (СУ), разработанный для авиационного старта баллистической ракеты («воздушный старт») [3]; в перспективе предполагается изменить принцип организации рабочего

места оператора — управление должно вестись в режиме реального времени на экране компьютера по аналогии с компьютерными играми (использоваться виртуальный аналог реальности), что соответствует, например, тенденциям внедрения виртуального управления боем в США: принцип «полного доминирования», принцип «цифровой информатизации поля боя» — обеспечивающие доминирующий маневр, точный удар, интегрированную защиту и целенаправленное материально-техническое обеспечение (www.npo-sm.ru).

Обе ступени на конечном участке приземления спускаются на парашютах в заданном районе (www.khai.edu); в перспективе для приземления могут использоваться управляемые парашюты.

Первую ступень можно рассматривать как автоматический суборбитальный транспортный ракетный самолет. Вторую — как космический буксир или разгонный блок, возвращаемый на Землю в виде гиперзвукового автоматического планера. Это предопределяет их многоцелевое применение, что обеспечивает более высокую экономичность такой системы.

ГАП воздушно-космического самолета должен осуществлять запуск и съем с орбит спутников для их ремонта с целью повторного использования и перевод спутников с орбиты на орбиту, проводить самостоятельно радиолокационные и тепловые исследования Земли, проводить мониторинг мирового океана, контроль за стартом и выведением космических объектов, наблюдение за летающими аппаратами военного назначения в целях безопасности сообществ государств и решать другие задачи.

Для достижения конечной цели — создания рынка запуска и орбитального обслуживания спутников массой менее 300 кг — финансирование создания воздушно-космической системы (ВКС) должно проводиться по известному принципу: рынок создается для международных инвесторов проекта. Инвесторы не должны быть финансовыми донорами: каждая страна за счет своих средств выполняет свою часть работ.

Созданная международным консорциумом воздушно-космическая система уже на стадии проектирования станет основой международного рынка орбитального обслуживания стран-участников.

Задача снижения стоимости вывода полезной нагрузки ставилась еще с 1950-х гг. Проект США «VentureStar» (с помощью технологии Single-Stage-To-Orbit (SSTO) — одной ступенью на орбиту) создавался содружеством NASA с авиапромышленностью США, намечалось существенно снизить стоимость вывода полезной нагрузки на орбиту — с 10000 до 1000 дол./фунт (2440 дол./кг). Этот проект не был осуществлен, но он породил множество ответных проектов в СССР (sergib.agava.ru). По мнению авторов в условиях середины XX века поставленная задача вряд ли могла быть осуществлена. Для ее осуществления в настоящее время предлагается для снижения стоимости эксплуатации применять новый принцип оценки еще на стадии проектирования. По известным данным одноступенчатого воздушно-космического самолета ТУ-2000 (www.arms.ru) проведено сравнение с выбранным вариантом для украинского воздушно-космического самолета (рис. 2).

Двуступенчатый воздушно-космический самолет, условно названный авторами «Сура», воздушно-космической системы «Black Sea» при общей стартовой массе около 40–50 т при стоимости изготовления 6.0–10.0 млн дол. должен обеспечить удельную стоимость вывода груза на орбиту высотой 300 км 1000–3000 дол./кг. Количество пусков одного воздушно-космического самолета для достижения рентабельности эксплуатации — не менее 48 в год. Ориентировочная стоимость запуска спутника массой 300 кг 0.9 млн дол. с учетом погашения затрат на НИОКР, создания и технического обслуживания флота ВКС. Расходы на НИОКР до выхода на опытную эксплуатацию через пять лет и изготовление 100 воздушно-космических самолетов могут составить по оценке авторов около 1.5–2 млрд дол. Данные постановочные для проектирования.

Для сравнения возьмем получивший поддержку во времена СССР и до сих пор не реализованный проект одноступенчатого ТУ-2000 (по данным специалистов АНТК им. А. Н. Туполева). НИОКР ТУ-2000 можно выполнить за 13–15 лет с начала необходимого финансирования; в ценах 1995 г. стоимость постройки одного ТУ-2000 (затраты на ОКР 5.29 млрд дол.) составит около 480 млн дол. Предполагаемая цена запуска — 13.6 млн дол. (при темпе 20 пусков

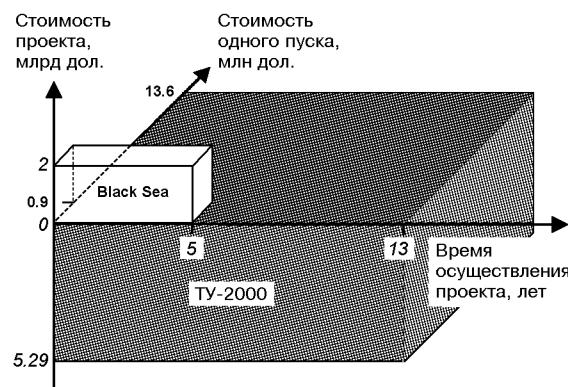


Рис. 2. Сравнение проектных показателей ВКС «Black Sea» и ТУ-2000

в год); масса ТУ-2000 около 300 т. При полезной нагрузке до 10 т удельная стоимость вывода на орбиту высотой около 200 км может составить 1360 дол./кг (в случае изготовления одного ТУ-2000 стоимость вывода 1 кг груза может составить 30 000 дол.; для достижения задекларированной авиаторами цифры необходимо изготовить не менее 25 ТУ-2000 с обеспечением 20 пусков в год каждого из них). Сравнение проектных решений в этом случае можно представить наглядно на рис. 2.

Возможно сравнение по стоимости с ракетными вариантами. В украинском проекте «Орль» (сбрасывание баллистической ракеты с транспортного самолета) ориентировочная стоимость одного пуска составляет 8 млн дол., полезная нагрузка — до 1000 кг, т. е. минимальная удельная стоимость вывода на орбиту груза составляет 8000 дол./кг.

Мы считаем, что применение готовых двигателей позволяет снизить общую стоимость проекта на 10 %. Так, общая стоимость проекта «VentureStar» составляла 5 млрд дол., из них 500 млн дол. (10 %) компания «Рокетдейн» затратила только на отработку ЖРД и создание технологий их изготовления.

Еще 40 % стоимости разработки можно сэкономить (в т. ч. используя сравнение с современным российским проектом многоразового самолета МАКС НПО «Молния»):

— применив модульную схему конструкции, где наружный углерод-углеродный корпус летательных аппаратов (РБ И ГАП) предназначен

для размещения узлов, независимо от их конструкции — они должны вписываться в габариты и обеспечивать требуемое расположение центра масс; это позволяет применить, в частности, готовые прямоточные воздушно-реактивные двигатели противокорабельной ракеты «Яхонт-А» или «Оникс» (Россия);

— применив рулевые ЖРД в качестве маршевого двигателя, что позволяет сделать наружный корпус в виде кокона требуемой аэродинамической конструкции без аэродинамических элементов управления полетом; модульность конструкции в беспилотном варианте позволяет выполнить наружный корпус не полностью герметичным и упрощенным;

— применив конструкцию ГАП с выдвижным наружным корпусом для вывода объектов на орбите и использовав посадочную парашютную систему; наружный корпус вообще не имеет никаких люков или аэродинамических средств управления — элевонов, щитков и пр., и это позволяет спроектировать максимально эффективную его теплозащиту;

— использовав для торможения минометное разделение ступеней и отделение спутника, а в плотных слоях атмосферы — парашютную систему для посадки в заданном районе;

— использовав отработанные элементы и высокоэффективное ракетное топливо с возможностью его замены на более экологически безопасное в будущем по мере модернизации ракетных двигателей. Высокая технологичность конструкции в будущем упростит и удешевит изготовление и техническое обслуживание при эксплуатации ВКС.

Остановимся на еще двух важных задачах.

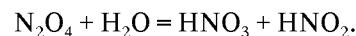
Первая задача. Необходимо обеспечить выход второй ступени самолета с высоты 90 км на высоту 300 км с требуемой скоростью. Рассматривается вариант с параметрами:

— минометное отделение ГАП от первой ступени на высоте 90 км при скорости полета 6.8 км/с с дальнейшим вертикальным полетом по ракетной схеме и выходом на круговую околоземную орбиту со скоростью 10.3 км/с;

— ГАП выводит спутник массой 300 кг на околоземной орбите.

В соответствии с выбранной схемой ГАП мы определили его предварительные габариты. Они обуславливаются прежде всего объемом необхо-

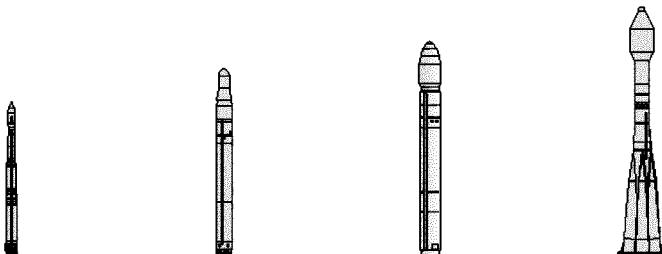
димого топлива и габаритами груза. Используется топливо жидкостного ракетного двигателя ГАП АТ+НДМГ. Параметры топлива известны [9]. Окислитель АТ — четырехокись азота N_2O_4 — имеет самое высокое содержание кислорода из устойчивых окислов и широко применяется в ракетной технике. Четырехокись азота существует преимущественно в жидкой фазе и пребывает в состоянии равновесия с двуокисью азота NO_2 . В твердом состоянии это практически N_2O_4 , в жидком состоянии происходит частичная диссоциация с образованием NO_2 , в газообразном состоянии содержание NO_2 увеличивается, и при 100 °C достигает почти 90 %. По существу четырехокись азота представляет собой смешанный ангидрид азотной и азотистой кислот:



Четырехокись азота обладает умеренной реакционной способностью, для ее эксплуатации и хранения пригодны углеродистые и нержавеющие стали, алюминий, никель, керамические материалы, стекло. Смесь графита с динатрийсиликатом или стеаратом натрия применяются в качестве уплотнительных материалов, тефлоновый шнур для уплотнения резьбы, асбест и асбестографит применяют для набивки в клапанах. Недопустим контакт с углеводородами и винилпроизводными углеводородами. В качестве защитного материала от испарений окислителя могут быть использованы бутадиенстирольные и неопреновые каучуки.

Горючее НДМГ — несимметричный диметилгидразин $(CH_3)_2N_2H_2$ — является гидридом азота и применяется в ракетной технике. К ряду таких же топлив относятся аммиак, гидразин их смеси и некоторые другие химические соединения. Для хранения и эксплуатации НДМГ применяются стали, никель, стекло и некоторые нержавеющие стали, магний, тефлон, полиэтилен, бутилкаучуки и графит, асбест, пропитанный тефлоном, фенолформальдегидная смола.

Характеристики топлива АТ+НДМГ: коэффициент весового соотношения компонентов топлива $k_1 = 2.57$, содержание горючего в топливе: весовое 1.124, процентное — 0.843, температура в камере сгорания $T_c = 3415$ K, молярная масса продуктов сгорания в камере сгорания $M_c = = 23.55$ г/моль, температура на срезе сопла $T_e =$



Ракеты-носители	«Старт-1»	«Рокот» / «Стрела»	«Днепр-1» / «Днепр-М»	«Союз»
Разгонные блоки	—	«Бриз-КМ» / АБР	АБР	«Фрегат»
Стартовая масса, т	47	107 / 105	211	307
Полезный груз, т				
— НОО (200 км, 51.6°)	0.45	1.9 / 1.7	3.7 / 4.6	2.5 (240 / 18000 км, 65°)
— ГСО	—	—	—	0.3
Компоненты топлива	Твердое	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ	O ₂ + T-1
Космодром	Свободный	Плесецк / Свободный	Байконур	Байконур / Плесецк
Головной разработчик	МИТ	ГКНПЦ им. Хруничева / НПО Машиностроения	МКК Космотрас	ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»

Рис. 3. Российская система средств выводения (существующие и создаваемые РН)

= 1966 К, молярная масса продуктов сгорания на срезе сопла $M_e = 21.72$ г/моль, удельный импульс давления $I_p = 175.9$ с, удельная тяга двигателя $P_1 = 337.0$ с (геометрическая степень расширения сопла $\varepsilon = 40$), плотность топлива $\rho = 1.18$ г/см³.

При плотности топлива АТ+НДМГ 1.18 г/см³ объем топлива массой 6 т составляет 5.084 м³.

Определяется основная характеристика ГАП, летящего на активном участке после отделения от первой ступени по ракетному принципу: идеальное приращение скорости полета ступени ракеты по формуле К. Э. Циолковского.

В условиях практического отсутствия влияния атмосферы (отделение от первой ступени ВКС на высоте 90 км) может определяться приращение идеальной скорости ракеты в зависимости от величины удельной тяги ЖРД и отношения начальной и конечной масс. Для ГАП определено соотношение масс: полная масса с топливом и спутником 8 т, масса спутника 0.3 т, масса без

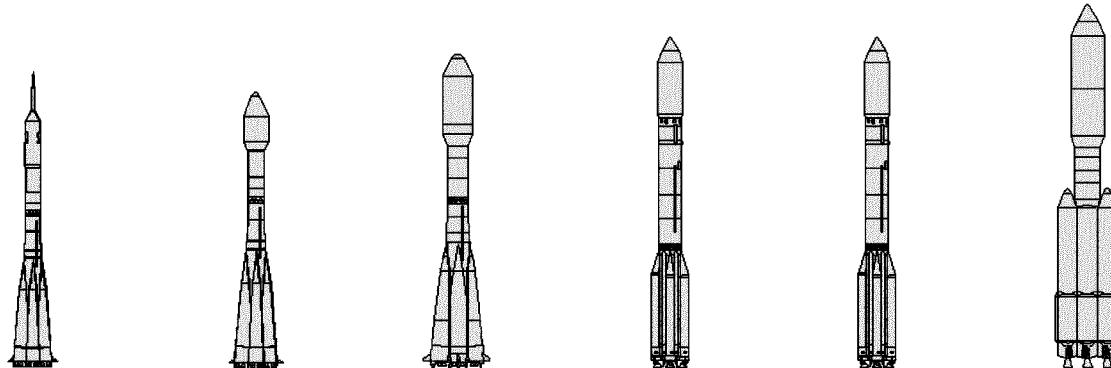
топлива и спутника 1.0 т, масса топлива 6.7 т. Для торможения и выполнения маневров на орбите может быть принято количество неиспользованного на активном участке топлива 0.6 т. Отсюда соотношение начальной и конечной масс при выходе на орбиту высотой 300 км составит 3.07.

Приращение скорости полета ступени ракеты (при условии $v = 0$) равно

$$\Delta v = g_0 P_1 \ln [1/(1 - m_p/m_i)] = 3.2 \text{ км/с},$$

где m_p — начальная масса топлива, m_i — суммарная начальная масса ракеты, $g_0 = 9.80665$ м/с² — ускорение свободного падения на уровне моря.

Скорость, при которой происходит разделение ступеней ВКС на высоте 90 км, составляет (задается) 6.8 км/с. Миниметное разделение ступеней дает приращение 1 км/с. Соответственно идеальная скорость выхода ГАП на орбиту 300 км может составить 11 км/с. Эта цифра



«Союз-ФГ»	«Союз-2» (эт. 1а/1б)	«Онега»	«Протон»	«Протон-М»	«Ангара-А5»
—	«Фрегат-У» (``Фрегат-СБ``)	«Ястреб»	ДМ (11С861-01) «Бриз-М»	ДМ (11С861-03) «Бриз-М»	КВРБ
307	307 / 309	376	700	700	
7.46	6.9 / 8.1	15.0 ($i = 63^\circ$)	20.6	21	24.5
—	0.55 / 0.6 (0.7 / 0.85)	2.3	2.4—2.6 2.3	3.0/2.4—3.0	4.0
O ₂ + T-1	O ₂ + T-1	O ₂ + T-1 O ₂ + H ₂	AT+НДМГ	AT+НДМГ	O ₂ + РГ-1
Байконур	Байконур / Плесецк	Плесецк	Байконур	Байконур	Плесецк
ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс»	РКК «Энергия»	ГКНПЦ им. Хруничева	ГКНПЦ им. Хруничева	ГКНПЦ им. Хруничева

соответствует требуемому (заданному) значению скорости выхода на круговую околоземную орбиту 10.3 км/с.

Вторая задача. Вторая задача заключается в выборе параметров теплозащиты (ТЗП) и выборе теплозащитных материалов (ТЗМ). При этом должны быть использованы результаты испытаний аппаратов БОР и «Буран» (www.buran.ru), для которых были определены максимальные температуры поверхности планера (рабочая температура поверхности планера до 1650 °C), ТЗМ и ТЗП. Выбор и расчет ТЗП может проводиться в соответствии с опытом украинских ученых [10, 13—15].

Создание в Украине системы орбитального обслуживания на основе перспективной воздушно-космической системы может стать научно-технической базой реализации накопленных возможностей национального ракетостроения, авиастроения, бывших секторов военно-промышленного комплекса, академической науки. Это реальная возможность повысить занятость

населения высокотехнологичной наукоемкой работой, а привлечение ряда заинтересованных государств в рамках экономического сотрудничества повысит международный престиж Украины и ее роль в мире.

Создание воздушно-космической системы выгодно проводить в международном сотрудничестве с привлечением инвестиций ряда государств при ведущей научной роли Украины — проект не основывается на полном финансировании за счет украинского бюджета. К проекту могут быть привлечены Россия, США, ближайшие соседи и экономические партнеры (Турция, Греция, Венгрия, Болгария, Румыния, Чехия, Словакия, Молдова, Польша, Литва, Грузия, Армения, Азербайджан, Казахстан, Туркмения), другие заинтересованные государства и международные организации. ВКС орбитального обслуживания международным консорциумом позволит осуществить:

- рентабельное использование орбитальной системы;

- укрепление безопасности стран участников консорциума;
- повышение роли Украины в мире как реально ведущей ракетно-космической державы.

Неизбежно завершится время применения таких ракет-носителей, как «Днепр» или «Зенит».

Воздушно-космическая система имеет более длительную перспективу эксплуатации (в том числе и в масштабе исследований планет Солнечной системы). Она поможет сохранить и вернуть в украинскую ракетную отрасль квалифицированных специалистов, развить технологическую базу производства. Для ее осуществления необходимо объединить весь потенциал НКАУ в содружестве с авиационной промышленностью, Национальной академией наук и ее профильными институтами, такими высшими учебными заведениями и НИИ, как Днепропетровский национальный университет, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», имеющий опыт исследований в гиперзвуковом диапазоне полета ($1\dots4M$), Институт технической механики Национальной академии наук и Национального космического агентства Украины, НИИ и предприятия в сфере аэроупругих систем, транспорта и связи. Украина имеет опыт разработки воздушно-реактивных двигателей. В академических и научно-технических исследованиях, разработке технологий и производстве могут и должны участвовать зарубежные страны — потенциальные потребители орбитальных услуг. ВКС создаст основу для широкого международного сотрудничества с целью производства в Украине современных малогабаритных спутников с внедрением электроники и нанотехнологий будущего.

Украинский воздушно-космический самолет и воздушно-космическая система на его основе для орбитальной спутниковой системы будущего может создаваться параллельно с существующими в ракетно-космической отрасли Украины направлениями.

1. Гусынин В. П. Авиационно-космическая система «Пегас». Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1988—1996 гг. Модификации, летные испытания и эксплуатация // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 5/6.—С. 148—155.
2. Жуков В. Из истории создания отечественных воздушно-космических систем (ВКС) // Аэрокосмический вестник.—2005.—сентябрь.—С. 25—31.

3. Камелин А. Б. Построение системы управления авиационно-космического ракетного комплекса легкого класса с использованием беспилотной инерциальной навигационной системы // Космічна наука і технологія.—2001.—7, № 2/3.—С. 3—15.
4. Клименко Ю. А., Черемных О. К., Яценко В. А., Маслова Н. В. Состояние и перспективы создания микроспутников новых поколений: новые материалы, нанотехнология и архитектура // Космічна наука і технологія.—2001.—7, № 2/3.—С. 53—65.
5. Коротков А., Кукушкин В., Левенко А. «Black Sea» — проект воздушно-космической системы для Украины и стран-соседей // Аэрокосмический вестник.—2005.—сентябрь.—С. 19—24.
6. Кукушкин В. И., Коротков А. С., Левенко А. С. Авиационно-ракетная воздушно-космическая орбитальная система // Пятая Украинская конференция по космическим исследованиям: Сб. тезисов (4—11 сентября 2005 г., НЦУИКС, Евпатория). — К.: Ин-т космических исследований НАНУ—НКАУ, 2005.—С. 108.
7. Пономарев А. Н. Авиация на пороге в космос. — М.: Воениздат, 1970.—319 с.
8. Пономарев А. Н. Годы космической эры. — М.: Воениздат, 1974.—291 с.
9. Сарнер С. Химия ракетных топлив / Пер. с англ. под ред. В. А. Ильинского. — М: Мир, 1969.—488 с.
10. Тимошенко В. И., Фролов Г. А. Проблемы научно-методического обеспечения разработки и эксплуатации теплозащитных покрытий для теплоаппаратных элементов объектов ракетно-космической техники. 1. Математическое моделирование процессов деструкции теплозащитных материалов и покрытий // Космічна наука і технологія.—2001.—9, № 2/3.—С. 34—44.
11. Уманский С. П. Космическая одиссея. — М.: Мысль, 1988.—279 с.
12. Фертрегт М. Основы космонавтики / Пер. с англ. А. Н. Рубашова под ред. А. А. Космодемьянского. — М.: Просвещение, 1969.—301 с.
13. Фролов Г. А. Энергоемкость основных процессов поглощения тепла при аэродинамическом нагреве теплозащитных покрытий ракетно-космической техники. 1. Предельная энергоемкость внутренних процессов поглощения тепла при тепловом разрушении материала // Космічна наука і технологія.—2001.—9, № 2/3.—С. 58—67.
14. Фролов Г. А. Энергоемкость основных процессов поглощения тепла при аэродинамическом нагреве теплозащитных покрытий ракетно-космической техники. 2. Предельная энергоемкость поверхностных процессов поглощения тепла при тепловом разрушении материала // Космічна наука і технологія.—2001.—9, № 2/3.—С. 68—76.
15. Фролов Г. А., Пасичный В. В., Тимошенко В. И. Проблемы научно-методического обеспечения разработки и эксплуатации теплозащитных покрытий для теплоаппаратных элементов объектов ракетно-космической техники. 2. Экспериментальное моделирование аэродинамического нагрева теплозащитных покрытий // Космічна наука і технологія.—2001.—9, № 2/3.—С. 45—57.
16. Belloli A. Alternatives to the air-breathing fly-back of the

- reusable everest cryogenic booster // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05.
17. Kukushkin V. I., Levenko A. S. Orbital-airborne systems are the basis of the new prospective space industry // 54th International Astronautical Congress, Bremen, Germany, Sept. 29—Oct. 3, 2003.—IAC-03-V.2.05.
18. Sippel M., Klevanski J., Steelant J. Comparative study on options for high-speed intercontinental passenger transports: air-breathing-vs. rocket-propelled // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05-D2.4.09.
19. Shimura K., Mori T., Ochiai T., et al. Current activities for future reusable space transportation systems at MHI // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05-D.2.4.02.
20. Tadakuma K., Aso S., Tani Y. Improvement of aerodynamic performances for reusable launch vehicles using the lateral blowing // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05-D2.5.03.
21. Vakhnichenko V. V., Romashkin A. M. Comparative assessment of projects of Russian and foreign air-based space launch systems // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05-D2.4.04.
22. Voland R. T., Huebner L. D., McClinton C. R. X-43A hypersonic vehicle technology development // 56th International Astronautical Congress, Fukuoka, Japan, Oct. 17—21, 2005.—IAC-05-D2.6.01.
23. Winter F. H., van der Linden F. R. 100 years of flight: a chronicle of aerospace history, 1903—2003. — Reston, Virginia, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2003.—524 c.

**PROSPECTS OF THE ROCKET-SPACE BRANCH
OF UKRAINE IS THE ROCKET SYSTEM ON THE
BASIS OF THE AIRBORNE-SPACE VEHICLE**

Yu. S. Alexeyev, V. I. Kukushkin, A. S. Levenko

We consider the prospects for orbiting the modern satellites into an Earth orbit by the airborne-space system, which is possible to be built on the basis of rocket developments in the former USSR. We describe constructional principle of the airborne-space plane on the basis of modules and general constructional peculiarities of the system, development of which is being carried out in the initiative order. The economic criterion of the airborne-space system operation is determined.

УДК 550:531+681.51

С. М. Беляєв¹, В. Є. Корепанов¹, М. В. Єфименко²

¹Львівський центр Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Національного космічного агентства України

²Науково-виробниче підприємство «Хартрон-КОНСАТ», Запоріжжя

Політні випробування магнітної системи навігації мікросупутника

Надійшла до редакції 27.02.06

Сучасні штучні супутники Землі застосовують для навігації різноманітні бортові системи, основані на використанні комбінації оптичних, гравітаційних та магнітних принципів дії. У роботі показано, що задовільної якості навігації можна досягнути з використанням лише одного якісного магнітометра. Наведено опис останньої моделі бортового ферозондового магнітометра, використаного в експерименті з мікросупутником «Мікрон», запущеним разом з супутником «Січ-1М» 24 грудня 2004 р. Незважаючи на дуже короткий термін роботи мікросупутника, отримані експериментальні дані підтверджують ефективність використання нової методики навігації і високу якість створеного магнітометра.

ВСТУП

Навігація штучних супутників Землі (ШСЗ) полягає у визначенні орбітального положення та орієнтації космічного апарату (КА) у просторі. Широке коло завдань, які виконуються за допомогою приладів космічного розташування, вимагає визначення навігаційних параметрів з високою точністю та у реальному часі. Відповідна бортова система управління повинна забезпечувати:

- керування кутовим рухом мікросупутника;
- керування роботою бортового обладнання;
- розрахунок поточних параметрів орієнтації;
- розрахунок поточних навігаційних параметрів;
- приймання, обробку й передачу інформації через канал «космічний апарат — Земля»;
- контроль функціонування бортового обладнання;
- сервісні функції.

На борту сучасних ШСЗ застосовуються навігаційні комплекси різного апаратурного складу та складності, залежно від необхідного рівня якості навігаційної інформації. Зазвичай розта-

шування КА на орбіті визначають за допомогою різноманітних наземних лазерних та радіолокаційних засобів, які уточнюють балістичні розрахунки. Останнім часом для низькоорбітальних супутників використовуються також системи GPS/GLONASS, приймальні пристрої яких дозволяють автономно, без допомоги наземного обладнання, отримувати з високою точністю координати ШСЗ та абсолютно значення часу. Невеликі розміри та споживання таких систем, а також їхня мала вартість і максимальне зменшення витрат при експлуатації роблять їх дуже привабливими для малих супутників.

На сьогодні більшість систем орієнтації ШСЗ базуються на оптичних приладах. Це різноманітні давачі положення Сонця та Землі, а також останнє покоління високоточних оптических давачів типу «зорянний компас».

Створено надзвичайно великий спектр оптических приладів з різноманітними технічними та економічними показниками; вони зручні та «природні» у роботі. Накопичено великий досвід їхнього створення та експлуатації. Однак вони мають і недоліки: необхідність забезпечення

«кутів зору» (вільних від інших приладів); відносно мала точність для давачів Сонця та Землі (пов'язана із великими кутовими розмірами цих об'єктів), велика вартість та мала швидкодія «зоряного компаса».

Незалежно від наявності інших бортових систем навігації майже кожен КА обладнаний магнітометром. Використання магнітного поля Землі з метою отримання інформації про положення об'єкта було однією з перших навігаційних задач, які розв'язувались на початку історії людства. Сучасні знання дозволяють за допомогою вимірювань вектора магнітного поля визначити орієнтацію об'єкта, якщо відоме його розташування на поверхні Землі або на низькій навколоземній орбіті. Більше того, застосування математичної моделі магнітного поля Землі (IGRF) та сучасних числових методів [1] дозволяє знаходити одночасно як орбітальне положення, так і орієнтацію об'єкта виключно на підставі даних про три компоненти вектора магнітного поля Землі. Ці дані використовуються процесором системи керування для розрахунку положення супутника у просторі та на орбіті. За ними ж формується величина та тривалість увімкнення струмів електромагнітів орієнтації супутника, які, порівняно з традиційними газовими двигунами, мають значні переваги. Так, кінцевий запас робочого тіла газових двигунів обмежує термін активного існування супутника. Крім того, для супутників малих розмірів та ваги з газовими двигунами існують практичні обмеження «якості» стабілізації положення. Бажання досягти високих показників цієї якості вимагає збільшення частоти увімкнень двигунів та витрат газу. Натомість термін використання електромагнітів практично необмежений. Тривалість роботи такої системи залежить від терміну служби сонячних батарей та акумуляторів, тобто збігається з терміном активного існування супутника. Можливість зміни в широких межах частоти ввімкнень електромагнітів і відповідно величини обертового моменту створює умови для досягнення надзвичайно високих показників стабільності положення КА у просторі.

Отже, система навігації ШСЗ може бути побудована виключно з застосуванням давачів типу бортового магнітометра та виконавчих органів у вигляді електромагнітів. Оскільки конструкція останніх досить тривіальна, головну ува-

га приділимо створенню та експлуатації бортового магнітометра.

МАГНІТОМЕТР ОРІЄНТАЦІЇ

Магнітометри, призначені для застосування в системі керування орієнтацією, мають певні особливості та відмінності від наукових геофізичних приладів. Початкові вимоги до точності розроблюваного магнітометра досить низькі. Так, достатніми є рівень похибки вимірювань, не більший від кількох десятих відсотка, різниця коефіцієнтів перетворення каналів — соті відсотка, зміщення нуля — десятки нанотесла. Такі параметри забезпечать достатньо малі кутові похибки визначення орієнтації — не більші від одиниць кутових хвилин. З іншого боку, магнітометр повинен зберігати працездатність та достатній рівень точності при роботі у важких умовах. Він повинен надійно працювати після великих навантажень при виведенні на орбіту та під впливом факторів космічного простору, мати мінімальні габарити, масу та споживану потужність, електромагнітну сумісність. Основні зусилля повинні бути спрямовані на досягнення максимальної температурної стабільності та ідентичності каналів вимірювання кожної зі складових магнітного поля при широкому діапазоні зміни навколошініх умов. Менш важливим параметром для магнітометрів орієнтації є рівень шуму, тобто роздільна здатність сучасних приладів наукового призначення є надлишковою для магнітних систем навігації.

З урахуванням усіх цих вимог, а також додаткових експлуатаційних параметрів у Львівському центрі Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Національного космічного агентства України (ЛЦІКД) був створений магнітометр LEMI-010S для системи орієнтації першого українського мікро-супутника «Мікрон» (розробки ДКБ «Південне»). Одним із завдань мікросупутника було відпрацювання нової системи його орієнтації саме на базі магнітометра та електромагнітів без застосування інших допоміжних пристрій.

Для досягнення високої надійності магнітометр LEMI-010S побудовано з двох незалежних функціонально завершених приладів, зібраних у спільному корпусі. Коли один канал використо-

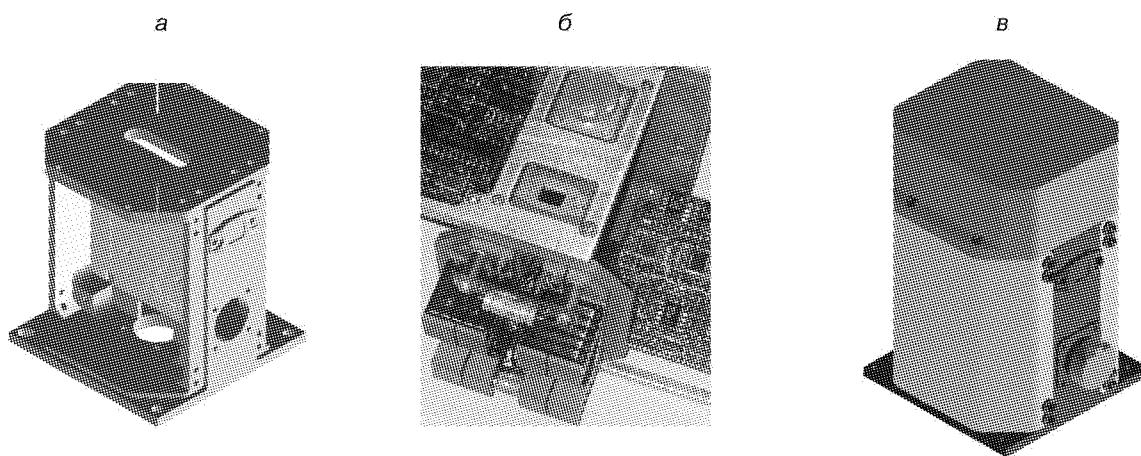


Рис. 1: *a* — корпус магнітометра, *б* — давачі, закріплені на корпусі, *в* — зібраний магнітометр

вується для вимірювання параметрів магнітного поля, другий перебуває у режимі «холодного» резерву, тобто вимкнений, що різко підімася радіаційну стійкість приладу. Вибір робочого каналу здійснюється увімкненням відповідного кола живлення системою керування супутника. У свою чергу, кожен канал магнітометра має дубльовані (за схемою «гарячого» резерву) схеми цифрового інтерфейсу для зв’язку з системою керування орієнтацією. Деталі вузла електроніки змонтовані на багатошарових друкованих платах з тепловідвідними підкладками, що дозволяє гарантувати сприятливі теплові режими електронних елементів в умовах вакууму.

При створенні магнітометра необхідно було забезпечити стабільність положення давачів при механічних навантаженнях на етапі виведення супутника на орбіту та при змінах температури на орбіті. Тому за основу конструкції магнітометра було обрано фрезерований із твердого алюмінієвого сплаву корпус підвищеної жорсткості (рис. 1, *a*), на який встановлені давачі. Всі деталі давачів виготовлено з такого самого матеріалу. Це дає можливість досягти високої надійності кріплення та запобігти виникненню механічних напружень та зміні напрямів осей чутливості при коливаннях температури. Для мінімізації зниження чутливості компонентів давачів через вплив близько розташованих провідних металевих поверхонь використано непровідні гальванічні покриття всіх деталей, а в суцільних корпусах давачів зроблено розрізи. Ці заходи запобігають виникненню або зменшують

площи паразитних витків, які шунтують вимірювальні котушки. Фото магнітометра зі встановленими давачами та розкладеними платами електроніки показано на рис. 1, *б*.

Відносно велика (3 мм) товщина стінок корпуса обрана для забезпечення необхідної жорсткості. Крім того, товсті стінки разом з боковими кришками зменшують рівень проникнення електронів та протонів радіаційних поясів Землі всередину приладу. Алюмінієві підкладки друкованіх плат вузлів електроніки ефективно відводять тепло, а також додатково захищають інтегральні схеми від радіації. Зібраний магнітометр показаний на рис. 1, *в*.

КАЛІБРУВАННЯ МАГНІТОМЕТРА

Магнітометри LEMI-010S пройшли лабораторні, кліматичні та механічні випробування в ЛЦ ІКД. Калібрування та метрологічна перевірка проводилися в геофізичній обсерваторії «Нурміярві» Фінського метеорологічного інституту, де є автоматизована калібрувальна система для вимірювання таких параметрів векторних магнітометрів постійного поля [2]:

- відхилення осей чутливості магнітометра від осей калібрувальних кілець — з похибкою 0.01°;
- кути між окремими компонентами давача — з похибкою 0.01°;
- коефіцієнти перетворення магнітометра — з похибкою 0.02 %.

Під час калібрування визначаються коефіцієнти перетворення, напрями магнітних осей чутливості у механічній системі координат приладу та значення зміщень нуля для всіх складових магнітометра. З метою забезпечення простоти та надійності відтворення потрібної точності системи координат при калібруванні та встановленні на супутник прилад обладнано дзеркалом на передній поверхні корпуса (рис. 1, в). Оси механічної системи координат магнітометра прив'язані до площини для його встановлення та проекції оптичної осі дзеркала на цю площину. Оскільки усі вимірювання під час калібрування проводять у системі координат калібрувального пристрою, завданням першого етапу калібрування є розташування магнітометра всередині трикомпонентної кільцевої системи пристрою таким чином, щоб координатні осі магнітометра були паралельними до осей кілець. Для цього використовується теодоліт з лазером, розташованим на відстані 60 м від кілець вздовж осі X калібрувального пристрою. За допомогою теодоліта та дзеркала паралельність осей X пристрою та магнітометра встановлюється з похибою не гірше $1'$. Після цього без зміни кутового положення магнітометра провадиться юстування горизонтального положення монтажної площини магнітометра. Контроль горизонтальності здійснюється рівнем з похибою, не більшою за $30''$. Схематичне зображення пристрою для калібрування магнітометра в калібрувальній системі наведено на рис. 2.

Багаторазове повторення процедури калібрування магнітометрів продемонструвало високу точність результатів, яку забезпечують обрані методика й обладнання. Максимальний розкид значень визначених кутів не перевищував $1'$. Відсутність систематичної похибки перевірялась повторним калібруванням з підстановкою визначених кутів у робочу програму корекції показів магнітометра та зміною орієнтації приладів. В результаті отримано похибку значення кутів неортогональності магнітних осей та їхню розбіжність з механічними координатними осями на рівні роздільної здатності калібрувального пристрою (0.01°).

Результати калібрування політного зразка магнітометра LEMI-010S продемонстрували правильність обраних конструктивних рішень, високу якість виготовлення деталей та складання

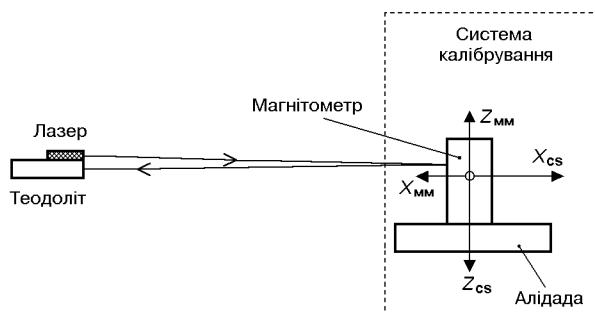


Рис. 2. Схема встановлення магнітометра для калібрування

приладу. Кутові відхилення магнітних осей чутливості від механічних не перевищували 1° , а максимальний кут між відповідними осями різних каналів магнітометра не перевищував 1.4° . Слід зауважити, що ці кути відображають сумарний вплив усіх можливих збурень — механічних, електрических та магнітних.

Після першого калібрування параметри магнітометрів перевірялись при змінах температури навколошного середовища. Ці роботи також проводилися в обсерваторії «Нурміярві» з використанням немагнітної термокамери з керувальним пристроям. Оскільки після встановлення магнітометра в термокамері неможливо використовувати оптичні методи юстування та підлагоджувати орієнтацію приладу, при кліматичних випробуваннях порівнювались абсолютні значення кутових положень осей та значення коефіцієнтів перетворення. Вимірювання проводились при регулюванні температури в межах $+14\ldots+60^\circ\text{C}$. В результаті отримано унікально високий рівень температурної стабільності параметрів магнітометра:

- максимальна зміна напрямів осей чутливості при підвищенні температури — $7.8'$;
- максимальна неортогональність при підвищенні температури — $7.5'$;
- максимальна додаткова похибка неортогональності після зняття підвищеної температури — $1'$;
- максимальна розбіжність напрямів осей для двох каналів магнітометра після температурних випробувань становить $0.6'$. Це значення близьке до роздільної здатності калібрувального пристрою.

В результаті всього комплексу випробувань магнітометр було допущено до встановлення на борт мікросупутника «Мікрон».

ПОЛІТНІ ВИПРОБУВАННЯ

Запуск мікросупутника «Мікрон», на якому було встановлено магнітометр LEMI-010S, здійснено 24 грудня 2004 р. одночасно з супутником «Січ-1М». Службова телеметрична інформація, яка надійшла з борту мікросупутника вже у перші дні орбітального польоту, свідчить про високі метрологічні характеристики приладу. Для порівняння використовувались результати вимірювань магнітометра, які надходили на Землю в сеансах передачі телеметричної інформації, та розрахункові значення модуля магнітного поля, отримані на основі балістичної інформації та моделі IGRF. Результати порівняння, наведені на рис. 3, підтвердили малий розкид цих величин, що дає можливість використання запропонованої методики навігації виключно за даними магнітометра.

На жаль, нештатне функціонування телеметричної системи мікросупутника не дозволило провести випробування нової методики орієнтації у повному обсязі. Тим не менше, на підставі отриманих даних доведено, що система керування може забезпечити такі технічні характеристики:

- точність орієнтації в орбітальній системі координат — не гіршу за 3° ;
- точність визначення місцезнаходження КА на орбіті — не гіршу за 100 км;
- точність визначення параметрів кутового положення — не гіршу за 1° ;
- час побудови орбітальної системи координат — не більший від 12 год.

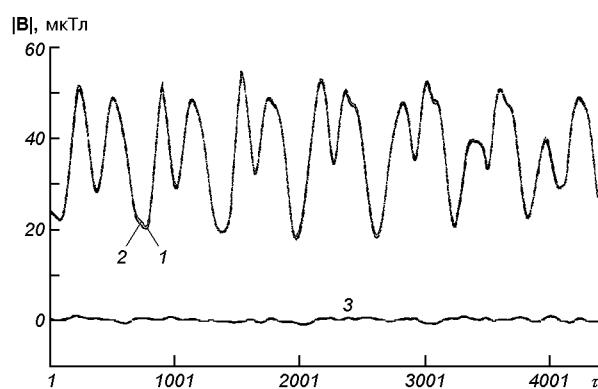


Рис. 3. Порівняння модуля магнітного поля, розрахованого за моделлю IGRF (2) і отриманого за результатами вимірювань (1), та різниця між цими значеннями (3)

Отже, політні випробування мікросупутника КС5МФ2 «Мікрон» підтвердили наявність потрібного рівня характеристик створеного магнітометра та перспективність застосування запропонованої системи навігації.

ПОДАЛЬШЕ ВДОСКОНАЛЕННЯ МАГНІТОМЕТРА

На підставі досвіду випробувань магнітометра LEMI-010S, з метою подальшого покращення характеристик, технологічності та надійності проведено деякі зміни у конструкції вузлів магнітометра. Нові конструктивні рішення були реалізовані в наступній моделі магнітометра LEMI-016, розробленій для мікросупутника МС-2-8. Цей магнітометр пройшов повний цикл випробувань, як і попередній. Додатково вдалося порівняти його характеристики як при підвищенні ($+60^\circ\text{C}$), так і при зниженні (-15°C) температурах. Отримано наступні результати:

- максимальна нестабільність напрямів осей чутливості, в тому числі при порівнянні складових різних каналів, при підвищенні температурі близька до $3'$ (типове значення — $0.6...1.2'$);
- максимальна неортогональність при підвищенні температурі — $1.7'$;
- максимальна нестабільність напрямів осей чутливості, в тому числі при порівнянні складових різних каналів, при пониженні температурі становить $3.6'$ (типове значення — $1.2...2'$);
- максимальна неортогональність при пониженні температурі — $1.4'$;
- максимальна зміна неортогональності після завершення кліматичних випробувань — $18''$.

Отже, експериментально доведено, що реальні зміни кутів та коефіцієнтів перетворення нового магнітометра перебувають на межі роздільної здатності та похібок вимірювань прецизійної стаціонарної калібрувальної системи, що свідчить про високий клас розробленого приладу.

Крім високих метрологічних характеристик, новий магнітометр має гнучкіший інтерфейс та розвинуте програмне забезпечення, яке дозволяє використовувати його з довільною системою збирання даних.

Нижче наведені основні параметри магнітомуетра LEMI-016:

діапазон вимірювань	± 65 мкТл
частота вимірювань по кожній осі	12 Гц
кількість розрядів цифрового інтерфейсу	16
точність збігу магнітних та механічних осей після калібрування	$\pm 5'$
максимальне зміщення нуля похибка коефіцієнта передачі температурний дрейф нуля температурний дрейф коефіцієнта передачі	50 нТл $< 0.1 \%$ $< 1.5 \text{ нТл}/^{\circ}\text{C}$ $< 0.005 \text{ %}/^{\circ}\text{C}$
робочий діапазон температур потужність споживання	$-40...+80 \text{ }^{\circ}\text{C}$ $< 0.25 \text{ Вт}$
габаритні розміри	123×80.5×92.5 мм
вага	1.2 кг
ударостійкість	$\leq 300g.$

користовувати його дані і для наукових досліджень;

- повний «холодний» резерв;
- гарантовані значення кутів між магнітними та механічними осями.

Робота була виконана при підтримці договору № 1284 з НВП «Хартрон-КОНСАТ», м. Запоріжжя.

1. Belyayev S., Efimenko N., Korepanov V., Kudin N. Satellite magnetic orientation and stabilization system // Small satellites for Earth observation: Proc. of the 3rd Int. Symp. of the IAA (Berlin, April 2–6, 2001). — Berlin, 2001. — P. 407–410.
2. Korepanov V., Berkman R., Rajunpaa K. High-class system for magnetometers calibration and EMC study — test results and development trends // Proceedings of Int. conf. on metrology «Trends and applications in Calibration and testing laboratories» (Jerusalem, Israel, May 16–18, 2000). — Jerusalem, 2000. — P. 280–285.

ВИСНОВКИ

Створений бортовий магнітомуетр для систем навігації штучних супутників Землі успішно пройшов всі види випробувань, включно з політними. За результатами останніх експериментально доведені як можливість орієнтації космічних апаратів виключно за даними магнітомуетра, так і високий рівень параметрів бортового магнітомуетра, розробленого в Львівському центрі Інституту космічних досліджень (<http://www.isr.lviv.ua>).

Слід відзначити ряд його унікальних характеристик, які виводять створений магнітомуетр на рівень кращих у світі:

- висока роздільна здатність, яка дозволяє ви-

FLIGHT TESTS OF THE MICROSATELLITE MAGNETIC NAVIGATION SYSTEM

S. M. Belyayev, V. Ye. Korepanov, M. V. Yefimenko

Modern spacecrafts use different onboard systems for navigation, based mostly on the combination of optical, magnetic and gravitational principles. We show that at present level of electronic technology and computer systems reasonable quality of navigation may be obtained using only one high-quality measuring device, namely, flux-gate magnetometer. We describe the recent model of onboard flux-gate magnetometer used in the experiment with the microsatellite «Micron», launched as piggy-back load together with the satellite «Sich-1M» on 24 December 2004. In spite of a very short operation term of the microsatellite, the experimental data obtained confirm both the efficiency of the application of the new navigation methodology and a high quality of the magnetometer developed.

УДК 629.78

Д. Г. Белов

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

Электроэнергетическое обеспечение космического аппарата при ориентации солнечной нарушении батареи живучести

Надійшла до редакції 09.12.05

Сформульовано задачу електроенергетичного забезпечення живучості космічного апарату (КА). Розроблено методику оцінки ступеня ризику незабезпечення необхідного рівня потужності на борту КА при виникненні позаштатних ситуацій та показано її застосування для випадку порушення орієнтації сонячної батареї. Кількісно підтверджена ефективність введення зовнішнього управління положенням батареї для підвищення живучості КА.

Под живучестью современного космического аппарата (КА) понимается его способность сохранять и восстанавливать полностью или частично свои качества при повреждениях, отказах и других нарушениях режимов работы [5]. Нарушения режимов работы КА, вызванные совокупностью обстоятельств, обусловленных действием возмущающих факторов и приводящих к снижению эффективности выполнения целевой программы КА, принято называть нештатными ситуациями [7]. Причины нештатных ситуаций могут быть как внутренними (отказы систем и элементов КА), так и внешними (например, выведение на нерасчетную орбиту). При этом внешние возмущения в различной степени воздействуют на системы КА, а отказы в отдельных системах нарушают функционирование не только этой системы, но и оказывают влияние на функционирование сопряженных систем.

Важнейшим свойством КА, позволяющим реализовать его живучесть в нештатных ситуациях, является восстанавливаемость в оперативной обстановке [4], характеризующаяся интервалом времени, необходимым для диагностирования нештатной ситуации, принятия решения по ее парированию и осуществления принятого реше-

ния. Нештатная ситуация может быть устранена полностью или частично. В первом случае КА возвращается к штатному функционированию, во втором эксплуатируется с ограничениями вплоть до планового или досрочного прекращения активного существования. Для обеспечения продолжительности активного существования КА в нештатной ситуации не менее чем интервал восстановления КА должен обладать определенным запасом ресурсов, среди которых одним из важнейших является электроэнергетический, производимый системой электроснабжения (СЭС). Отсюда следует, что задача СЭС в обеспечение живучести КА состоит в генерировании и поддержании на борту КА некоторого уровня мощности N^* на интервале восстановления. Если возникшая нештатная ситуация не затрагивает СЭС, то уровень энергообеспечения КА соответствует нормативному. Однако, как показывает практика орбитальной эксплуатации КА, подавляющее большинство возникающих на КА нештатных ситуаций отражается на функционировании СЭС, переводя ее в условия нештатного режима работы с уровнем мощности $N_{\text{вш}}$.

При анализе электроэнергетического обеспечения живучести КА будем использовать поня-

тие риска потери электроснабжения ответственных потребителей энергии [3]. Применительно к КА риск заключается в том, что в нештатной ситуации СЭС может не обеспечить уровень мощности N^* . Степень риска R будем оценивать вероятностью выполнения неравенства $N_{\text{нш}} < N^*$, т. е. $R = P(N_{\text{нш}} < N^*)$.

Средняя мощность, вырабатываемая СЭС на интервале времени ΔT , пропорциональна интегральному коэффициенту K_c освещенности первичного генератора электроэнергии — солнечной батареи (СБ). Для плоской СБ [12]

$$K_c = \frac{1}{\Delta T} \int_{\Delta T} f(\nu(t), \varphi(t), \theta(t)) dt,$$

где $\nu(t)$ — угол между нормалью к плоскости орбиты КА и вектором солнечного потока, $\varphi(t), \theta(t)$ — углы, определяющие положение СБ в орбитальной системе координат.

Нарушение условий освещенности СБ в нештатной ситуации КА вызывает изменение K_c . Так как $N_{\text{нш}}/N^* = K_{\text{нш}}/K_c^*$, где $K_{\text{нш}}$ — значение K_c в нештатной ситуации, то выражение для оценки степени риска дефицита электроэнергии на борту КА примет вид $R = P(K_{\text{нш}} < K_c^*)$. Методика оценки R базируется на подходах [2].

В общем случае околоземных орбит (произвольное время запуска КА, высота и наклонение орбиты не коррелируют) угол ν изменяется от 0 до 180° . Для солнечно-синхронных орбит высотой 600—700 км диапазон ν не превосходит $\pm 15^\circ$ относительно среднего значения [10]. Вероятность того, что в период нештатного функционирования КА будет находиться на j -м участке полета, где значение ν изменяется от ν_{j-1} до ν_j , равна

$$P(\nu_{j-1} \leq \nu < \nu_j) = \frac{\Delta T_\Sigma(\nu_{j-1} \leq \nu < \nu_j)}{T_A},$$

где $\Delta T_\Sigma(\cdot)$ — суммарная за проектное время T_A активного существования КА продолжительность полета КА в диапазоне углов от ν_{j-1} до ν_j , определяемая по результатам баллистического моделирования полета.

Характер функций $\theta(t)$ и $\varphi(t)$ в нештатной ситуации КА может быть детерминированным или случайным, но в обоих случаях значения углов θ, φ в произвольный момент времени

могут быть случайными величинами, и для вычисления $K_{\text{нш}}$ на j -м участке полета применима математическая процедура статистических испытаний, по результатам которых находится $P(K_{\text{нш}}(\bar{\nu}_j) < K_c^*) \approx m/M$, где m — количество результатов, в которых неравенство выполняется, M — общее количество результатов, $\bar{\nu}_j = (\nu_{j-1} + \nu_j)/2$.

Для всего диапазона углов ν , содержащего n участков, находим

$$\begin{aligned} P(K_{\text{нш}} < K_c^*) &= \\ &= \sum_{j=1}^n P(\nu_{j-1} \leq \nu < \nu_j) P(K_{\text{нш}}(\bar{\nu}_j) < K_c^*). \end{aligned} \quad (1)$$

Применение разработанной методики покажем на примере КА, на котором СБ зафиксирована относительно оси КА, направленной по радиусу-вектору ($\theta = \text{const}$), а ее ориентация на Солнце осуществляется следящей системой путем поворота вокруг этой оси ($\varphi = \text{var}$) [8]. Данная схема ориентации СБ широко применяется на КА метеорологического и природоресурсного направления [1, 6].

Положим, что нештатная ситуация вызвана отказом системы ориентации, и СБ может равновероятно остановиться при любом угле поворота $\varphi = \varphi^*$ ($0^\circ \leq \varphi^* \leq 360^\circ$). В таблице приведены результаты расчета вероятности $P(K_{\text{нш}} < K_c^*)$ для КА «Сич-1». Параметры орбиты: высота 650 км, наклонение 82.5° . Координаты СБ: $\theta = 60^\circ$, $\varphi^* = 5^\circ \cdot a$, где $a = 0, 1, \dots, 72$. Шаг расчета по ν равен 5° . (Расчеты зависимостей $\nu(t)$ и $K_c(\nu, \varphi)$, необходимые для вычисления данных таблицы, выполнены И. Т. Пере-копским).

Расчетные значения вероятностей Р и Р_y

K_c^*	$P(K_{\text{нш}} < K_c^*)$	$P_y(K_{\text{нш}} < K_c^*)$
0.1	0.331	0
0.2	0.483	0
0.3	0.698	0.128
0.4	0.813	0.384
0.5	0.882	0.512
0.6	0.924	0.640
0.7	0.963	0.768
0.8	0.983	0.910
0.9	1.0	1.0

Примем $N^*/N_{\text{ш}} = K_c^*/K_{\text{сш}} = 0.43$ при $K_{\text{сш}} = 0.52$, где $N_{\text{ш}}$ и $K_{\text{сш}}$ — средняя на интервале ΔT мощность СЭС и коэффициент освещенности СБ в штатном режиме соответственно. Тогда $K_c^* = 0.224$. Из расчета следует, что риск необеспечения этой величины K_c^* по данному виду непштатной ситуации составляет 0.49.

Если предельная степень риска $R = R^*$ задана, то оценка ее удовлетворения производится в следующем порядке. Из условия $P(K_{\text{сш}} < K_c^*) = R^*$ находится значение $K_{\text{сш}}$, затем вычисляется $N_{\text{ш}} = (N_{\text{ш}}/K_{\text{сш}})K_{\text{сш}}$. Если $N_{\text{ш}} \geq N^*$, то степень риска не превосходит требуемую, и энергоснабжение КА в непштатной ситуации будет обеспечено с вероятностью не ниже $1 - R^*$. В противном случае ($N_{\text{ш}} < N^*$) для снижения степени риска до заданного уровня необходимо увеличивать $N_{\text{ш}}$. Однако это связано с дополнительными затратами материальных ресурсов и приводит к невостребованному избытку энергии в штатном режиме работы КА, что создает повышенную нагрузку как на СЭС, так и на систему теплоотвода. Более рациональным для снижения степени риска является введение функциональной избыточности за счет дополнения автоматической системы ориентации СБ контуром управления положением СБ по внешним командам. Благодаря этому появляется возможность при отказе любых элементов автономного управления (кроме приводов) поворачивать СБ на углы φ_{0j} и θ_{0j} , оптимальные по энергоотдаче СБ на j -м участке полета КА. Значения φ_{0j} и θ_{0j} находятся из уравнения

$$\frac{\partial^2 K_c(\nu_j, \varphi, \theta)}{\partial \varphi \partial \theta} = 0.$$

В этом случае выражение (1) принимает вид

$$P_y(K_{\text{сш}} < K_c^*) = \sum_{j=1}^n P(\nu_{j-1} \leq \nu < \nu_j) P_y(K_c(\bar{\nu}_j) < K_c^*), \quad (2)$$

где

$$P_y(K_c(\bar{\nu}_j) < K_c^*) = \begin{cases} 1, & \text{если } K_{\text{ко}}(\bar{\nu}_j) < K_c^*, \\ 0, & \text{если } K_{\text{ко}}(\bar{\nu}_j) \geq K_c^*, \end{cases}$$

$$K_{\text{ко}}(\bar{\nu}_j) = K_c(\bar{\nu}_j, \varphi_{0j}, \theta_{0j}) = \max_{\varphi, \theta} (K_c(\nu_j, \varphi, \theta_j)).$$

Выражение (2) определяет нижнюю границу

степени риска, поскольку предполагается, что на момент наступления непштатной ситуации СЭС располагает оперативным запасом энергии, достаточным для начальных операций по внешнему управлению положением СБ. Верхняя граница степени риска определяется по (1).

В таблице представлены результаты расчета $P_y(K_{\text{сш}} < K_c^*)$ для случая введения внешних команд управления положением СБ, ориентируемой аналогично СБ КА «Сич-1». Из сопоставления значений P и P_y следует, что путем использования внешних команд для управления положением СБ по углу φ можно обеспечить значение $K_{\text{сш}}$ не ниже 0.2, а риск получения, например, $K_{\text{сш}} < 0.4$ снижается более чем в два раза. Результаты расчета подтверждают также, что для КА «Сич-1М», на котором СЭС унифицирована с КА «Сич-1», и сохранены та же схема автоматической ориентации СБ и тот же необходимый на интервале восстановления уровень мощности N^* , за счет введения внешних команд минимальная степень риска его необеспечения по анализируемому виду непштатной ситуации ($P_y(K_c^* < 0.224)$) сведена практически к нулю.

Возможность управления положением СБ по внешним командам оказывается полезной и при некоторых других ситуациях на борту КА. В частности, в ходе полета КА «Океан-О» возникла необходимость в создании определенного сочетания аэродинамического и гравитационного моментов путем периодических коррекций положения СБ [9]. Поскольку схема ориентации СБ КА «Океан-О» аналогична описанной выше [11], то эта задача решалась поворотами СБ по углу φ . Значения угла определялись на каждый период оперативного планирования полета из условия получения необходимого восстанавливющего момента при обеспечении мощности СЭС, достаточной для выполнения энергетически сбалансированной программы полета КА, что позволило эксплуатировать КА по целевому назначению в течение всего активного существования.

1. Адасько В. И., Иосифьян А. Г., Трифонов Ю. В., Шереметьевский Н. Н. Космические аппараты оперативного метеорологического и природно-ресурсного назначения // Электротехника.—1991.—9.—С. 32—38.
2. Белов Д. Г. Вероятностная оценка электроэнергетического обеспечения космического аппарата // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 4.—С. 37—42.

3. Воропай Н. И. Живучесть электроэнергетических систем: методические основы и методы исследования // Изв. АН СССР. Энергетика и транспорт.—1991.—6.—С. 52—59.
4. Дедков В. К., Куонджич С. М., Северцев Н. А. Обеспечение живучести сложных технических систем // Космонавтика и ракетостроение.—2001.—24.—С. 118—128.
5. Дедков В. К., Северцев Н. А., Куонджич С. М. Обеспечение живучести сложных технических систем космических средств // 3-я Междунар. научно-тех. конф. «Космонавтика. Радиоэлектроника. Геоинформатика»: Тез. докл. — Рязань, 2000.—С. 68—70.
6. Конюхов С. Н. Научно-технические направления разработок космических аппаратов КБ «Южное» им. М. К. Янгеля // Космічна наука і технологія.—1995.—1, № 1.—С. 12—34.
7. Кравец В. Г., Любинский В. Е. Основы управления космическими полетами. — М.: Машиностроение, 1983.—224 с.
8. Стома С. А., Авербух В. Я., Куриловых В. П., Мирошник О. М. Автономные электромеханические системы ориентации солнечных батарей искусственных спутников Земли // Электротехника.—1991.—9.—С. 41—46.
9. Удалой В. А., Иванов Н. М., Соколов Н. Л., Паздников В. Ю. Особенности оперативного управления КА «Океан-О» // III Междунар. конф.-выставка «Малые спутники: новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке». — Королев, 2002.—Кн. II.—С. 645—652.
10. Belov D. G., Dranovsky V. J., Perekopsky I. T. Electric power supply system of sun-synchronous satellite // Proc. of the 5th European Space Power Conference. — Tarragona, Spain. 1998.—Vol. 1.—P. 191—194.
11. Belov D. G., Dranovsky V. J., Perekopsky I. T. Electric power supply system for OCEAN satellite // Proc. of the 6th European Space Power Conference. — Porto, Portugal. 2002.—P. 359—362.
12. Hough W. W., Elrod B. D. Solar array performance as a function of orbital parameters and spacecraft attitude // J. Eng. Industry.—1969.—91.—P. 11—20.

ELECTRIC POWER SUPPLY OF SPACECRAFT FAIL-SAFETY UNDER SOLAR ARRAY POINTING FAILURE

D. G. Belov

The problem of electric power supply of spacecraft fail-safety is formulated. A method for estimation of risky degree of non-supply by necessary power level is developed. The application of this method to the case of solar array pointing failure is shown. The efficiency of additional putting into operation of outward control commands for solar array pointing is numerically confirmed.

УДК 539.431+620.178.32

Ю. А. Похил¹, Р. В. Гаврилов¹, Л. Ф. Яковенко¹,
Е. Н. Алексенко¹, В. А. Лотоцкая¹, С. Ван²,
Ш. Хе², Г. В. Тарасов³, Б. М. Рассамакин⁴

¹Спеціальне конструкторсько-технологічне бюро з кріогенної техніки ФТІНТ НАН України, Харків

²Харбінський політехнічний інститут, КНР

³ДКБ «Південне», Дніпропетровськ

⁴Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

Механические характеристики основных элементов конструкций солнечных батарей

Надійшла до редакції 02.09.05

Наведено результати досліджень впливу температури в інтервалі 373—77 К на статичні та динамічні механічні властивості конструкційних матеріалів, що входять до складу сонячних батарей космічних апаратів. Експериментальні дані будуть використані у теоретичних розрахунках довговічності сонячних батарей в умовах дії численних періодичних термічних навантажень під час орбітального польоту.

ВВЕДЕНИЕ

Необходимость выполнения сложных задач, стоящих перед современной космической техникой, требует разработки и применения в космических аппаратах (КА) новых конструкционных и функциональных материалов, способных эффективно работать в условиях длительного воздействия факторов космического пространства (ФКП). Очевидно, что надежность и долговечность конструкций КА в решающей степени определяются работоспособностью выбранных конструкционных материалов в специфических условиях космического полета.

Целью данной работы является экспериментальное исследование влияния температуры в интервале 373—77 К (эксплуатационные температуры КА на околоземных и геостационарных орбитах) на статические и динамические механические свойства ряда материалов, применяемых при изготовлении панелей солнечных батарей (СБ). Полученные результаты используются

в качестве исходных данных в последующих расчетных оценках циклической долговечности батарей при длительном воздействии орбитальных теплосмен, необходимых для оптимизации конструкции батарей с точки зрения их устойчивости к термоградиентным циклическим нагрузкам.

МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Исследованы следующие материалы.

- Эпоксиуглепластик — материал обшивки сотованельного каркаса СБ (лист толщиной 0,14 мм). Наполнителем для эпоксиуглепластика служил ЭЛУР-П-0,08 ТУ6-06; И81-85. В качестве основы использована эпоксидная смола ЭДТ-69Н ТИ59-1035-92.
- Клей соединительный КЛ-П-7 (шайбы толщиной 1 мм).
- Кремний монокристаллический марки КДБ 10/0,1 — материал фотоэлектрических преоб-

разователей СБ (пластины толщиной 0.45 мм, нормаль к плоскости пластины совпадает с кристаллографическим направлением типа $<100>$).

- Стекло защитное кварцевое К-208, используемое для фотоэлектрических преобразователей солнечной батареи КА (пластины толщиной 0.17 мм).

Исследования комплекса механических свойств проводили с использованием лабораторно-испытательной базы СКТБ ФТИНТ НАНУ, обладающей парком оригинального криогенновакуумного имитационного исследовательского оборудования и набором соответствующих методик исследования материалов в условиях наземной имитации одно- и многофакторного воздействия космической среды [1, 3].

Испытания на статическую прочность стандартных образцов с усилием более 100Н проводили на испытательной машине FPZ-100/1, снабженной низкотемпературной приставкой [1]. Погрешность измерения нагрузки не превышала 1 % от измеряемой величины.

Испытания на усталость в широком диапазоне циклических долговечностей при переменном осевом нагружении в том случае, когда требовалось приложение к образцам усилия более 100 Н, проводили на усталостной машине с гидравлическим приводом, позволяющей создавать переменное усилие до 20 кН с частотой 10...50 Гц [1]. Погрешность измерения нагрузки в указанном интервале значений составляла 1 % от измеряемой величины. Схема систем нагружения и терmostатирования образцов в усталостной машине приведена на рис. 1.

Малогабаритные образцы, требующие приложения нагрузок в интервале от 0.2 до 100 Н, испытывали с помощью дополнительного универсального испытательного стенда как на усталость при переменном осевом растяжении или при переменном изгибе с частотой 10 Гц, так и при статическом нагружении для этих же видов деформирования с погрешностью измеряемой нагрузки 1 %. На рис. 2 приведены схемы компоновки испытательного стенда для разных видов нагружения в заданном температурном интервале.

Механические характеристики: модуль Юнга E ; предел прочности σ_b и циклическую долговечность (кривые усталости) материалов иссле-

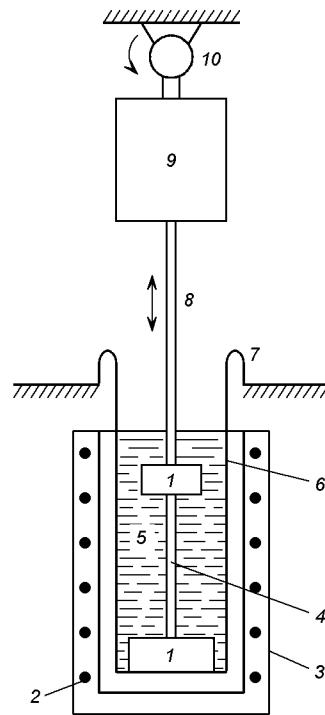


Рис. 1. Схема нагружения штатной усталостной машины с гидравлическим приводом: 1 — захваты, 2 — нагревательная спираль, 3 — термостат, 4 — образец, 5 — жидкий азот, 6 — опорная труба, 7 — динамометр, 8 — активная тяга, 9 — гидроцилиндр, 10 — вращающийся эксцентрик, управляющий золотником гидроцилиндра

довались в интервале температур 373—77 К при различных видах нагружения. В условиях статической деформации растяжением испытаны углепластик и клей, а изгибом — кремний и стекло. Испытания на усталость углепластика и клея проводили при переменном растяжении с коэффициентом асимметрии цикла $R = \sigma_{\min}/\sigma_{\max} = -0.1$ и частотой 10 Гц. Выбор значения R определялся тем, что образцы испытуемых материалов не обладали необходимой жесткостью на сжатие для испытаний их при симметричном цикле ($R = -1$). Испытания на усталость кремния и стекла проводили соответственно при симметричном чистом и симметричном консольном изгибе с частотой 10 Гц. В качестве базы циклических испытаний принимали $5 \cdot 10^5$ циклов.

Образцы углепластика вырезали из листа в двух разных направлениях: с осью, паралель-

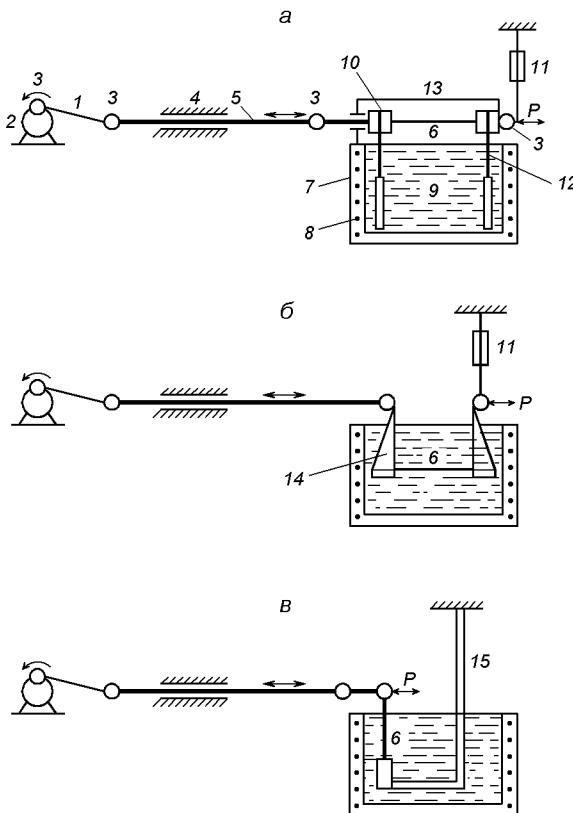


Рис. 2. Схемы применения испытательного стенда для разных видов нагружения: *а* — на растяжение (1 — шатун, 2 — эксцентрик, 3 — шарниры, 4 — направляющая втулка, 5 — шток, 6 — образец, 7 — термостат, 8 — нагревательная спираль, 9 — жидкий азот, 10 — захваты, 11 — динамометр, 12 — хладопровод, 13 — крышка); *б* — на чистый изгиб (14 — захват); *в* — на консольный изгиб (15 — захват)

ной углеродным волокнам (продольные образцы), и с осью, перпендикулярной к углеродным волокнам (поперечные образцы). Образцы углепластика продольной ориентации испытывали на усталость на штатной усталостной машине. Размеры и форма продольных образцов приведены на рис. 3, *а*. Образцы углепластика поперечной ориентации и клея, в связи с их низкой прочностью, испытывали на усталость на универсальном испытательном стенде по схеме, показанной на рис. 2, *а*. Размеры и форма этих образцов приведены на рис. 3, *б*.

Испытание образцов углепластика и клея на статическое растяжение проводили на испытательной машине FPZ-100/1 при скорости пере-

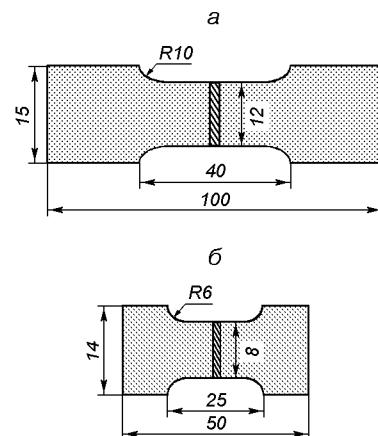


Рис. 3. Образцы углепластика и клея: *а* — для статических и циклических испытаний, *б* — для циклических испытаний низкопрочных образцов

движения подвижного захвата 1 и 20 мм/мин соответственно. Размеры и форма этих образцов приведены на рис. 3, *а*, *б*.

Предел прочности при растяжении $\sigma_{\text{вр}}$ определяли как отношение максимальной нагрузки P_{max} , предшествующей разрушению образца, к начальной площади его поперечного сечения:

$$\sigma_{\text{вр}} = P_{\text{max}} / (bh). \quad (1)$$

Для определения модуля упругости E при растяжении образец равномерно нагружали в пределах начального линейного участка диаграммы растяжения. При этом фиксировалось приращение нагрузки ΔF и соответствующее удлинение расчетной длины образца Δl :

$$E = \frac{\Delta P}{bh} \frac{l_0}{\Delta l}, \quad (2)$$

где l_0 — начальная расчетная длина образца.

Ввиду малой жесткости образцов углепластика и клея, применение датчиков деформации, устанавливаемых на рабочей части образца, исключалось. Поэтому применяли бесконтактный оптический метод измерения удлинения образца путем нанесения реперных меток на его рабочей части. Измерение проводили при остановке перемещения подвижного захвата с помощью длиннофокусного микроскопа с точностью 0,01 мм. При 77 К измерение удлинения осуществляли тем же способом через смотровую поло-

су в специальном стеклянном криостате. Погрешность измерения модуля упругости E не более $\pm 2\%$. Кроме этого, оценку значения модуля упругости проводили, принимая за величину удлинения рабочей части образца перемещение захватов испытательной машины. При этом ошибка могла быть больше, чем в первом случае, вследствие неучтенной деформации в захватах. Реально заметного различия между значениями модуля упругости, определенного двумя способами, не наблюдалось.

Относительное удлинение образца при разрыве δ вычислялось как

$$\delta = (\Delta l / l_0) \cdot 100\%, \quad (3)$$

где Δl — изменение расчетной длины образца в момент разрыва.

Величину Δl определяли из диаграммы «нагрузка—удлинение», которую получали путем перестройки диаграммы «нагрузка—время» с учетом скорости перемещения подвижного захвата машины.

Температуры испытания на усталость углепластика в продольном направлении были 77, 293 и 373 К, а клея и углепластика в поперечном направлении — 150, 293 и 373 К. Охлаждение образцов до 77 К осуществлялось путем погружения их в жидкий азот, налитый в специальный криостат, надвигаемый на испытательный узел (рис. 1). При испытаниях на переменное растяжение на стенде такой способ охлаждения образцов был затруднителен вследствие расположения силового штока и образца в одной горизонтальной плоскости (рис. 2, а). Поэтому охлаждение образцов в этом случае осуществляли путем отвода тепла через гибкие медные жгуты 12, закрепляемые с одной стороны на захватах образца, а с другой стороны — помещенные в термостат 7 с жидким азотом. Температура образца при таком способе охлаждения могла достигать 150 К. Охлаждение образцов до 150 К при статических испытаниях на машине FPZ-100/1 осуществлялось путем контролируемого обдува образца и его захватов холодными парами азота. Нагревались образцы с помощью печи в криостате. Температуру в каждом отдельном случае контролировали с помощью медно-константановой термопары, закрепляемой на образце. Точность поддержания температуры ± 2 К.

Образцы хрупких материалов, таких как кремний и стекло, представляли собой прямоугольные пластинки размером 75×15 и 50×15 мм соответственно. Образцы кремния вырезали таким образом, чтобы ось растяжения была направлена вдоль кристаллографического направления $<100>$ (тип 1) или $<110>$ (тип 2). Испытание образцов кремния и стекла на статический и динамический изгиб проводили на стенде при 77, 293 и 373 К. Способы охлаждения и нагрева образцов те же, что и для образцов углепластика продольной ориентации (рис. 2, б, в). Переход от схемы нагружения чистым изгибом для кремния к консольному изгибу для стекла вызван уменьшенной длиной пластинок стекла по сравнению с пластинками кремния.

Предел прочности при изгибе $\sigma_{\text{из}}$ определяли как отношение максимального изгибающего момента M_{\max} , предшествующего разрушению образца, к начальному моменту сопротивления сечения образца W :

$$\sigma_{\text{из}} = M_{\max} / W, \quad (4)$$

где $M_{\max} = FL$ (рис. 2, б, в), $W = bh^2/6$.

Каждая точка на температурных зависимостях полученных механических характеристик соответствует среднему значению по данным испытания 3—5 образцов.

РЕЗУЛЬТАТЫ И ИХ ОБСУЖДЕНИЕ

Углепластик. Результаты испытания углепластика на статическое растяжение в продольном и поперечном направлениях при исследованных температурах приведены на рис. 4. Предел прочности и модуль упругости углепластика, испытанного в продольном и поперечном направлении, при охлаждении от 373 до 77 К увеличивается почти в два раза. При этом для продольных образцов значения предела прочности более чем в 10 раз, а модуля упругости — более чем в 20 раз превышают аналогичные характеристики для поперечных образцов.

Зависимость удлинения продольных образцов от величины приложенной нагрузки при всех температурах испытания фактически линейная. Значение относительного удлинения в момент разрушения не превышает 2 %, при этом непос-

редственно упругая деформация, оцененная по определенным значениям модуля упругости, на начальном участке кривой деформирования составляет 1 %. Разрушение продольных образцов при растяжении для всех условий испытаний происходит путем первоначального разрыва углеродных волокон наполнителя в местах пересечения их с одной из нитей утка, а затем и разрывом связующего.

Для поперечных образцов вид диаграммы растяжения зависит от температуры испытания. Так, если при 77 и 150 К диаграмма растяжения, как и для продольных образцов, фактически линейная, а относительное удлинение в момент разрушения составило 2 %, то при 293 К наблюдается переход от линейного квазиупругого участка к участку высокоэластичной деформации. В момент разрыва образца среднее обратимое относительное удлинение достигает 12 %. При 373 К этот эффект более выражен, и среднее обратимое относительное удлинение достигает 25 %. Разрушение поперечных образцов при растяжении для всех условий испытаний происходит по связующему между углеродными волокнами, расположенными в этом случае перпендикулярно к оси растяжения образца.

Таким образом, характеристики прочности и упругости, а также вид диаграмм растяжения углепластика зависят от ориентации волокон

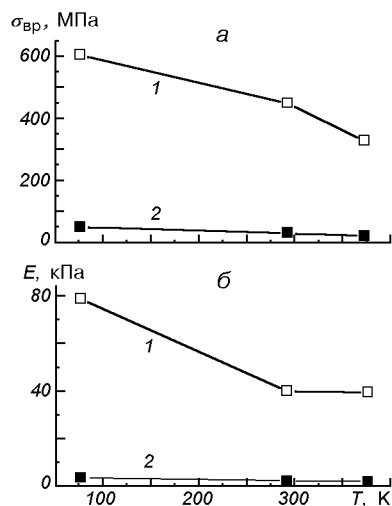


Рис. 4. Температурные зависимости предела прочности σ_{bp} и модуля упругости E образцов углепластика при статическом нагружении, деформированных в продольном (1) и поперечном (2) направлениях

наполнителя относительно направления растягивающего усилия, и для продольных образцов определяются в основном свойствами углеродных волокон, а для поперечных образцов — свойствами связующего.

Результаты испытаний углепластика на усталость при переменном растяжении, представленные в виде зависимости циклической долговечности N от максимального напряжения цикла $\sigma_{p\max}$ для каждой температуры испытания, приведены на рис. 5, а, б для продольной и поперечной ориентации соответственно. На рис. 5 приведены также полосы рассеяния значений предела прочности σ_{bp} для этих температур и его средние значения. Как видно, для продольных образцов достижение числа циклов $5 \cdot 10^5$, соответствующего выбранной базе испытаний, происходит при значениях $\sigma_{p\max}$, составляющем примерно 80 % от среднего значения предела

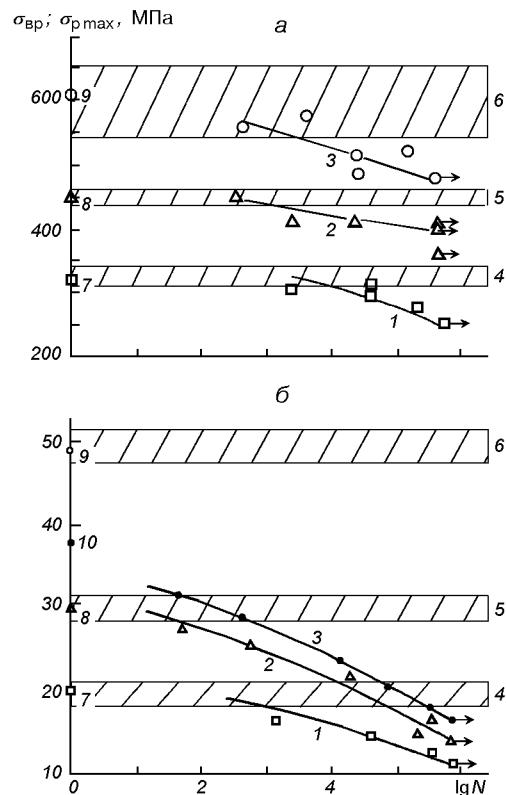


Рис. 5. Кривые усталости углепластика, деформированного при температурах 373 К (1), 293 К (2) и 77 К (3) в продольном (а) и поперечном (б) направлениях при переменном растяжении (4, 5, 6 и 7, 8, 9 — полосы рассеяния и средние значения σ_{bp} при 373, 293 и 77 К соответственно; 10 — средние значения σ_{bp} при 150 К)

прочности $\sigma_{\text{вр}}$, а для поперечных образцов — при значениях $\sigma_{\text{P max}}$, составляющем около 50 % от среднего значения предела прочности.

Клей соединительный. Результаты испытания клея на статическое растяжение при исследованных температурах приведены на рис. 6. Для клея наблюдается сильная температурная зависимость предела прочности и модуля упругости. В интервале от 373 до 150 К предел прочности увеличивается приблизительно в 50 раз, а модуль упругости приблизительно в 77 раз. Разрыв образцов клея всегда происходит перпендикулярно к оси образца.

Диаграмма растяжения при 150 К представляет собой квазилинейную зависимость (рис. 7, кривая 3). Доля упругой составляющей в обратном относительном удлинении, рассчитанная по значению модуля упругости на начальном участке диаграммы растяжения, в момент разрыва при 150 К составляет 10 % на фоне общего удлинения 13 %.

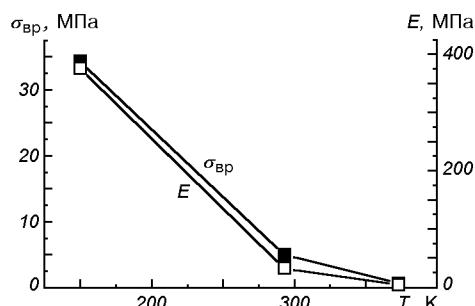


Рис. 6. Температурные зависимости предела прочности $\sigma_{\text{вр}}$ и модуля упругости E клея при статическом нагружении

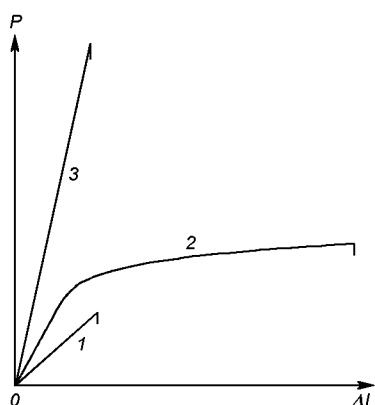


Рис. 7. Характерные диаграммы растяжения клея при 373 К (1), 293 К (2) и 150 К (3)

При 293 К диаграмма растяжения представляет собой типичную зависимость «нагрузка—удлинение» для полимеров в высокоэластическом состоянии (рис. 7, кривая 2). Общее относительное удлинение в момент разрыва составляет 240 %, тогда как рассчитанная упругая составляющая — примерно 15 %. После разрыва размеры образца восстанавливаются. Однако при 373 К диаграмма растяжения становится похожей на низкотемпературную (рис. 7, кривая 1). При этом обратимое относительное удлинение в момент разрыва составляет 27 %, а рассчитанная упругая составляющая — 14 %.

Результаты испытания клея на усталость при переменном растяжении представлены на рис. 8, где дополнительно приведены полосы рассеяния значений предела прочности для исследованных температур и его средние значения. Ограничено-

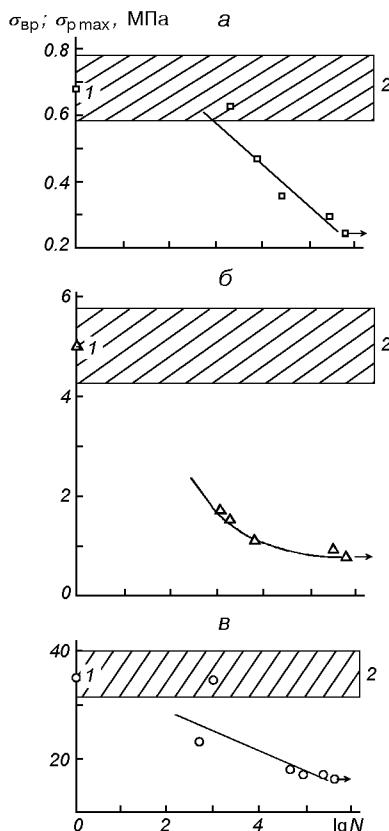


Рис. 8. Кривые усталости клея при переменном растяжении при 373 К (а), 293 К (б), 150 К (в) (1 — среднее значение предела прочности, 2 — полоса рассеяния значений предела прочности клея при тех же температурах).

ный предел выносливости (амплитудное значение напряжения в цикле $\sigma_{p\max}$, соответствующее выбранной базе испытаний $5 \cdot 10^5$ циклов) монотонно увеличивается с уменьшением температуры испытания и составляет 55 % по отношению к соответствующему среднему значению предела прочности σ_b (при $T = 150$ К), 18 % (при $T = 293$ К) и 40 % (при $T = 373$ К). Близость приведенных отношений $\sigma_{p\max}/\sigma_b$ при 150 и 373 К качественно коррелирует с аналогичным видом кривых растяжения при тех же температурах.

Кремний монокристаллический. На рис. 9 приведены результаты испытания на статический изгиб при заданных температурах образцов кремния двух ориентаций относительно оси деформации. Видно, что для образцов кремния типа 1 ($<100>$) заметного влияния температуры на предел прочности не наблюдается. Для образцов кремния типа 2 ($<110>$) можно говорить о слабом упрочнении материала при понижении температуры в интервале 373–77 К. При температурах 293 и 77 К уровень значений предела прочности образцов типа 1 соответственно в 1.4 и 1.2 раза выше, чем у образцов типа 2.

Разрушение образцов обоих типов происходит в исследованном интервале температур одинаково хрупко, плоскость излома расположена перпендикулярно к оси образца.

Испытания на усталость из-за недостаточного количества образцов, необходимых для получения достоверных результатов, проводили при 293 и 77 К на образцах типа 1, а при 373 К — на образцах типа 2. Результаты испытаний кремния на усталость при симметричном изгибе в виде зависимости циклической долговечности N от амплитуды напряжения цикла $\sigma_{a\text{из}}$ для каждой температуры испытания приведены на рис. 10, где дополнительно приведены полосы

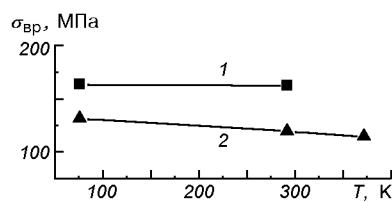


Рис. 9. Температурные зависимости предела прочности кремния монокристаллического с ориентацией оси деформации вдоль кристаллографических направлений $<100>$ (тип 1) и $<110>$ (тип 2)

рассеяния значений предела прочности на изгиб для исследованных температур и его средние значения.

Из представленных результатов следует, что достижение числа циклов $5 \cdot 10^5$, соответствующего выбранной базе испытаний, при выбранных температурах испытания и для разных типов образцов происходит при значениях $\sigma_{a\text{из}}$,

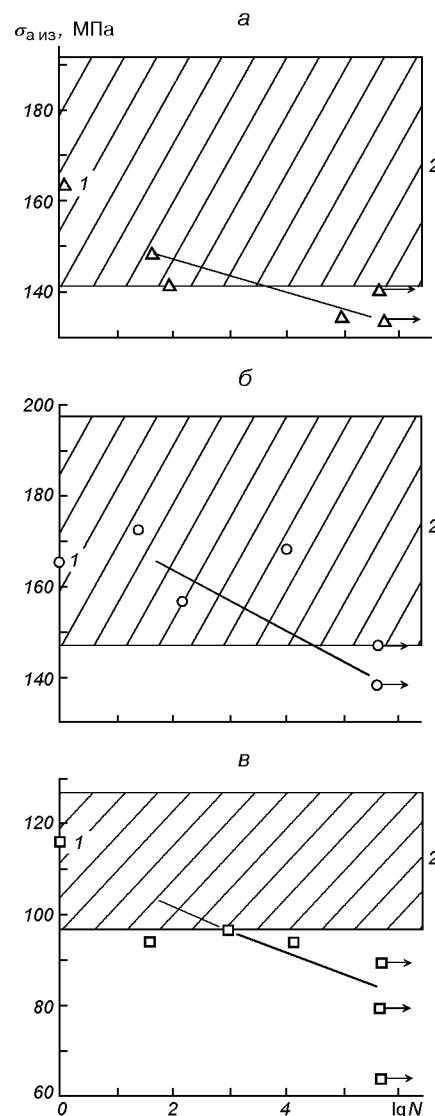


Рис. 10. Кривые усталости кремния монокристаллического при симметричном изгибе при температурах: а — 293 К (типа 1), б — 77 К (типа 1), в — 373 К (типа 2); 1 — среднее значение предела прочности, 2 — полоса рассеяния значений предела прочности кремния при тех же температурах и ориентациях

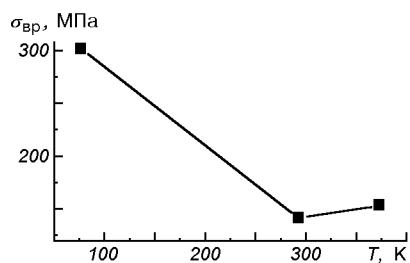


Рис. 11. Температурная зависимость предела прочности стекла защитного при статическом нагружении

составляющих не менее 77 % от среднего значения предела прочности.

Стекло защитное. Результаты испытания образцов стекла на статический изгиб при 373, 293 и 77 K приведены на рис. 11. Значения предела прочности при 373 и 293 K отличаются незначительно, однако при охлаждении до 77 K предел прочности стекла увеличивается почти в два раза. Разрушение образцов стекла происходит хрупко при всех температурах испытания, при этом наблюдается довольно большое рассеяние значений предела прочности, что характерно и для кремния.

На рис. 12 представлены результаты испытания стекла при симметричном циклическом изгибе в виде зависимости циклической долговечности N от амплитуды напряжений цикла σ_a из для каждой температуры испытания. Из приведенных результатов следует, что влияние температуры на сопротивление стекла усталости коррелирует с температурной зависимостью предела прочности. Так, в области температур 373—293 K сопротивление стекла усталости изменяется незначительно, причем при 373 K отмечено некоторое смещение кривой усталости в область больших значений амплитуд напряжений в сравнении с температурой 293 K. Однако охлаждение стекла до 77 K приводит уже к существенному повышению сопротивления усталости.

Достижение числа циклов $5 \cdot 10^5$ при исследованных температурах наблюдается для стекла, в отличие от кремния, при более низких значениях отношения соответствующих амплитуд напряжений к среднему пределу прочности (от 55 % при 150 K до 72 % при 373 K).

Таким образом, статические, упругие и динамические характеристики всех исследованных материалов увеличиваются с понижением тем-

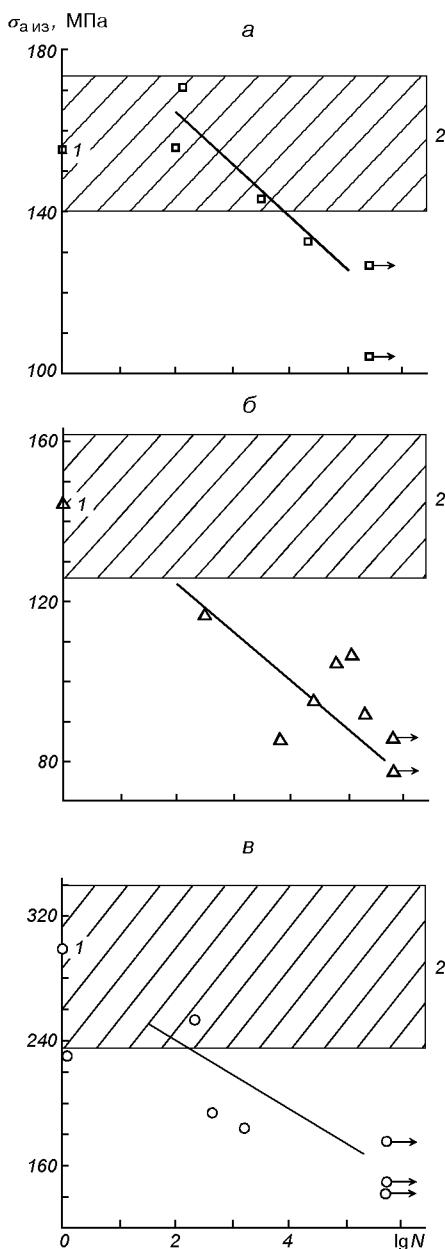


Рис. 12. Кривые усталости стекла защитного при симметричном изгибе при температурах: а — 373, б — 293, в — 77 K (1 — среднее значение предела прочности, 2 — полоса рассеяния значений предела прочности стекла при тех же температурах)

пературы. При этом влияние температуры на сопротивление усталости материалов хорошо коррелирует с ее влиянием на предел прочности при аналогичных условиях нагружения.

ВЫВОДЫ

1. Обнаружено, что предел прочности σ_b и модуль упругости E углепластика, испытанного в продольном и поперечном направлении, при охлаждении от 373 до 77 К увеличиваются почти в два раза, зависят от взаимной ориентации волокон наполнителя и растягивающих напряжений и для продольных образцов определяются в основном свойствами углеродных волокон, а для поперечных образцов — связующего. При этом для продольных образцов значения прочности и жесткости более чем в 10—20 раз превышают аналогичные характеристики поперечных образцов.

2. Установлено, что соединительный клей в условиях одноосного растяжения упруго деформируется как при температуре 150 К, так и 373 К, а при 293 К находится в высокоэластичном состоянии. Значения σ_b и E для клея при растяжении увеличиваются в 50 и 77 раз с понижением температуры от 373 до 150 К соответственно.

3. Монокристаллический кремний обнаруживает заметную ориентационную зависимость σ_b при изгибе. В зависимости от ориентации образца относительно оси нагружения наблюдается изменение уровня значений предела прочности и отсутствие или наличие влияния температуры на значения σ_b . Разрушение образцов кремния обоих типов при изгибе происходит хрупко в исследованном интервале температур.

4. Для защитного стекла установлено, что значения σ_b при изгибе при температуре 373 и 293 К отличаются незначительно, однако при понижении температуры до 77 К предел прочности стекла увеличивается почти в два раза.

Разрушение стекла в интервале температур 373—77 К происходит хрупко.

5. Полученные экспериментально механические характеристики материалов — элементов СБ были использованы для анализа напряженно-деформированного состояния панелей СБ КА при термоградиентном нагружении, вызванном орбитальным движением КА [2], и являются исходными данными для расчетных оценок циклической долговечности СБ при воздействии многократных орбитальных теплосмен.

1. Абушенков И. Д., Чернецкий В. К., Ильичев В. И. Установка для испытания материалов на усталость при криогенных температурах // Завод. Лаб.—1986.—№ 12.—С. 59—63.
2. Ван С., Покхил Ю. А., Коваль К. В., Хе Ш., Гаврилов Р. В. Расчет напряженного деформированного состояния панели солнечной батареи космического аппарата при термическом напряжении // Космічна наука і технологія.—2005.—11, № 5/6.—С. 103—110.
3. Воликова Л. М., Чернецкий В. К. Низкотемпературная приставка к разрывной машине 123Y10 // Прикладное криогенное и вакуумное материаловедение / Под ред Ф. Ф. Лаврентьева. — Киев: Наук. думка, 1991.—С. 137—143.

MECHANICAL CHARACTERISTICS OF MAJOR COMPONENTS OF SOLAR ARRAYS

Yu. O. Pokhyl, R. V. Gavrylov, L. F. Yakovenko, E. N. Alekseenko, V. A. Lototskaya, S. Van, Sh. He, G. V. Tarasov, B. M. Rassamakin

We give some results of investigation of temperature influence, within 373 K to 77 K interval, on static and dynamic mechanical properties of structure materials to be employed with solar arrays of space vehicles. The experimental data thus obtained can be used in further theoretical calculations for lifetime of solar arrays under conditions of influence by multiple periodical thermal loads, in the course of orbital flight.

УДК 729.68

В. Є. Шатіхін¹, Л. П. Семенов¹, В. С. Хорошилов²,
В. М. Попель², Г. А. Костенко²

¹Національне космічне агентство України, Київ

²Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

**Врахування зносу зубчатих передач
при оцінюванні динамічних характеристик
приводу сонячних батарей**

Надійшло до редакції 13.04.06

Розглядаються динамічні характеристики зубчатих передач приводу сонячних батарей космічного апарату з довготривалим терміном активного існування. Проведено аналіз впливу на динамічні характеристики приводу еволюційних змін характеристик точності зубчатого зачеплення, які зумовлені зносом зубчатих колес протягом терміну експлуатації приводу. Обґрунтовано доцільність врахування еволюційних змін характеристик точності зубчатих передач при оцінюванні динамічних характеристик приводу сонячних батарей.

ВСТУП

Проблема зменшення збурень космічного апарату (КА), викликаних віброактивністю механізмів забезпечувального та спеціального комплексів, залишається актуальною до цього часу (див. роботу [8], а також [www.ihst.ru/~akm.sec2\(2001\).htm-62k](http://www.ihst.ru/~akm.sec2(2001).htm-62k)).

Досягнення роздільної здатності апаратури спостереження в кілька десятків сантиметрів та збільшення терміну активного існування сучасних КА до 10—15 і більше років зумовлюють подальший пошук шляхів зменшення віброактивності механізмів КА. Відповідно до проведених досліджень [10] одними з найбільш віброактивних механізмів КА є механізми, які входять до складу приводу сонячних батарей (ПСБ), та приводу радіоантен КА. Складовою частиною цих механізмів КА дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), зокрема ПСБ, є зубчаті передачі.

Актуальність досліджень збурень, що створюються зубчатими передачами механізмів бортового забезпечувального комплексів (БЗК) КА ДЗЗ, зумовлена тим, що довготривала експлуатація КА викликає знос елементів зубчатих передач і, як наслідок, зумовлює збільшення величини похиби кінематичних параметрів та максимального мертвого ходу зубчатих передач, приведених до вихідного валу, що має наслідком збільшення величини збурювального моменту вихідного валу ПСБ. Тому прогнозування цих показників є важливим для оцінки роботи апаратури БЗК.

Мета статті полягає в аналітичній оцінці динамічного коефіцієнта $\kappa_{\text{дин}}$ [3] з урахуванням еволюції характеристик точності зубчатого зачеплення, викликаної зносом елементів зубчатих передач протягом терміну експлуатації ПСБ. Вибір динамічного коефіцієнта $\kappa_{\text{дин}}$ зумовлений тим, що цей показник оцінює перевищення динамічних навантажень ПСБ над середніми

[3] і дозволяє врахувати основні фактори, які визначають динамічні навантаження.

ОСНОВНА ЧАСТИНА

Динамічний коефіцієнт $\kappa_{\text{дин}}$ визначається з виразу [3]

$$\kappa_{\text{дин}} = 1 + \left(1 - \frac{M_{c2}}{M_{12cp}} \right) \times \\ \times \left\{ 1 + \left(\frac{J_1 + J_2}{J_1} \right) J_1 c_{12} \omega_{1\text{пoch}}^2 \times \right. \\ \left. \times \left[\left(\frac{J_1 + J_2}{J_1} - 1 \right) (M_n - M_{c2})^2 \right]^{-1} \right\}^{1/2}, \quad (1)$$

де M_n — пусковий момент електродвигуна, J_1 — момент інерції двигуна та жорстко зв'язаних з ним частин, c_{12} — приведена до валу двигуна жорсткість передач, J_2 — приведений до валу двигуна момент інерції навантаження, M_{c2} — приведений момент статичного навантаження, M_{12cp} — момент середнього навантаження, $\omega_{1\text{пoch}}$ — початкова кутова швидкість удару.

Показником точності зубчатих передач будемо вважати максимальний мертвий хід, приведений до валу привідного електродвигуна, оскільки величина максимального мертвого ходу є більшою від величини максимальної кінематичної похибки [1], і тому актуальніше для досліджень збурень КА.

Вважається, що величина лінійного зносу збільшує величину допуску на товщину зуба колеса та шестерні кожного ступеня і приводиться до валу привідного електродвигуна з урахуванням приросту мертвого ходу кожного ступеня [1]. В загальному вигляді величину зміни максимального ходу, зумовленого зносом, визначаємо методом аналітичного диференціювання [4], тобто диференціюванням по кожному з параметрів, що зумовлює зміну вихідного параметра. Для даного випадку обмежуємося диференціюванням по ΔH — зміні допуску на товщини кожного з N зубів передачі.

При цьому припускається, що коефіцієнт зносостійкості зубів k одинаковий для всіх зубчатих коліс, і що зміною фізико-механічних властивостей матеріалів зубів та твердого мастила дисульфіду молібдену можна знехтувати.

З аналізу формули (1) випливає, що знос зубчатих передач може зумовлювати зміну початкової швидкості $\omega_{1\text{пoch}}$ при ударі зубів внаслідок зазору між колесом та шестернею [3]:

$$\omega_{1\text{пoch}} = \sqrt{2\varepsilon_{\text{вз}}(\varphi_3 + \varphi_{c2})}, \quad (2)$$

де $\varepsilon_{\text{вз}}$ — прискорення валу електродвигуна при вибиранні зазорів передач; φ_3 — приведений до вихідного валу зазор передач; φ_{c2} — кут, викликаний деформацією пружного зв'язку [3].

Зазор φ_3 можна представити у вигляді суми початкового зазору (для даного випадку максимального мертвого ходу $\delta_{c\max\Sigma}$) та еволюційного максимального мертвого ходу $\Delta\delta_{c\max\Sigma}$, що визначає збільшення кута φ_3 внаслідок зносу:

$$\varphi_3 = \delta_{c\max\Sigma} + \Delta\delta_{c\max\Sigma}. \quad (3)$$

Максимальну величину мертвого ходу $\delta_{c\max}$ однієї зубчатої циліндричної пари, що складається із шестерні та зубчатого колеса, представлено у вигляді [9]

$$\delta_{c\max} = \frac{0.7}{\operatorname{tg}\alpha} (E_{cs1} + E_{cs2}) + \\ + \sqrt{\frac{0.25}{\operatorname{tg}^2\alpha} (H_{c1}^2 + H_{c2}^2) + 2f_a^2 + \Delta p_1^2 + \Delta p_2^2}, \quad (4)$$

де α — кут зачеплення, H_{c1} — допуск на товщину зуба шестерні (м), H_{c2} — допуск на товщину зуба колеса, Δp_1 , Δp_2 — похибки в люфтах опор (рад), $E_{cs1,2}$ — допуск на найменше відхилення товщини зуба шестерні, f_a — допуск на граничну міжсъзову відстань.

Згідно з вищевикладеним зміна допуску на товщину зубів та шестерні $\Delta H_{c1,2}$ внаслідок зносу враховується в розрахунках часткових похідних $\delta_{c\max}$ з рівняння (4) по ∂H_{c1} та ∂H_{c2} [4].

Відповідно до цього та з урахуванням зв'язку між E_{cs} та H [6], подамо $\Delta\delta_{c\max}$ у вигляді

$$\Delta\delta_{c\max} = \frac{\partial\delta_{c\max}}{\partial H_{c1}} \Delta H_{c1} + \frac{\partial\delta_{c\max}}{\partial H_{c2}} \Delta H_{c2}. \quad (5)$$

В кінцевому результаті отримуємо

$$\Delta\delta_{c\max} = \frac{0.25}{\operatorname{tg}^2\alpha} (H_{c1}\Delta H_{c1} + H_{c2}\Delta H_{c2}) \times \\ \times \left[\frac{0.25}{\operatorname{tg}^2\alpha} (H_{c1}^2 + H_{c2}^2) + f_a^2 + \Delta p_1^2 + \Delta p_2^2 \right]^{-1/2}. \quad (6)$$

Тут згідно з [1, 2]

$$\Delta p = \frac{\operatorname{tg} \alpha}{\cos \beta} \left(F_r + e_n + e_b + e_k \frac{a+b}{l} \right), \quad (7)$$

де e_n — зазор посадки колеса на вал, який залежить від конструктивного з'єднання та використаної посадки, e_b — допуск на радіальне биття посадочного ступеня валу під зубчате колесо відносно цапфи валу, e_k — допуск на радіальне биття внутрішніх кілець підшипників, β — ділильний кут нахилу лінії зуба ($\beta = 0$ для прямозубої передачі [9]); a, b, l — геометричні розміри з'єднання, які визначаються згідно з [1]; F_r — допуск на радіальне биття колеса.

Для всього редуктора ПСБ з N зубчатих коліс маємо

$$\delta_{c \max \Sigma} = \delta_{c \max(j+1)} + \frac{\delta_{c \max(j+2)(j+3)}}{i_{j(j+1)}} + \dots + \frac{\delta_{c \max(N-1)N}}{i_{j(j+1)} \dots i_{(N-2)(N-1)}}, \quad (8)$$

тому формула збільшення максимального мертвого ходу, зумовленого зносом зубчатих коліс, по аналогії з виразом (8) з роботи [1] та з використанням методу максимуму-мінімуму [1] буде мати вигляд

$$\begin{aligned} \Delta \delta_{c \max \Sigma} &= \\ &= \left(\frac{\partial \delta_{c \max(j+1)}}{\partial H_{cj}} \Delta H_{cj} + \frac{\partial \delta_{c \max(j+1)}}{\partial H_{cj+1}} \Delta H_{cj+1} \right) + \dots \\ &+ \left(\frac{\partial \delta_{c \max(j+2)(j+3)}}{\partial H_{cj+2}} \Delta H_{cj+2} + \right. \\ &+ \frac{\partial \delta_{c \max(j+2)(j+3)}}{\partial H_{cj+3}} \Delta H_{cj+3} \Big) / i_{j(j+1)} + \dots \\ &+ \left. \frac{\partial \delta_{c \max N-1}}{\partial H_{cN-1}} \Delta H_{cN-1} + \right. \\ &+ \left. \frac{\partial \delta_{c \max N}}{\partial H_{cN}} \Delta H_{cN} \right) / i_{j(j+1)} \dots i_{(N-2)(N-3)}, \quad (9) \end{aligned}$$

де j — номер зубчатого колеса, i — передаточне відношення, N — кількість зубчатих коліс.

Розрахунки за цією схемою проводимо для наступних ступенів, приводячи результати обчислювань до валу двигуна.

Величину лінійного зносу циліндричного зубчатого колеса однопарного зачеплення (без ура-

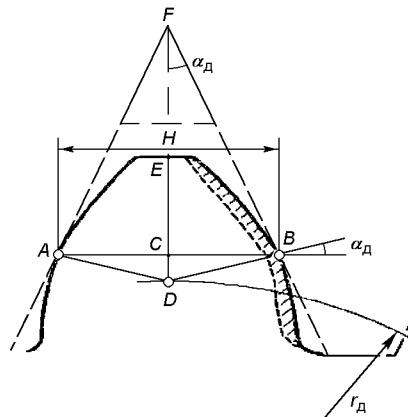


Рис. 1. Знос зуба (заштриховано)

хування приробіткового зносу) можна визначити за формулою [5]

$$U_j = k \frac{P_n}{b} \left(1 - \frac{R_{jn}}{R_j} \right) \frac{i+1}{i} n_j, \quad (10)$$

де k — коефіцієнт зносостійкості з урахуванням змащення дисульфідом молібдену (1/МПа); U_j — знос для j -го колеса (м); P_n — нормальна сила, що діє в зачепленні; R_j — радіус кривини спряженого профілю зуба; R_{jn} — радіус кривини спряженого профілю зуба у полюсі зачеплення; n — кількість циклів; b — ширина вінця зубчастої пари.

При коефіцієнти перекриття понад 1 розрахунок на знос необхідно проводити за методикою для статично невизначених спряжень [5].

Як видно з рис. 1 [7], з урахуванням того, що товщина зуба вимірюється штангегзубором на відстані $CE = 0.7476m$ від вершини зуба, визнаємо:

$$\alpha_d = \operatorname{arctg} CD/CB,$$

$$CD = ED - EC = m - 0.7476m = 0.2524m,$$

$$CB = H/2.$$

Оскільки знос зуба (заштрихована область на рис. 1) розповсюджується вздовж відрізка BD , перпендикулярного до відрізка FB [5], отримуємо

$$\Delta H_{cj} = U_j \cos \left(\operatorname{arctg} \frac{0.2524m}{0.5H_{cj}} \right). \quad (11)$$

Розглянемо зубчаті передачі редуктора ПСБ одного з КА ДЗЗ з такими характеристиками

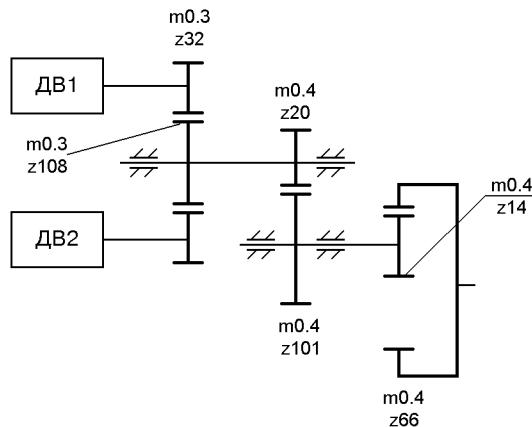


Рис. 2. Зубчата передача редуктора ПСБ

(рис. 2): $n = 700000$; $i = 1/0.00018$; $k = 10^{-10}$ 1/МПа; момент на вихідному валу $M_{\text{кр}} = 4132$ Н·см; $b = 0.008$ м; двигун ДПР-52-Н1-03-М; момент інерції навантаження $M_{\text{n}} = 343$ Н·см·с²; к. к. д. = 0.76; точність зубчатої передачі 7-Б.

Переведення δ_{max} , мкм у кутові хвилини для обчислювання $\omega_{\text{пoch}}$ здійснювалось за формулою [1, 2]

$$\delta\varphi = \frac{6.88\delta_{\text{max}}}{d}, \quad (12)$$

де d — діаметр дільницього кола колеса, мм.

Перетворюючи формулу (1), з урахуванням (2), (3), (12) отримуємо

$$\begin{aligned} \kappa_{\text{дин}} &= 1 + \left(1 - \frac{M_{\text{c2}}}{M_{12\text{cp}}}\right) \left\{ 1 + \right. \\ &+ \left[\left(\frac{J_1 + J_2}{J_1} \right) J_1 c_{12} 2\varepsilon_{\text{в3}} \left(\varphi_3 + \varphi_{\text{c2}} + \frac{6.88\Delta\delta_{\text{c max}\Sigma}}{d} \right) \right] \times \\ &\left. \times \left(\frac{J_1 + J_2}{J_1} - 1 \right) (M_{\text{n}} - M_{\text{c2}})^2 \right\}^{1/2}. \quad (13) \end{aligned}$$

Результати обчислювань виявились такими. Максимальний мертвий хід зубчатої передачі $\delta_{\text{c max}\Sigma}$ — 23 мкм; приріст сумарного максимального мертвого ходу зубчатих передач внаслідок зносу $\delta_{\text{c max}}$ за 12 років експлуатації — 8 мкм; швидкість $\omega_{\text{пoch}}$ без урахування зносу — 21.1 м/с; швидкість $\omega_{\text{пoch}}$ з урахуванням зносу — 24.85 м/с; $\kappa_{\text{дин}}$ ПСБ без урахування зносу —

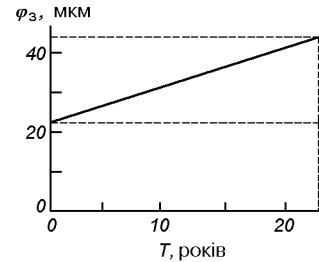


Рис. 3. Залежність зазору від терміну експлуатації ПСБ

2.57; $\kappa_{\text{дин}}$ ПСБ з урахуванням зносу за 12 років експлуатації — 2.70.

Необхідно відмітити, що при великому терміні експлуатації настає граничний знос U_{max} — один з показників граничного стану зубчатого колеса щодо міцності зубчатої пари [5]. Для даного редуктора розглянуто найбільш навантажену пару зубчатого зачеплення, для якої

$$U_{\text{max}} = a \left(1 - \frac{1}{\sqrt{n}} \right),$$

де a — товщина зуба біля основи, n — запас міцності зуба на згин.

Наведені дані не враховують при визначенні величини зносу зміни фізико-механічних властивостей матеріалів коліс та мастила, перерозподіл навантаження внаслідок зносу елементів зубчатого зачеплення, зміни пускового моменту електродвигуна внаслідок деградації фотоперетворювачів СБ тощо.

Проте, на нашу думку, цих даних достатньо для попереднього аналізу динамічних характеристик ПСБ з метою прогнозування тактико-технічних характеристик бортової апаратури спостереження, а також для попереднього аналізу ймовірності безвідмовної роботи ПСБ.

На рис. 3 наведено залежність приведеного до валу електродвигуна зазору φ_3 від терміну експлуатації ПСБ T .

Видно, що початковий зазор становить 23 мкм, еволюційний приріст зазору на період досягнення граничного зносу склав 21 мкм. Термін експлуатації, при якому наступив граничний стан, склав 24 роки.

На рис. 4 показана залежність динамічного коефіцієнта ПСБ $\kappa_{\text{дин}}$ від приведеного до валу електродвигуна зазору. З формул (3)—(10) та

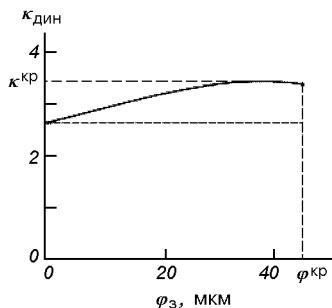


Рис. 4. Залежність динамічного коефіцієнта від зазору

(13) випливає, що зазор φ_3 і коефіцієнт $\kappa_{\text{дин}}$ змінюються з часом. Тому, крім залежності динамічного коефіцієнта від зазору (при незмінних інших складових динамічного коефіцієнта), важливо знати також його зміну з часом. Поданий графік дозволяє визначити термін експлуатації ПСБ за значенням динамічного коефіцієнта. Динамічний коефіцієнт κ^{kp} відповідає критичному зазору φ^{kp} .

ВИСНОВКИ

1. Проведений аналіз підтверджує вплив зносу зубчатих передач на збільшення величини початкової швидкості удару $\omega_{\text{пoc}}$ та динамічного коефіцієнта $\kappa_{\text{дин}}$ для ПСБ КА з терміном експлуатації не менше 10–12 років.

2. При обґрунтованій необхідності для точнішого прогнозування показників точності зубчатих передач доцільно враховувати також нерівномірність зносу по ширині вінця та по висоті зуба.

3. Збільшення з часом експлуатації КА величини приведеного до вихідного валу ПСБ зазору, зумовленого зносом зубчатих передач, як і збільшення динамічного коефіцієнта $\kappa_{\text{дин}}$, можна

врахувати при дослідженні динаміки руху КА, зокрема для оцінки технічних характеристик та ймовірності безвідмовної роботи приладів бортового спеціального комплексу.

1. Вульфсон И. И., Ерихов М. Л., Коловский М. З. Механика машин. — М.: Высш. шк., 1996.—510 с.
2. ГОСТ 21098-82 Цепи кинематические, методы расчета точности. — Введ. 00.00.00. до 00.00.00.
3. Ключев В. И. Теория электропривода. — М.: Энергоатомиздат, 1988.—560 с.
4. Колчин Н. И. Зубчатые и червячные передачи. — Л.: Машиностроение, 1968.—362 с.
5. Проников А. С. Надежность машин. — М.: Машиностроение, 1978.—562 с.
6. Саранча Г. А. Взаимозаменяемость, стандартизация и технические измерения. — М.: Изд-во стандартов, 1982.—264 с.
7. Серый И. С. Взаимозаменяемость, стандартизация и технические измерения. — М.: Агропромиздат, 1987.—368 с.
8. Шатіхін В. Є., Семенов Л. П., Борисенко В. М. Вібрації механізмів космічного апарату // Космічна наука та технологія.—2003.—9, № 4.—С. 9—16.
9. Явлєнський К. Н., Тимофеев Б. П., Чаадаєва Е. Е. Справочник конструктора точного приборостроения. — Л.: Машиностроение, 1989.—792 с.
10. Shlomi A., Kopeika N. S. Laser satellite communications network — vibration effect and possible solutions // Proc. IEEE.—1997.—85 p.

PREDICTION OF GEAR WEAR FOR THE ESTIMATION OF SOLAR ARRAY DRIVE DYNAMIC BEHAVIOR

V. Ye. Shatikhin, L. P. Semenov, V. S. Khoroshilov, V. M. Popel', G. A. Kostenko

We describe the dynamic behaviour of the solar array gears installed on the long-life spacecraft. Impact of the time-dependant deterioration of gearing accuracy caused by the operational wear on the drive's dynamic performance is analysed. The necessity of taking into account the time-dependant deterioration of the gearing accuracy for the estimation of the solar array drive dynamic performance is justified.

УДК 629.7.054

В. М. Мельник

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

Коливання і хвилі поліагрегатного підвісу гіроскопа

Надійшла до редакції 20.04.06

Будується математична модель пружної взаємодії підвісу поплавкового гіроскопа із зовнішнім акустичним випромінюванням. Узагальнюється теорія шляхом опису оболонкової частини довільної геометричної форми і діючими чинниками загального виду.

Розвиток ракетно-космічної техніки та досягнення практичної космонавтики змусили суттєво переглянути наявні відомості щодо відповідності паспортних характеристик поплавкових гіроскопів інерціальної навігації їхнім характеристикам у натурних умовах [3, 5, 6]. Справа в тому, що рівень акустичного тиску біля реактивного струменя РН може сягати 180 дБ і вище. Проникаючи усередину фюзеляжу, звукові збурення такого рівня, особливо антисиметрична складова надлишкового тиску, здатні розгойдати механічні системи приладів.

При цьому рідинностатичний підвіс гіроскопа стає чудовим ретранслятором акустичного випромінювання. Суттєво важливим є те, що ці поля мають просторовий характер на відміну від силового збурення, яке надходить усередину приладу крізь опори. Генеруючи у поплавковому підвісі акустичну вібрацію, звукові хвилі призводять до пружних деформацій поплавця, які в своїй сукупності сприймаються приладом як хибна кутова швидкість основи [1, 2].

Конкретизуючи наукову задачу, оберемо за об'єкт досліджень двостепеневий поплавковий гіроскоп серії ДУСУ2-6АС, що виготовляється серійно для літальних апаратів тривалої дії. Прилад складається із двох коаксіальних циліндрів, розділених важкою рідиновою. У внутрішньому циліндрі розміщено гіроагрегат.

Проникне акустичне випромінювання генерує на поверхні поплавця пружні деформації. Най-

чутливішими до цього впливу є радіальні складові, що пояснюється меншою жорсткістю оболонки у площині шлангоута порівняно з двома іншими — повздовжньою та коловою. Проаналізуємо можливість зменшення цього впливу шляхом відмови від класичної форми колового циліндра на користь більш загальної геометрії оболонки обертання з ненульовою гауссовою кривиною бічної поверхні — опуклою чи угнутою (рисунок). Тоді випадок колового циліндра отримується при значеннях сталих Ламе $A_1 = 1$, $A_2 = R = \text{const}$.

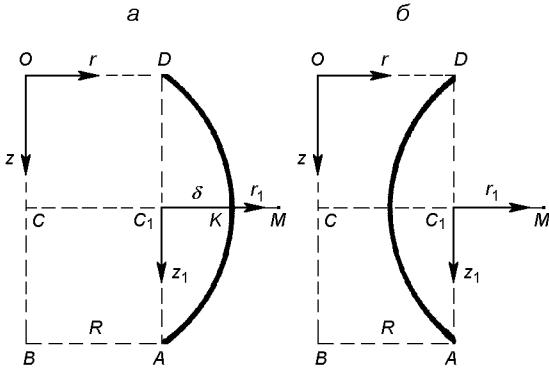
Особливістю такого підходу є можливість узагальнення теорії поплавкового гіроскопа з наступним розв'язанням питань оптимізації конструкції, маючи на меті зменшення похибок вимірювань пасивними методами ізоляції імпедансної структури підвісу.

На рисунку в обох випадках прийнято, що $OD = AB = R$, а крива $f(z)$, яка утворює оболонку обертання, симетрична відносно лінії CM , котра перетинає вісь обертання посередині ($OC = CB = l/2$). Приймаємо також, що $f(0) = f(l) = R = \text{const}$.

Лінію меридіана задамо виразом $r_1 = \pm f_1(z_1)$, причому клас функцій $f_1(z_1)$, для котрих виконуються умови

$$f_1(-z_1) = f_1(z_1), \quad f_1(\pm l/2) = 0,$$

окреслимо наступним чином:



Дві форми бокової поверхні поплавця: *a* — опукла оболонка обертання, *b* — угнуті

- функції $[+ f_1(z_1)]$ — тільки опуклі, а функції $[- f_1(z_1)]$ — угнуті;
- точка з координатою $z_1 = 0$ є точкою екстремуму для функції $\pm f_1(z_1)$;
- функція $f_1(z_1)$ вважається спадною, коли $\in z_1 \in (0; l/2)$ (рисунок *a*) та зростаючою за умови $\notin z_1 \in (0; l/2)$ (рисунок *b*).

Позначимо величину підйому параболи C_1K у точці $z_1 = 0$ як δ (рисунок *a*). Тоді

$$f_1(z_1) = \delta - \frac{4\delta}{l^2} z_1^2 = \delta \left(1 - 4 \frac{z_1^2}{l^2}\right).$$

Рівняння лінії меридіана оболонки в опорній системі координат Ozr буде мати вигляд

$$r = f(z) = R + \delta \left[l - \frac{4}{l^2} \left(z - \frac{l}{2} \right)^2 \right].$$

Припустимо, що оболонка поплавця відноситься до криволінійних ортогональних координат α_1 і α_2 . Їх будемо вважати за лінії кривини з радіусами R_1 та R_2 .

Якщо A_1 і A_2 — параметри Ламе серединної поверхні π оболонки, тоді, додавши сили інерції, можна скористатися рівняннями рівноваги, які матимуть такий розгорнутий вигляд [4, 7]:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial A_2 T_1}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1} \frac{\partial A_1^2 S}{\partial \alpha_2} - \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} T_2 + \\ & + \frac{1}{R_1} \left(\frac{\partial A_2 M_1}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1} \frac{\partial A_1^2 H}{\partial \alpha_2} - \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} M_2 \right) + \\ & + \frac{\partial}{\partial \alpha_2} \left(\frac{A_1}{R_1} H \right) + \frac{1}{R_2} \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} H = \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & = - A_1 A_2 q_1 + \rho A_1 A_2 h \frac{\partial^2 U_1}{\partial t^2}, \\ & \frac{\partial A_1 T_2}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_2} \frac{\partial A_2^2 S}{\partial \alpha_1} - \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} T_1 + \\ & + \frac{1}{R_2} \left(\frac{\partial A_1 M_2}{\partial \alpha_2} + \frac{1}{A_2} \frac{\partial A_2^2 H}{\partial \alpha_1} - \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} M_1 \right) + \\ & + \frac{\partial}{\partial \alpha_1} \left(\frac{A_2}{R_2} H \right) + \frac{1}{R_1} \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} H = \\ & = - A_1 A_2 q_2 + \rho A_1 A_2 h \frac{\partial^2 U_2}{\partial t^2}, \\ & \frac{T_1}{R_1} + \frac{T_2}{R_2} - \frac{1}{A_1 A_2} \left[\frac{\partial}{\partial \alpha_1} \frac{1}{A_1} \left(\frac{\partial A_2 M_1}{\partial \alpha_1} + \right. \right. \\ & \left. \left. + \frac{1}{A_1} \frac{\partial A_1^2 H}{\partial \alpha_2} - \frac{\partial A_2}{\partial \alpha_1} M_2 \right) \right] + \\ & + \frac{\partial}{\partial \alpha_2} \frac{1}{A_2} \left(\frac{\partial A_1 M_2}{\partial \alpha_2} + \frac{1}{A_2} \frac{\partial A_2^2 H}{\partial \alpha_1} - \frac{\partial A_1}{\partial \alpha_2} M_1 \right) \Big] = \\ & = q_n + \rho h \frac{\partial^2 W}{\partial t^2}, \end{aligned}$$

де

$$q_1 = p_1 + \frac{m_1}{R_1} \approx p_1,$$

$$q_2 = p_2 + \frac{m_2}{R_2} \approx p_2,$$

$$q_n = p_n + \frac{1}{A_1 A_2} \left(\frac{\partial A_2 m_1}{\partial \alpha_1} + \frac{\partial A_1 m_2}{\partial \alpha_2} \right) \approx p_n,$$

T_1 , T_2 та S — нормальні та дотична складові зусиль, M_1 , M_2 — згинні моменти, H — обертуючий момент, ρ — щільність матеріалу, h — товщина, U_i — пружні переміщення точок поверхні π у напрямку відповідної координати α_i .

Після математичних перетворень рівняння приймають форму, зручну для інтегрування:

$$\begin{aligned} & \frac{\partial^2 U_z}{\partial z^2} - a_1(2z-1) \frac{\partial U_z}{\partial z} - \\ & - a_2 U_z + a_3 \frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial z \partial \varphi} - a_4 \frac{\partial W}{\partial z} = \\ & = -[1+\alpha_1(2z-1)^2]q_1^* + [1+\alpha_1(2z-1)^2]\alpha_1^{*2}l \frac{\partial^2 U_z}{\partial t^2}, \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned}
& \frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial \varphi^2} + b_1 [1 - \beta_1 (2z - 1)^2] \frac{\partial^2 U_z}{\partial z \partial \varphi} - \\
& - b_2 [1 - 2\beta_1 (2z - 1)^2] \frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial z^2} - b_3 (2z - 1) \frac{\partial U_\varphi}{\partial z} - \\
& - b_4 (2z - 1) \frac{\partial U_z}{\partial \varphi} + b_5 U_\varphi - b_6 \frac{\partial W}{\partial \varphi} = \\
& = -[1 - \beta_3 (2z - 1)^2] q_2^* + \beta^{*2} [1 - \beta_3 (2z - 1)^2] \frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial t^2}, \tag{2}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& [-1 + \beta_4 (2z - 1)^2] \frac{\partial^4 W}{\partial z^4} - c_1 \frac{\partial^4 W}{\partial z^2 \partial \varphi^2} - c_2 \frac{\partial^4 W}{\partial \varphi^4} + \\
& + c_3 (2z - 1) \frac{\partial^3 W}{\partial z^3} - c_4 \frac{\partial^3 W}{\partial z \partial \varphi^2} + \\
& + c_5 \frac{\partial^2 W}{\partial z^2} - c_6 \frac{\partial^2 W}{\partial \varphi^2} - c_7 (2z - 1) \frac{\partial W}{\partial z} - \\
& - c_8 \frac{\partial^3 U_\varphi}{\partial \varphi^3} - c_9 \frac{\partial^3 U_\varphi}{\partial z^2 \partial \varphi} - c_{10} \frac{\partial^3 U_z}{\partial z \partial \varphi^2} + \\
& + c_{11} (2z - 1) \frac{\partial^2 U_z}{\partial z^2} + c_{12} (2z - 1) \frac{\partial^2 U_\varphi}{\partial z \partial \varphi} + \\
& + c_{13} \frac{\partial U_z}{\partial z} + c_{14} \frac{\partial U_\varphi}{\partial \varphi} - c_{15} (2z - 1) U_z = \\
& = [1 - \beta_5 (2z - 1)] q_3^* + \gamma^{*2} [1 - \beta_5 (2z - 1)] \frac{\partial^2 W}{\partial t^2}. \tag{3}
\end{aligned}$$

Оскільки поплавець являє собою замкнену оболонку обертання, у коловому напрямку (вздовж паралелі) слід очікувати періодичності силових та кінематичних полів. Зовнішнє навантаження, хоча б формально, можна навести у вигляді рядів Фур'є за координатою φ :

$$\begin{aligned}
q^* &= q^*(z, \varphi, t) = \\
&= \sum_{k=0}^{\infty} \left[q_{ik}^{(1)}(z, t) \cos k\varphi + q_{ik}^{(2)}(z, t) \sin k\varphi \right], \\
i &= 1, 2, 3; \quad k = 0, 1, 2, \dots
\end{aligned}$$

Аналогічно записуються пружні переміщення поверхні у трьох напрямках:

$$\begin{aligned}
U_z &= U_z(z, \varphi, t) = \\
&= \sum_{k=0}^{\infty} \left[U_{z,k}^{(1)}(z, t) \cos k\varphi + U_{z,k}^{(2)}(z, t) \sin k\varphi \right],
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
U_\varphi &= U_\varphi(z, \varphi, t) = \\
&= \sum_{k=0}^{\infty} \left[U_{\varphi,k}^{(1)}(z, t) \sin k\varphi + U_{\varphi,k}^{(2)}(z, t) \cos k\varphi \right], \\
W &= W(z, \varphi, t) = \\
&= \sum_{k=0}^{\infty} \left[W_k^{(1)}(z, t) \cos k\varphi + W_k^{(2)}(z, t) \sin k\varphi \right],
\end{aligned}$$

де U_z , U_φ , W — відповідно повздовжні, колові та радіальні пружні переміщення.

Найцікавішим випадком виявляється випадок неосесиметричної деформації, тобто $k = 1$.

Тоді рівняння (1) запишується у вигляді

$$\begin{aligned}
& \frac{\partial^2 U_{z,1}^{(1)}}{\partial z^2} - a_1 (2z - 1) \frac{\partial U_{z,1}^{(1)}}{\partial z} - a_2 U_{z,1}^{(1)} + a_3 \frac{\partial U_{\varphi,1}^{(1)}}{\partial z} - \\
& - a_4 \frac{\partial W_1^{(1)}}{\partial z} = - [1 + \alpha_1 (2z - 1)^2] q_{1,1}^{(1)}(z, t) + \\
& + \alpha^{*2} [1 + \alpha_1 (2z - 1)^2] \frac{\partial^2 U_{z,1}^{(1)}}{\partial t^2}, \tag{4}
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \frac{\partial^2 U_{z,1}^{(2)}}{\partial z^2} - a_1 (2z - 1) \frac{\partial U_{z,1}^{(2)}}{\partial z} - a_2 U_{z,1}^{(2)} - a_3 \frac{\partial U_{\varphi,1}^{(2)}}{\partial z} - \\
& - a_4 \frac{\partial W_1^{(2)}}{\partial z} = - [1 + \alpha_1 (2z - 1)^2] q_{1,1}^{(2)}(z, t) + \\
& + \alpha^{*2} [1 + \alpha_1 (2z - 1)^2] \frac{\partial^2 U_{z,1}^{(2)}}{\partial t^2}, \tag{5}
\end{aligned}$$

де

$$\begin{aligned}
a_1 &= 4(1 + 2\nu) \frac{\delta}{R(1 + \xi)}, \quad a_2 = 8\nu \frac{\delta}{R(1 + \xi)}, \\
a_3 &= \frac{1}{2} \frac{1 + \nu}{1 + \xi} \frac{l}{R}, \quad a_4 = \frac{\mu + \nu}{1 + \xi} \frac{h}{R}, \\
q_1^* &= (1 - \nu^2) \frac{q_1 l^2}{Eh^2}, \\
\alpha^{*2} &= (1 - \nu^2) \frac{\rho \omega_0^2 l^2}{Eh^2}, \quad \alpha_1 = \frac{2\mu\delta}{R(1 + \xi)}, \\
q_1^* &= q_{1,1}^{(1)} \cos \varphi + q_{1,1}^{(2)} \sin \varphi.
\end{aligned}$$

Доповнимо рівняння (4) і (5) відповідними граничними умовами на краях $z = 0$ і $z = 1$.

Для рівняння (4) матимемо відповідно

$$L_{11} U_{z,1}^{(1)}|_{z=0} + L_{12}^{(k)} U_{\varphi,1}^{(1)}|_{z=0} - L_{13} W_1^{(1)}|_{z=0} = 0,$$

де

$$L_{11} = \frac{\partial}{\partial z} + \frac{4\nu}{1+\xi} \left(\frac{\delta}{R} \right),$$

$$L_{12}^{(k)} = \frac{\nu}{1+\xi} \left(\frac{l}{R} \right) k,$$

$$L_{13} = \frac{\mu + \nu}{1+\xi} \left(\frac{l}{R} \right);$$

$$N_{11}U_{z,1}^{(1)}|_{z=1} + N_{12}^{(k)}U_{\varphi,1}^{(1)}|_{z=1} - N_{13}W_1^{(1)}|_{z=1} = 0,$$

де

$$N_{11} = \frac{\partial}{\partial z} - \frac{4\nu}{1+\xi} \left(\frac{\delta}{R} \right),$$

$$N_{12}^{(k)} = \frac{\nu}{1+\xi} \left(\frac{l}{R} \right) k,$$

$$N_{13} = \frac{\mu + \nu}{1+\xi} \left(\frac{l}{R} \right).$$

Для рівняння (5) маємо

$$L_{11}U_{z,1}^{(2)}|_{z=0} - L_{12}^{(k)}U_{\varphi,1}^{(2)}|_{z=0} - L_{13}W_1^{(2)}|_{z=0} = 0,$$

$$N_{11}U_{z,1}^{(2)}|_{z=1} - N_{12}^{(k)}U_{\varphi,1}^{(2)}|_{z=1} - N_{13}W_1^{(2)}|_{z=1} = 0.$$

Рівняння (2) запишується у вигляді

$$\begin{aligned} & - U_{\varphi,1}^{(1)} - b_1[1 - \beta_1(2z - 1)^2] \frac{\partial U_{z,1}^{(1)}}{\partial z} - \\ & - b_2[1 - 2\beta_1(2z - 1)^2] \frac{\partial^2 U_{\varphi,1}^{(1)}}{\partial z^2} - \\ & - b_3(2z - 1) \frac{\partial U_{\varphi,1}^{(1)}}{\partial z} + b_4(2z - 1)U_{z,1}^{(1)} + \\ & + b_5U_{\varphi,1}^{(1)} + b_6W_1^{(1)} = - [1 - \beta_3(2z - 1)^2]q_{z,1}^{(2)}(z, t) + \\ & + \beta^{*2}[1 - 2\beta_3(2z - 1)^2] \frac{\partial^2 U_{\varphi,1}^{(1)}}{\partial t^2} - \\ & - U_{\varphi,1}^{(2)} + b_1[1 - \beta_1(2z - 1)^2] \frac{\partial U_{z,1}^{(2)}}{\partial z} - \\ & - b_2[1 - 2\beta_1(2z - 1)^2] \frac{\partial^2 U_{\varphi,1}^{(2)}}{\partial z^2} - \\ & - b_3(2z - 1) \frac{\partial U_{\varphi,1}^{(2)}}{\partial z} - \\ & - b_4(2z - 1)U_{z,1}^{(2)} + b_5U_{\varphi,1}^{(2)} - b_6W_1^{(2)} = \\ & = - [1 - \beta_3(2z - 1)^2]q_{z,1}^{(1)} + \\ & + \beta^{*2}[1 - \beta_3(2z - 1)^2] \frac{\partial^2 U_{\varphi,1}^{(2)}}{\partial t^2}, \end{aligned} \quad (7)$$

де

$$b_1 = \frac{1}{2}(1 + \nu)(1 + \xi) \left(\frac{R}{l} \right),$$

$$b_2 = \frac{1}{2}(1 - \nu)(1 + \xi)^2 \left(\frac{R}{l} \right),$$

$$b_3 = 2(1 - \nu)(1 + \mu)(1 + \xi) \frac{\delta R}{l^2},$$

$$b_4 = 2(3 - \nu) \frac{\delta}{l},$$

$$b_5 = 4(1 - \nu)(1 + \xi) \frac{\delta R}{l^2},$$

$$b_6 = 1 + \nu\mu,$$

$$\beta_1 = \frac{1 + \mu}{1 + \xi} \frac{\delta}{R}, \quad \beta_2 = 2 \frac{1 + \mu}{1 + \xi} \frac{\delta}{R}, \quad \beta_3 = \frac{1}{1 + \xi} \frac{\delta}{R},$$

$$q_2^* = (1 - \nu^2) \frac{R^2(1 + \xi)^2}{Eh^2} q_2,$$

$$\beta^{*2} = (1 - \nu^2) \frac{\rho\omega_0^2}{E} R^2(1 + \xi)^2,$$

$$q_2^* = q_{z,1}^{(1)} \sin \varphi + q_{z,1}^{(2)} \cos \varphi.$$

Відповідні граничні умови для рівняння (6):

$$- L_{21}^{(k)}U_{z,1}^{(1)}|_{z=0} + L_{22}U_{\varphi,1}^{(1)}|_{z=0} = 0,$$

$$\frac{\partial U_{\varphi,1}^{(1)}}{\partial z}|_{z=1} - \frac{1}{1 + \xi} \left(\frac{l}{R} \right) kU_{z,1}^{(1)}|_{z=1} +$$

$$+ \frac{4}{1 + \xi} \left(\frac{\delta}{R} \right) U_{\varphi,1}^{(1)}|_{z=1} = 0,$$

де

$$L_{21}^{(k)} = \frac{1}{1 + \xi} \left(\frac{l}{R} \right) k, \quad L_{22} = \frac{\partial}{\partial z} - \frac{4}{1 + \xi} \left(\frac{\delta}{R} \right),$$

а для рівняння (7) —

$$\begin{aligned} & \frac{\partial U_{\varphi,1}^{(2)}}{\partial z}|_{z=0} + \frac{1}{1 + \xi} \left(\frac{l}{R} \right) kU_{z,1}^{(2)}|_{z=0} - \\ & - \frac{4}{1 + \xi} \left(\frac{\delta}{R} \right) U_{\varphi,1}^{(2)}|_{z=0} = 0, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \frac{\partial U_{\varphi,1}^{(2)}}{\partial z}|_{z=1} + \frac{1}{1 + \xi} \left(\frac{l}{R} \right) kU_{z,1}^{(2)}|_{z=1} + \\ & + \frac{4}{1 + \xi} \left(\frac{\delta}{R} \right) U_{\varphi,1}^{(2)}|_{z=1} = 0. \end{aligned}$$

Рівняння (3) записуються у вигляді

$$\begin{aligned} & [-1 + \beta_4(2z-1)^2] \frac{\partial^4 W_1^{(1)}}{\partial z^4} + c_1 \frac{\partial^2 W_1^{(1)}}{\partial z^2} - c_2 W_1^{(1)} + \\ & + c_3 (2z-1) \frac{\partial^3 W_1^{(1)}}{\partial z^3} + c_4 \frac{\partial^2 W_1^{(1)}}{\partial z^2} + c_5 \frac{\partial^2 W_1^{(1)}}{\partial z^2} + \\ & + c_6 W_1^{(1)} - c_7 (2z-1) \frac{\partial W_1^{(1)}}{\partial z} + c_8 U_{\varphi,1}^{(1)} - c_9 \frac{\partial^2 U_{\varphi,1}^{(1)}}{\partial z^2} + \\ & + c_{10} \frac{\partial U_{z,1}^{(1)}}{\partial z} + c_{11} (2z-1) \frac{\partial^2 U_{z,1}^{(1)}}{\partial z^2} + c_{12} (2z-1) \frac{\partial U_{\varphi,1}^{(1)}}{\partial z} + \\ & + c_{13} \frac{\partial U_{z,1}^{(1)}}{\partial z} + c_{14} U_{\varphi,1}^{(1)} - c_{15} (2z-1) U_{z,1}^{(1)} = \\ & =[1-\beta_5(2z-1)] q_{3,1}^{(1)}(z, t) + \gamma^{*2} [1-\beta_5(2z-1)] \frac{\partial^2 W_1^{(1)}}{\partial t^2}, \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} & [-1 + \beta_4(2z-1)^2] \frac{\partial^4 W_1^{(2)}}{\partial z^4} + c_1 \frac{\partial^2 W_1^{(2)}}{\partial z^2} - c_2 W_1^{(2)} + \\ & + c_3 (2z-1) \frac{\partial^3 W_1^{(2)}}{\partial z^3} + c_4 \frac{\partial W_1^{(2)}}{\partial z} + c_5 \frac{\partial^2 W_1^{(2)}}{\partial z^2} + c_6 W_1^{(2)} - \\ & - c_7 (2z-1) \frac{\partial W_1^{(2)}}{\partial z} - c_8 U_{\varphi,1}^{(2)} + c_9 \frac{\partial^2 U_{\varphi,1}^{(2)}}{\partial z^2} + c_{10} \frac{\partial U_{z,1}^{(2)}}{\partial z} + \\ & + c_{11} (2z-1) \frac{\partial^2 U_{z,1}^{(2)}}{\partial z^2} - c_{12} (2z-1) \frac{\partial U_{\varphi,1}^{(2)}}{\partial z} + c_{13} \frac{\partial U_{z,1}^{(2)}}{\partial z} - \\ & - c_{14} U_{\varphi,1}^{(2)} - c_{15} (2z-1) U_{z,1}^{(2)} = \\ & =[1-\beta_5(2z-1)] q_{3,1}^{(2)}(z, t) + \gamma^{*2} [1-\beta_5(2z-1)] \frac{\partial^2 W_1^{(2)}}{\partial t^2}, \end{aligned} \quad (9)$$

де

$$c_1 = \frac{2}{(1+\xi)^2} \left(\frac{l}{R} \right)^2,$$

$$c_2 = \frac{1}{(1+\xi)^4} \left(\frac{l}{R} \right)^4,$$

$$c_3 = 8 \frac{1+3\mu}{1+\xi} \frac{\delta}{R},$$

$$c_4 = 4 \frac{(1-\nu)(3-\mu)}{(1+\xi)^3} \frac{\delta}{R} \left(\frac{l}{R} \right)^2,$$

$$\begin{aligned} c_5 &= 8 \frac{(1+\nu+4\mu)}{1+\xi} \left(\frac{\delta}{R} \right), \\ c_6 &= 16 \frac{1-\nu}{(1+\xi)^3} \frac{\delta}{R} \left(\frac{l}{R} \right)^2, \\ c_7 &= \frac{32\mu(\nu+\mu)}{(1+\xi)^2} \left(\frac{\delta}{R} \right)^2, \\ c_8 &= \frac{1}{(1+\xi)^4} \left(\frac{l}{R} \right)^4, \\ c_9 &= \frac{1-\nu}{(1+\xi)^2} \left(\frac{l}{R} \right)^2, \\ c_{10} &= \frac{\nu\mu}{(1+\xi)^3} \left(\frac{l}{R} \right)^3, \\ c_{11} &= \frac{4\mu^2}{(1+\xi)^2} \left(\frac{\delta}{R} \right) \left(\frac{l}{R} \right), \\ c_{12} &= \frac{4\mu(1-\nu)(3-\mu)}{(1+\xi)^3} \frac{\delta}{R} \left(\frac{l}{R} \right)^2, \\ c_{13} &= 12(\nu+\mu) \frac{l^3}{Rh^2}, \\ c_{14} &= 12 \frac{1+\nu\mu}{(1+\xi)^2} \frac{l^4}{R^2h^2}, \\ c_{15} &= \frac{4(1+\nu\mu)}{(1+\xi)^2} \frac{\delta}{R} \frac{12l^3}{Rh^2}, \\ \beta_4 &= \frac{1+2\mu}{1+\xi} \left(\frac{\delta}{R} \right), \quad \beta_5 = \frac{1-\mu}{1+\xi} \frac{\delta}{R}. \end{aligned}$$

Граничні умови для рівняння (8) матимуть вигляд

$$\begin{aligned} L_{31} U_{z,1}^{(1)} \Big|_{z=0} + L_{32}^{(k)} U_{\varphi,1}^{(1)} \Big|_{z=0} + L_{33}^{(k)} W_1^{(1)} \Big|_{z=0} &= 0, \\ - L_{41} U_{z,1}^{(1)} \Big|_{z=0} - L_{42}^{(k)} U_{\varphi,1}^{(1)} \Big|_{z=0} + L_{43}^{(k)} W_1^{(1)} \Big|_{z=0} &= 0, \\ N_{31} U_{z,1}^{(1)} \Big|_{z=1} + N_{32}^{(k)} U_{\varphi,1}^{(1)} \Big|_{z=1} + N_{33}^{(k)} W_1^{(1)} \Big|_{z=1} &= 0, \\ - N_{41} U_{z,1}^{(1)} \Big|_{z=1} - N_{42}^{(k)} U_{\varphi,1}^{(1)} \Big|_{z=1} + N_{43}^{(k)} W_1^{(1)} \Big|_{z=1} &= 0, \end{aligned}$$

де

$$L_{31} = \frac{\mu}{1+\xi} \left(\frac{l}{R} \right) \frac{\partial}{\partial z},$$

$$L_{32}^{(k)} = \frac{\nu}{(1+\xi)^2} \left(\frac{l}{R} \right)^2 k,$$

$$\begin{aligned}
L_{33}^{(k)} &= \frac{\partial^2}{\partial z^2} + \frac{4(\nu + \mu)}{1 + \xi} \left(\frac{\delta}{R} \right) \frac{\partial}{\partial z} - \frac{\nu}{(1 + \xi)^2} \left(\frac{l}{R} \right)^2 k^2, \\
L_{41} &= \frac{\mu}{1 + \xi} \left(\frac{l}{R} \right) \frac{\partial^2}{\partial z^2}, \\
L_{42}^{(k)} &= \frac{2 - \nu}{(1 + \xi)^2} \left(\frac{l}{R} \right)^2 k \frac{\partial}{\partial z}, \\
L_{43}^{(k)} &= - \frac{\partial^3}{\partial z^3} - \frac{16\mu + 4\nu}{1 + \xi} \left(\frac{\delta}{R} \right) \frac{\partial^2}{\partial z^2} + \\
&+ \left[\frac{8(\nu + \mu)}{1 + \xi} \left(\frac{\delta}{R} \right) + \frac{2 - \nu}{(1 + \xi)^2} k^2 \left(\frac{l}{R} \right)^2 \right] \frac{\partial}{\partial z} - \\
&- \frac{8(1 - \nu)}{(1 + \xi)^3} \left(\frac{l}{R} \right)^2 \left(\frac{\delta}{R} \right) k^2, \\
N_{31} &= \frac{\mu}{1 + \xi} \left(\frac{l}{R} \right) \frac{\partial}{\partial z}, \\
N_{32}^{(k)} &= \frac{\nu}{(1 + \xi)^2} \left(\frac{l}{R} \right)^2 k, \\
N_{33}^{(k)} &= \frac{\partial^2}{\partial z^2} - \frac{4(\nu + \mu)}{1 + \xi} \left(\frac{\delta}{R} \right) \frac{\partial}{\partial z} - \frac{\nu}{(1 + \xi)^2} \left(\frac{l}{R} \right)^2 k^2, \\
N_{41} &= \frac{\mu}{1 + \xi} \left(\frac{l}{R} \right) \frac{\partial^2}{\partial z^2}, \\
N_{42}^{(k)} &= \frac{2 - \nu}{(1 + \xi)^2} \left(\frac{l}{R} \right)^2 k \frac{\partial}{\partial z}, \\
N_{43}^{(k)} &= - \frac{\partial^3}{\partial z^3} + \frac{16\mu + 4\nu}{1 + \xi} \left(\frac{\delta}{R} \right) \frac{\partial^2}{\partial z^2} + \\
&+ \left[\frac{2 - \nu}{(1 + \xi)^2} \left(\frac{l}{R} \right)^2 k^2 + \frac{8(\nu + \mu)}{1 + \xi} \left(\frac{\delta}{R} \right) \right] \frac{\partial}{\partial z} + \\
&+ \frac{8(1 - \nu)}{(1 + \xi)^3} \left(\frac{l}{R} \right)^2 \left(\frac{\delta}{R} \right) k^2.
\end{aligned}$$

Границні умови для рівняння (9) у тих же позначеннях матимуть вигляд

$$\begin{aligned}
&L_{31} U_{z,1}^{(2)}|_{z=0} - L_{32}^{(k)} U_{\varphi,1}^{(2)}|_{z=0} + L_{33}^{(k)} W_1^{(2)}|_{z=0} = 0, \\
&- L_{41} U_{z,1}^{(2)}|_{z=0} - L_{42}^{(k)} U_{\varphi,1}^{(2)}|_{z=0} + L_{43}^{(k)} W_1^{(2)}|_{z=0} = 0; \\
&N_{31} U_{z,1}^{(2)}|_{z=1} - N_{32}^{(k)} U_{\varphi,1}^{(2)}|_{z=0} + N_{33}^{(k)} W_1^{(2)}|_{z=0} = 0, \\
&- N_{41} U_{z,1}^{(2)}|_{z=1} + N_{42}^{(k)} U_{\varphi,1}^{(2)}|_{z=1} + N_{43}^{(k)} W_1^{(2)}|_{z=1} = 0.
\end{aligned}$$

Приймемо, що

$$\begin{aligned}
U_{z,1}^{(1)} &= \omega_1(z) A_1^{(1)}(t) \varphi_1^{(1)}(z), \\
U_{z,1}^{(2)} &= \omega_1(z) A_1^{(2)}(t) \varphi_1^{(2)}(z), \\
U_{\varphi,1}^{(1)} &= \omega_1(z) B_1^{(1)}(t) \psi_1^{(1)}(z), \\
U_{\varphi,1}^{(2)} &= \omega_1(z) B_1^{(2)}(t) \psi_1^{(2)}(z), \\
W_1^{(1)} &= \omega_2(z) C_1^{(1)}(t) \gamma_1^{(1)}(z), \\
W_1^{(2)} &= \omega_2(z) C_1^{(2)}(t) \gamma_1^{(2)}(z),
\end{aligned} \tag{10}$$

де $\omega_1(z) = z^2(1 - z)^2$, $\omega_2(z) = z^4(1 - z)^4$ — функції Кравчука.

Проінтегруємо рівняння (1)–(3) за допомогою методу Бубнова—Гальоркіна, приймаючи до уваги співвідношення (10). Отримуємо звичайні диференціальні рівняння для знаходження функцій A_i :

$$a_{z1}^{(1)} \ddot{A}^{(1)} + a_{z2}^{(1)} A_1^{(1)} + a_{z3}^{(1)} B_1^{(1)} + a_{z4}^{(1)} C_1^{(1)} = Q^{(1)}(t), \tag{11}$$

де

$$\begin{aligned}
a_{z1}^{(1)} &= - \alpha^{*2} \int_0^1 [1 + \alpha_1(2z - 1)^2] \omega_1^2(z) \varphi_1^{2(1)} \partial z, \\
a_{z2}^{(1)} &= \int_0^1 \left\{ \frac{\partial^2}{\partial z^2} [\omega_1(z) \varphi_1^{(1)}(z)] - \right. \\
&\left. - a_1(2z - 1) \frac{\partial}{\partial z} [\omega_1(z) \varphi_1^{(1)}(z)] - a_2 \omega_1(z) \varphi_1^{(1)}(z) \right\} \times \\
&\times \omega_1(z) \varphi_1^{(1)}(z) \partial z,
\end{aligned}$$

$$a_{z3}^{(1)} = a_3 \int_0^1 \frac{\partial}{\partial z} [\omega_1(z) \psi_1^{(1)}(z)] \omega_1(z) \varphi_1^{(1)}(z) \partial z,$$

$$a_{z4}^{(1)} = - a_4 \int_0^1 \frac{\partial}{\partial z} [\omega_2(z) \gamma_1^{(1)}(z)] \omega_1(z) \varphi_1^{(1)}(z) \partial z,$$

$$Q^{(1)}(t) = - \int_0^1 [1 + \alpha_1(2z - 1)^2] q_{1,1}^{(1)}(z, t) \omega_1(z) \varphi_1^{(1)}(z) \partial z.$$

Друге рівняння для знаходження величини $A_1^{(2)}(t)$ складаємо, використовуючи ту ж процедуру над рівнянням (5). Отримуємо

$$a_{z1}^{(2)} \ddot{A}_1^{(2)} + a_{z2}^{(2)} A_1^{(2)} + a_{z3}^{(2)} B_1^{(2)} + a_{z4}^{(2)} C_1^{(2)} = Q^{(2)}(t), \tag{12}$$

де

$$a_{z1}^{(2)} = - \alpha^{*2} \int_0^1 [1 + \alpha_1(2z - 1)^2] \omega_1(z) \varphi_1^{(2)} \partial z,$$

$$\begin{aligned}
 a_{z2}^{(2)} = & \int_0^1 \left\{ \frac{\partial^2}{\partial z^2} [\omega_1(z)\varphi_1^{(2)}(z)] - \right. \\
 & - a_1(2z-1) \frac{\partial}{\partial z} [\omega_1(z)\varphi_1^{(2)}(z)] - \\
 & \left. - a_2\omega_1(z)\varphi_1^{(2)}(z) \right\} \times \omega_1(z)\varphi_1^{(2)}(z)\partial z, \\
 a_{z3}^{(2)} = & - a_3 \int_0^1 \frac{\partial}{\partial z} [\omega_1(z)\varphi_1^{(2)}(z)]\omega_1(z)\varphi_1^{(2)}(z)\partial z, \\
 a_{z4}^{(2)} = & - a_4 \int_0^1 \frac{\partial}{\partial z} [\omega_2(z)\gamma_1^{(1)}(z)]\omega_1(z)\varphi_1^{(2)}(z)\partial z.
 \end{aligned}$$

Аналогічно для B_i , C_i :

$$b_{\varphi 1}^{(1)} \ddot{B}_1^{(1)} - b_{\varphi 2}^{(1)} B_1^{(1)} + b_{\varphi 3}^{(1)} A_1^{(1)} + b_{\varphi 4}^{(1)} C_1^{(1)} = Q_\varphi^{(1)}(t), \quad (13)$$

$$b_{\varphi 1}^{(2)} \ddot{B}_1^{(2)} - b_{\varphi 2}^{(2)} B_1^{(2)} + b_{\varphi 3}^{(2)} A_1^{(2)} + b_{\varphi 4}^{(2)} C_1^{(2)} = Q_\varphi^{(2)}(t), \quad (14)$$

$$c_{w1}^{(1)} \ddot{C}_1^{(1)} - c_{w2}^{(1)} C_1^{(1)} + c_{w3}^{(1)} B_1^{(1)} + c_{w4}^{(1)} A_1^{(1)} = Q_w^{(1)}(t), \quad (15)$$

$$c_{w1}^{(2)} \ddot{C}_1^{(2)} - c_{w2}^{(2)} C_1^{(2)} + c_{w3}^{(2)} B_1^{(2)} + c_{w4}^{(2)} A_1^{(2)} = Q_w^{(2)}(t). \quad (16)$$

Парі рівнянь (11) і (12), (13) і (14), (15) і (16) записано у вигляді, що дозволяє за першими двома доданками визначити парціальні частоти. Очевидно, що коливальні процеси на поверхні поплавця певним чином впливають один на одного. Ступінь їхнього впливу можна оцінити для конкретних масогабаритних модифікацій ДУСУ.

Таким чином, закладені наукові засади для глибокого аналізу динаміки поплавкового гіроскопа у натурних умовах, з одного боку, та виявлено можливість для аргументованого порівняльного аналізу з класичною циліндричною модифікацією поплавця — з другого; з'явилася можливість для вирішення задач оптимізації

масогабаритних характеристик приладу. Будуться теоретичні засади розв'язання задач підвищення точності і надійності поплавкових приладів (і систем інерціальної навігації в цілому) на основі пасивних методів звукоізоляції та їхнього поєднання з іншими методами — активними, автокомпенсаційними тощо.

1. Каракун В. В., Мельник В. Н., Саверченко В. Г. Некоторые аспекты влияния проникающего акустического излучения на приборы и системы инерциальной навигации // Космическая наука и технология.—2004.—10, № 4.—С. 50—59.
2. Мельник В. М. Нелінійні коливання рухомої частини поплавкового гіроскопа внаслідок неоднорідності рідиннофазної частини підвіси // Доп. НАН України.—2003.—№ 8.—С. 54—58.
3. Мельник В. М., Каракун В. В. Інжекція акустичної енергії РН і її вплив на похиби гіроскопа // Вісник ЖДТУ. Технічні науки.—2004.—1, № 4(31).—С. 135—138.
4. Черных К. Ф. Линейная теория оболочек: В 2-х ч. — Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1962.
5. Mel'nick V. N., Karachun V. V. Determining gyroscopic integrator errors to diffaction of sound waves // Int. Appl. Mech.—2004.—40, N 3.—P. 328—336.
6. Mel'nick V. N., Karachun V. V. Influence of acoustic radiation on the sensors of a gyrostabilization platform // Int. Appl. Mech.—2004.—40, N 10.—P. 122—130.
7. Rayleigh (Strutt) J. W. On the vibrations of a cylindrical vessel containing liquid // Phil. Mag.—1883.—15.

OSCILLATION AND SURGES OF THE POLYMODULAR SUSPEND OF THE GYRO

V. N. Mel'nick

The mathematical model for elastic interplay of the barrel of a suspend gyroscope with external acoustic radiation is under construction. The theory is extended by the description of a shell part as surfaces with an arbitrary geometrical lineament and operational factors of a general view.

УДК 629.7.05, 681.777.8(048)

Е. С. Парняков, Мухаммад Рашик Улла Бейг Мирза

Національний авіаційний університет, Київ

Проблемы использования волоконно-оптических элементов в оптико-электронных изображающих приборах космических информационных систем

Надійшла до редакції 22.11.05.

Розглядаються основні проблеми використання волоконно-оптичних елементів у оптико-електронних зображенувальних приладах космічних інформаційних систем. Пропонується здійснювати просторове узгодження роздільної здатності цих приладів з розмірами світлочутливих площинок багатоелементних перетворювачів за рахунок масштабувальних властивостей волоконно-оптических елементів.

ВВЕДЕНИЕ

Дистанционное зондирование, съемка Земли из космоса — это важные средства сбора полезной информации по широкому кругу вопросов деятельности и существования человечества и Земли.

Качество изображения земной поверхности при космической съемке, как известно, зависит от:

- геометрического подобия изображения оригиналу,
 - контрастности изображения,
 - количества воспроизводимых градаций яркости,
 - диапазона изменения яркости изображения,
 - отчетливости, отсутствия искажений во всех направлениях,
 - резкости изображения границ между деталями изображения с разной яркостью во всех направлениях,
 - безошибочности цветопередачи,
 - уровня и характера помех,
 - размера кадра и его формата,
 - стабильности положения изображения, устойчивости синхронизации и др.

В течение последних лет в оптических методах и средствах обработки информации в оптико-электронных изображающих приборах космических информационных систем имеет место постоянная тенденция улучшения их следующих характеристик:

- разрешающей способности за счет увеличения соотношения сигнал / шум;
 - чувствительности путем введения предварительной усилительной обработки поступающей на фотопреобразователь оптической информации, оптимального согласования максимума спектрального излучения и поглощения излучателя и фотопреобразователя соответственно, исключения постоянной составляющей световых помех и т. д.;
 - динамического диапазона от применения различного рода методов и средств адаптации, рационального преобразования светового потока в электрические сигналы, в том числе при использовании его соответствующего масштабирования [1, 3–7, 9–16].

В настоящее время волоконно-оптические элементы играют важную роль в улучшении указанных основных характеристик.

Еще в 1980-х гг. в макете многозональной сканирующей системы (МСС) «Фрагмент», предназначенный для дистанционного измерения энергетической яркости излучения, был использован волоконно-оптический разветвитель в виде жгута с нерегулярной укладкой световодов. По результатам его практического применения были отмечены сравнительно низкие его показатели качества:

- нестабильность коэффициента передачи,
- неоднозначность пространственного согласования входной апертуры разветвителя с выходной апертурой оптической изображающей системы и др. [2, 8].

Современное состояние оптико-электронной техники дает возможность реализации различных структур волоконно-оптических элементов, например фоконов, обладающих масштабирующими и избирательными свойствами. Использование их позволяет улучшить качество изображения и нормировать основные метрологические характеристики указанных систем.

В современных оптико-электронных изображающих приборах, использующих многоэлементный фотопреобразователь на основе набора ПЗС-матриц, разрешающая способность ограничена размером одного пикселя и как правило, превышает величину разрешающей способности объектива.

Считается, что при наблюдении удаленных объектов фотопреобразователь с размером a светочувствительной площадки имеет угловое разрешение порядка $a/2f_{\text{об}}$, где $f_{\text{об}}$ — заднее фокусное расстояние объектива. Однако экспериментально установлено, что в отдельности светочувствительная площадка (один пиксель) обнаруживает сдвиг и изменение размеров изображения объекта в 10^{-3} диаметра кружка Эйри, равного $\sim \lambda F^2$, где λ — длина волны, $F = f_{\text{об}}/dp$, dp — размер входного зрачка объектива. Например, при $f_{\text{об}} = 80$ мм, $dp = 26$ мм, $\lambda = 0.9$ мм величина $10^{-3}\lambda F^2 \sim 0.01$ мкм. Это противоречие может быть исключено при использовании многоэлементных фоконов.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Многоэлементные световолоконные фоконы — многоэлементные световолоконные конусы, у

которых входные и выходные торцы разноразмерны, благодаря чему достигается соответствующее пространственное трансформирование светового потока с увеличением или уменьшением его сечения, с соответствующей пространственной ориентацией распределения светового потока.

Общий коэффициент пространственного трансформирования равен

$$K = \frac{S_{\text{вых}} \times \Phi}{S_{\text{вх}} \times \Phi},$$

где $S_{\text{вых}}$ — площадь выходного торца одного фокона, $S_{\text{вх}}$ — площадь входного торца одного фокона, Φ — число фоконов.

В этом заключается существенное отличие применения фоконов от применения обычных световолоконных световодов [8].

Рациональное использование светового потока было достигнуто в макете оптической изображающей системы путем пространственного согласования (оптического масштабирования) разрешающей способности объектива как с размером одной светочувствительной площадки многоэлементного фотопреобразователя при применении многоэлементных фоконов, размещенных перед фотопреобразователем, так и пространственного трансформирования светового потока с соответствующим изменением его сечения. При этом входные торцы фоконов были плотно пристыкованы между собой, расположены вдоль направления измерения в фокальной плоскости объектива (в плоскости локализации изображения) и имели регулярную укладку. По своим размерам каждый из фоконов был также сопряжен с величиной разрешающей способности объектива. Выходные их торцы были размещены перед светочувствительными площадками фотопреобразователя, и по своим размерам сопряжены с размерами его светочувствительных площадок.

Кроме того, с помощью многоэлементных волоконных фоконов был значительно увеличен диапазон измерения. В этом случае фоконы были разделены на N секций из k фоконов. Входные торцы этих секций также были пристыкованы между собой плотно друг к другу в регулярной секционной укладке и расположены вдоль направления измерения в фокальной плоскости объектива. Количество k фоконов в секции было равно количеству светочувствительных площадок многоэлементного фотопреобра-

зователя, а количество секций N было равно количеству фотопреобразователей. Выходной торец каждой в отдельности секции был размещен перед соответствующим фотопреобразователем, по своим размерам сопряжен с ним. Выходной торец каждого фокона секции по своим размерам, в свою очередь, был сопряжен с размерами каждой отдельной соответствующей светочувствительной площадки фотопреобразователя.

Со времени появления волоконной оптики созданы многочисленные устройства (компоненты) для сведения потоков света из нескольких волокон в одно, и наоборот, для разделения потока света из одного волокна в несколько волокон. Эти компоненты известны как оптические ответвители, делители, соединители в линейном и матричном исполнении $n \times m$, $n \times n$ связей. Их используют для пространственного сопряжения протяженных дискретных структур, например фотопреобразователей, микроканальных пластин, модуляторов, мультиплексоров с делителем разных физических параметров, с устройствами затворов, линий задержек и т. д.

РЕЗУЛЬТАТЫ

Точность анализа и обработки изображения в реальном оптико-электронном изображающем приборе ограничивается не разрешающей способностью объектива, а разрешающей способностью многоэлементного фотопреобразователя. В результате пространственного согласования с помощью многоэлементных световолоконных фоконов разрешающей способности объектива этого прибора с соответствующим размером светочувствительной площадки фотопреобразователя указанная точность была повышена в K раз.

Создание и применение волоконной техники, охватывает ряд технических проблем по метрологическому и технологическому обеспечению различного рода работ, связанных с конструированием, изготовлением, испытанием, сборкой, юстировкой и т. д.

В оптико-электронных изображающих приборах одной из основных метрологических характеристик, определяющих качество этих приборов, служит предельная погрешность линейных измерений положения изображения объекта и его частей, участков в отдельности в плоскости

анализа, например в плоскости расположения светочувствительных площадок многоэлементного фотопреобразователя.

Пространственная протяженность данной плоскости не позволяет контролировать такие технические характеристики:

- масштабные коэффициенты по всему полю;
- кривизну изображения;
- различного рода aberrации оптической системы, например объектива;
- соотношение сигнал / шум по всему полю.

Волоконно-оптические изделия (многоэлементные фоконы, волоконные шайбы, волоконные жгуты, многочисленные ответвители на $1 \times n$, $n \times 1$, $n \times m$, $m \times n$ и т. д.) позволяют пространственно и апертурно разделить поле анализа на отдельные закономерно расположенные и согласованные между собой участки как в пространстве предметов, так и в пространстве изображений.

Это создает возможность реализовать новый подход к измерению и нормированию основных метрологических характеристик указанных приборов путем соответствующих передач, трансформирования и измерения пространственных и энергетических характеристик.

Если принять, что $f(x, y)$ — входная функция, зависящая от параметров измеряемого объекта, $g(x, y)$ — выходная функция, зависящая от параметров его изображения, то двумерное распределение светового потока от каждой точки измеряемого объекта равно

$$f(x, y) = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} f(m, n) d(m - x, n - y) dm dn,$$

где $d(m - x, n - y)$ — функция Дирака, определяющая размер изображения точки измеряемого объекта, $f(m, n)$ — весовой коэффициент, пропорциональный пропусканию светового потока для данной точки измеряемого объекта.

Изображение измеряемого объекта может быть рассмотрено как сумма двумерных распределений светового потока соответствующих точек измеряемого объекта, имеющих тот же самый весовой коэффициент, как и у точечного изображения:

$$g(x, y) = K_1 \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} f(m, n) d(m - x, n - y) dm dn,$$

где K_1 — оператор, который представляет функцию преобразования оптической системы.

В случае линейности преобразование может быть представлено в виде

$$g(x, y) = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} f(m, n) M[d(m - x, n - y)] dm dn,$$

где $M[d(m - x, n - y)]$ — выражение двухмерного распределения светового потока от одной точки измеряемого объекта.

Если оптическая система — пространственно-инвариантная система, то указанная функция двумерного распределения для каждой точки — величина постоянная, и выражение $g(x, y)$ принимает вид

$$g(x, y) = \int_{-\infty}^{+\infty} \int_{-\infty}^{+\infty} f(m, n) h(m - x, n - y) dm dn,$$

где $h(m - x, n - y) = M[d(m - x, n - y)]$.

Изображение измеряемого объекта — конволюция между входной функцией и указанным двумерным распределением, и для когерентного светового потока $g(x, y) = f(x, y)h(x, y)$.

Для каждого элемента фотопреобразователя, например матричного ПЗС, есть коэффициент трансформации K_2 , поэтому для каждого его элемента

$$G(i, j) = K_2[F(i, j)],$$

где $G(i, j), F(i, j)$ — выходной и входной сигналы соответственно, i, j — номера соответствующих элементов, а для всего матричного состава

$$g(mn) = K \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^n F(i, j), K(i, j),$$

где $K(i, j)$ — суммарный коэффициент преобразования для каждого элемента.

С помощью волоконно-оптических изделий можно разделить измеряемый образцовый объект на отдельные площадки, трансформировать световые потоки от них с соответствующими коэффициентами трансформации. Тогда в плоскости анализа, измерив выходные сигналы, можно судить о трансформирующих свойствах оптической системы совместно с многоэлементным преобразователем.

При значительном удалении объекта от изображающего оптико-электронного прибора соответствующие коэффициенты преобразования уменьшаются в квадратурной зависимости от этого удаления. Функционирование прибора ограничивается расстоянием, при котором величина светового потока достигает порогового значения воспринимаемого светового потока. Расши-

рение функциональных возможностей, чувствительности рассматриваемого прибора получают использованием многоэлементных фоконов с микроканальными пластинаами.

Для реализации волоконно-оптических элементов в оптико-электронных изображающих приборах все еще остаются следующие находящиеся в стадии лабораторных исследований проблемы:

- распределение индикаторы излучения из одного волокна, из рядом расположенных волокон с учетом их несоосности, нерегулярности укладки в многоэлементном световолоконном фоконе, микроканальной пластине и др.,
- влияние трещинного слоя от шлифовки, полировки торцов фоконов на основные параметры этих фоконов,
- оценка эффективностистыковки волокна, многоэлементных световолоконных фоконов с многоэлементными фотопреобразователями, микроканальными пластинаами, с элементами волоконно-оптической техники (с учетом каналов, несоосностей и др.),
- оценка эффективности методов и средств нанесения просветления на торцы указанных элементов,
- пространственное, спектральное и др. согласование указанных многоэлементных устройств,
- искажения, создаваемые указанными устройствами при передаче пространственно-частотно-временной топологии предмета,
- оценка оптимальности соотношения между диаметрами жилы и оболочки на основе требуемых основных параметров, распределения светового потока, взаимодействия световых потоков смежных волокон и т. д.

Преимущества анализаторов, содержащих совместно фотопреобразователи с приборами зарядовой связи (ФПЗС) и фоконы, следующие:

- малые габариты,
- высокая чувствительность (порядка 10^{-14} Дж),
- высокая разрешающая способность (более 30 лин./мм),
- большой динамический диапазон (изменение освещенности на три порядка не нарушает существенно качество изображения),
- малая потребляемая мощность (для питания

- тактовых генераторов),
- высокая точность измерения положений изображений предмета,
- жесткая привязка опорной сетки считывания информации к топологии накопительного регистра ФПЗС, носящего строго регулярный характер расположения ее элементов,
- простота согласования ФПЗС с микропроцессором, применяемым для управления режима работы и считывания зарядов с соответствующими ячееками ФПЗС,
- возможность считывания нескольких изображений марки без потери чувствительности и точности в целом,
- возможность регулировки чувствительности за счет изменения экспозиции,
- нечувствительность к влиянию магнитных полей.

К недостаткам этих анализаторов относится следующее:

- дискретный характер изменения интегральной чувствительности и распределения темнового тока от ячейки к ячейке по всей площади,
- зависимость уровней сигнала от длины волны излучения,
- возможность растекания зарядов, ведущая к смазыванию изображения во время считывания,
- необходимость охлаждения до $T = -40^{\circ}\text{C}$ для предотвращения накопления темнового заряда за счет термогенерации темнового тока,
- необходимость обеспечения высокой стабильности положения автоколлиматора и контрольного элемента для полной реализации эффекта накопления зарядов в ячейках ФПЗС во время экспозиции изображения предмета.

Отдельное волокно многоэлементных волоконных изделий представляет отдельный канал многоэлементной (многоканальной) системы передачи информации. Суждения по аналогии подсказывают, что внутренние шумы такого отдельного волокна должны быть значительно меньше внутренних шумов отдельного световолокна по площади светового сечения, равного площади светового сечения всей многоэлементной конструкции световолоконной системы, как это следует, например, для одной светочувствительной площадки фотоприемного устройства в

многоэлементном исполнении по сравнению с одноэлементным. В этом одно из самых важных преимуществ многоэлементных волоконно-оптических изделий по сравнению с традиционными зеркально-линзовыми системами.

Одной из частных задач в измерительной технике является перенос из одной плоскости изображения в другую сопряженную плоскость с некоторым масштабным коэффициентом трансформирования изображения. В решении этой задачи используют многоэлементные световолоконные фоконы. На рисунке показаны главные плоскости объектива, показатели преломления n_1 и n_2 жилы и оболочки соответственно, задняя апертура указанной системы, входная апертура фокона, фотоприемники.

Числовая апертура одного световолокна фокона определяется как

$$\text{NA} = \frac{IK(n_1^2 - n_2^2)}{2} = K \sin \sigma_{\text{вх}},$$

где n_1 , n_2 — показатели преломления сердцевины и оболочки, K — коэффициент оптической редукции фокона.

Если $R_m = \frac{1}{2 \cdot 0.02} = \frac{50}{2} = 25$ лин./мм — разрешающая способность ФПЗС, $V = \frac{D}{d} > 1$ — увеличение фокона (коэффициент оптической редукции, коэффициент передачи), где D , d — наибольший и наименьший диаметры торцов фокона соответственно, L — размер светочувствительной площадки ФПЗС, то имеет место проигрыш в освещенности при использовании системы «фокон + ФПЗС»:

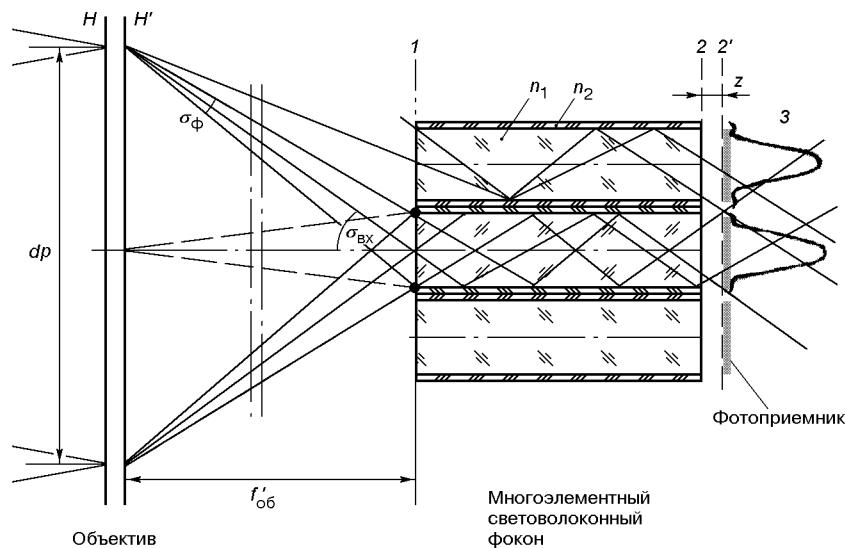
$$P_i = P_0 \tau \left(\frac{d}{D} \right)^2 = P_0 \tau \left(\frac{1}{V} \right)^2,$$

где P_i — выходная мощность излучения i -го фокона, P_0 — входная мощность излучения фокона, τ — коэффициент пропускания фокона.

Общую разрешающую способность системы «фокон + ФПЗС» определяют из условия

$$R^{-1} = \sqrt{R_m^{-2} + R_\phi^{-2}},$$

где $R_m = 1/(2L)$, $R_\phi = 1/(2d)$, $\psi = R/R_m = L(L^2 + d^2)^{-1/2}$. Выигрыш в разрешающей способности в ψ раз сопровождается уменьшением освещенности на ФПЗС в v^2/r раз.



Ход лучей в системе «фокон + ФПЗС»: 1 — плоскость изображения, 2 — плоскость трансформированного изображения, 2' — плоскость допустимой установки фотоприемника, 3 — распределение светового потока в фоконе

Потери мощности излучения в волокне вызывают абсорбция, рассеивание и отражение (зависит от типа волокна).

На выходе фокона мощность излучения равна

$$P = P_0 e^{-\omega(\alpha\lambda)l},$$

где P_0 — мощность падающего на входной торец излучения, P — выходная мощность, l — длина волокна, ω — коэффициент затухания, зависящий от угла падения и длины волны излучения.

Плоскость допустимой установки светочувствительных площадок фотоприемного устройства — это плоскость, в которой нет перекрестных связей между световыми потоками двух смежных фоконов.

Точность измерений определяется предельным углом разрешения, величина которого зависит от дифракции света в объективе.

Во избежание влияния дифракции и перекрестных связей между световыми потоками смежных волокон необходимо плоскость светочувствительных площадок фотоприемного устройства располагать как можно ближе к плоскости размещения выходных торцов фоконов. Например, при $f_{об} = 100$ мм, $dp = 30$ мм, $L = 20$ мкм имеем $z \sim 12$ мкм. На практике изображение объекта представляет протяженную в пространстве (а не точную) картину — изображение предмета, ко-

торый необходимо рассматривать как сумму непрерывных светящихся точек, простирающихся по ширине и длине. По этой причине требуется угловое и осевое центрирование для того, чтобы условия прохождения крайних лучей через многоэлементный световолоконный фокон были бы одинаковыми. Негомоцентричность пучка лучей приводит не только к искажениям изображения объекта в пространстве, но и к перераспределению освещенности изображения по всему полю.

Следует отметить, что по этой же причине всегда имеет место сферическая аберрация объектива, которая может быть исправлена при соответствующем формировании и согласовании входного и выходного торцов многоэлементного фокона. Например, его входная поверхность должна быть сферической (с кривизной, равной сферической аберрации), а выходная поверхность — плоской, прилегающей к светочувствительным площадкам фотоприемного устройства.

При перемещении изображения в I плоскости изображения предмета вдоль плоскости анализа положения этого изображения имеет место нарушение симметрии в дифракционной картине, что приводит к перераспределению светового потока во второй плоскости изображения. Однако количественные изменения этих нарушений требуют соответствующих исследований.

ВЫВОДЫ

Использование в оптико-электронных приборах космических информационных систем многоэлементных световолоконных фоконов, согласованых пространственно по площади входными торцами — с разрешающей способностью объектива, а выходными торцами — с размерами светочувствительной площадки многоэлементного фотоприемного устройства, например ПЗС-фотопреобразователя, позволит повысить точность измерений в K раз. Многоэлементный световолоконный фокон здесь будет выполнять функции множительного элемента с коэффициентом K оптической редукции. Благодаря этому произойдет увеличение изображения предмета. При этом отпадает необходимость увеличения в K раз величины фокусного расстояния объектива.

При регулярной укладке волокон этих фоконов соблюдается условие строгой линейности трансформирования изображения объекта.

С точки зрения теории информации общая неопределенность информации (энтропия Больцмана), получаемая на основе допущений вероятности p_k , многоэлементных световолоконных фоконов снижена по сравнению с традиционными зеркально-линзовыми системами также из-за отсутствия перекрестных связей между световыми потоками смежных волокон фокона. Мера информации, вытекающая из наблюдений q_k перекрестных световых потоков из главного распределения p_k основных потоков, равна взвешенной усредненной энтропии на протяжении всего светового распределения.

1. Аксененко М. Д., Бараночников М. А. Приемники оптического излучения. — М.: Радио и связь, 1987.— 296 с.
2. Богданов А. А., Кузмин В. И., Мосевнина Л. Г. и др. Обеспечение спектрометрических характеристик много-зональной системы «Фрагмент», сб. Оптико-электронные приборы в космических экспериментах. — М.: Наука, 1983.— С. 60—75.
3. Гаврилов Г. А., Сотникова Г. Ю. Коррекция частотно-контрастной характеристики фотоприемников на ПЗС // Техника кино и телевидения.—1988.—№ 3.— С. 22—25.
4. Готянин В. С., Буйницкий И. О., Минкевич Н. А. Опыт создания цифрового изображения Украины по космическим снимкам высокого разрешения // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 2/3.—С. 70—72.

5. Задубовский И. И., Красноголовый Б. Н. Качество изображения в электронных устройствах отображения информации. — Минск: Университетское, 1990.— 208 с.
6. Калмыков И. В., Кудрявцев О. В., Ломанов В. Г. и др. Передача аналоговых сигналов по волоконно-оптическим линиям связи // Радиотехника.—1982.—37, № 2.—С. 52—54.
7. Кононов В. И. Обоснование методики определения разрешения на местности аэрокосмических систем с дискретными фотоприемниками // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 2/3.—С. 91—102.
8. Кузьмин В. И., Мосевнина Л. Г., Сероштанов В. М. Система первичного преобразования оптической информации. МСС «Фрагмент» // Оптико-электронные приборы в космических экспериментах. — М.: Наука, 1983.—С. 55—60.
9. Парняков Е. С., Мухаммад Рашик Улла Бейг Мирза. Пространственно-частотно-временные критерии оценки качества оптико-электронного автоколлимационного измерителя // Вісник астрон. школи.—2005.—5, № 1-2.— С. 246—250.
10. Порхун О. А. Застосування геоінформаційних систем (ГІС) при дешифруванні аерокосмічних зображенень // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 2/3.— С. 106—109.
11. Сокольский М. Н. Допуски и качество оптического изображения. — Л.: Машиностроение, 1989.—221 с.
12. Станкевич С. А. К оценке линейного разрешения цифровых аэрокосмических сигналов // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 2/3.—С. 103—105.
13. Ткаченко А. П., Кириллов В. И. Техника телевизионных измерений. — Минск: Вышэйша шк., 1976.—224 с.
14. Федоровский А. Д., Якимчук В. Г., Рябоконенко С. А. и др. Дешифрирование космических снимков ландшафтных комплексов на основе структурно-текстурного анализа // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 2/3.—С. 76—83.
15. Цифровое телевидение / Под ред. М. И. Кривошеева. — М.: Связь, 1980.
16. Яблонский Ф. М., Троицкий Ю. В. Средства отображения информации. — М.: ВШ, 1985.—200 с.

SOME PROBLEMS IN THE USE OF FIBER-OPTICAL ELEMENTS IN OPTICS-ELECTRONICAL IMAGING DEVICES OF SPACE INFORMATION SYSTEMS

E. S. Paranyak, Mirza Muhammad Rasheeq Ullah Baig

The main problems of the use of fiber-optical elements in optical-electronical imaging devices of space information systems are considered. We propose to implement the space alignment of the resolution of the devices with measures of pixels of multi-element photo-convertisers by the scaling properties of fiber-optical elements.

УДК 681.758

А. С. Набатов¹, А. Г. Петренко¹, А. М. Щюх², В. Н. Нестерук²,
В. Н. Пранцузов², В. П. Власенко², Р. Н. Залужний², О. Н. Пискун²

¹Радіоастрономічний інститут Національної академії наук України, Харків
asna@evpatoria.com

²Національний центр управління та випробувань космічних засобів Національного космічного агентства України, Євпаторія
tsyukh@evpanet.com

Измерения погрешностей наведения антенны радиотелескопа PT-70 с помощью источников естественного радиоизлучения

Надійшла до редакції 17.10.05

У 2004 р. досліджувались похибки наведення антенни радіотелескопа PT-70 (Євпаторія), для чого була розроблена методика їхнього визначення з використанням природних радіоджерел. Досліджено залежність помилок наведення антенни від кутомісних координат. Розроблено програмний комплекс, що дозволяє автоматично враховувати похибки наведення ще на етапі указання цілі.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из важнейших условий успешного проведения радиоастрономических, радиофизических измерений и сеансов связи с космическими аппаратами является точное движение антенны по заданной программе. Особенно это актуально для крупногабаритных антенн в диапазонах длин волн, где ширина диаграммы направленности сравнима с ошибками системы наведения. При таких условиях возможно существенное уменьшение уровня принимаемого сигнала за счет неточности наведения [1, 3]. Так на радиотелескопе PT-70, расположенным в районе г. Евпатория, ошибки наведения достигают нескольких угловых минут при ширине диаграммы направленности в диапазонах длин волн 6 и 3.5 см соответственно 3' и 2' [6]. В связи с этим возникла необходимость проведения цикла экспериментальных исследований погрешностей наведения антенны радиотелескопа PT-70, что, в свою очередь, привело к разработке методики измерений.

МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ НАВЕДЕНИЯ АНТЕНН

Ошибка наведения антенны на радиоисточник определяется по отклонению направления максимума диаграммы направленности от программных значений в используемой системе координат [5]. Для ее измерения антенну отклоняют на заданный угол по одной координате и по положению максимума принимаемого сигнала определяют погрешность наведения. Аналогично проводятся измерения по другой координате. Для крупногабаритных антенн преимущественно используется топоцентрическая система координат [2], осьми которой являются азимут A и угол места h (высота), которую мы в дальнейшем и рассматриваем. Для измерений используются точечные источники радиоизлучения, например квазары и космические аппараты. Набор статистических данных для различных положений по углу места h и азимуту A позволяет вычислить систематические ошибки по обеим координатам и дисперсию случайных ошибок.

Проведение такого цикла экспериментальных исследований требует значительных временных затрат. В связи с этим для измерений необходимо использовать различные режимы работы антенны, одним из которых является режим сканирования, когда антenna при движении по программе поочередно отклоняется в одну и другую сторону на заданный угол в азимутальной или угломестной плоскостях.

Погрешность сопровождения определяется по сдвигу отклика принимаемого сигнала относительно расчетного положения антенны, для чего записываются временные метки и метки скана, выдаваемые через заданное дискретное значение отклонения антенны от программы и градиурующие ее угловое положение. Причем при движении в одном направлении максимум отклика находится по одну сторону центральной метки скана, а при движении обратно — по другую. Одновременно можно находить погрешность по второй координате по изменению амплитуды отклика, однако определить при этом знак невозможно. В результате измерений можно получить оценки случайной и систематической погрешности наведения.

ИЗМЕРЕНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ НАВЕДЕНИЯ АНТЕНН С ПОМОЩЬЮ КВАЗАРОВ

Методика была реализована на антенне радиотелескопа РТ-70 в диапазонах длин волн 6 и 3.5 см. Измерения проводились с использованием сканирования по углу места при программном сопровождении квазаров 3С147 и 3С295 в течение трех дней. Диапазон охваченных углов исследований представлен на рис. 1 в полярной системе координат, где вдоль осей отложен угол места h , а полярные углы определяют азимуты A наблюдаемого радиоисточника. Видно, что измерения выполнены практически на всех углах места, что позволяет построить адекватные зависимости для ошибок наведения антенны на радиоисточники. Из опыта эксплуатации известно, что погрешности наведения антенны по азимуту стабильны на всех углах, поэтому проведенных измерений достаточно для их оценки.

Схема измерений представлена на рис. 2. Вычислительно-управляющий комплекс обеспечивает программное сопровождение радиоисточ-

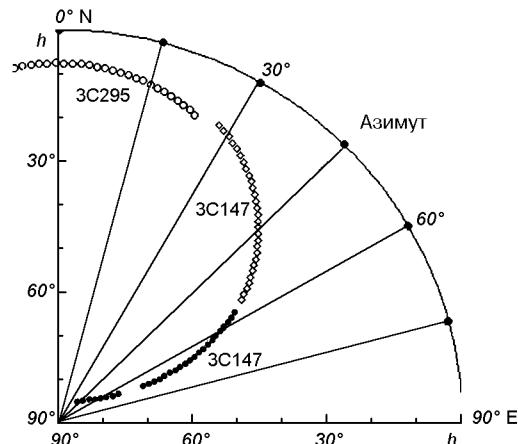


Рис. 1. Диапазон исследованных углов места h и азимутов A

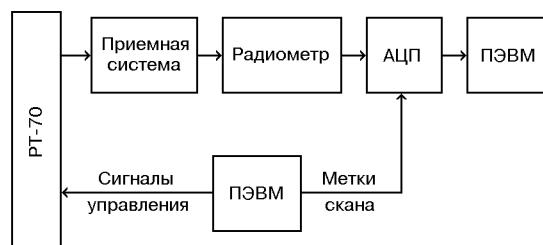


Рис. 2. Схема измерений погрешностей наведения антенны

ника и сканирование по заданной координате путем выдачи соответствующих сигналов на исполнительный привод. Принимаемый антенной сигнал поступает в высокочувствительную криогенную приемную систему, где происходит его усиление и перенос на промежуточную частоту. Далее он детектируется радиометром и через аналогово-цифровой преобразователь вводится в ПЭВМ. Синхронно с принимаемым сигналом регистрируются метки скана, поступающие на цифровой вход АЦП из вычислительно-управляющего комплекса (цифровые импульсы, которые выдаются при отклонении антенны от программного значения с заданным интервалом). Таким образом можно привязать уровень принимаемого сигнала к отклонению антенны от программного значения.

При сопровождении радиоисточников 3С147 и 3С295 задавались следующие параметры скана: амплитуда — $5'$, скорость — $5''/\text{с}$, каждая метка скана выдавалась один раз в 12 с, т. е. метки

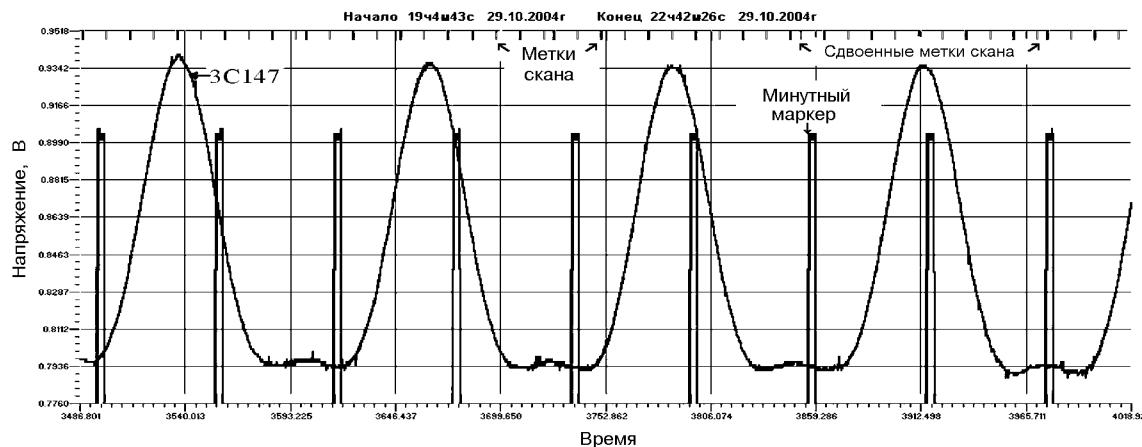
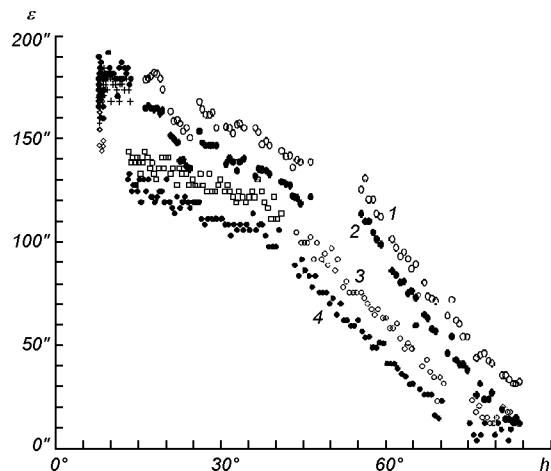


Рис. 3. Образцы сканов

Рис. 4. Зависимость измеренных значений погрешностей наведения антенны от угла места h

следовали через $1'$. Максимальным отклонениям в одну и другую сторону соответствуют сдвоенные метки. Образцы сканов радиоисточника 3С147 на длине волны 6 см представлены на рис. 3. По смещению основного лепестка диаграммы направленности относительно центральной метки скана (относительно сдвоенных меток) определялась динамическая погрешность наведения антенны по углу места.

Анализ полученных данных показал, что случайная ошибка не превышала $10''$, а систематическая изменялась от нескольких угловых секунд на больших углах места h до $3'$ в десяти-

градусной угломестной зоне. Результаты измерений погрешностей наведения антенны с помощью естественных радиоисточников представлены на рис. 4.

Два нижних ряда точек (3, 4) соответствуют измерениям погрешностей наведения антенны на длине волны $\lambda = 6$ см, два верхних (1, 2) — $\lambda = 3.5$ см, причем ряды 2, 4 соответствуют движению антенны вниз, а ряды 1, 3 — вверх. В целом зависимость систематической ошибки линейна по косинусу угла места, который пропорционален моменту силы тяжести. Но в области углов места $h = 45\text{--}50^\circ$ отмечается нелинейность, обусловленная перевесом центра масс антенны в сторону зеркальной части. Разрыв данных для длины волны 3.5 см в районе $h = 50^\circ$ обусловлен отсутствием измерений. Согласно опыту эксплуатации антенны это не должно повлиять на общие результаты исследования.

Полученные ошибки наведения на разных длинах волн в принципе повторяют друг друга, однако между ними наблюдается систематическая разность около $40''$. Это можно объяснить конструктивными особенностями построения зеркальной системы радиотелескопа РТ-70 [4], прежде всего погрешностью установки облучателей 6 и 3.5 см.

Для устранения ошибок наведения антенны на радиоисточники разработано программное обеспечение, которое учитывает полученные экспериментальным путем результаты измерений погрешностей на этапе подготовки целеуказаний.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, для успешного решения задач радиоастрономии и управления космическими аппаратами необходимо точное движение антенны по заданной программе. При этом необходимо учитывать возникающие при этом ошибки наведения.

Разработанная авторами методика измерения погрешностей наведения антенн с помощью источников естественного радиоизлучения и радиосигналов космических аппаратов позволяет определить ошибки, а полученные с ее помощью результаты используются при введении поправок на этапе подготовки целеуказаний.

Полученные результаты позволили с высоким качеством выполнить, в частности, прием сигналов в X-диапазоне (3.5 см) от европейских космических аппаратов «Mars Express» и «Rosetta», радиолокационные исследования космического мусора [7] и др.

Данная методика может быть введена в штатную подготовку антенн к измерениям и стать базой для создания модели механических деформаций антенны.

1. Асланян А. М., Гулян А. Г., Козлов А. Н. и др. Измерения основных параметров антенны РТ-70 // Изв. вузов. Радиофизика.—1984.—27, № 5.—С. 543—549.
2. Белянский П. В., Сергеев Б. Г. Управление наземными антеннами и радиотелескопами. — М.: Сов. радио, 1980.—280 с.

3. Власенко В. П., Крижанівський Є. А., Сорокін О. Ф., Цюх О. М. Система моніторингу навколоземного космічного простору // Наука і оборона.—2003.—№ 4.—С. 50—53.
4. Козлов А. Н., Тарасов В. Б., Титов В. Н. и др. Зеркальная система радиотелескопа РТ-70 // Изв. вузов. Радиофизика.—1973.—16, № 12.—С. 1909—1913.
5. Кузьмин А. Д., Саломонович А. Е. Радиоастрономические методы измерений параметров антенн. — М., 1964.—184 с.
6. Цюх А. М. Применение цифровой обработки в системе обратной связи радиотелескопа // 3rd International conference and Exhibition on Digital Signal Processing and its Applications, Proceedings-2. — Moscow, 2000.—Р. 47—48.
7. Molotov I., Konovalenko A., Agapov V., et al. Radar interferometer measurements of space debris using the Evpatoria RT-70 transmitter // Adv. Space Res.—2004.—34, N 5.—P. 884—891.

MEASUREMENTS OF AIMING ANTENNA ERRORS OF THE RADIO TELESCOPE RT-70 BY SOURCES OF NATURAL RADIO RADIATION

A. S. Nabatov, A. G. Petrenko, A. M. Tsukh,
V. N. Nesteruk, V. N. Prantsuzov, V. P. Vlasenko,
R. N. Zaluzhny, O. N. Piskun

The cycle of measurements of antenna aiming errors of the radio telescope RT-70 was conducted in 2004 and the method for error determination with the use of natural radio sources was developed for that purpose. The results of measurements of antenna aiming errors and their dependence on elevation coordinates are given. The program complex for automatic taking into account aiming errors at the stage of preparation of target designation is developed.

УДК 550.385.37:550.388.2

М. В. Ляшенко¹, Л. Ф. Черногор², Ю. В. Черняк¹

¹Інститут іоносфери НАН і МОН України, Харків

²Харківський національний університет імені В. Н. Каразіна

Суточные и сезонные вариации параметров ионосферной плазмы в период максимума солнечной активности

Надійшла до редакції 20.08.05

Розглянуто добові та сезонні варіації основних параметрів іоносферної плазми (концентрації електронів, температури іонів та електронів, вертикальної складової швидкості переносу плазми) для чотирьох характерних геофізичних періодів (зимового та літнього сонцестояння, весняного та осіннього рівнодення) поблизу максимуму сонячної активності (2000—2002 рр.) у діапазоні висот 110—1030 км. Проведено теоретичне моделювання динамічних процесів в іоносфері для розглянутих періодів. Виявлено та підтверджено регіональні особливості розподілу основних параметрів іоносфери. Результати, отримані у роботі, будуть використовуватись для розробки регіональної моделі іоносфери.

ВВЕДЕНИЕ

Моделирование поведения параметров ионосферы в различных гелиогеофизических условиях является одной из фундаментальных задач исследования околоземного космического пространства.

В настоящее время большое количество публикаций посвящено теории образования ионосферы, интерпретации экспериментальных данных, а также моделированию ионосферы [1, 4, 5, 8, 9, 14, 17—22, 24, 25, 30]. Для практических целей наиболее часто используется Международная справочная модель ионосферы (IRI-2001) [18]. Как показал сравнительный анализ экспериментальных данных и расчетов по модели, модель не вполне корректно отражает региональные особенности пространственно-временного распределения основных параметров ионосферной плазмы над конкретным регионом [7, 29]. Это связано в первую очередь с тем, что в модели IRI-2001 наиболее широко представлен банк экспериментальных данных, полученных различными методами в западном полушарии.

Как известно, вследствие сферической асимметрии ионосферы [12] есть некоторые ограничения при использовании данных, полученных в одном регионе для моделирования ионосферы другого региона в тех же широтах. По этой причине построение региональных моделей ионосферы и усовершенствование уже существующих глобальных моделей является актуальной задачей геофизики.

Модели ионосферы следует строить отдельно для возмущенных и невозмущенных условий. В невозмущенных условиях вариации параметров ионосферы зависят прежде всего от времени суток, сезона и цикла солнечной активности. Хорошо известно, что последняя изменяется циклически с периодом около 11 лет. Характерными интервалами упомянутого цикла есть минимум, максимум, спад и нарастание солнечной активности. Эти интервалы определяют предельные состояния ионосферы и предельные значения ее параметров. Подразумевается, что другие значения параметров ионосферы находятся между ними.

Целью работы является анализ суточных и сезонных вариаций параметров ионосферы в период максимума солнечной активности (2000—2002 гг.) для дат, близких к весеннему и осеннему равноденствиям, а также летнему и зимнему солнцестояниям. Для рассмотренных периодов проведено также теоретическое моделирование динамических процессов в ионосфере. Полученные результаты в дальнейшем будут использованы для построения модели ионосферы центрально-европейского региона.

В нашей работе [11] проводились исследования суточных и сезонных вариаций параметров ионосферной плазмы в период спада солнечной активности. Методы исследования и анализа экспериментальных данных в этих работах аналогичны.

МЕТОДЫ И ИНСТРУМЕНТЫ

Для решения задачи использованы данные радара некогерентного рассеяния (НР) Института ионосферы НАН и МОН Украины [15] для четырех периодов: 12—13 декабря 2000 г., 12—14 марта 2002 г., 9—11 июня 2000 г., 11—12 сентября 2001 г. Сведения о геомагнитной и солнечной активности для этих периодов представлены в табл. 1 и на рис. 1.

Географические координаты радара: 49.6° с.ш., 36.3° в.д.; геомагнитные: $\Phi = 45.4^\circ$, $\Lambda = 117.7^\circ$; наклонение геомагнитного поля 66°, параметр Мак-Илвейна $L \approx 1.9$. 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, средняя мощность 100 кВт. Коэффициент усиления антенны 12700, эффективная площадь антенны 3700 м², ширина луча диаграммы направленности — около 1°. Длительность импульса может изменяться примерно от 70 до 800 мкс. Частота повторения импульсов 24.4 Гц. Шумовая температура системы около 1300—1800 К, двухканального приемника — 240 К.

Для указанных выше периодов измерения проводились с применением нескольких режимов работы радара, которые отличаются друг от

Таблица 1. Индексы солнечной и геомагнитной активности для выбранных четырех периодов

Дата	F _{10.7}	W	A _p
12.12.2000 г.	145	89	9
13.12.2000 г.	160	114	7
12.03.2002 г.	176	90	10
13.03.2002 г.	182	92	11
14.03.2002 г.	179	87	5
09.06.2000 г.	174	122	64
10.06.2000 г.	185	119	5
11.06.2000 г.	193	151	21
11.09.2001 г.	253	262	3
12.09.2001 г.	238	149	9

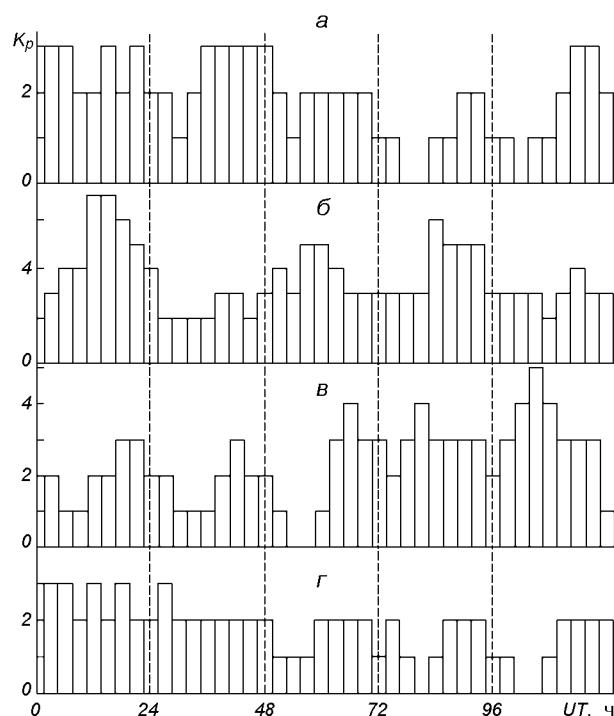


Рис. 1. Геомагнитная обстановка для выбранных периодов: *а* — 11—13.03.2002 г., *б* — 08—12.06.2000 г., *в* — 09—13.09.2001 г., *г* — 10—14.12.2000 г.

друга длительностями зондирующих импульсов. В первом режиме применялся зондирующий сигнал с длительностью 780 мкс, во втором режиме использовалась последовательность двух импульсов (65 и 130 мкс) с изменяемой задержкой между ними.

Основное влияние на точность измерения параметров ионосферы оказывает статистическая

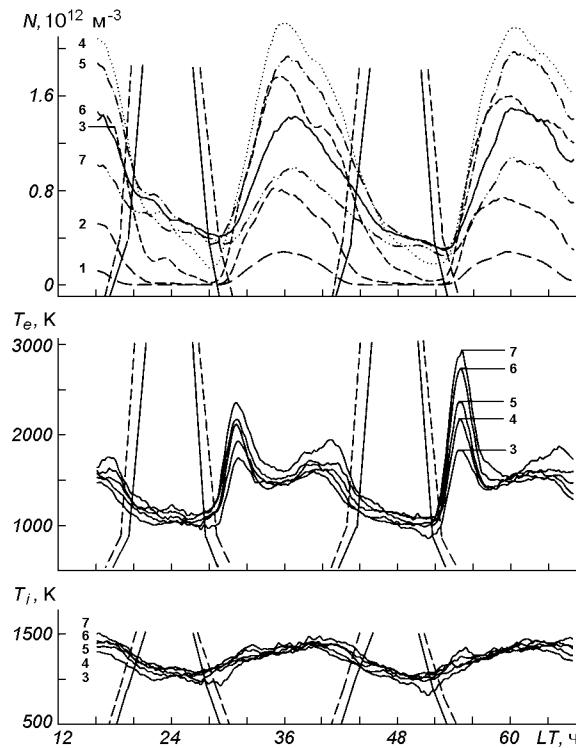


Рис. 2. Суточные вариации электронной концентрации, температуры ионов и электронов в период близкий к весеннему равноденствию 12–14 марта 2002 г. Цифрами на графиках обозначены высоты: 1 — 160 км, 2 — 210 км, 3 — 260 км, 4 — 310 км, 5 — 360 км, 6 — 410 км, 7 — 460 км. Здесь и далее сплошные и штриховые наклонные линии показывают восход и заход в Харькове и магнитосопряженной точке на разных высотах

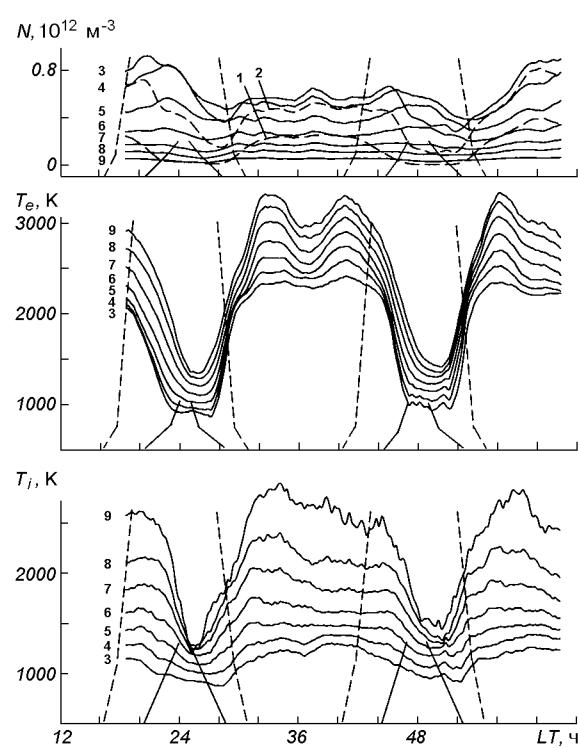


Рис. 3. Суточные вариации электронной концентрации, температуры ионов и электронов в период близкий к летнему солнцестоянию 9–11 июня 2000 г. Цифрами на графиках обозначены высоты: 1 — 190 км, 2 — 260 км, 3 — 320 км, 4 — 390 км, 5 — 470 км, 6 — 560 км, 7 — 660 км, 8 — 770 км, 9 — 1030 км

погрешность, которая зависит от отношения сигнал/шум и частоты повторения зондирующих радиоимпульсов. При частоте повторения 24.4 Гц и времени накопления 15 мин относительная средняя погрешность определения температуры электронов и ионов составляет 3–5 %, электронной концентрации — 5–7 %, скорости переноса плазмы — 10–25 м/с (на высотах, близких к высоте максимума электронной концентрации области F2 ионосферы в дневное время) [10].

Радар НР в зависимости от режимов работы позволяет получать с высокой точностью и приемлемым разрешением по высоте (10–100 км) следующие параметры ионосферы: концентрацию электронов N , температуры ионов T_i и

электронов T_e , вертикальную составляющую скорости переноса плазмы V_{pz} [15].

РЕЗУЛЬТАТЫ

На рис. 2–5 представлены суточные вариации концентрации электронов, температуры ионов и электронов для четырех характерных геофизических периодов — летнего и зимнего солнцестояний, весеннего и осеннего равноденствий.

Суточные вариации концентрации электронов. Для периода весеннего равноденствия (рис. 2) концентрация электронов N испытывает значительные вариации в течение суток. На высоте $h = 160$ км в суточном ходе N есть один

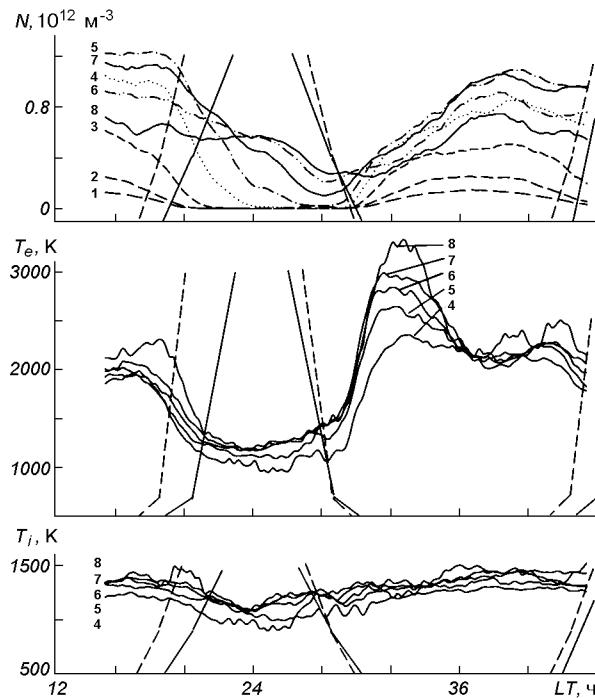


Рис. 4. Суточные вариации электронной концентрации, температуры ионов и электронов в период близкий к осеннему равноденствию 11–12 сентября 2001 г. Цифрами на графиках обозначены высоты: 1 — 110 км, 2 — 160 км, 3 — 210 км, 4 — 260 км, 5 — 310 км, 6 — 360 км, 7 — 410 км, 8 — 460 км

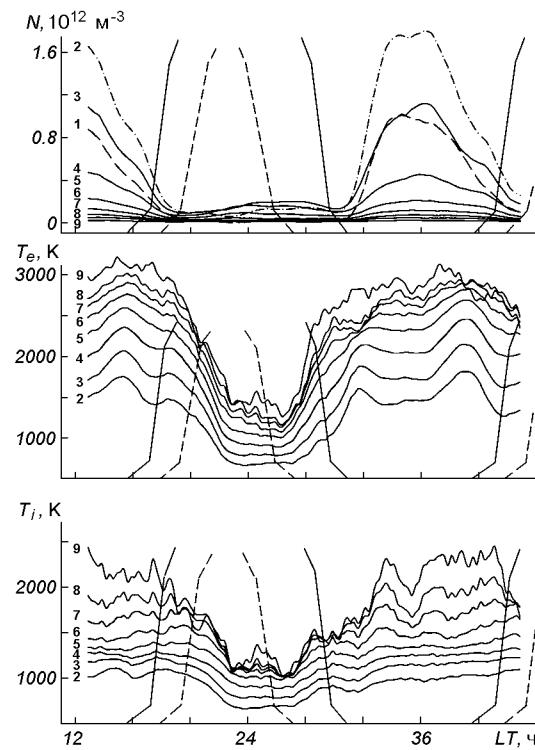


Рис. 5. Суточные вариации электронной концентрации, температуры ионов и электронов в период близкий к зимнему солнцестоянию 12–13 декабря 2000 г. Цифрами на графиках обозначены высоты: 1 — 190 км, 2 — 260 км, 3 — 320 км, 4 — 390 км, 5 — 470 км, 6 — 560 км, 7 — 660 км, 8 — 770 км, 9 — 1030 км

максимум в околополуденные часы с абсолютным значением $N \approx 0.3 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$. С увеличением высоты максимум в суточной зависимости N смещается на более ранние часы и имеется тенденция к появлению локального экстремума около 16 ч местного времени (LT), который хорошо проявляется на высотах в окрестности максимума области F2 ионосферы ($h_{\text{m}}\text{F2} \approx 300$ км в дневные часы). Днем на высоте 260 км в околополуденные часы N достигает значений $2.2 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$, ночью — $0.15 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$. На высотах $h \geq 360$ км вечерний локальный максимум в суточных вариациях N исчезает, на высотах $h \geq 410$ км в суточном ходе электронной концентрации имеет место только ночной (около 2–4 LT) увеличение N .

Для периода, близкого к летнему солнцестоянию (рис. 3), концентрация электронов также

испытывает значительные суточные вариации. На высоте 190 км в суточных зависимостях N имеет место четкий максимум около 12 LT с абсолютным значением $0.25 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$. С заходом Солнца в месте наблюдения N медленно уменьшается до минимальных значений ($N \approx 0.02 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$) в ночные часы. Для 10 июня 2000 г. на высотах $h \geq 260$ км суточная зависимость принимает платообразную форму с максимумами в 10, 13 и 20 LT. С увеличением высоты имеется тенденция к смещению утреннего и вечернего максимумов на более ранние и поздние часы соответственно. Отметим, что величина вечернего максимума на высотах 390–560 км превышает околополуденный примерно на 20 %. На высоте, близкой к высоте максимума ионизации F2-области ионосферы ($h_{\text{m}}\text{F2} \approx 325$ км), дневные значения N достигают ве-

личины $0.63 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$, ночью ($h_m F2 \approx 390 \text{ км}$) — $N \approx 0.5 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$. Следует также обратить внимание на то, что 9 июня величина вечернего максимума (около 20—22 LT) превышает аналогичную величину 10 июня примерно на 20—30 % на высоте 320 км. Подобные различия наблюдаются для околополуденных максимумов 10 и 11 июня. Значение околополуденного максимума 11 июня примерно на 30 % больше, чем 10 июня.

На рис. 4 представлены суточные вариации N для периода, близкого к осеннему равноденствию. Как и для весеннего равноденствия, на высотах 110—160 км в суточном ходе имеет место единственный максимум в околополуденные часы с абсолютными значениями $N \approx 0.12 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$ и $0.27 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$ на высотах 110 и 160 км соответственно. Далее N медленно уменьшается до своего минимального значения в ночные часы. Абсолютное значение $N \approx 0.005 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$. С увеличением высоты дневной максимум суточных вариаций N смещается на более поздние часы (около 15—16 LT) и в суточном ходе появляется вечерний максимум (около 19—20 LT), сравнимый по величине с дневным.

Днем на высоте $h = 260 \text{ км}$ значение $N \approx 0.81 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$, ночью — $0.01 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$.

Начиная с высот $h > 350 \text{ км}$, наблюдается смещение дневного максимума на околополуденные часы. Также как и для весеннего равноденствия, на больших высотах ($h \approx 410$ —460 км) в интервале 00—02 LT имеет место локальное увеличение N .

Экспериментальные суточные зависимости для периода, близкого к зимнему солнцестоянию представлены на рис. 5. В суточных вариациях на всех высотах есть явно выраженный максимум в околополуденные часы, а также в интервале высот $h = 300$ —560 км в окрестности 16 LT имеет место локальное увеличение N . Абсолютное значение N на высоте 260 км днем составляет $1.8 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$, ночью — $0.11 \cdot 10^{12} \text{ м}^{-3}$.

Суточные вариации температуры ионов и электронов . Температуры электронов и ионов для всех рассмотренных периодов испытывают значительные вариации в течение суток. С увеличением высоты дневные и ночные значения T_e и T_i увеличиваются. Для всех сезонов в суточных вариациях температуры электронов

наблюдается локальный дневной минимум, приходящийся на 12—13 LT.

Для периодов весеннего и осеннего равноденствий (рис. 2 и 4) в суточном ходе T_e наблюдаются два явно выраженных максимума — утренний (около 07 LT) и вечерний (около 16 LT), причем значение утреннего максимума превосходит по величине значение вечернего. Осенью в дневные часы на высоте 260 км максимальное значение $T_e \approx 2400 \text{ К}$, весной — 1750 К. Ночью для осени и весны $T_e \approx 1000$ —1100 К. На высоте 460 км осенью T_e достигает 3450 К, весной — около 3000 К в дневное время. Ночью — около 1200 К как для осеннего, так и весеннего равноденствий.

Для летнего солнцестояния (рис. 3) на всех высотах в суточных вариациях T_e наблюдались явно выраженные максимумы — утром (около 09 LT) и вечером (около 17 LT). Следует отметить, что в отличие от равноденственных периодов эти максимумы сравнимы по величине. Днем на высоте 320 км максимальное значение T_e составляет примерно 2400—2500 К, ночью — около 950 К. На высоте 1030 км $T_e \approx 3400$ и 1400 К в дневные и ночные часы соответственно. Температура электронов начинает увеличиваться с восходом Солнца в месте наблюдения, достигая описанных максимальных значений утром и вечером. Примерно с 20 LT T_e начинает резко уменьшаться; уменьшение значений T_e продолжается в ночные часы.

Зимой (рис. 5), как и для летнего периода, в суточном ходе T_e наблюдались два основных максимума примерно в то же самое время суток. Следует отметить, что с увеличением высоты утренний и вечерний максимумы смещаются на более ранние и поздние часы соответственно. С восходом Солнца в магнитосопряженной точке T_e начинает увеличиваться. Далее в суточном ходе имеется непродолжительное уменьшение T_e , приходящееся на восход Солнца в месте наблюдения. Потом температура электронов продолжает увеличиваться до своего максимального значения (на высоте 320 и 1030 км T_e достигает значений 1800 и 3100 К соответственно). С заходом Солнца T_e уменьшается до своего минимального значения ночью (на высоте 320 и 1030 км T_e составляет 800 и 1450 К соответственно).

Температура ионов в дневной ионосфере весной и осенью на высоте 260 км примерно равна 1360 и 1320 К соответственно, ночью весной $T_i \approx 910$ К, осенью — 900 К. На высоте $h \approx 500$ км дневные значения T_i осенью и весной не превышает 1500 К, ночью — примерно 1120 К. После восхода Солнца T_i медленно увеличивается, образуя в суточных вариациях протяженный максимум, далее она уменьшается до фоновыхочных значений.

Для летнего и зимнего периодов вариации температуры ионов подобны вариациям T_i весной и осенью. Летом в дневное время на высоте 320 км максимальное значение $T_i \approx 1220$ К, на высоте 1030 км — 2820 К. Ночью T_i не превышает 1220 К на высоте 1030 км и 900 К на высоте 320 км.

В освещенный период суток зимой на высоте 320 км $T_i \approx 1050$ К, на высоте 1030 км — 2480 К. Ночью для этих же высот T_i не превышает 770 и 1200 К соответственно.

Сезонные вариации параметров ионосферы. При анализе полученных результатов выявлены следующие сезонные особенности поведения основных параметров ионосферы. Дневные зимние значения электронной концентрации на высотах, близких к высоте максимума области F2 ионосферы, превышают летние в 2.5—3 раза. Данное явление хорошо изучено и получило название сезонной аномалии. Ночью, напротив, имеет место обратная ситуация — летом значения N на высотах, близких к максимуму ионизации, больше зимних. На высотах, больших высоты максимума F2-области ионосферы, дневные летние значения N сравниваются с зимними. С дальнейшим увеличением высоты летние значения электронной концентрации становятся больше зимних.

Для периодов осеннего и весеннего равноденствий (рис. 2 и 4) видно, что значения N на фиксированных высотах отличаются не более чем на 10—15 % как днем, так и ночью.

ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ. ИСХОДНЫЕ СООТНОШЕНИЯ

Задача моделирования физико-химических процессов в ионосфере, как известно, является мно-

гоплановой. В одних случаях теоретическому моделированию подлежат высотно-временные распределения N , T_e , T_i и других параметров. Затем эти распределения сравниваются с результатами наблюдений.

В других случаях теоретическое моделирование направлено на расчет параметров нейтральной атмосферы и плазмы, которые непосредственно не измеряются методом НР. Такими параметрами являются частоты соударений электронов с ионами, тензоры амбиополярной диффузии и теплопроводности, подвод тепла к электронам, перенос тепла электронами и т. д.

В данной работе основное влияние уделяется второму направлению, так как оно недостаточно представлено в научной литературе.

В формировании высотного профиля электронной концентрации ионосферы в целом и ионосферной F2-области в частности важную роль играют потоки заряженных частиц, контролируемые геомагнитным полем, и термосферные ветры. В настоящей работе проведено теоретическое моделирование динамических процессов с использованием экспериментальных данных радара НР. Также для расчетов привлекалась термосферная модель MSIS [22]. Используя известные соотношения, можно рассчитать параметры среды (частоты соударений электронов с ионами, тензоры амбиополярной диффузии и теплопроводности, а также значения потоков тепла в ионосферу и величину энергии, подводимой к электронному газу).

Диффузионный поток. Полный вертикальный поток ионосферной плазмы можно вычислить, используя данные о вертикальной составляющей скорости переноса плазмы и электронной концентрации. В общем виде выражение для вертикальной составляющей скорости переноса имеет вид [1]

$$V_{pz} = (V_{d\parallel})_z + (V_{n\parallel})_z + (V_\perp)_z, \quad (1)$$

где $(V_{d\parallel})_z$ — вертикальная составляющая скорости частиц за счет амбиополярной диффузии вдоль силовых линий геомагнитного поля; $(V_{n\parallel})_z$ — вертикальная составляющая скорости ветрового увлечения заряженных частиц; $(V_\perp)_z$ — вертикальная составляющая скорости увлечения частиц электромагнитным дрейфом. Подставив в выражение (1) значения каждого из слагаемых, получаем

$$\begin{aligned} V_{pz} = & V_{dz} + V_{nx} \sin I \cos I \cos D - V_{ny} \sin I \cos I \sin D + \\ & + V_{nz} \sin^2 I + \frac{E_x}{B} \cos I \sin D + \frac{E_y}{B} \cos I \cos D, \quad (2) \end{aligned}$$

где

$$V_{dz} = -D_a \sin^2 I \left(\frac{1}{H_p} + \frac{1}{N} \frac{\partial N}{\partial z} + \frac{1}{T_p} \frac{\partial T_p}{\partial z} \right)$$

— скорость переноса частиц за счет амбиполярной диффузии,

$$D_a = kT_p / m_i \sum v_{in}$$

— коэффициент амбиполярной диффузии; v_{in} — частота соударений ионов с нейтралами, $T_p = T_e + T_i$ — плазменная температура, $H_p = kT_p / (m_i g)$ — плазменная приведенная высота, I и D — наклонение и склонение геомагнитного поля; E_x и E_y — компоненты электрического поля, B — модуль индукции магнитного поля Земли, m_i — масса иона.

Полный поток плазмы в вертикальном направлении вычисляется по формуле

$$\Pi_p = V_{pz} N. \quad (3)$$

Скорость эквивалентного нейтрального ветра и меридиональная составляющая скорости нейтрального ветра. Величину скорости эквивалентного нейтрального ветра можно рассчитать, используя выражение (2) и сделав следующие упрощения. Принимая во внимание незначительный вклад среднеширотных электрических полей ($E_{x,y} \rightarrow 0$) в спокойных гелиогеофизических условиях и пренебрегая эффектами склонения ($D \rightarrow 0$), получаем скорость эквивалентного нейтрального ветра в виде

$$w \approx V_{pz} - V_{dz}. \quad (4)$$

Величину меридиональной составляющей скорости нейтрального ветра можно рассчитать, используя выражение

$$V_{nx} \approx (V_{pz} - V_{dz}) / (\sin I \cos I). \quad (5)$$

Подвод энергии к электронному газу. Источником тепловой энергии заряженных частиц являются фотоны солнечного ионизирующего излучения. Характер нагрева тепловых электронов фотоэлектронами существенно различается в нижней ($h \leq 250$ км) и верхней ($h > 250$ км)

ионосфере [1, 28]. В областях D и E ионосферы фотоэлектроны термализуются главным образом в месте своего образования из-за относительной малости длин свободного пробега. Такой нагрев электронного газа называется локальным. В верхней части ионосферы частота столкновений электронов с нейтралами становится меньше, чем с ионами. Основными механизмами охлаждения электронного газа здесь являются потеря тепла при столкновениях электронов с ионами, возбуждение тонкой структуры атомов кислорода и теплопроводность электронного газа [28]. В этом случае пренебречь переносом фотоэлектронов нельзя, и связанный с этим переносом нагрев электронного газа называется нелокальным.

Рассмотрим диапазон высот 260—320 км. На высотах $h \leq 350$ км теплопроводностью электронного газа можно пренебречь, и уравнение баланса энергии электронов в стационарном случае имеет вид [28]

$$Q = L_{ei} + L_e, \quad (6)$$

$$L_{ei} = 8 \cdot 10^{-32} N^2 (T_e - T_i) T_e^{-3/2},$$

$$L_e = 6.4 \cdot 10^{-37} N(O) (T_e - T_n) T_n^{-1},$$

где Q — энергия, передаваемая тепловым электронам при кулоновских столкновениях с фотоэлектронами; L_{ei} — энергия, теряемая при электрон-ионных столкновениях; L_e — энергия, затрачиваемая на возбуждение тонкой структуры атомов кислорода; N — концентрация электронов в ионосфере; $N(O)$ — концентрация атомов кислорода. Температуру нейтралов T_n и концентрацию $N(O)$ можно рассчитать с привлечением модели MSIS.

Поток тепла, переносимого электронами. В тепловом балансе электронного газа важную роль играет поток тепла из плазмосферы в ионосферу. Накопление тепла в плазмосфере происходит вследствие термализации сверхтепловых электронов, убегающих из места своего образования во внешнюю ионосферу. Часть электронов теряют свою энергию в кулоновских соударениях с тепловыми электронами и ионами. Другая часть электронов попадает в магнитную силовую трубку и разогревается в ней при многократных отражениях от концов магнитной трубы. Таким образом, в плазмосфере имеет

место накопление тепла, которое затем поступает обратно в ионосферу благодаря высокой теплопроводности электронного газа.

Тепловой поток можно определить из кинетического уравнения с учетом переноса сверхтепловых электронов. Далее рассматривается вертикальная составляющая потока тепла, поступающего из плазмосферы [3]

$$\Pi_T = -\kappa_e \sin^2 I \frac{\partial T_e}{\partial z}, \quad (7)$$

где $\kappa_e = 2.08 \cdot k^2 N T_e / m v_{ei}$ — коэффициент теплопроводности электронного газа, k — постоянная Больцмана, m — масса электрона. Частоту столкновений электронов с ионами O^+ можно найти, используя выражение вида [2]

$$v_{ei} = 5.5 \cdot 10^{-6} N T_e^{-3/2} \ln(2.2 \cdot 10^4 T_e N^{-1/3}).$$

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Суточные вариации полного потока плазмы. На рис. 6 представлены расчетные значения суточных вариаций потока вертикального переноса ионосферной плазмы, полученные по измеряемым профилям N и V_{pz} . Для всех сезонов суточные вариации потока плазмы имеют подобную форму. Как показал расчет, для рассматриваемых сезонов в течение суток величина потока плазмы имеет отрицательные значения. В этом случае поток плазмы направлен вниз. Вочные часы на высотах 320 км поток мал по величине, а днем имеет место значительный по сравнению с ночью поток плазмы вниз. С увеличением высоты ночные потоки становятся существенными, особенно для периодов равноденствий.

Для периода, близкого к весеннему равноденствию, дневное максимальное значение модуля потока плазмы (здесь и далее знак модуля опущен) на высоте 320 км равна $\Pi_p \approx 6.2 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$, а ночью $\Pi_p \approx 1.2 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$. На высоте 390 км $\Pi_p \approx 5.8 \cdot 10^{13}$ и $0.8 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$ днем и ночью соответственно.

В сентябре величина потока на высоте 320 км достигает $0.5 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$ днем и $0.3 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$ ночью. Днем на высоте 390 км величина потока составляет $3.6 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$, вочные часы $\Pi_p \approx 0.01 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$.

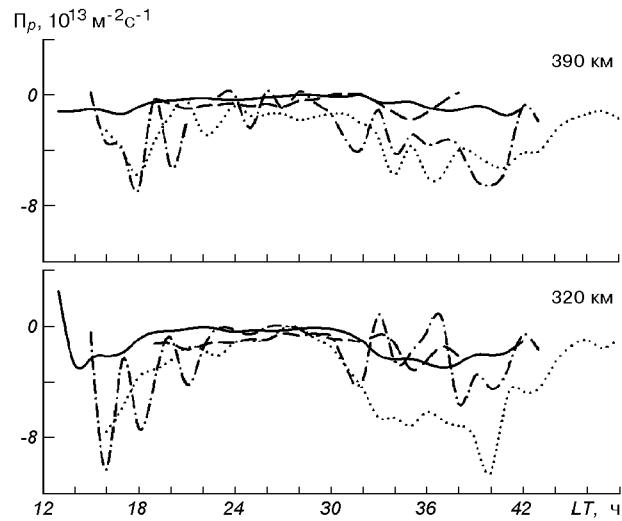


Рис. 6. Суточные вариации полного потока плазмы из плазмосферы. На графиках обозначены кривые: точки — 12—13.03.2002 г., тире — 09—10.06.2000 г., пунктир — 11—12.09.2001 г., сплошная — 12—13.12.2000 г.

Летом величина потока плазмы в дневной ионосфере на высоте 320 км составляет примерно $2.5 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$, а в ночные — $1.2 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$. На высоте 390 км $\Pi_p \approx 1.3 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$ в дневные часы и $0.6 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$ ночью.

Для периода зимнего солнцестояния поток днем на высоте 320 км составляет $2.7 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$ и $0.5 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$ ночью. На высоте 390 км дневные значения $\Pi_p \approx 0.9 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$. В ночной ионосфере на данной высоте $\Pi_p \approx 0.4 \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2} \text{с}^{-1}$.

Диффузионный поток. Величина диффузионного потока частиц может быть рассчитана, используя выражения (2) и (3). На рис. 7 приведены результаты теоретических расчетов суточных вариаций потока заряженных частиц за счет диффузии для всех сезонов на фиксированных высотах.

Меридиональная составляющая скорости нейтрального ветра и скорость эквивалентного нейтрального ветра. Скорость эквивалентного нейтрального ветра и меридиональная составляющая скорости нейтрального ветра рассчитывались по выражениям (4) и (5). Результаты расчета w и V_{nx} для разных высот и сезонов представлены на рис. 8, 9.

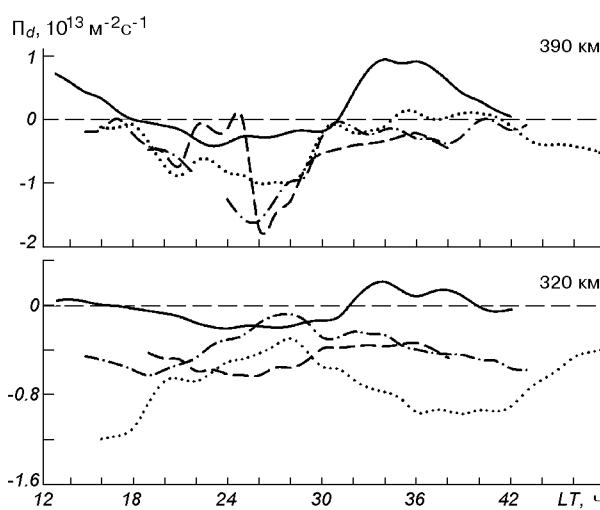


Рис. 7. Суточные вариации потока плазмы за счет амбиополярной диффузии. На графиках обозначены кривые: точки — 12—13.03.2002 г., тире — 09—10.06.2000 г., пунктир — 11—12.09.2001 г., сплошная — 12—13.12.2000 г.

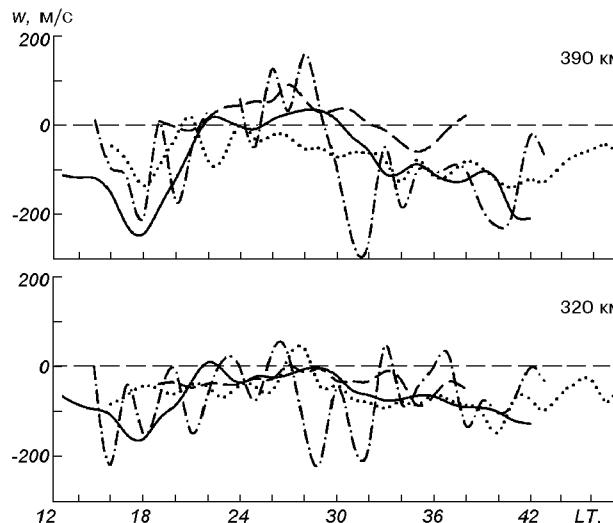


Рис. 8. Суточные вариации скорости эквивалентного нейтрального ветра. На графиках обозначены кривые: точки — 12—13.03.2002 г., тире — 09—10.06.2000 г., пунктир — 11—12.09.2001 г., сплошная — 12—13.12.2000 г.

Для марта и сентября на высоте 320 км $w \approx -64$ и -2 м/с днем, -42 и -0.8 м/с в ночные часы соответственно. На высоте около 390 км весной $w \approx -114$ м/с днем и 0.4 м/с ночью. Осенью дневные значения $w \approx -107$ м/с, ночью $w \approx 58$ м/с.

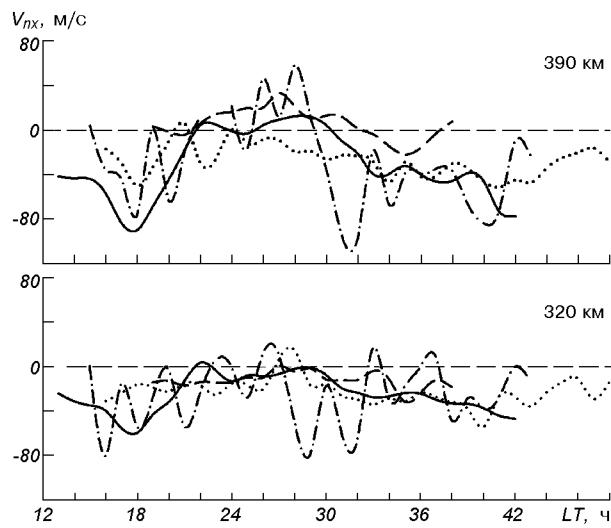


Рис. 9. Суточные вариации меридиональной составляющей скорости нейтрального ветра. На графиках обозначены кривые: точки — 12—13.03.2002 г., тире — 09—10.06.2000 г., пунктир — 11—12.09.2001 г., сплошная — 12—13.12.2000 г.

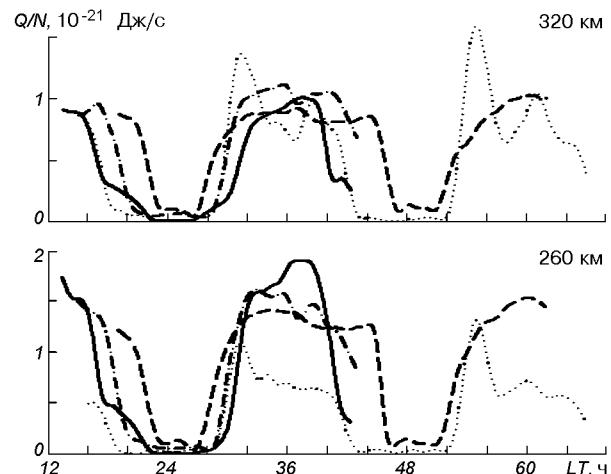


Рис. 10. Суточные вариации значения энергии Q/N , подводимой к электрону в единицу времени. На графиках обозначены кривые: точки — 12—13.03.2002 г., тире — 09—10.06.2000 г., пунктир — 11—12.09.2001 г., сплошная — 12—13.12.2000 г.

Для периодов летнего и зимнего солнцестояний получено, что значения w днем на высоте 320 км составляют -66 и -67 м/с, ночью -40 и -37 м/с соответственно. На высоте 390 км летом $w \approx -60$ и 44 м/с в ночные часы. Зимой днем $w \approx -109$ м/с, ночью $w \approx -3$ м/с.

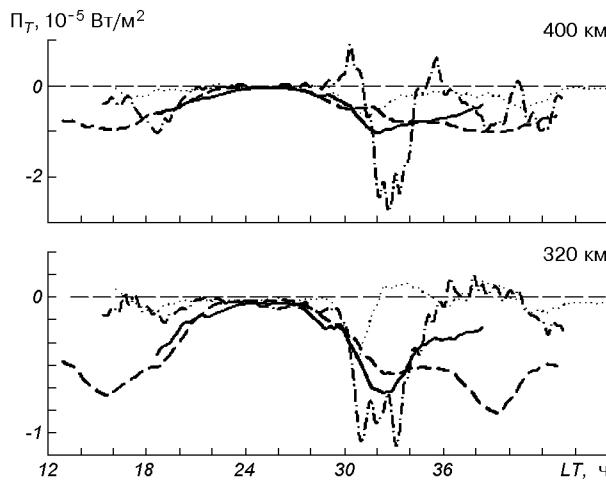


Рис. 11. Суточные вариации потока тепла, переносимого электронами из плазмосферы в ионосферу. На графиках обозначены кривые: точки — 12—13.03.2002 г., тире — 09—10.06.2000 г., пунктир — 11—12.09.2001 г., сплошная — 12—13.12.2000 г.

Подвод энергии к электронному газу. На рис. 10 приведены результаты расчета величины энергии Q/N , подводимой к электрону в единицу времени. Видно, что для всех сезонов в ночные часы энергия, подводимая к электрону, близка к нулю. Днем величина Q/N выявляет два максимума: утренний (около 8 LT) и вечерний (около 16 LT).

Поток тепла, переносимого электронами. На рис. 11 представлены результаты расчета потоков тепла, переносимого электронами из плазмосферы в ионосферу. Видно, что в ночные часы величина потока тепла в ионосферу для всех сезонов на рассмотренных высотах приблизительно равна нулю. Увеличение потока тепла наблюдается около 10—11 LT.

ОБСУЖДЕНИЕ

Ионосфера представляет собой сложную открытую нелинейную систему, состояние которой описывается довольно большим числом параметров [1, 16]. Ионосфера Земли подвержена влиянию множества внешних воздействий, описание и прогноз которых являются достаточно трудной задачей. Характеристики ионизирован-

ной части верхней атмосферы, такие как концентрация электронов, ионный состав, температуры ионов и электронов, потоки частиц и дрейфы, являются основными физическими параметрами ионосферы [1, 8, 9].

Структура ионосферы и процессы, контролирующие ее поведение, достаточно хорошо изучены и описаны [1, 8, 14, 28]. Ионосфера Земли (за исключением ее высокомагнитной части) образуется в результате ионизации атомов и молекул верхней атмосферы под действием солнечного излучения, включающего ультрафиолетовую и рентгеновскую части спектра.

Ионосферная плазма на высотах 60—200 км находится в фотохимическом равновесии (равенстве скоростей ионизации и рекомбинации), фотохимические процессы, а также процессы локального нагрева и теплообмена преобладают над процессами переноса заряженных частиц и энергии. Днем на этих высотах скорость ионизации q определяется в основном интенсивностью солнечного ионизирующего излучения и величиной зенитного угла Солнца χ . Концентрация электронов в этом случае

$$N \propto \sqrt{q} \propto \cos^{1/2} \chi.$$

В ночное время фоновый уровень электронной концентрации поддерживается за счет корпускулярного и рассеянного ультрафиолетового излучения.

На высотах $h > 200$ км расположена область главного ионосферного максимума (область F2) в высотном распределении концентрации электронов. Область F2 наиболее простая в фотохимическом и наиболее сложная в динамическом и термодинамическом отношениях. С увеличением высоты роль динамических процессов становится преобладающей, и вариации концентрации электронов со временем имеют более сложную зависимость, учитывающую скорость ветрового увлечения и электромагнитного дрейфа [1]:

$$\frac{\partial N}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial z} (-V_{dz} - w)N - \beta N + q,$$

где β — линейный коэффициент потерь.

Формирование максимума высотного профиля концентрации электронов осуществляется посредством амбиополярной диффузии, которая сбрасывает избыток заряженных частиц вниз, в область, где велики потери ионов O^+ , и тем самым препятствует накоплению плазмы на

больших высотах, которое имело бы место за счет только процессов фотохимии. Выше 200 км электроны и ионы являются замагниченными, и поэтому диффузия осуществляется только вдоль силовых линий геомагнитного поля. При столкновениях с нейтральными частицами, движущимися горизонтально, ионы O^+ приобретают импульс вдоль магнитного поля, а значит, и его составляющую вдоль вертикального направления. Это ведет к большому влиянию горизонтальных движений нейтрального газа на вертикальное распределение заряженных частиц в области F2 ионосферы [1].

Еще одним следствием замагниченности ионов в области F2 является дрейф плазмы в скрещенных магнитных и электрических полях. При наличии электромагнитного дрейфа плазмы вверх этот поток противодействует диффузии, т. е. замедляет результирующий снос плазмы вниз. При движении плазмы вниз дрейф и диффузия действуют в одном направлении и переносят заряженные частицы в область быстрых химических потерь.

Как показывают экспериментальные данные [6], в спокойных геомагнитных условиях вариации скорости переноса плазмы над Харьковом в течение суток и во всем высотном диапазоне слабо зависят от сезона. Днем для высот вблизи максимума и ниже вертикальная составляющая скорости переноса плазмы направлена вниз, а выше максимума области F2 ионосферы она направлена вверх. Высота, на которой происходит смена направления потока, увеличивается с увеличением уровня солнечной активности. Ночью поток плазмы преимущественно направлен вниз — из плазмосферы в ионосферу.

Обсудим более подробно основные особенности суточных и сезонных зависимостей параметров ионосферы.

Суточные вариации концентрации электронов. Концентрация электронов для всех рассмотренных периодов испытывает значительные вариации в течение суток. Как описано ранее [8, 23], в периоды равноденствий происходит переход от зимнего к летнему типу суточных вариаций N и наоборот. Данный переход происходит относительно быстро, примерно в течение нескольких недель в окрестности равноденствий. Различия суточных вариаций N объясняются в большей степени сезонными изменениями в ней-

тральном составе верхней атмосферы и термосферных ветров в течение переходного периода [8]. В работе [23] введена классификация суточных вариаций по типам. По этой классификации суточные вариации N для периода 12—14 марта 2002 г. (рис. 2) можно отнести к WW-типу суточных зависимостей. WW-тип является хорошо выраженным зимним типом суточных вариаций, для которого характерны: значительные вариации электронной концентрации N_{mF2} в максимуме области F2 ионосферы; хорошо развитый максимум N_{mF2} около 12—13 ч LT и последующее резкое уменьшение N_{mF2} в вечерние часы; относительно незначительные вариации N_{mF2} в дневные часы.

Ниже максимума области F2 ионосферы в дневные часы концентрация электронов контролируется величиной зенитного угла Солнца. Появление локальных максимумов в ночные часы связано с действием двух механизмов — влиянием термосферных (нейтральных) ветров, направленных к экватору, и потоков заряженных частиц из плазмосферы в ионосферу. Как показывают результаты теоретического моделирования, значение скорости термосферного ветра составляет в ночные часы примерно 150—200 м/с. Направленный вниз поток плазмы составляет примерно $(1...3) \cdot 10^{13} \text{ м}^{-2}\text{s}^{-1}$. Вклад этих двух механизмов в поддержание ночной области F2 ионосферы примерно одинаков.

Суточный ход N_{mF2} для периода осеннего равноденствия 11—12 сентября 2001 г. (рис. 4) можно отнести к S-типу. В этом случае суточный ход относится к нормальному летнему типу суточной зависимости N_{mF2} . Для данного типа характерны: незначительные изменения N_{mF2} в течение суток; платообразная форма суточного хода в дневные часы с развитием максимума в вечерние часы и монотонным уменьшением N_{mF2} ночью [23]. Увеличение N на высотах 410—460 км в околополуночные и послеполуночные часы связано, как показывают расчеты, с действием нейтрального ветра, тогда как поток плазмы из плазмосферы невелик.

Для периода летнего солнцестояния (см. рис. 3) до высот ниже максимума области F2 ионосферы поведение концентрации электронов зависит в основном от значения зенитного угла Солнца. Уменьшение электронной концентра-

ции 10 июня 2000 г. в околополуденные и вечерние часы по сравнению с вариациями электронной концентрации 9 и 11 июня связано, скорее всего, с эффектами магнитной бури, имевшей место 9 июня 2000 г. (см. табл. 1).

Зимой (рис. 5) процесс увеличения концентрации электронов в околополуночные часы, по-видимому, связан с потоками частиц из плазмосферы, а также действием нейтральных ветров [13].

Суточные вариации температур ионов и электронов. Для высот $h < 160$ км в ионосфере сохраняется тепловое равновесие между электронным, ионным и нейтральным газами ($T_e \approx T_i \approx T_n$). Это связано с тем, что из-за высокой плотности нейтрального газа происходит более интенсивное охлаждение электронов и ионов за счет соударений с нейтральными частицами. С высот $h \approx 160$ км значение T_e начинает превышать T_n за счет уменьшения частоты электрон-нейтральных соударений. Температура ионов остается приблизительно равной температуре нейтралов вплоть до высот $h \approx 350\ldots 400$ км. На высотах $h \geq 350\ldots 400$ км соотношение температур имеет вид $T_e > T_i \geq T_n$.

Для периодов весеннего и осеннего равноденствий (рис. 2 и 4) суточные вариации T_e подобны. Появление в суточном ходе двух максимумов в утренние и вечерние часы можно объяснить вариациями потоков тепла из плазмосферы в ионосферу на высотах $h > 300$ км (рис. 11) и величиной энергии, подводимой к электронному газу, для высот 260—300 км (рис. 10). Смещение положения утреннего и вечернего максимумов на более ранние и поздние часы соответственно с увеличением высоты, скорее всего, можно объяснить тем, что на высотах выше максимума ионизации электронный газ характеризуется достаточно большой величиной коэффициента теплопроводности, важную роль играют потоки тепла из плазмосферы наряду с процессами термализации фотоэлектронов.

Суточные вариации T_e для зимнего и летнего периодов (рис. 3 и 5) также подобны между собой и вариациям в равноденственные периоды. Отличие заключается в том, что для периодов солнцестояний оба максимума в суточном ходе примерно одинаковы по величине, тогда как для равноденствий вечерний максимум меньше, чем утренний.

Локальный минимум температуры электронов в суточном ходе в околополуденные часы объясняется тем, что охлаждение электронного газа происходит на фоне увеличения концентрации электронов и увеличения интенсивности передачи тепла от электронов к ионам. В этом случае температура электронов обратно пропорциональны изменениям концентрации электронов, т. е. $T_e \propto N^{-1}$ [2, 3].

Сезонные вариации параметров ионосферы. Из анализа полученных временных зависимостей электронной концентрации подтверждено явление сезонной аномалии, которое заключается в превышении зимних значений N над летними на высотах вблизи максимума области F2 ионосферы. Так, для периода максимума солнечной активности получено, что зимние значения N превышают летние примерно в 2.5—3 раза. С увеличением высоты концентрация электронов зимой сравнивается с летними значениями, а на больших высотах наблюдается превышение летних значений N над зимними. В настоящее время предложен ряд механизмов, объясняющих явление сезонной аномалии. Важную роль в появлении сезонной аномалии играют сезонные вариации нейтрального состава на высотах области F2 ионосферы [23, 26—28].

Вариации нейтрального состава на высоте максимума области F2 ионосферы обусловлены сезонными вариациями параметров термосферной циркуляции. Как известно, газ из разогретой области перемещается вверх и в горизонтальных направлениях к более холодным областям. Под действием градиентов давления легкие компоненты нейтрального газа переносятся в более холодные области [1]. Основным результатом этого процесса является увеличение в более холодном зимнем полушарии относительного содержания легких компонент О и Не, а летнее полушарие обогащается молекулярными компонентами N_2 и O_2 .

Известно, что в области максимума ионизации концентрация электронов пропорциональна концентрации атомарного кислорода: $N \propto N(O)$ [1]. Главными реакциями потерь ионов О, доминирующими в области F2 ионосферы, являются реакции с молекулами N_2 и O_2 [1]:

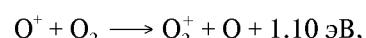


Таблица 2. Сезонные вариации параметров нейтральной атмосферы на высоте 300 км, рассчитанные по модели MSIS

Сезон	00 LT			12 LT		
	N(O), 10^{14} м^{-3}	N(O_2) + N(N_2), 10^{14} м^{-3}	p	N(O), 10^{14} м^{-3}	N(O_2) + N(N_2), 10^{14} м^{-3}	p
март	8.24	2.02	4.09	11.7	2.86	4.09
сентябрь	9.35	2.54	3.68	13.0	4.18	3.11
июнь	6.39	2.40	2.67	9.49	3.91	2.43
декабрь	7.22	1.08	6.71	9.84	1.50	6.55

Поэтому N пропорциональна безразмерному параметру $p = N(\text{O}) / (N(\text{N}_2) + N(\text{O}_2))$, где $N(\text{N}_2)$ и $N(\text{O}_2)$ — концентрация молекулярного азота и кислорода.

Для рассмотренных периодов летнего и зимнего солнцестояний по модели MSIS проведен расчет параметра p . В табл. 2 приведены результаты расчета $N(\text{O})$, $N(\text{N}_2) + N(\text{O}_2)$ и p для 0 и 12 ч LT на высоте 300 км.

Как видно из табл. 2, зимним днем значение p в 2.7 раза больше, чем летним днем, и в 2.5 раза — ночью. Концентрация атомарного кислорода в декабре и июне при этом отличается незначительно, а различия в сумме концентраций компонентов N_2 и O_2 составляет 2.6 и 2.2 раза для дня и ночи соответственно.

Из результатов наблюдений следует, что значение N в области максимума ионизации зимой в 2.5—3 раза больше, чем летом. Это объясняется сезонными изменениями параметра p , т. е. концентраций молекул $N(\text{N}_2)$ и $N(\text{O}_2)$.

В периоды равноденствий концентрация электронов примерно одинакова на всех высотах. Такое поведение обусловлено незначительными сезонными вариациями параметров нейтральной атмосферы — значение p отличается примерно на 10—30 % (табл. 2).

Для температуры электронов сезонные вариации заключаются в следующем. Летние дневные значения T_e на высоте 320 и 1030 км больше зимних на этих высотах на 600 К и 300 К соответственно. Для ночи аналогичная ситуация — летние значения T_e на высоте 320 км превышают зимние на 150 К. Для высоты 1030 км значения T_e зимой и летом примерно равны.

Сезонные вариации температуры ионов подобны сезонным вариациям T_e . Днем на высотах 320 и 1030 км летние значения T_i превышают

зимние на 150 К и 350 К соответственно. Ночью летние значения T_i на высоте 320 км на 230 К больше зимних. На высоте 1030 км зимние и летние значения температуры ионов примерно одинаковы.

Сезонные вариации температуры электронов и ионов ионосфера, полученные в данной работе, подтверждают количественные и качественные различия распределений параметров ионосферы в западном и восточном полушариях. Учитывая все возрастающие требования к адекватности и точности ионосферных моделей, речь идет о необходимости создания более точной или даже новой модели ионосферы в центрально-европейском регионе.

выводы

1. Подтверждено, что в максимуме солнечной активности основные параметры ионосферной плазмы над Центральной Европой претерпевают значительные суточные и сезонные вариации.

2. Поведение концентрации электронов ниже максимума области F2 ионосферы, как и ожидалось, зависит в основном от зенитного угла Солнца. На больших высотах важную роль в формировании профиля N играют потоки частиц, обусловленные, в частности, амбиополярной диффузией и нейтральными ветрами.

3. Вариации температуры электронов хорошо согласуются с вариациями величины энергии, подводимой к электронному газу (ниже высоты максимума области F2), и потоками тепла из плазмосферы в ионосферу (на высотах выше максимума ионизации). В суточных зависимостях T_e имеют место два максимума в утренние (около 8 LT) и вечерние (около 16 LT) часы.

4. В сезонных вариациях N хорошо проявляется так называемая сезонная аномалия. Зимние значения N днем на высотах вблизи максимума области F2 превышают в 2.5—3 раза летние. Основной механизм, объясняющий сезонную аномалию, связан с сезонными вариациями в нейтральном составе на высотах максимума ионизации. Зимой на высоте 300 км сумма концентраций N_2 и O_2 в 2.6 раза больше, чем летом в дневные часы, и в 2.2 раза — ночью. Концентрация атомарного кислорода зимой и летом примерно одинакова.

5. Сезонные вариации T_e заключаются в том, что дневные зимние значения T_e меньше примерно на 600 К летних на высоте 320 км. В вариациях температуры T_i имеют место подобные сезонные вариации: летом в дневные часы она на 150 К больше, чем зимой на высоте 320 км. Для ночи также сохраняется тенденция к превышению летних значений T_e и T_i над зимними. Данный факт подтверждает количественные и качественные различия в распределении параметров ионосферы в западном и восточном полушариях.

6. Результаты теоретического моделирования динамических процессов, проведенного в настоящей работе, и анализа экспериментальных данных в дальнейшем будут использоваться для разработки элементов модели ионосферы над Центральной Европой.

Авторы благодарят В. И. Тарана, Д. А. Дзюбанова, Е. И. Григоренко за ценные замечания, а также Л. Я. Емельянова, А. Ф. Кононенко, И. Б. Склярова, С. В. Черняева за проведение экспериментов.

1. Брюнелли Б. Е., Намгаладзе А. А. Физика ионосферы. — М.: Наука, 1988.—528 с.
2. Гинзбург В. Л. Распространение электромагнитных волн в плазме. — М.: Наука, 1967.—564 с.
3. Григоренко Е. И., Лысенко В. Н., Таран В. И., Черногор Л. Ф. Результаты радиофизических исследований процессов в ионосфере, сопровождавших сильнейшую геомагнитную бурю 25 сентября 1998 г. // Успехи современной радиоэлектроники.—2003.—№ 9.—С. 57—94.
4. Дзюбанов Д. А., Захаров И. Г., Ляшенко М. В. Моделирование полуденных значений электронной концентрации в максимуме области F2 ионосферы по данным харьковского радара некогерентного рассеяния // Космічна наука і технологія.—2004.—10, № 2/3.—С. 28—35.
5. Дзюбанов Д. А., Захаров И. Г., Ляшенко М. В. Моделирование электронной концентрации в максимуме области F2 ионосферы по данным радара некогерентного рассеяния в Харькове // Тр. XXI Всероссийской науч. конф. по распространению радиоволн. — Йошкар-Ола, 2005.—С. 190—193.
6. Емельянов Л. Я., Григоренко Е. И., Скляров И. Б. Радиофизические наблюдения вертикального дрейфа плазмы в области F ионосферы на Харьковском радаре некогерентного рассеяния // Радиотехника.—2004.—Вып. 136.—С. 102—108.
7. Захаров И. Г., Ляшенко М. В. Сравнение экспериментальных и модельных значений полного электронного содержания в ионосфере над Восточной Европой // Радиофизика и радиоастрономия.—2003.—8, № 3.—С. 280—286.
8. Иванов-Холодный Г. С., Михайлов А. В. Прогнозирование состояния ионосферы. — Л.: Гидрометеоиздат, 1980.—190 с.
9. Ионосферно-магнитная служба. Современное состояние, задачи и перспективы / Под ред. О. И. Авдошина, А. Д. Данилова. — Л.: Гидрометеоиздат, 1987.—243 с.
10. Лысенко В. Н. Измерение вертикальной составляющей скорости дрейфа плазмы и кинетических температур в ионосфере // Геомагнетизм и аэрономия.—2001.—41, № 3.—С. 365—368.
11. Ляшенко М. В., Скляров И. Б., Черногор Л. Ф., Черняк Ю. В. Суточные и сезонные вариации параметров ионосферной плазмы в период спада солнечной активности // Космічна наука і технологія.—2006.—12, № 2/3.—С. 45—58.
12. Михайлов А. В., Боенкова Н. М. Асимметрия годовых вариаций области F2 северного и южного полушарий // Геомагнетизм и аэрономия.—1980.—10, № 2.—С. 251—254.
13. Михайлов А. В., Островский Г. И. Явление зимнего возрастания электронной концентрации в ночной F2-области и его возможное объяснение // Геомагнетизм и аэрономия.—1980.—20, № 1.—С. 29—32.
14. Ришбет Г., Гарриот О. К. Введение в физику ионосферы. — Л.: Гидрометеоиздат, 1975.—304 с.
15. Таран В. И. Исследования ионосферы в естественном и искусственно возмущенном состояниях методом некогерентного рассеяния // Геомагнетизм и аэрономия.—2001.—41, № 5.—С. 659—666.
16. Черногор Л. Ф. Физика Земли, атмосферы и геокосмоса в свете системной парадигмы // Радиофизика и радиоастрономия.—2003.—8, № 1.—С. 56—104.
17. Bhuyan P. K., Chamua M., Subrahmanyam P., Garg S. C. Diurnal, seasonal and latitudinal variations of electron temperature measured by the SROSS C2 satellite at 500 km altitude and comparison with the IRI // Ann. Geophys.—2002.—20.—P. 807—815.
18. Bilitza D. International Reference Ionosphere 2000 // Radio Sci.—2001.—36, N 2.—P. 261—275.
19. Champion K. S. W. Dynamics and structure of the quiet thermosphere // J. Atmos. and Terr. Phys.—1975.—37, N 6/7.—P. 915—926.
20. Evans J. V. Seasonal and sunspot cycle variations of F-region electron temperatures and protonospheric heat fluxes // J. Geophys. Res.—1973.—78, N 13.—P. 2344.
21. Farelo A. F., Herraiz M., Mikhailov A. V. Global morphology of night-time N_m F2 enhancements // Ann. Geophys.—2002.—20.—P. 1795—1806.
22. Hedin A. E. MSIS-86 thermospheric model // J. Geophys. Res.—1987.—92.—P. 4649—4662.
23. Mikhailov A. V., Schlegel K. Equinoctial transitions in the ionosphere and thermosphere // Ann. Geophys.—2001.—19.—P. 783—796.
24. Nisbet J. S. Models of the ionosphere. — The Penn. State Univ., Ionospheric Res. Lab., 1974.—P. 245—258.
25. Richards P. G. Seasonal and solar cycle variations of the ionospheric peak electron density: Comparison of measurement and models // J. Geophys. Res.—2001.—106, N A7.—P. 12803—12819.
26. Rishbeth H., Sedgemore-Schulthess K. J. F., Ulich T.

- Annual and semiannual variations in the ionospheric F2-layer: II. Physical discussion // Ann. Geophys.—2000.—**18**.—P. 945—956.
27. Salah J. E., Evans J., Wand R. N. Seasonal variations in the thermosphere above Millstone Hill // Radio Sci.—1974.—**9**, N 2.—P. 231—238.
28. Schunk R. W., Nagy A. F. Ionospheres: Physics, plasma physics, and chemistry. — Cambridge, 2000.—555 p.—(Cambridge Atmospheric and Space Sci. Ser.)
29. Sethi N. K., Dabas R. S., Vohra V. K. Diurnal and seasonal variations of h_m F2 deduced from digital ionosonde over New Delhi and its comparison with IRI 2001 // Ann. Geophys.—2004.—**22**.—P. 453—458.
30. Zang S., Holt J. M., Zalucha A. M. Midlatitude ionospheric plasma temperature climatology and empirical model based on Saint Santin incoherent scatter radar data from 1966 to 1987 // J. Geophys. Res.—2004.—**109**, N A11.—P. 311.

**DIURNAL AND SEASONAL VARIATIONS
OF IONOSPHERIC PLASMA PARAMETERS
AT MAXIMUM SOLAR ACTIVITY PERIOD**

M. V. Lyashenko, L. F. Chernogor, Yu. V. Chernyak

We consider diurnal and seasonal variations of the main ionospheric plasma parameters (electron density, ion temperature, electron temperature, vertical component of plasma transfer velocity) for four characteristic geophysical periods (winter and summer solstices, vernal and autumnal equinoxes) near the solar activity maximum in 2000—2002 in the height range of 110 to 1030 km. For the periods under consideration, a theoretical simulation of dynamic processes in the ionosphere is carried out. Some region features of the main ionospheric parameter distribution are revealed and confirmed. Our results will be used for regional ionospheric model development.

УДК 551.510.534

А. В. Грицай, О. М. Євтушевський

Київський національний університет імені Тараса Шевченка, Київ

**Сезонні зміни активності
квазістационарних планетарних хвиль
у стратосфері над Антарктикою**

Надійшла до редакції 02.10.05

Розглянуто сезонні зміни параметрів квазістационарних планетарних хвиль в Антарктиці, основна увага приділена зимово-весняному періоду. Використані дані про загальний вміст озону в атмосфері (супутниковий спектрометр TOMS) та температуру нижньої стратосфери (NCEP-NCAR). В середньому за 1979—2004 рр. максимальне значення амплітуди зональних хвиль (80 ОД) досягається у жовтні на широті 65° S. З серпня до листопада положення максимуму амплітуди зміщується з середніх до високих широт. Зіставлення даних за роки з аномальним розвитком озonoвої діри (1988 і 2002 рр.) показало, що збільшення амплітуди хвиль в кінці зими (серпень) є ознакою зменшення руйнування озона у весняний період. У серпні на широтах 60—65° S амплітуда стационарних хвиль в температурі нижньої стратосфери становила близько 6 та 10 K у 1988 та 2002 рр. відповідно. Це було однією з причин, які зумовили відмінності у розвитку стратосферних процесів у весняний період.

ВСТУП

Просторовий розподіл атмосферних параметрів, усереднений за місяць або за сезон, показує наявність квазістационарних хвиль (КСХ), амплітуда і фаза яких змінюються упродовж року та з року в рік [1, 6, 10]. В зональному напрямі часто переважає спектральна складова із хвильовим числом $k = 1$, що призводить до утворення одного максимуму і одного мінімуму, тобто порівняно стійкої зональної асиметрії характеристик атмосфери. Це зумовлює систематичну різницю між умовами у різних довготних секторах, які перебувають в області максимуму та мінімуму зональної хвилі. Тропосферні стационарні хвилі тісно пов’язані з регіональним кліматом і суттєво впливають на його зміни [5]. Стационарні хвилі стратосфери відіграють важливу роль у просторовому розподілі озону, особливо у полярних областях [12, 15].

У високих широтах південної півкулі макси-

мальна амплітуда КСХ спостерігається в зимово-весняний період. У більшості досліджень стационарні хвилі вивчалися за середньомісячними полями атмосферних параметрів (поверхневого тиску, температури, геопотенціалу, вмісту озону). Виявлено, наприклад, що у полі геопотенціалу амплітуда КСХ із зональним хвильовим числом $k = 1$ найвища на широті 60° S і досягає максимуму на висотах верхньої тропосфери і стратосфери у жовтні [9]. Метою даної роботи є аналіз сезонних змін активності КСХ з урахуванням залежності їх параметрів від широти. Застосовано методику послідовного визначення параметрів зональних хвиль на окремих широтних колах. Використано дані супутниковых вимірювань TOMS (Total Ozone Mapping Spectrometer) загального вмісту озону в атмосфері за 1979—2004 рр., а також дані NCEP-NCAR (National Centers for Environmental Prediction — National Center for Atmospheric Research) по температурі в нижній стратосфері.

МЕТОДИКА АНАЛІЗУ

Супутниковий спектрометр TOMS забезпечує формування щоденних глобальних розподілів загального вмісту озону (ЗВО) в атмосфері з просторовим розділенням 1° по широті та 1.25° по довготі. Результати вимірювань подаються у вигляді щоденних та середньомісячних масивів даних та карт ЗВО (<http://toms.gsfc.nasa.gov>). Для опрацювання выбрано довготні розподіли ЗВО в інтервалі $55\text{--}75^{\circ}\text{S}$ з кроком по широті 5° , тобто на п'яти окремих широтних колах. В зимово-весняний період у стратосфері над Антарктикою домінує західний вітер, тому більшість змін у розвитку явищ пов'язана із варіаціями зональних характеристик. Застосована в роботі методика [2] ґрунтуються на щоденних довготніх розподілах на окремому широтному колі і є ефективною для аналізу кількісних параметрів зональних хвиль. Послідовний перехід від одного широтного кола до іншого дозволяє простежити варіації параметрів у меридіональному напрямі.

Визначалися усереднені за місяць довготні розподіли ЗВО (рис. 1), в кожному з яких представлена середньомісячна стаціонарна складова зональної хвилі. Після згладжування 50-градусним фільтром обчислювалася її амплітуда.



Рис. 1. Довготний розподіл середньомісячних значень вмісту озону на широті 60°S за вимірюваннями супутниковим спектрометром TOMS у 2001 р. в сезони: а — літо, осінь та зима південної півкулі; б — весна

Виконувався також спектральний аналіз щоденних довготних профілів та одержувалися середньомісячні амплітуди і фази квазістаціонарних складових із зональними хвильовими числами $k = 1, 2, 3$. Оскільки внесок гармонік $k = 2, 3$ у середньомісячну амплітуду стаціонарної хвилі в озоні малий, результати для них тут не розглядаються.

У восьмій версії алгоритму TOMS для обробки результатів вимірювань є пропуск даних за 1993–1995 рр. Крім того, у період полярної ночі супутниківі вимірювання на високих широтах обмежені; наприклад, для серпня (останнього зимового місяця у південній півкулі) дані TOMS наявні лише до широти 65°S . Оскільки спостерігається висока кореляція між температурою нижньої стратосфери і ЗВО [15, 16], для серпня використано також дані по температурі повітря на рівні 100 гПа (приблизно 16 км над поверхнею Землі) за 1979–2005 рр. Цим для серпня розширено досліджувану зону в напрямі високих широт та заповнено трирічний пропуск, властивий даним TOMS. Відомо, що рівень активності планетарних хвиль в зимовий період впливає на швидкість втрат озону у весняні місяці [11]. Тому ми звертаємо увагу на серпень з точки зору виявлення у поведінці зимових стаціонарних хвиль ознак їхнього можливого впливу на розвиток озонової діри.

Середньомісячні довготні розподіли температури за період 1979–2005 рр. для широт $50\text{--}75^{\circ}\text{S}$ одержано з Центру діагностики клімату CDC (дані NCEP-NCAR, <http://www.cdc.noaa.gov/cdc/reanalysis>). На рис. 2 наведено температурні дані з вилученням середнього зонального значення для серпня і листопада 2001 р., які представлені в розподілах озону на рис. 1.

Із порівняння рис. 1 і 2 видно близьку подібність зонального розподілу ЗВО і температури повітря в нижній стратосфері у серпні

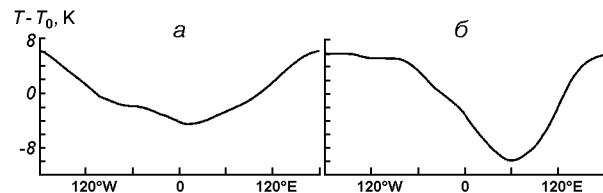


Рис. 2. Відхилення температури повітря від середнього зонального значення на рівні тиску 100 гПа на широті 60°S у серпні (а) і листопаді (б) 2001 р. за даними NCEP-NCAR

(рис. 1, а, жирна крива і рис. 2, а відповідно) та листопаді (рис. 1, б, пунктир і рис. 2, б, відповідно). Збігаються і відмінності між серпнем і листопадом як в амплітуді зональної хвилі, так і в довготному розташуванні її екстремумів. Це свідчення високої кореляції між озоном і температурою нижньої стратосфери. Оцінки показують, наприклад, що для жовтня на рівні тиску 20–200 гПа коефіцієнт кореляції досягає 0.9 [15]. Наявність маломасштабних варіацій на кривих TOMS (рис. 1) зумовлена кращим просторовим розділенням по довготі (1.25° порівняно з 2.5° в NCEP-NCAR) та відмінностями формування щоденних даних. Супутнику TOMS з полярною орбітою властивий асиноптичний характер даних, оскільки щоденний глобальний розподіл озону формується із окремих вимірювань над певним місцем у певний час доби. В даних NCEP-NCAR географічні розподіли параметрів подаються на основі усереднених за добу вимірювань.

В цій роботі використано значення максимального та мінімального відхилень температури від середнього зонального значення, які наводяться на графічному варіанті одержаних середньомісячних даних (рис. 2). Амплітуда стаціонарної зональної хвилі в температурі визначалася як $1/2$ різниці між максимальним і мінімальним відхиленнями.

СЕЗОННІ ЗМІНИ АМПЛІТУДИ КВАЗІСТАЦІОНАРНИХ ХВИЛЬ

Сезонні зміни квазістанціонарного зонального розподілу озону над Антарктикою протягом 2001 р. на широті 60° S показано на рис. 1. Цей рік мав типові для останнього десятиліття тривалість і площу озонової діри. Амплітуда зональної хвилі упродовж трьох весняних місяців (рис. 1, б) у кілька разів вища, ніж для решти дев'яти місяців (рис. 1, а). Більшу частину року амплітуда КСХ не перевищує 35 одиниць Добсона, тоді як у вересні і листопаді вона становить 50–60 ОД, а у жовтні — близько 100 ОД.

Різке посилення неоднорідності зонального розподілу озону в даному регіоні у весняні місяці викликане існуванням сильного стратосферного вихору, яким холодна полярна область відокремлюється від середньоширотної. В цей

період відбуваються значні втрати озону всередині вихору, які супроводжуються його накопиченням з екваторіального боку вихору. Викликане стаціонарними планетарними хвильами зміщення вихору відносно полюса і його витягування відбувається переважно в напрямі довготних секторів поблизу меридіанів 0 та 180° . Тому утворюється квазістанціонарна зональна асиметрія ЗВО з мінімумом поблизу Антарктичного півострова і максимумом у протилежному секторі. Варто відзначити, що явища зміни форми і положення вихору добре відомі із спостережень у північній півкулі. Там внаслідок сильніших збурень в атмосфері витягування та зсув стратосферного полярного вихору навіть більші, ніж у південній півкулі [4, 14].

З рис. 1 видно, що амплітуда КСХ у весняні місяці зростає переважно завдяки поглибленню мінімуму, який на даному широтному колі означає надходження полярного стратосферного повітря у виступах озонової діри. Зазначимо, що це зниження в зональному розподілі ЗВО навколо нульового меридіана видно вже в серпні. Лише у жовтні збільшення амплітуди зумовлене підвищеннем рівня максимуму до аномально високих для Антарктики значень — близько 400 ОД. Це результат систематичного зсуву вихору у бік Антарктичного півострова, внаслідок якого середньоширотне повітря у протилежному довготному секторі зміщується на вищі широти, приносячи туди багату озоном повітряну масу. Саме в цей період у середніх широтах південної півкулі настає максимум у сезонному циклі ЗВО (вересень—жовтень) на рівні близько 350 ОД ([16, рис. 4-35]). Значення 400 ОД і більші виникають внаслідок накопичення озону на зовнішньому боці вихору через відсутність меридіонального обміну в стратосфері в цей період. На високих широтах південної півкулі такі значення можуть реєструватися лише при зміщенні збагаченого озоном повітря до полюса у вигинах зональної хвилі.

Отже, попередні дослідження і рис. 1 свідчать, що упродовж року найбільша активність стаціонарних планетарних хвиль в озоні в області антарктичного полярного вихору спостерігається навесні — у вересні—листопаді. Але вже в серпні у довготному розподілі ЗВО помітне деяке відхилення від середнього малозбуреного стану, характерного для попередніх восьми місяців

(з грудня до липня), коли зональна асиметрія найменша. Для детальнішого розгляду поведінки КСХ у серпні—листопаді одержано середньомісячні амплітуди на п'яти широтних колах між 55° та 75° S. На рис. 3 наведено середні за 1979—2004 рр. амплітуди зональної гармоніки $k = 1$, яка робить основний внесок у стаціонарну складову планетарних хвиль. Видно, що кожен місяць має характерний меридіональний розподіл амплітуди стаціонарних хвиль.

Найвища амплітуда досягається у жовтні з піковим значенням 80 ОД. Це узгоджується з відомим фактом, що весняний максимум активності КСХ у південній півкулі настає у жовтні [9, 15]. Видно, що максимум у жовтні припадає на широту 65° S, а на 10° на північ та на південь спостерігається симетричне зниження амплітуди на 30 ОД (близько 40 %). Отже, середнє положення жовтневого максимуму за останню чверть століття досить впевнено визначається на широті 65° S. За іншими даними, одержаними для верхньої тропосфери і стратосфери на менших часових інтервалах або з розгляду окремих подій, наводилися значення 60° S [9], 60 — 65° S [8] або 60 — 70° S [3].

Із серпня до листопада відбувається систематичне зміщення максимуму амплітуди КСХ з середніх широт до високих. У серпні підвищення амплітуди помітне на широтах 55 — 60° S, у вересні — на широті 60° S, у жовтні — на 65° S, а в листопаді — на 65 — 70° S. Меридіональний розподіл амплітуд у вересні і листопаді видається дзеркально-симетричними. Таку картину створюють як вказані положення максимуму, так і розташування найнижчих рівнів амплітуди на протилежних краях широтної смуги. Отже, навіть у вузькій 20-градусній широтній зоні помітна значна нерівномірність розподілу амплітуди стаціонарних хвиль.

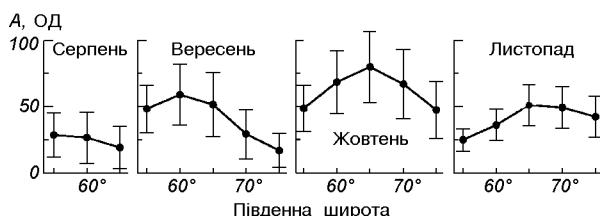


Рис. 3. Широтна залежність амплітуди квазістаціонарної хвилі $k = 1$ в озоні у серпні—листопаді, усереднено за 1979—2004 рр.

Одна з причин зміщення широти максимальної амплітуди КСХ в озоні до полюса — систематичне сезонне зменшення площин полярного вихору. В антарктичній нижній стратосфері вихор має найбільшу площину в серпні і поступово зменшується протягом весни [14]. Тому відбувається зміщення до полюса краю вихору, а також широтної смуги, охопленої його хвильовою деформацією та відповідними збуреннями у зональному розподілі озону. Але важливим фактором є також сезонні зміни поверхневого теплового режиму, оскільки при переході від зимових умов до весняних поступово збільшується доступ сонячної радіації у високі широти. Тому перерозподіл теплових джерел генерації стаціонарних планетарних хвиль може впливати на широтне зміщення їхньої активності.

Відомо, наприклад, що стаціонарні хвилі температури у стратосфері на рівні 10 гПа в зимовий період мають максимум на широтах 46 — 62° S (хвиля 1) та 35 — 60° S (хвиля 2) [1, табл. 11.6.2]. Це зона середніх та субполярних широт, яка прилягає до зовнішнього краю полярного вихору, адже, як відомо, вісь полярного струменя в зимові місяці розташована на широті 60° S [16, рис. 3-11]. Деяке збільшення амплітуди у серпні у бік середніх широт (рис. 3), очевидно, відбиває меридіональний розподіл хвильової активності в цей період.

У вересні—жовтні (рис. 3), імовірно, накладаються ефекти від двох вказаних процесів, а в листопаді переважає вплив першого з них, пов'язаного із зменшенням розмірів вихору та його остаточним розпадом в кінці листопада — на початку грудня.

Значне підвищення амплітуди хвиль в жовтні можна розглянути докладніше, проаналізувавши, як змінюється амплітуда впродовж місяця. Статистичний аналіз щоденних даних дозволив визначити багаторічні середні дати настання максимуму на п'яти широтних колах (рис. 4). Зберігається тенденція, відзначена за середньомісячними даними, — максимум хвильового збурення на вищих широтах спостерігається пізніше. Усереднення за 1979—2004 рр. показало, що при зміщенні від широти 55 до 75° S дата найбільшої амплітуди квазістаціонарного збурення зсувається від 29 вересня до 22 жовтня, тобто більш ніж на три тижні. На широті 65° S середня дата — 7 жовтня.

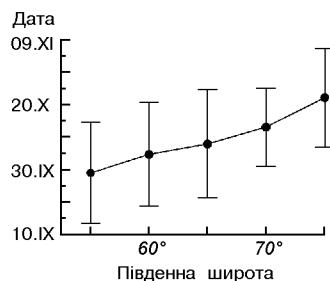


Рис. 4. Середня дата максимуму амплітуди квазістационарної зональної хвилі в озоні на окремих широтах в межах 55–75° S за 1979–2004 рр.

Це статистична характеристика за тривалий період і варіації, як видно із середніх квадратичних відхилень на рис. 4, досить значні, становлячи в середньому близько ± 15 діб, тобто на кожній широті дата може змінюватися приблизно у межах одного місяця. В середньому ж максимальні амплітуди стаціонарних хвиль припадають на перші три тижні жовтня.

СЕРПНЕВІ АНОМАЛІЇ ХВИЛЬОВОЇ АКТИВНОСТІ

Багаторічні середні дані показують різке посилення інтенсивності стаціонарних хвиль у весняні місяці порівняно з літньо-осінньо-зимовим періодом (рис. 1). Але, як відзначалося вище, вже в серпні (останній зимовий місяць у південній півкулі) у довготному розподілі ЗВО помітні відхилення від малозбуреного стану у грудні—липні (рис. 1, a). Ці відхилення особливо виразні в роки аномального розвитку озонової діри — у 1988 і 2002 рр., коли вона мала значно менші площину і тривалість. Саме для цих подій властиве підвищення амплітуди зональної хвилі в озоні не лише у весняні місяці (вересень—листопад), а вже у серпні. З рис. 5 видно, що за період супутникових спостережень озону з 1979 р. серпнева амплітуда зональної хвилі $k = 1$ має два пікових значення — у 1988 і 2002 рр. На фоні міжрічних варіацій це найпомітніше на широтах 60 і 65° S. Поведінка полярної стратосфери в 2002 р. характеризувалася як сильне потепління — явище, типове для північної півкулі і вперше спостережене в південній [13], а подія 1988 р. не досягла такої інтенсивності, хоча й перевищувала типовий рівень слабкого потепління.

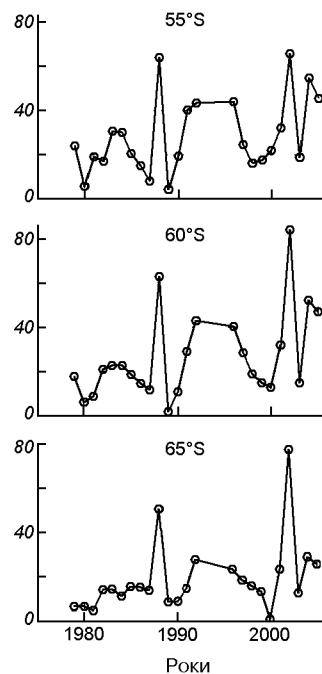


Рис. 5. Міжрічні варіації амплітуди зональної хвилі $k = 1$ у серпні

Інтенсивне формування озонової діри починається у вересні, коли холодне стратосферне повітря всередині вихору освітлюється Сонцем, і відбуваються швидкі втрати озону в хімічних реакціях. Найбільша площа озонової діри також спостерігається у вересні. Але рівень хвильової активності у тропосфері і стратосфері у зимовий період створює передумови для подальших змін у динаміці полярної атмосфери та в розвитку стратосферних процесів. Починаючи з липня, зростання активності тропосферних хвиль зумовлює надходження більшої енергії в нижню стратосферу.

Антикореляція між інтенсивністю планетарних хвиль, збуджених в зимовий період у тропосфері, і втратами озону в період існування озонової діри загалом дає можливість прогнозувати рівень втрат [11]. Але активізація хвильового потоку із тропосфери взимку 2002 р. несподівано завершилася сильним стратосферним потеплінням і розщепленням озонової діри 22 вересня [7]. Не вдалося передбачити, що у підсумку це зумовить фактично повну відсутність весняного зниження озону, властивого для двох останніх десятиліть. Велика увага до цієї

події, значний обсяг проаналізованих і узагальнених даних (див., наприклад, спеціальний випуск *Journal of Atmospheric Sciences*.—2005.—62, N 3) дозволяють сподіватися, що будуть створені нові, надійніші моделі прогнозування кількісних характеристик озонової діри.

З цієї точки зору доречно розглянути загальнодоступні для поточного аналізу атмосферні параметри, такі як озон і температура нижньої стратосфери. Як зазначено вище, ми взяли дані для останнього місяця зими (серпень), оскільки попередні два місяці супутниковими вимірюваннями озону охоплюються лише частково — на широті 65° S з кінця липня. З рис. 5 можна зробити висновок, що на широтах 55 — 65° S серпневі озонові дані чітко показують аномально високі амплітуди КСХ у 1988 і 2002 рр. Для вищих широт супутниковых озонових даних у цей час немає, тому були проаналізовані температури на рівні 100 гПа (дані NCEP-NCAR), які до того ж заповнюють і трирічний пропуск в озонових даних (1993—1995 рр.). На рис. 6 показані усереднені за серпень меридіональні розподіли амплітуд зональної КСХ в температурі повітря у нижній стратосфері. Тут взято широтний інтервал 50 — 75° S за період часу 1979—2005 рр.

Видно, що для потепління 1988 р., яке не досягло рівня сильного, амплітуди в серпні були вищими від рівня, характерного для слабких потеплінь, лише на широтах 50 , 55 і 60° S. На вищих широтах значення амплітуд такі ж, як і під час слабких потеплінь. Для сильного потепління 2002 р. помітно значне підвищення амплітуд у всьому широтному інтервалі 50 — 75° S з максимумом у зоні 60 — 65° S, де амплі-

туда КСХ приблизно удвічі більша, ніж у звичайні роки.

Порівнюючи два аномальні для південної стратосфери роки, можна зробити висновок, що потепління 1988 р. не стало сильним, тому що не досягло високих широт. На широті 50° S немає різниці між двома роками в амплітуді зональної хвилі у стратосферній температурі, вона стає помітною на широті 55° S, а найбільша в інтервалі 60 — 75° S — близько 4 K. Отже, меридіональний профіль амплітуди КСХ в температурі на рівні нижньої стратосфери можна розглядати як один з індикаторів інтенсивності стратосферного потепління у південній півкулі. Принаймні з порівняння 1988 і 2002 рр. випливає, що а) перевищення в серпні середніх значень амплітуди на широтах 50 — 55° S може свідчити про аномальний хід наступного весняного потепління в стратосфері і б) приблизно двократне перевищення амплітуди на широтах 60 — 65° S є ознакою сильного потепління. З рис. 6 видно, що в серпні 2002 р. у широтній зоні 60 — 65° S спостерігався рівень амплітуди 10 K, а в серпні 1988 р. — 6 K, що можна розглядати як індикатор відмінностей наступного розвитку стратосферних процесів у весняний період. Як вже відзначалося, на стійкість стратосферного полярного вихору та рівень втрат озону впливає інтенсивність потоку енергії планетарних хвиль із тропосфери в стратосферу в зимовий період. Очевидно, що ці процеси певною мірою розвиваються і у формі стаціонарних хвиль, що можна простежити за температурними і озоновими даними на рівні нижньої стратосфери.

ВИСНОВКИ

У роботі розглянуто широтну залежність параметрів квазістаціонарних планетарних хвиль в Антарктиці. Були використані супутникові дані щодо загального вмісту озону в атмосфері (серпень—листопад 1979—2004 рр., 55 — 75° S) та температури в нижній стратосфері (серпень 1979—2005 рр., 50 — 75° S).

Аналіз озонових даних показує, що багаторічний максимум амплітуди КСХ з зональним числом $k = 1$ досягається у жовтні на широті 65° S (в середньому 80 ОД). У напрямі екватора (до 55° S) та полюса (до 75° S) для цього місяця

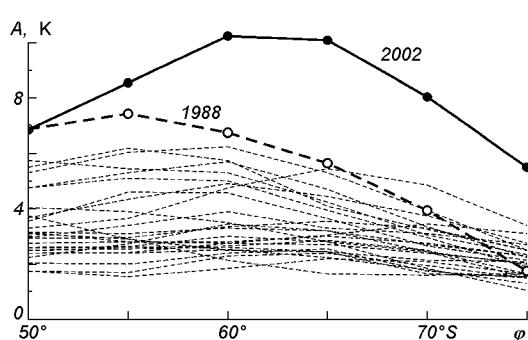


Рис. 6. Амплітуда зональної хвилі у температурі повітря на рівні 100 гПа у серпні за період 1979—2005 рр.

характерне симетричне зниження амплітуди відносно максимуму більш ніж на 30 ОД (40 %).

Широтний розподіл інтенсивності стаціонарних хвиль в озоні пов'язаний з розвитком стратосферного полярного вихору та хвильових збурень у його крайовій області. Відбиваючи сезонне зменшення площини вихору та перерозподіл поверхневих теплових джерел, максимум амплітуди КСХ систематично зміщується з середніх (серпень) до високих (листопад) широт. Усереднення щоденних даних за 1979—2004 рр. показало, що при зміщенні від широти 55 до 75° S дати максимальної амплітуди КСХ зсуваються від 29 вересня до 22 жовтня, тобто припадають переважно на перші три тижні жовтня.

Зіставляючи серпневі дані для аномальних у південній стратосфері років, виявлено, що у порівнянні із сильним стратосферним потеплінням 2002 р., потепління 1988 р. не досягло широт, вищих за 60° S. Показано, що меридіональний профіль амплітуди КСХ наприкінці зими (серпень) можна розглядати як один з індикаторів інтенсивності остаточного стратосферного потепління у весняні місяці. Зокрема, у серпні на широтах 60—65° S рівень амплітуди стаціонарних хвиль температури нижньої стратосфери становив 6 та 10 K у 1988 та 2002 рр., відповідно. Це, очевидно, було однією з причин, які зумовили відмінності розвитку стратосферних процесів у весняний період. Запропонований кількісний критерій може бути застосований для оцінки впливу стаціонарної складової планетарних хвиль на стійкість стратосферного полярного вихору.

1. Атмосфера. Справочник. — Л.: Гидрометеоиздат, 1991.—510 с.
2. Grytsai A., Grytsai Z., Evtushevsky A., Milinevsky G. Interannual variability of planetary waves in the ozone layer at 65° S // Int. J. Remote Sensing.—2005.—26, N 16.—P. 3377—3387.
3. Hio Y., Hirota I. Interannual variations of planetary waves in the Southern Hemisphere stratosphere // J. Met. Soc. Jap.—2002.—80, N 4B.—P. 1013—1027.
4. James P. M., Peters D., Waugh D. W. Very low ozone episodes due to polar vortex displacement // Tellus.—2000.—52B.—P. 1123—1137.
5. Joseph R., Ting M., Kushner P. J. The global stationary wave response to climate change in a coupled GCM // J. Climate.—2004.—17, N 3.—P. 540—556.
6. Moustaqi M., Teitelbaum H., Valero F. P. J. Vertical displacement induced by quasi-stationary waves in the Southern Hemisphere stratosphere during spring // Mon.

- Weather Rev.—2003.—131, N 10.—P. 2279—2289.
7. Newman P. A., Nash E. R. The unusual Southern Hemisphere stratosphere winter of 2002 // J. Atmos. Sci.—2005.—62, N 3.—P. 614—628.
 8. Nogues-Paegle J., Mo K. C., Callahan K. P. Lower stratosphere waves during 1986–1989 Southern springs // Tellus.—1992.—44B.—P. 390—408.
 9. Quintanar A. I., Mechoso C. R. Quasi-stationary waves in the Southern Hemisphere. Part I. Observational data // J. Climate.—1995.—8, N 11.—P. 2659—2672.
 10. Rao V. B., Fernandez J. P. R., Franchito S. H. Quasi-stationary waves in the Southern Hemisphere during El Niño and La Niña events // Ann. Geophys.—2004.—22.—P. 789—806.
 11. Shindell D. T., Wong S., Rind D. Interannual variability of the Antarctic ozone hole in a GCM. Part I. The influence of tropospheric wave variability // J. Atmos. Sci.—1997.—54, N 18.—P. 2308—2319.
 12. Stephenson D. B., Royer J.-F. Low-frequency variability of total ozone mapping spectrometer and general circulation model total ozone stationary waves associated with the El-Niño/Southern Oscillation for the period 1979—1988 // J. Geophys. Res.—1995.—100, N D4.—P. 7337—7346.
 13. Varotsos C. What is the lesson from the unprecedented event over Antarctica in 2002? // Environ. Sci. Pollut. Res.—2003.—10, N 2.—P. 80—81.
 14. Waugh D. W., Randel W. J. Climatology of Arctic and Antarctic vortices using elliptical diagnostics // J. Atmos. Sci.—1999.—56, N 11.—P. 1594—1613.
 15. Wirth V. Quasi-stationary planetary waves in total ozone and their correlation with lower stratospheric temperature // J. Geophys. Res.—1993.—98, N D5.—P. 8873—8882.
 16. WMO: Scientific assessment of ozone depletion: 2002. —Geneva: World Meteorological Organization, 2003.—Report N 47.

SEASONAL CHANGES OF THE ACTIVITY OF QUASI-STATIONARY PLANETARY WAVES IN THE STRATOSPHERE OVER THE ANTARCTIC

A. V. Grytsai, A. M. Evtushevsky

Seasonal changes of the quasi-stationary planetary wave parameters in the Antarctic are considered, the emphasis is on the winter-spring period. Data on the total ozone content in the atmosphere (the satellite spectrometer TOMS) and lower stratosphere temperature (NCEP-NCAR) are used. On the average for 1979—2004, the maximum value of the zonal wave amplitude (80 DU) is reached in October at a latitude of 65° S. From August to November the amplitude maximum is displaced from the middle to high latitudes. Our comparison of the data for the years of an anomalous ozone hole development (1988 and 2002) shows that the wave amplitude increase in the late winter (August) is a sign of the ozone depletion decrease during spring. In August the stationary wave amplitude in the lower stratosphere temperature at the latitudes 60—65° S was about 6 K and about 10 K in 1988 and 2002, respectively. This was one of the causes of distinctions in the development of the stratospheric processes during spring.

УДК 524.1

В. Г. Кривдик

Київський національний університет імені Тараса Шевченка

Динаміка частинок та їхнє нетеплове випромінювання у неоднорідній магнітосфері із змінним дипольним магнітним полем

Надійшла до редакції 21.12.05

Досліджується динаміка заряджених частинок у магнітосферах небесних тіл із неоднорідним розподілом частинок і змінним дипольним магнітним полем, їхнє прискорення та нетеплове випромінювання для певних початкових розподілів заряджених частинок у магнітосфері. Показано, що заряджені частинки будуть прискорюватися у змінному магнітному полі і генерувати нетеплове електромагнітне випромінювання і що небесні тіла зі змінними магнітними полями мають бути потужними джерелами нетеплового електромагнітного випромінювання, яке може спостерігатись за допомогою інструментів наземного та супутникового базування. Значення потоків випромінювання залежить від відстані до небесних тіл, значень їхнього магнітного поля та спектрів частинок у магнітосфері.

ВСТУП

Багато небесних тіл (Земля та інші планети Сонячної системи, Сонце, зірки) мають магнітосфери, магнітне поле у яких змінюється у результаті глобальних коливань або катастрофічного стискання (колапсу) на деяких стадіях їхньої еволюції. Такі глобальні коливання спостерігаються для планет, Сонця та зірок. Внаслідок зміни радіуса небесного тіла буде змінюватися також її магнітне поле, тому вивчення динаміки заряджених частинок у змінних магнітних полях має важливе значення для фізики планетних магнітосфер, сонячного та зоряніх вітрів, для пояснення потужних рентгенівських та гамма-спалахів.

У цій роботі розглядається динаміка заряджених частинок у магнітосферах зірок на стадії гравітаційного колапсу і процеси прискорення та нетеплового випромінювання у їхніх магнітосферах для певних початкових розподілів заряджених частинок (степеневого, релятивістського максвеллівського та бульманівського). Змінне магнітне поле у магнітосфері генерує електрич-

не поле, яке буде прискорювати заряджені частинки до релятивістських енергій. Рухаючись у магнітному полі, ці частинки будуть генерувати нетеплове електромагнітне випромінювання. Таким чином, колапсуючі зорі можуть бути потужними джерелами нетеплового електромагнітного випромінювання, яке може спостерігатись за допомогою інструментів наземного базування та супутників. Величина потоку випромінювання залежить від відстані до небесних тіл та величини магнітного поля і спектру частинок у їхніх магнітосферах.

МОДЕЛЬ МАГНІТОСФЕРИ З НЕОДНОРІДНИМ РОЗПОДІЛОМ ЧАСТИНОК

Предметом розгляду роботи буде динаміка заряджених частинок та їхнє нетеплове випромінювання у магнітосфері зірки на стадії гравітаційного колапсу. Це питання є актуальним для пояснення природи рентгенівських та гамма-спалахів — найпотужніших явищ, що спостерігаються на даний час. Можливим джерелом

цих спалахів є вибух Наднової зірки, коли на певній стадії еволюції внаслідок виходу ударної хвилі на поверхню зірки та втрачає частину своєї маси, яка може прискорюватися до релятивістських енергій [11, 12, 24—30].

Для вирішення поставленої задачі доцільно розбити її на три етапи. У першу чергу слід розглянути фізичні умови у магніtosфері колапсуючої зірки. По-друге, дослідити динаміку заряджених частинок у цій магніtosфері. І нарешті, розрахувати параметри Стокса, які характеризують випромінювання частинок у магніtosфері та врахувати вплив плазми на це випромінювання.

Як показують дослідження [3, 14—20], зовнішнє магнітне поле колапсуючої зірки змінюється згідно з законом

$$\begin{aligned} B_r &= 2r^{-3}\mu(t)\cos\theta, \\ B_\theta &= r^{-3}\mu(t)\sin\theta, \quad B_\phi = 0, \end{aligned} \quad (1)$$

$$B(r, \theta, R) = (B_\phi^2 + B_\theta^2)^{1/2} = \mu(t)r^{-3}(1 + 3\cos^2\theta)^{1/2},$$

$$E_\varphi = -\frac{1}{cr^2} \frac{\partial \mu}{\partial t} \sin\theta, \quad E_r = E_\theta = 0,$$

де $\mu(t)$ — магнітний момент зірки із радіусом $R(t)$, B_r , B_θ , B_ϕ та E_r , E_θ , E_φ — компоненти магнітного та електричного полів, $B(r, \theta, R)$ — повне магнітне поле, $F_0 = R_0 B_0^2$ — початковий магнітний потік зірки. Тут використовується сферична система координат, вісь z якої збігається з магнітною віссю диполя.

Рівняння (1) описують зовнішнє електромагнітне поле колапсуючої зірки із гравітаційним полем Ньютона, і їх можна використовувати для розгляду руху частинок у магніtosфері під час майже всього колапсу, за винятком області поблизу гравітаційного радіуса, де вже необхідно враховувати релятивістські ефекти.

Магніtosфера, поле якої описується рівняннями (1), може існувати лише за умов, коли на її структуру та динаміку частинок суттєво не впливають тиск частинок, їхні взаємні зіткнення та обертання зірки.

Спочатку оцінимо вплив тиску частинок на структуру магнітного поля. Цей тиск можна не враховувати, коли він менший від тиску магнітного поля, тобто коли виконується нерівність $B^2/8\pi > \rho v^2/2$. Для магніtosфери із дипольним

магнітним полем $B(r) \approx F_0 R r^{-3}$, яка містить заряджені частинки з кінетичною енергією $E = mv^2/2$, цю нерівність можна записати у вигляді $N_e > F_0^2 R^2 / (8\pi Er^6)$. Для зірок на кінцевих стадіях еволюції (нейтронні зірки та білі карлики) типове значення магнітного потоку $F_0 \approx \approx 5 \cdot 10^{15}$ Вб [6—10]. При таких значеннях потоку вказана нерівність залишається справедливою для дуже щільних і протяжних магніtosфер, які містять релятивістські частинки з енергією $E \leq 10^{12}$ еВ. Наприклад, для магніtosфери з радіусом $r = 100R$ нерівність виконується до густини $N_e \leq 10^{34} \text{ см}^{-3}$. Така густина характерна швидше для внутрішніх областей нейтронної зірки, а не для магніtosфери (густина плазми у магніtosфері нейтронної зірки поблизу поверхні $N_e = 10^{11} \dots 10^{14} \text{ см}^{-3}$). Тому надалі не будемо враховувати вплив тиску частинок на структуру поля у магніtosфері колапсуючої зірки.

Взаємні зіткнення частинок можна не враховувати для магніtosфери зірки за умови, коли час між зіткненнями $t_c = (c N_e \sigma_{ee})^{-1}$ більший, ніж тривалість колапсу зірки t_k (тут $\sigma_{ee} = 10^{-25} \text{ см}^2$ — ефективний переріз взаємодії електронів [4]). Тривалість колапсу зірки із масою M і початковим радіусом R_0 , яка стискається до радіуса R під дією гравітаційного поля із швидкістю вільного падіння

$$\frac{dR}{dt} = [2GM(R_0/R - 1/R)]^{1/2} \quad (2)$$

буде дорівнювати

$$\begin{aligned} t_k &= \left(\frac{R_0}{2GM} \right)^{1/2} [(R)^{1/2}(R_0 - R)^{1/2} + \\ &+ (1/2)R_0 \arcsin(1 - 2R/R_0)], \end{aligned} \quad (3)$$

де G — гравітаційна стала.

За цією формулою можна оцінити тривалість гравітаційного колапсу зірок із різними початковими масами і радіусами. Наприклад, тривалість колапсу зірки із масою $2M_\odot$ і початковим радіусом $R_0 = 10^9 \dots 10^{10} \text{ см}$ до нейтронної зірки ($R = 10^6 \text{ см}$) становить $t_k = 2 \dots 200 \text{ с}$. Оцінки [19] показують, що для магніtosфери з концентрацією $N_e = 10^{12} \dots 10^{14} \text{ см}^{-3}$ вплив взаємних зіткнень між частинками малий ($t_c/t_k \gg 1$), тому надалі його враховувати не будемо.

Нарешті, розглянемо вплив обертання зірки на зовнішнє електромагнітне поле. Внаслідок

обертання зірки біля її поверхні виникає електричне поле $E_U = \Omega BR/c$ (тут Ω — кутова частота обертання) [13]. Це поле, як і поле E_φ , буде впливати на динаміку заряджених частинок у магнітосфері. Відношення електричних полів E_U і E_φ біля поверхні зірки дорівнює

$$q = \frac{E_U}{E_\varphi} = \frac{F_0}{2\Omega Br^{-3}} \frac{\partial R}{\partial t} \approx \\ \approx PF_0/4\pi B(2GM)^{1/2}R^{-7/2},$$

де P — період обертання зірки, пов'язаний з початковим періодом обертання співвідношенням $P = P_0(R/R_0)^2$. Оцінки показують, що $q \gg 1$ навіть для нейтронних зірок з дуже короткими періодами $P < 1$ с і масою $M < 2M_\odot$. Наприклад, $q \geq 600$ на кінцевій стадії колапсу зірки ($R_* = R_0/R = 1000$, $R = 10^6$ см, $P = 1$ с). Тому надалі можна не враховувати впливу обертання зірки на динаміку частинок у її магнітосфері.

Магнітне поле зірки у ході колапсу збільшується із зменшенням радіуса колапсуючої зірки і досягає дуже великих значень на кінцевих стадіях колапсу (до 10^8 Тл у нейтронних зірках). Відповідно змінюється енергія заряджених частинок, які вморожені у це магнітне поле. Енергія частинок змінюється внаслідок двох механізмів — 1) бетатронного прискорення частинок електричним полем E_φ і 2) за рахунок магнітогальмівних втрат енергії.

Для приросту енергії частинок у дрейфовому наближенні можна записати [2]

$$\left(\frac{d\mathbf{E}}{dt}\right)_a = -\frac{1}{3} p\nu \operatorname{div} \mathbf{u}, \quad (4)$$

де

$$\mathbf{u} = cB^{-2}[\mathbf{EB}] \quad (5)$$

— дрейфова швидкість частинок, p — їхній імпульс, ν — швидкість частинок, \mathbf{E} , \mathbf{B} — електричне і магнітне поле у магнітосфері.

Компоненти дрейфової швидкості (5) для дипольного магнітного поля (1) мають вигляд

$$u_r = \mu^{-1} \frac{\partial \mu}{\partial t} r \sin^2 \theta (1 + 3 \cos^2 \theta)^{-1},$$

$$u_\theta = -2\mu^{-1} \frac{\partial \mu}{\partial t} r \sin \theta \cos \theta (1 + 3 \cos^2 \theta)^{-1}, \quad (6)$$

$$u_\varphi = 0.$$

Підставляючи вирази (5) та (6) у (4), для швидкості зміни енергії отримаємо

$$\left(\frac{d\mathbf{E}}{dt}\right)_a = -\frac{5}{3} \frac{1}{\mu} \frac{\partial \mu}{\partial t} p\nu f_1(\theta), \quad (7)$$

де

$$f_1(\theta) = \left(3 \cos^4 \theta + \frac{6}{5} \cos^2 \theta - 1\right) (1 + 3 \cos^2 \theta)^{-2}.$$

Використовуючи закон вільного падіння (2) і переходячи до нової змінної $R = R(t)$, для швидкості зміни енергії частинок у ході колапсу у залежності від радіуса зірки отримаємо

$$\left(\frac{dE}{dR}\right)_a = -\frac{5}{3} f_1(\theta) p\nu \frac{1}{R}. \quad (8)$$

Формула (8) визначає швидкість зміни енергії частинок у залежності від радіуса колапсуючої зірки. Вона значно простіша від формули (7), тому надалі замість змінної t будемо використовувати змінну $R = R(t)$, тобто досліджувати зміну енергії частинок внаслідок зміни радіуса зірки у ході колапсу. Крім прискорення, під час руху частинок у магнітосфері відбувається зменшення їхньої енергії за рахунок магнітогальмівних втрат. Ці втрати визначаються виразом [20]

$$\left(\frac{dE}{dt}\right)_s = \frac{e^4}{6m^4 c^7} (B_0 R_0)^2 g(\theta) R^2 E^2 r^{-6}, \quad (9)$$

де $g(\theta) = (1 + 3 \cos^2 \theta) \sin^2 \theta$.

Для нової змінної $R = R(t)$ рівняння (9) має вигляд

$$\left(\frac{dE}{dR}\right)_s = \frac{e^4}{6m^4 c^7} \sqrt{\frac{R_0}{2GMR(R_0 - 1)}} \times \\ \times F_0^2 g(\theta) R^2 E_0^2 g(\theta) R^2 E^2 r^{-6}. \quad (10)$$

Кінцева швидкість зміни енергії частинки внаслідок вказаних двох механізмів дорівнює

$$\frac{dE}{dR} = \left(\frac{dE}{dt}\right)_a - \left(\frac{dE}{dR}\right)_s = \\ = -\frac{5}{3} k_1 f(\theta) \frac{E}{R} - \frac{e^4}{6m^4 c^7} \sqrt{\frac{R_0}{2GMR(R_0 - 1)}} \times \\ \times F_0^2 g(\theta) R^2 E_0^2 g(\theta) R^2 E^2 r^{-6}, \quad (11)$$

де $k_1 = 2$ для нерелятивістських частинок, $k_1 = 1$ — для релятивістських.

Перша складова у правій частині рівняння (11) визначає приріст енергії часток у магнітному полі колапсуючої зірки за рахунок бетатронного прискорення, друга — втрати енергії за рахунок магнітогальмівних процесів. Порівняємо ці два процеси. Виходячи із формули (11), співвідношення між цими процесами можна записати у вигляді

$$\begin{aligned} Q &= \left(\frac{dE}{dR} \right)_a / \left(\frac{dE}{dR} \right)_s = \\ &= \frac{5}{3} k_1 \frac{6m^4 c^7}{e^4} \left[\frac{2GM(R_0 - 1)}{R_0} \right]^{1/2} \times \\ &\quad \times F_0^{-2} E^{-1} R^{7/2} \left(\frac{r}{R} \right)^6 \frac{f(\theta)}{g(\theta)}. \end{aligned} \quad (12)$$

Якщо $Q > 1$, то домінуючим процесом буде прискорення часток, внаслідок чого енергія часток збільшується. При $Q = 1$ настає рівновага, коли енергія часток незмінюється. Якщо $Q < 1$, то енергія часток зменшується, тому що домінують магнітогальмівні втрати. У табл. 1 наведено розраховані за формулою значення енергій, для яких виконується умова $Q = 1$ для різних областей магнітосфери у різні моменти колапсу. Ці значення енергії є максимальними, до яких можуть прискорюватися частинки у вибраній нами моделі колапсу. Для частинок з більшими енергіями будуть переважати магнітогальмівні втрати.

Динаміку частинок у магнітосфері із неоднорідним розподілом можна досліджувати, використовуючи рівняння переносу частинок у регулярному магнітному полі [4]:

$$\frac{\partial N}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial E} \left(N \frac{dE}{dt} \right) + \frac{\partial}{\partial r} (N \operatorname{div} \mathbf{u}) = 0. \quad (13)$$

Тут \mathbf{u} — дрейфова швидкість частинок.

Таблиця 1. Значення енергії E , для яких $Q = 1$, у різні моменти колапсу (радіус R зменшується від 10000 до 10 км) для різних областей магнітосфери

$\frac{r}{R}$	E(Q = 1), eV			
	R = 10000 км	1000 км	100 км	10 км
5	$4.6 \cdot 10^9$	$1.5 \cdot 10^7$	$4.6 \cdot 10^4$	$1.5 \cdot 10^2$
10	$3.0 \cdot 10^{11}$	$1.0 \cdot 10^9$	$3.0 \cdot 10^6$	$1.0 \cdot 10^4$
50	$4.6 \cdot 10^{14}$	$1.5 \cdot 10^{12}$	$4.6 \cdot 10^9$	$1.5 \cdot 10^7$
100	$3.0 \cdot 10^{17}$	$1.0 \cdot 10^{15}$	$3.0 \cdot 10^{12}$	$1.0 \cdot 10^{10}$

Для дипольного магнітного поля (1) і дрейфової швидкості (6) рівняння (13) має вигляд

$$\begin{aligned} \frac{\partial N}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial E} \left(N \frac{dE}{dt} \right) + \\ + \frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} (Nr^2 u_r) + \frac{1}{r \sin \theta} \frac{\partial}{\partial \theta} (Nu_\theta \sin \theta) = 0. \end{aligned} \quad (14)$$

Для нової змінної $R = R(t)$ це рівняння має вигляд

$$\begin{aligned} \frac{\partial N}{\partial R} + \frac{1}{r^2} \frac{1}{R} f_2(\theta) \frac{\partial}{\partial r} (Nr^3) - \\ - \frac{1}{R} \frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial}{\partial \theta} (Nf_3(\theta)) + \frac{\partial}{\partial E} \left(N \frac{dE}{dR} \right) = 0. \end{aligned} \quad (15)$$

Тут

$$\begin{aligned} f_2(\theta) &= \frac{\sin^2 \theta}{1 + 3\cos^2 \theta}, \\ f_3(\theta) &= \frac{1 + 3\cos^4 \theta}{(1 + 3\cos^2 \theta)^2}. \end{aligned}$$

Дослідимо, як буде змінюватися спектр заряджених частинок під час колапсу зірки, яка має неоднорідну магнітосферу із різними початковими розподілами: 1) степеневим, 2) релятивістським максвеллівським та 3) бульцманівським, густота якої змінюється із відстанню як r^{-3} . Для цих розподілів початковий спектр частинок визначається співвідношеннями

$$N_p(E) = r^{-3} K_p E^{-\gamma},$$

$$N_M(E) = K_M r^{-3} E^2 \exp[-E/(kT)], \quad (16)$$

$$N_B(E) = K_B r^{-3} \exp[-E/(kT)].$$

Для дослідження динаміки частинок у магнітосфері необхідно розв'язати рівняння (15) із початковими спектрами (16). Отримати загальний розв'язок рівняння (15) практично неможливо, тому будемо розглядати два спеціальні випадки: коли втрати енергії не впливають на еволюцію спектру і коли магнітогальмівні втрати визначають еволюцію спектру частинок.

Розв'язки рівняння (15) для цих двох випадків будуть мати вигляд відповідно:

$$N_p(E, R, r) = K_p(r_*)^{-3} (E_*)^{-\gamma} R_*^{-\beta_p},$$

$$N_M(E, R, r) =$$

$$= K_M(r_*)^{-3} (E_*)^2 R_*^{-\beta_M} \exp[-E/(kT)], \quad (17)$$

$$N_B(E, R, r) = K_B(r_*)^{-3} R_*^{-\beta_B} \exp[-E/(kT)];$$

$$\begin{aligned}
 N_p(E, R, r) &= K_p(r_*)^{-3} \exp[-\gamma(1 - \gamma_1)], \\
 N_M(E, R, r) &= \\
 &= K_M(r_*)^{-3} (E_*)^2 \exp[-(1 - \gamma_1)E/(kT)], \quad (18) \\
 N_B(E, R, r) &= K_B(r_*)^{-3} \exp[-(1 - \gamma_1)E/(kT)].
 \end{aligned}$$

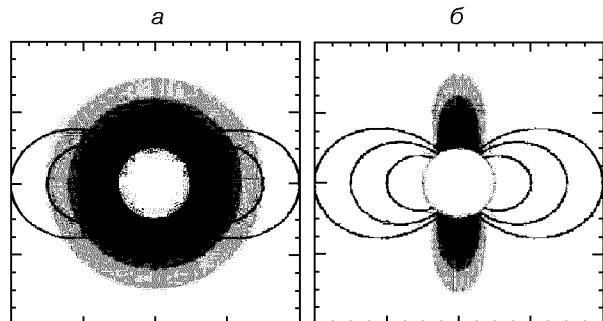
Тут

$$\begin{aligned}
 \gamma_1 &= A_2(\theta)F(R, R_*)r^{-6}E, \\
 \beta_p &= A_1(\theta)(\gamma - 1), \\
 \beta_M &= A_1(\theta)[E/(kT \ln E_* - 3)], \\
 \beta_B &= A_1(\theta)[E/(kT \ln E_* - 1)], \\
 A_1 &= 5k_1 f_1(\theta)/3, \\
 A_2(\theta) &= \frac{e^4}{6m^4 c^7} (F_0)^2 g(\theta) (2GM)^{-1/2}, \\
 R_* &= R_0/R, \quad r_* = r_0/r, \quad E_* = E_0/E.
 \end{aligned}$$

Рівняння (17) визначають спектр заряджених частинок у магнітосфері та його еволюцію у ході колапсу для випадку, коли втратами енергії можна знехтувати, рівняння (18) — для випадку, коли магнітогальмівні втрати домінують і визначають еволюцію спектру.

Результати чисельних розрахунків зміни спектру заряджених частинок (17) під час колапсу (внаслідок зміни радіуса R) для різних областей магнітосфери (у залежності від кута ν) показують, що у ході гравітаційного колапсу, коли зірка стискається, відбувається суттєва зміна форми магнітосфери. Якщо на початку колапсу зірка буде мати сферично-симетричну магнітосферу, яка містить заряджені частинки із розподілами (16) (рисунок), то у ході колапсу магнітосфера трансформується, і у ній утворюються полярні струмені (джети), густота у яких збільшується у мільйони разів порівняно із початковою густиною.

У ході колапсу із збільшенням магнітного поля збільшується також енергія частинок. Оцінимо максимальну енергію, до якої можуть прискорюватись заряджені частинки у магнітосфері колапсуючої зірки внаслідок бетатронного механізму. Для цього можна використовувати метод адіабатичних інваріантів. Цей метод справедливий тоді, коли швидкість зміни магнітного поля є набагато меншою від швидкості обертання заряджених частинок навколо силових ліній магнітного поля. Детальні дослідження [20] по-



Релятивістські джети у магнітосфері колапсуючої зірки: *a* — початковий вигляд магнітосфери ($R/R_0 = 1$), *б* — вигляд магнітосфери для колапсуючої зірки у момент, коли радіус зірки зменшився у 10 разів ($R/R_0 = 0.1$)

казують, що ця умова дуже добре виконується у магнітосфері колапсуючої зірки. У такому випадку для заряджених частинок у ході колапсу зберігаються адіабатичні інваріанти, тому для оцінки максимальної енергії прискорених при колапсі часток ми можемо скористатися співвідношеннями

$$E_m = (B_m/B_0)E_0$$

— для нерелятивістських часток, і

$$E_m = (B_m/B_0)^{1/2}E_0$$

— для релятивістських часток.

Тут E_0 , B_0 і E_m , B_m — енергія зарядженої частинки і магнітне поле на початку і в кінці колапсу зірки. Ми вже зазначали, що внаслідок колапсу зірки її магнітне поле може збільшитись у порівнянні із початковим у 10^{12} разів. У такому випадку початкова енергія заряджених часток на прикінцевих стадіях колапсу буде збільшуватись до

$$E_m = 10^{12}E_0$$

— для нерелятивістських часток,

$$E_m = 10^6E_0$$

— для релятивістських часток.

Як бачимо, в результаті гравітаційного колапсу зірки у її магнітосфері відбувається дуже значне прискорення заряджених часток (енергія часток збільшується у мільярди разів). Спочатку відбувається дуже швидке прискорення нерелятивістських частинок до релятивістських енергій, а потім збільшення енергії сповільнюється.

Таблиця 2. Значення $I_{\nu P}/I_{\nu P0}$ для різних R_* та γ для $\nu/\nu_0 = 1$

R_*	$I_{\nu P}/I_{\nu P0}$						
	$\gamma = 2.2$	2.4	2.6	2.8	3.0	3.2	3.4
10	2.02	4.75	12	32.6	93.7	281	864
20	2.63	8.2	29.5	117	494	2170	9740
40	3.37	14.6	76.1	443	2740	17500	$1.15 \cdot 10^5$
60	3.92	20.7	135	981	7570	60300	$4.91 \cdot 10^5$
80	4.36	26.7	203	1740	15700	$1.46 \cdot 10^5$	$1.38 \cdot 10^6$
100	4.75	32.7	281	2710	27600	$2.89 \cdot 10^5$	$3.09 \cdot 10^6$

Таким чином, у ході колапсу зірки у полярних областях магнітосфери утворюються релятивістські джети великої густини.

НЕТЕПЛОВЕ ВИПРОМІНЮВАННЯ У МАГНІТОСФЕРІ

Вище було показано, що у ході колапсу відбувається дуже швидке зростання магнітного поля зірки і прискорення заряджених частинок до релятивістських енергій. Рухаючись у магнітному полі, ці частинки генерують магнітогальмівне випромінювання, інтенсивність якого визначається першим параметром Стокса [4]. Розглянемо випадок, коли спектр частинок у магнітосфері має вигляд (17). Цей випадок характерний для початкових стадій колапсу зірки, коли відбувається швидке прискорення частинок, і спектр частинок визначається бетатронним механізмом прискорення. У цьому випадку співвідношення між потоком випромінювання на частоті ν від колапсуючої зірки із радіусом R і початковим потоком $I_{\nu P0}$, $I_{\nu M0}$, $I_{\nu B0}$ (який спостерігається на частоті ν_0), для степеневого, релятивістського максвеллівського і бульцманівського розподілів спектру [21] мають вигляд

$$\frac{I_{\nu P}}{I_{\nu P0}} = r_*^3 \nu_*^{(\gamma-1)/2} R_*^{\gamma-2} \int_0^{\pi/2} \int_0^\infty R_*^{\Delta_1(\gamma-2)} \sin\theta d\theta dE,$$

$$\frac{I_{\nu M}}{I_{\nu M0}} = \frac{r_*^3 \nu_*}{R_*^3 kT} \int_0^{\pi/2} \int_0^\infty R_*^{-\beta_M} \exp\left(-\frac{E}{kT}\right) \sin\theta d\theta dE, \quad (19)$$

$$\frac{I_{\nu B}}{I_{\nu B0}} = \frac{r_*^3 \nu_* kT}{R_*^3} \int_0^{\pi/2} \int_0^\infty R_*^{-\beta_B} E^{-2} \exp\left(-\frac{E}{kT}\right) \sin\theta d\theta dE.$$

Тут $\nu_* = \nu_0/\nu$ — відношення частоти ν_0 , на якій

спостерігається випромінювання у початковий момент колапсу (для $R = R_0$), і частоти випромінювання ν у момент, коли радіус зірки має значення R .

Використовуючи рівняння (19), можна обрахувати потік випромінювання від магнітосфери небесного тіла зі змінним магнітним полем. Чисельні значення цих потоків для різних значень R_* , γ та енергії $1 \text{ eV} \leq kT \leq 4 \text{ eV}$ приведені у табл. 2, 3. Ці значення отримані в роботах [21—23] у результаті чисельного інтегрування рівнянь (19) для $2 \text{ eV} \leq E \leq 10^9 \text{ eV}$, $0 \leq \theta \leq \pi/2$ для різних R_* , γ та kT .

Як бачимо із отриманих результатів (табл. 2 і 3), інтенсивність випромінювання від колапсуючої зірки дуже швидко збільшується у ході колапсу. За декілька секунд (саме стільки часу потрібно, аби радіус зірки зменшився у десятки разів), інтенсивність випромінювання збільшується у мільйони разів. При цьому швидкість зростання інтенсивності випромінювання залежить від форми спектру. Інтенсивність випромінювання частинок із максвеллівським та бульцманівським спектрами збільшується значно швидше, ніж для частинок із степеневим спектром. Із табл. 3 видно, що вже на початкових стадіях колапсу, коли радіус зірки зменшується лише у десятки разів, інтенсивність випромінювання частинок із максвеллівським та бульцманівським спектрами збільшується у мільйони разів. Для степеневого спектру (табл. 2) швидкість збільшення інтенсивності сильно залежить від показника степеня γ . Найшвидше збільшується інтенсивність випромінювання частинок із крутими спектрами (із великими значеннями γ). Для частинок із характерними для космічних променів значеннями $\gamma = 2.7—2.8$ інтенсивність випромінювання збіль-

Таблиця 3. Значення $I_{\nu B}/I_{\nu B0}$ і $I_{\nu M}/I_{\nu M0}$ для різних R_* при $\nu/\nu_0 = 1$ і $1 \text{ eB} \leq kT \leq 4 \text{ eB}$

R_*	$I_{\nu B}/I_{\nu B0}$	$I_{\nu M}/I_{\nu M0}$	R_*	$I_{\nu B}/I_{\nu B0}$	$I_{\nu M}/I_{\nu M0}$	R_*	$I_{\nu B}/I_{\nu B0}$	$I_{\nu M}/I_{\nu M0}$									
$kT = 1 \text{ eB}$						$kT = 2 \text{ eB}$						$kT = 4 \text{ eB}$					
34	16.4	1.11	60	4.44	1	105	2.8	1									
36	86.2	6.04	65	70.8	1.43	110	17.1	1									
38	491	35.2	70	1340	27.7	115	111	1									
40	3010	221	75	29700	626	120	770	4.3									
42	19800	1480	80	$7.64 \cdot 10^5$	16400	125	5660	31.9									
44	$1.40 \cdot 10^5$	10600	85	$2.26 \cdot 10^7$	$4.92 \cdot 10^5$	130	44100	250									
46	$1.05 \cdot 10^6$	80900	90	$7.67 \cdot 10^8$	$1.69 \cdot 10^7$	135	$3.63 \cdot 10^5$	$2.07 \cdot 10^3$									
48	$8.35 \cdot 10^6$	$6.54 \cdot 10^5$	95	$2.96 \cdot 10^{10}$	$6.58 \cdot 10^8$	140	$3.15 \cdot 10^6$	$1.81 \cdot 10^4$									
50	$7.06 \cdot 10^7$	$5.61 \cdot 10^6$	100	$1.29 \cdot 10^{12}$	$2.89 \cdot 10^{10}$	145	$2.88 \cdot 10^7$	$1.67 \cdot 10^5$									

шується на початкових стадіях колапсу у тисячі разів.

Таким чином, колапсуючі зорі повинні бути потужними джерелами нетеплового імпульсного випромінювання у всьому діапазоні частот — від гамма- до радіочастот. Це випромінювання може бути зареєстроване сучасними наземними і супутниковими телескопами.

ВИСНОВКИ

Із розрахунків випливає, що у результаті колапсу намагнічені зорки буде відбуватися прискорення заряджених частинок до релятивістських енергій. При цьому у полярних областях магнітосфери колапсуючої зорки виникають релятивістські джети. Ці джети будуть генерувати нетеплове електромагнітне випромінювання у всьому діапазоні частот — від радіовиль до гамма-променів. Таким чином, колапсуючі зорки будуть потужними джерелами нетеплового електромагнітного випромінювання. Це випромінювання буде спостерігатись у вигляді імпульсів із тривалістю, рівною тривалості колапсу. Такі імпульси слід шукати у першу чергу серед так званих гамма-барстерів, які спостерігаються за допомогою космічних телескопів.

- Альвен Г., Фельдхаммер К. Г. Космическая электродинамика. — М.: Мир, 1967.—260 с.
- Бахарева М. Ф., Тверской Б. А. Вариации энергии частиц в переменном межпланетном магнитном поле // Геомагнетизм и аэрономия.—1981.—21, № 3.—

С. 401—411.

- Гинзбург В. Л. О магнитных полях коллапсирующих звезд и природе сверхзвезд // Доклады АН СССР.—1964.—156, № 1.— С. 43—46.
- Гинзбург В. Л., Сыроватский С. И. Происхождение космических лучей. — М.: Изд-во АН СССР, 1963.—384 с.
- Зельдович Я. Б., Новиков И. Д. Теория тяготения и эволюция звезд. — М.: Наука, 1977.—494 с.
- Манчестер Р. Н., Тейлор Д. Н. Пульсары. — М.: Мир, 1980.—292 с.
- Смит Ф. Пульсары. — М.: Мир, 1979.—267 с.
- Шапиро С., Тьюкольски С. Черные дыры, белые карликки и нейтронные звезды. Физика компактных объектов. — М.: Мир, 1985.—665 с.
- Angel J. R. P. Magnetism in white dwarfs // Annu. Rev. Astron. and Astrophys.—1978.—16.—P. 487—519.
- Arnett W. D. Gravitational collapse of evolved stars as a problem in physics // Sources of gravitational radiation / Ed. Smarr. — Cambridge, 1979.—P. 163—174.
- Bosnjak Z. A., Celotti G., Ghirlanda M., et al. GAMMA-ray bursts associated with supernovae: a systematic analysis of BATSE GRB candidates // Astron. and Astrophys.—2006.—447, N 1.—P. 121—132.
- Fryer C. L., Heger A. Binary merger progenitors for GAMMA-ray bursts and hypernovae // Astrophys. J.—2005.—623, N 1.—P. 302—313
- Goldreich P., Julian W. H. Pulsar electrodynamics // Astrophys. J.—1969.—157, N 2.—P. 869—880.
- Goldreich P., Weber S. Homologously collapsing stellar cores // Asrtophys. J.—1980.—238, N 3.—P. 991—997.
- Gunningam C. T., Price R. H., Moncrief V. Radiation from collapsing relativistic stars. I. Linearized odd-parity radiation // Astrophys. J.—1978.—224, N 2.—P. 643—667.
- Gunningam C. T., Price R. H., Moncrief V. Radiation from collapsing relativistic stars. II. Linearized even-parity radiation // Astrophys. J.—1979.—230, N 3.—P. 870—892.
- Gunningam C. T., Price R. H., Moncrief V. Radiation from collapsing relativistic stars. III. Second order perturbation of collapse with rotation // Astrophys. J.—1980.—236,

- N 2.—P. 674—692.
18. Henriksen R. N., Chau W. Y., Chau K. L. Magnetic dipole radiation from a exploding or collapsing magnetised rotating spheroid // *Astrophys. J.*—1979.—227, N 3.—P. 1013—1018.
 19. Kryvdyk V. Electromagnetic radiation from collapsing stars. I. Power-series distribution of particles in magnetospheres // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*—1999.—309, N 2.—P. 593—598.
 20. Kryvdyk V. High-energy emission from presupernova // *Adv. Space Res.*—2004.—33, N 2.—P. 484—486.
 21. Kryvdyk V. Radiation bursts from a presupernova collapsar // *Springer Proc. Phys.*—2005.—99.—P. 215—216.
 22. Kryvdyk V., Agapitov A. Heterogeneous magnetosphere of accretion-induced collapsing white dwarfs // *ASP Conf. Ser.*—2005.—330.—P. 277—280.
 23. Kryvdyk V. G., Agapitov O. V. Heterogeneous magnetosphere of collapsing star // *ASP Conf. Ser.*—2005.—330.—P. 415—416.
 24. Meszaros P. Theories of gamma-ray bursts // *Annu. Rev. Astron. and Astrophys.*—2002.—40.—P. 137—169.
 25. Morley P. D., Schmidt I. Electromagnetic pulse from final gravitational stellar collapse // *Astron. and Astrophys.*—2002.—384, N 2.—P. 899—907.
 26. Mizuno Y., Yamada S., Koide S., Shibata K. General relativistic MHD simulations of the gravitational collapse of a rotating star with magnetic field as a model of GAMMA-ray bursts // *Astrophys. J.*—2004.—606, N 1.—P. 395—412.
 27. Nomoto Ken'ichi, Maeda Keiichi, Tominaga Nozomu. Hypernovae and GAMMA-ray bursts // *Astrophys. J. Suppl. Ser.*—2005.—298, N 1.—P. 81—86.
 28. Ruffini Remo, Fraschetti F., Vitagliano L., She-Sheng X.
- Observational signatures of an electromagnetic overcritical gravitational collapse // *Intern. J. Modern Phys. D.*—2005.—14, N 1.—P. 131—142.
29. Umeda Hideyuki, Tominaga Nozomu, Maeda Keiichi, Nomoto Ken'ichi. Precursors and main-bursts of GAMMA ray bursts in a hypernova scenario // *Astrophys. Lett.*—2005.—633, N 1.—P. L17—L20.
 30. Woosley S. E., Heger A. The progenitor stars of GAMMA-ray bursts // *Astrophys. J.*—2006.—637, N 2.—P. 914—921.
-

PARTICLES DYNAMICS AND THEIR NON-THERMAL RADIATION IN HETEROGENEOUS MAGNETOSPHERE WITH VARIABLE MAGNETIC FIELD

V. G. Kryvdyk

A particles dynamics, their acceleration and the non-thermal radiation in the magnetospheres of sky bodies with the heterogeneous particles distribution are investigated for the certain initial particles distribution in the magnetosphere. It is shown that charged particles will accelerate in variable magnetic fields and will generate the non-thermal electromagnetic radiation. It is demonstrated that the celestial bodies with variable magnetic fields must be powerful sources of the non-thermal electromagnetic radiation which can be observed by means of ground-based and space instruments. The values of the flux radiation depend on the distance to sky bodies, on the value of their magnetic fields and on the particles spectrum in the magnetosphere.

УДК 528.8.04

А. Д. Федоровский, Е. Н. Боднар, З. В. Козлов

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

**Системная методология развития
космического геоэкологического мониторинга**

Надійшла до редакції 12.12.05

Обґрунтовується системна методологія космічного геоекологічного моніторингу земної поверхні на основі комплексного розгляду задач, пов'язаних з розвитком космічних систем дистанційного зондування Землі, і проблем оцінки техногенного впливу на геологічне середовище в результаті господарської діяльності.

Современная концепция космического геоэкологического мониторинга (КГЭМ) земной поверхности состоит не только в обеспечении регулярного наблюдения за развитием экологического состояния природной среды, но и в использовании новых функциональных возможностей. Например, анализа спроса на космическую информацию дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), оценки информационной эффективности космических систем ДЗЗ, моделирования и прогноза развития геоэкологической обстановки при техногенном воздействии на геологическую среду и др.

Под геологической средой понимается много-компонентная динамическая природная система, которая сложилась из системы геологических структур, разного вида тектонических нарушений, находящихся под влиянием техногенной нагрузки [3].

На основе созданных за последние годы более совершенных космических систем ДЗЗ с высокими информационно-техническими параметрами появилась возможность получения разноплановых космических снимков с высоким пространственным и спектральным разрешением. Для более эффективного их использования в новых информационных технологиях потребовалось создание специальной методологической базы, аккумулирующей достижения современных науч-

ных исследований на качественно новом уровне.

Так как система КГЭМ обладает всеми признаками сложной системы [8, 18], то в качестве такой программно-целевой методологии может быть выбран системный подход, эффективно использующий знания о природе сложных систем для построения математических моделей, моделирования и создания информационных технологий управления устойчивым развитием сложных систем, обеспечивающих последовательное продвижение к поставленным целям.

Цель работы — обоснование системной методологии космического геоэкологического мониторинга земной поверхности, органически связывающей задачи управления устойчивым информационно-техническим развитием космических систем ДЗЗ и проблему оценки негативного влияния результатов хозяйственной деятельности на окружающую геологическую среду.

В литературе, особенно зарубежной, имеются различные определения и формулировки основ системного подхода [11, 17, 30]. Мы используем из них те, которые, на наш взгляд, в большей степени соответствуют рассматриваемой задаче. Это прежде всего работы И. Е. Тимченко, Е. М. Игумновой и И. И. Тимченко. Так, согласно определению [16] системная методология — это синтез системных принципов анализа проблемы, системного мышления, системного

моделирования и системного управления устойчивым развитием.

Системные принципы являются основой методологии управления устойчивым развитием, сопоставляя необходимое и достижимое, желаемое и возможное, прогнозируемый эффект и затрачиваемые ресурсы. В работе [15] сформулированы следующие шесть системных принципов системной методологии: условности целей, которые в процессе управления развитием неизбежно претерпевают изменения; целостности системы, которая должна быть собрана из отобранных предварительно разложенных составных частей; причинности, управляющим синтезом системы; подчиненности, определяющим место системы в иерархии систем; динамического баланса, представляющим развитие системы как реакцию на изменение внешних и внутрисистемных процессов; информационного единства, связывающим результаты прогностического моделирования и непосредственных наблюдений.

Системное мышление представляет собой ментальную технологию принятия решений, ведущих к поставленным целям, и воплощает на практике системные принципы.

Системное моделирование позволяет обосновать наиболее рациональные методы построения математических моделей сложных систем и моделировать происходящие в них процессы. Под управлением устойчивым развитием понимаются последовательные действия, неуклонно приближающие текущее состояние системы к ожидаемому состоянию, стимулируя тем самым дальнейшее управляемое развитие.

Если системная методология — теория, то системный анализ — это практика применения математических методов для достижения цели. Последовательная реализация с помощью системного анализа перечисленных выше четырех компонентов системной методологии позволяет создать информационную технологию управления устойчивым развитием КГЭМ. Последний является неотъемлемой частью любой социально-экономической системы общества, обеспечивающей контроль и прогнозирование развития геоэкологической ситуации на локальном, региональном и государственном уровнях.

Проблема информационно-технического развития космических систем ДЗЗ состоит в:

- исследовании информативных признаков экологического состояния геологической среды и разработке методов их дешифрирования;
- развитии нового направления в ДЗЗ — системной оценки информационной эффективности и моделирования космических систем ДЗЗ.

Для проблемы техногенного влияния на геологическую среду актуально решение следующих задач:

- разработка на основе космической информации ДЗЗ методик оценки уровня техногенной нагрузки и связанного с этим риска возникновения кризисных ситуаций;
- разработка новых методов системного моделирования и прогнозирования развития геоэкологических процессов на основе космической информации ДЗЗ.

Системная методология КГЭМ последовательно связывает этапы управления от исходной концепции до конкретного плана действий, объединяя весь комплекс мероприятий для решения проблем как информационно-технического развития космических систем ДЗЗ, так и оценки влияния техногенной нагрузки на геологическую среду.

На рис. 1 представлена структура системной методологии КГЭМ, раскрывающая последовательность действий при формировании информационной технологии управления устойчивым развитием КГЭМ как последовательное продвижение от концепции развития КГЭМ до информационной технологии управления развитием КГЭМ. Ниже раскрывается содержание основных модулей структурной схемы системной методологии КГЭМ.

Концепция развития КГЭМ соединяет целевые установки КГЭМ, связанные с получением космической информации для решения тематических задач ДЗЗ и результаты влияния хозяйственной деятельности на геологическую среду.

Анализ тематических задач ДЗЗ основан на информационных материалах Комитета спутникового наблюдения Земли (CEOS), членом которого с 1993 г. является Украина, а также возможностей использования данных ДЗЗ при решении тематических задач природопользования и хозяйственной деятельности [28].

Выбор и оценка космических снимков для КГЭМ основаны на анализе как оптических спектральных, так и структурно-текстурных ха-

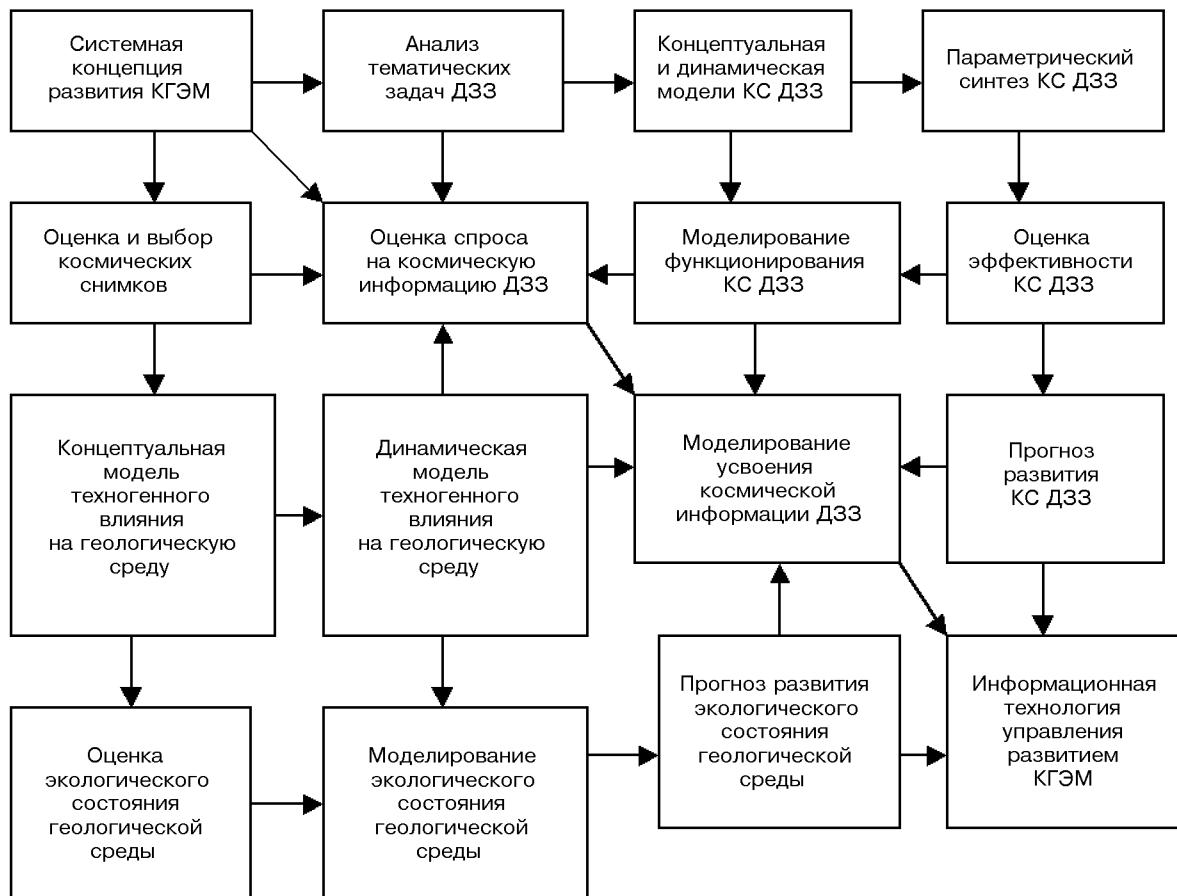


Рис. 1. Структура системной методологии формирования информационной технологии управления устойчивым развитием КГЭМ

рактеристик изображений. Уже в ранних работах по дешифрированию аэрокосмических изображений природных ландшафтов была показана значимость плановой структуры и текстуры изображений [27], в том числе размеров и формы контуров элементов ландшафта, их ориентации и взаимного расположения в изображении, а также их производных характеристик — пространственных спектров, гистограмм распределения, матриц смежности, параметров Харалика и др.

Для оценки состояния геологической среды используются космические снимки различных спектральных и масштабных диапазонов. При этом на каждом масштабном уровне используются свои физиономичные информативные признаки объектов, которые различаются не только

по морфологии, но и по генезису. В этом случае анализ космической информации представляет собой иерархический многоуровневый процесс. Так, например, для выявления зон локализации глубинных и региональных тектонических разломов наиболее информативными оказываются мелкомасштабные космические снимки, когда в результате естественной оптической генерализации роль мелких деталей рельефа и почвенно-растительного покрова как маскирующего фактора снижается настолько, что через косвенные признаки наиболее отчетливо проявляются элементы глубинного строения земной коры. При дешифрировании среднемасштабных космических изображений становится возможным анализ экзогенных форм рельефа, которые связаны с литологическими особенностями горных пород

и их гидрологическими условиями. Для решения задач землепользования используются крупномасштабные снимки, анализ которых осуществляется на фитоэкзоморфогенном уровне, когда в качестве информативных признаков выступают не только яркостные признаки оптических спектров, но и структурно-текстурные признаки. При этом существенную роль играет качество космических снимков, которое непосредственно связано с параметрами регистрирующей аппаратуры ДЗЗ, условиями съемки, а также методами обработки космических снимков.

Известны различные критерии, предназначенные для оценки оптических систем по качеству изображений. Одним из традиционных критериев, характеризующих качество изображений, является линейная разрешающая способность на исследуемой земной поверхности, которой соответствует минимальный элемент разрешения изображения, например пиксель цифрового космического снимка. Однако при проведении дешифрирования ландшафтных структур было замечено, что не всегда лучший по разрешению снимок обеспечивал более высокий уровень распознаваемости элементов ландшафтных структур и достоверную их классификацию.

В работе [24] приведены результаты физического и компьютерного исследования, которые показали, что критерий, сформированный как логарифмическое отношение сигнала к шуму в пространственно-частотной области спектра [31], имеет наибольшую корреляцию с вероятностью дешифрирования изображений различных моделей среди традиционных критериев. Результаты физического моделирования были апробированы при оценке космических снимков одного и того же участка Дымерского лесного массива Чернобыльско—Лютежского полигона, которые были получены в одно время года разными сканирующими оптическими системами ДЗЗ спутников: «Природа», «Landsat», «Spot» и IRS. По результатам эксперимента снимки спутников IRS и Spot имеют более высокое значение исследуемого критерия и соответственно более высокую информативность, чем «Природа» и «Landsat», что подтверждается многолетней практикой дешифрирования и анализа космических изображений.

Оценка спроса на космическую информацию КГЭМ или определение потенциальных

потребителей космической информации связана с такими понятиями, как практическая необходимость, технологическая возможность, экономическая целесообразность. Для их анализа привлекаются приближенные методы, основанные на лингвистическом подходе и экспертной информации. Одним из таких методов является метод анализа иерархий [12, 21], который позволяет сформировать необходимую целевую функцию и оценить с помощью экспертов степень влияния на нее каждого показателя исследуемой системы.

Основная проблема использования метода — это последовательная декомпозиция целевой функции на более простые критериальные составляющие — показатели, объединяемые в соответствующие иерархические уровни. После построения иерархической схемы производится экспертное попарное сравнение показателей по иерархическим уровням. На каждом уровне, начиная с первого, последовательно попарно сравнивается влияние показателей исследуемого уровня на показатели предшествующего уровня. При этом эксперты устанавливают для каждой пары показателей определенный балл в шкале относительной значимости по балльной системе от 1 до 9 [13].

В рассматриваемом случае на нулевом уровне рассматривается относительный вклад в систему КГЭМ всей совокупности космической информации, используемой при решении тематических задач. К ним относятся: анализ исследуемого пространства, построение различных карт, численные оценки, поиск объектов и др., которые составляют следующий — первый уровень иерархии. Для решения тематических задач используется информация со многих космических аппаратов, каждый из которых имеет свои значения параметров. Последние составляют второй уровень. Перечень характеристик космической информации ДЗЗ, используемых при решении тематических задач, составляют третий уровень. Построение шкалы попарных балльных оценок завершается определением приоритетов влияния различной космической информации ДЗЗ на решение тематических задач по каждой природоохранной и хозяйственной отрасли нижнего — четвертого уровня.

Для формализации экспертных процедур строится множество матриц парных сравнений

для каждого уровня и соответственно по каждой составляющей уровня. После построения матриц вычисляются частные и глобальные векторы приоритетов K_l^1, K_m^2, K_r^3 и K_p^4 соответствующих уровней.

После многоступенчатой обработки экспертивных суждений вычисляется обобщенная статистика F по каждой отрасли, что и характеризует относительное использование космической информации ДЗЗ в различных отраслях хозяйственной и природоохранной деятельности

$$F = \sum K_l^1 \sum K_m^2 \sum K_r^3 \sum K_p^4 x_p^s,$$

где верхний индекс критериального приоритета обозначает номер уровня иерархии; l, m, r, p — порядковый номер составляющих вектора; x_p^s — коэффициент предпочтительности варианта p по показателю s .

В результате эксперимента [21] для космического аппарата типа «Січ» наибольшие значения статистики F , а следовательно, и востребованность космической информации, были получены при решении задач сельского хозяйства и чрезвычайных ситуаций.

Модель процесса усвоения космической информации в КГЭМ создается с использованием метода адаптивного баланса влияний — Adaptive Balance of Causes (ABC-метод), который был разработан в работе [15] на основе метода системной динамики Д. Форрестора [29]. ABC-метод позволяет моделировать и прогнозировать развитие сложных систем и выполняет вычислительные функции с учетом взаимодействия всех модулей, каждый из которых находится в состоянии динамического равновесия. Равновесие поддерживается функциями влияния, связывающими данный модуль с другими модулями системы. Режим динамического баланса влияний внутри системы сохраняется под управлением внешнего воздействия на систему.

ABC-метод позволяет моделировать и прогнозировать развитие сложных систем путем следующих операций:

- создания унифицированного модуля из элементов управляемой системы, которые являются параметрами ее вектора состояния,
- определения взаимных влияний модулей для объединения их в структуру модели системы,

- создания на основе причинно-следственных связей концептуальной и численной динамической моделей для моделирования сценариев развития системы.

В соответствии с ABC-методом строится системная диаграмма. В последней для уровней модели введены потоки и цепи обратных связей. Причинно-следственные связи в системной диаграмме, выраженные посредством функций влияния через соответствующие потоки, обеспечивают взаимное влияние составляющих вектора состояния КГЭМ и динамическое равновесие системы. После построения системной диаграммы появляется возможность записать динамические уравнения модели в явном виде. На основе полученной системы динамических уравнений и заданного начального вида функций влияния, выполняются эксперименты по имитации динамики поведения системы при различных воздействиях на ее уровни. Для получения достоверных прогностических сценариев, отражающих реальные взаимодействия между уровнями системы, характер и параметры функций влияния уточняются в процессе модельного эксперимента.

Концептуальная модель внедрения космической информации КГЭМ включает уровни, которые отображают объем информации, получаемой с помощью мониторинга (km^2), объем используемой информации КГЭМ, объем плановых затрат на мониторинг и на внедрение информации КГЭМ, уровни качества мониторинга и потребности в информации мониторинга, себестоимость и цену выполнения 1 km^2 мониторинга, усилия на внедрение информации КГЭМ, производительность труда, прибыль от выполнения мониторинга, оплата труда исполнителям мониторинга, профессиональный уровень операторов КГЭМ и затраты на подготовку операторов КГЭМ.

В работе [23] приведены результаты моделирования КГЭМ, из которых следует, что на первом этапе при беспрерывном увеличении затрат, направленных на внедрение космической информации в КГЭМ, вопреки ожидаемому увеличению объемов продукции мониторинга наблюдалась обратная реакция — выпуск продукции уменьшается. После определенного времени использование космической информации в КГЭМ приводит к заметному увеличению производительности труда и соответственно произ-

водства. Плановый объем продукции мониторинга восстанавливается и продолжает увеличиваться вместе с увеличением производительности труда.

Полученный сценарий развития процесса внедрения космической информации в КГЭМ является результатом сложных нелинейных взаимодействий внутри системы. Наблюдаемое в начальный период уменьшение объема продукции мониторинга и прибыли от ее реализации, является результатом сокращения плановых затрат на выполнение мониторинга за счет их частичного отвлечения на затраты, связанные с внедрением космической информации КГЭМ. После срабатывания усилий, направленных на усвоение информации КГЭМ, за счет последней повышается производительность мониторинга, прекращается падение, а со временем и постепенное увеличение объема производимой продукции мониторинга и прибыли от ее реализации. Это явление получило название «парадокс усовершенствования», на который в рассматриваемом случае влияют: связь использования информации КГЭМ с качеством мониторинга, уровень профессиональной подготовки производственных кадров, давление производственного плана и т. д.

Уточняя функции влияния, можно обосновать такой сценарий функционирования КГЭМ, при котором используемый объем и соответствующие затраты на космическую информацию будут поддерживаться на уровне, удовлетворяющем спрос потребителей информации и ресурсные возможности, предназначенные для выполнения мониторинга.

Концептуальная и динамическая модели космических систем ДЗЗ формируются на основе анализа тематических задач программы ДЗЗ и информационно-технических параметров космических систем ДЗЗ.

Концептуальная модель представляет собой структурный граф, отображающий причинно-следственные связи в системе КГЭМ. Это совокупность целевых установок с основными модулями (подсистемами) системы, функционирование которых обеспечивает получение информации, необходимой для решения тематических задач. В состав модели входят следующих основные модули: планирования и управления зондированием, орбитальных параметров космическо-

го аппарата, аппаратурного комплекса КГЭМ, бортовых запоминающих устройств, каналов связи, координат и параметров наземных пунктов приема космической информации, обработки информации ДЗЗ. На основе концептуальной модели формируются основные причинно-следственные связи между уровнями модели, отражающие характер функционирования подсистем космических систем ДЗЗ.

Динамическая модель космических систем ДЗЗ создается на основе причинно-следственных связей концептуальной модели. В работах [25, 26] приведены математическая модель космической системы ДЗЗ, построенная на основе АВС-метода, и результаты моделирования по имитации динамики поведения космических систем ДЗЗ при различных воздействиях на ее уровни.

Построение модели и моделирование техногенного влияния на геологическую среду в эколого-экономической системе выполняется в два этапа: на первом строится концептуальная модель, отражающая причинно-следственные связи в эколого-экономической системе, а на втором производится ее формализация и моделирование.

Концептуальная модель включает уровни, которые отображают объем производства (X_8), объем потребления природных ресурсов (X_9), экологическое состояние геологической среды (X_3), техногенную нагрузку на геологическую среду (X_2), природно-охраные мероприятия (X_5), ограничение потребления природных ресурсов (X_6), рентабельность производства (X_4), экологический штраф (X_1) и ресурсную ренту (X_{11}), себестоимость продукции (X_1) и спрос (X_7) на нее. Основная проблема состоит в поддержании баланса в потреблении природных ресурсов, при нарушении которого включаются механизмы, ограничивающие их потребление. Стимулом увеличения объема производства служит рентабельность производства, которая зависит от спроса на производимую продукцию, себестоимости производства и отчислений на погашение ресурсной ренты и штрафов за нарушение экологии. Последнее является результатом техногенной нагрузки, зависящей от объемов производства.

На рис. 2 показано изменение со временем некоторых вычисленных модельных уровней. Видно, что на первом этапе при беспрерывном

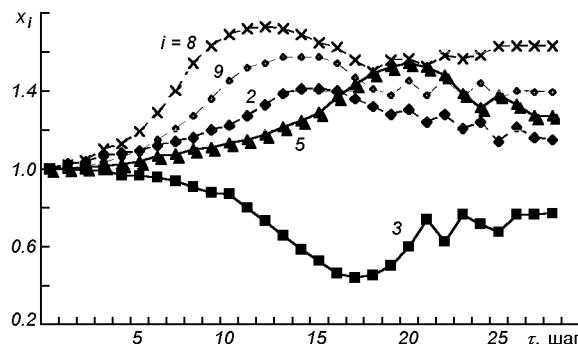


Рис. 2. Результаты моделирования техногенного влияния на геологическую среду в эколого-экономической системе

увеличении объемов производства (X_8) наблюдается увеличение техногенной нагрузки (X_2) и увеличение потребления ресурсов (X_9). При этом в регионе ухудшается экологическая обстановка (X_3) и после 16-го шага, с некоторым отставанием от изменений состояния экологии, активизируются природоохранные мероприятия (X_5). После 20-го отсчета реализация природоохранный программы приводит к заметному улучшению экологии и стабилизации потребления природных ресурсов.

Имитационные эксперименты с моделью показали, что последняя адекватно реагирует на изменения входящих в нее уровней, позволяет наблюдать динамику вектора состояния системы и находить сценарии устойчивого функционирования, при которых задачи производства соглашаются с рациональным использованием природных ресурсов. Уточняя функции влияния, можно обосновать такой сценарий функционирования системы, при котором используемый объем природных ресурсов и соответствующие техногенные нагрузки будут поддерживаться на уровне, удовлетворяющем экологическое состояние геологической среды.

Параметрический синтез аппаратурного комплекса космических систем ДЗЗ осуществляется на основе анализа информативных признаков процессов и объектов, которые необходимо регистрировать на земной поверхности для решения научно-прикладных тематических задач ДЗЗ. Для решения конкретной тематической задачи идеальными параметрами аппаратурного комплекса являются их значения, полностью совпадающие со значениями информа-

тивных признаков, регистрируемых на земной поверхности. Однако в случае выполнения научно-прикладной программы, включающей различные тематические задачи, эти параметры, вероятнее всего, не будут оптимальны для регистрации всего множества информативных признаков. Поэтому задача состоит в определении компромиссного варианта значений параметров, которые позволяют обеспечить выполнение всех тематических задач программы ДЗЗ с наибольшей эффективностью. С этой целью составляется морфологический блок вариантов значений параметров, в котором количество строк равно числу различных информативных характеристик тематических задач всей программы, а элементами строк являются их значения, меняющиеся в каждой строке от минимального до максимального значения. Полученные таким образом значения элементов строк используются в дальнейшем в качестве значений параметров, из которых формируются принципиально возможные варианты состава значений параметров аппаратурного комплекса. Общее количество принципиально возможных вариантов состава значений параметров равно

$$N = \prod_{j=1}^m \sum_{r=b_j \min(j)}^{b_j \max(j)} b_{jr}, \quad (1)$$

где $b_{j \min(j)}$ и $b_{j \max(j)}$ — минимальное и максимальное значения j -го параметра, равные соответствующим минимальному и максимальному значениям j -й информативной характеристики тематических задач; b_{jr} — значение r -го варианта j -го параметра аппаратурного комплекса; $r = \min(j), 2, 3, \dots, \max(j); j = 1, 2, \dots, m; m$ — количество параметров аппаратурного комплекса.

Задача параметрического синтеза сводится к нахождению состава значений параметров, при которых эффективность решения всех тематических задач принимает максимальное значение.

Анализ формулы (2) показывает, что при нахождении искомого варианта состава аппаратурного комплекса ДЗЗ путем прямого перебора число возможных вариантов становится чрезвычайно большим, и эта задача становится непосильной. Очевидно, что для проектирования современных аппаратурных комплексов ДЗЗ требуется поиск принципиально новых информационных подходов.

Для решения поставленной задачи был избран генетический алгоритм, который относится к классу эвристических методов поиска квазиподходящих решений, где другие методы оптимизации или непригодные для решения такого класса задач или имеют меньшее быстродействие (метод перебора вариантов, методы случайного поиска). Генетический алгоритм — адаптивный поисковый алгоритм, основанный на эволюционных эмпирических факторах получения решения, что для рассматриваемого случая параметрического синтеза, сводится к нахождению оптимальных значений параметров аппаратурного комплекса ДЗЗ для решения всего множества планируемых тематических задач программы ДЗЗ. Эволюционные факторы обеспечивают адаптацию алгоритма к особенностям поискового пространства решений, что значительно сокращает количество вычислений за счет отсея неперспективных областей поиска.

Для сокращения количества просматриваемых вариантов решений задачи генетические алгоритмы используют соответствующие операторы и механизмы: генерации начальной популяции, оценки качества хромосомы с использованием функции приспособленности, селекции, операторы скрещивания, операторы мутации, механизм останова алгоритма (остановка моделирования эволюционного процесса).

В задаче параметрического синтеза аппаратурного комплекса ДЗЗ не возникает проблем в кодировании множества потенциальных решений в виде хромосомы. Для этой задачи набор числовых или битовых параметров уже подразумевает определенное представление потенциальных решений в виде строки (хромосомы), к которой могут быть непосредственно применены операторы классического генетического алгоритма с целью получения оптимальных решений. Каждый из m параметров космических систем ДЗЗ, представленный бинарным набором генов, всегда занимает фиксированный участок хромосомы. Так, например, если решению подлежит задача с b_m параметрами, каждый из которых кодируется 4 битами, то хромосома, представленная строкой длиной $4m$ бит, кодирует все возможные потенциальные решения задачи.

Хромосомы генерируются случайным образом для образования начальной популяции сразу в бинарном виде путем случайного заполнения

разрядов (генов) нулями и единицами, например с помощью генератора случайных чисел. Все последующие операторы генетического алгоритма работают с кодом. На этапе селекции с образованием родительских пар происходит вычисление значений функции фитнесса для каждой X_i хромосомы: $FF(X_i)$. Эта операция требует декодирования хромосомы, т. е. перехода от бинарного кода параметров космических систем к их вещественным значениям. Операция декодирования также используется на завершающей стадии поиска, когда требуется «прочитать» оптимальный состав параметров космических систем ДЗЗ.

Селекция хромосом состоит в их отборе и формировании следующей популяции. Селекция является случайным процессом, при котором руководствуются правилом: чем большее значение функции приспособленности имеет данная хромосома, тем выше вероятность ее выбора для репродукции.

Механизм останова алгоритма определяется на этапе его проектирования с учетом естественных ограничений, связанных со временем счета на ЭВМ или с учетом числа популяций, при которых значение функции приспособленности перестает улучшаться. Полученная в результате n итераций хромосома с наибольшим значением функции приспособленности принимается как решение поставленной задачи [20].

Оценка эффективности космических систем ДЗЗ выполняется на основе метода многокритериальной оптимизации с использованием аппарата нечетких множеств [2, 10]. Методика заключается в сравнительном анализе параметров космических систем ДЗЗ и информативных признаков (характеристик) земных процессов и объектов, которые необходимо регистрировать, а также технических характеристик космической системы ДЗЗ, обеспечивающих решение тематических задач. При этом используются алгоритмы [22], основанные на вычислении следующих оценок: функций близости (невязки) S сравниваемых величин (характеристик задач и параметров космической системы); функций соответствия G (оценок, вычисленных для соответствующих функций близости); функций принадлежности F . Функции соответствия являются множеством частных критериальных статистик, описывающих степень совпадения значений ин-

формативных признаков — характеристик тематических задач со значениями параметров космической системы ДЗЗ. Функция принадлежности, используемая в обобщенном критерии для оценки эффективности КГЭМ имеет вид

$$F = \sum_{j=1}^{m(lp)} \rho_j \cdot G(a'_{jlp}, a_{jlp}). \quad (2)$$

Наибольшего значения функция принадлежности (2) достигает при совпадении значений всех параметров КМ с характеристиками задачи, а наименьшего значения, равного нулю, — когда нет совпадения ни по одному параметру. В этом случае относительная эффективность выполнения программы КГЭМ может быть вычислена по формуле

$$\Theta = \frac{F}{\sum_{p=1}^h \sum_{l=1}^{k(p)} m_{lp}} = \frac{\sum_{p=1}^h \rho_1 \sum_{l=1}^{k(p)} \rho_2 \sum_{j=1}^{m(lp)} \rho_3 \cdot G(a'_{jlp}, a_{jlp})}{\sum_{p=1}^h \sum_{l=1}^{k(p)} m_{lp}}, \quad (3)$$

$$G(a'_{jlp}, a_{jlp}) = [1 - S(a'_{jlp}, a_{jlp})].$$

Здесь $G(a'_{jlp}, a_{jlp})$ и $S(a'_{jlp}, a_{jlp})$ — функция соответствия и функция близости j -го параметра (a'_{jlp}) j -й характеристики l -й задачи p -й подпрограммы (a_{plj}), ρ — соответствующие весовые коэффициенты важности, h — количество подпрограмм, $k(p)$ — количество задач p -й подпрограммы, $m(lp)$ — количество информативных характеристик l -й задачи p -й подпрограммы.

Оценка экологического состояния геологической среды проводится для обоснования различных организационно-хозяйственных мероприятий, связанных с землепользованием и требующих районирование территорий по геоэкологическому состоянию геологической среды. Этую оценку можно выполнять на основе различных подходов и принципов: морфолого-генетическом, по степени техногенной нагрузки, ландшафтно-системном и др. Суть ландшафтно-системного подхода заключается в анализе природно-техногенной среды (ПТС) как сложной системы с учетом иерархии подсистем — ландшафтных структур, их приоритетов в природной системе и формировании обобщенного критерия классификации ПТС по классам [19].

Используя ландшафтно-системный подход при дешифрировании космических снимков [7],

можно косвенным путем обнаружить те геоэкологические процессы и явления, которые не видны при прямых наблюдениях спектральных яркостных и структурных характеристик изображений. К этим объектам можно отнести участки с существующими и потенциально опасными неблагоприятными экзогенными процессами: эрозии, сдвиги, просадки, зоны интенсивного накопления загрязнений, которые, как правило, тяготеют к определенным типам ЛК. При решении гидроэкологических задач может быть использована взаимосвязь классов ЛК с гидроэкологическими параметрами естественной среды (уровень грунтовых вод, влажность почв, участки возможного подтопления).

Для выполнения поставленной задачи составляется база данных эталонных ПТС, отличающиеся по степени геоэкологической нагрузки, формирующей геоэкологическое состояние региона, на ряд эталонных классов. Каждому классу соответствует определенный набор групп ЛК, характерных для данного геоэкологического состояния, например природные, антропогенно-модифицированные, антропогенные, техногенные [6].

Процедура оценки ПТС происходит в следующей последовательности: по космическим снимкам и тематическим картам определяются относительные площади, занимаемые различными ЛК, на основании которых формируются соответствующие ГЛК и вычисляются их площади. Принятие решения о принадлежности исследуемой ПТС к тому или другому классу выполняется путем последовательного сравнения ГЛК и их площадей в исследуемом регионе с эталонными. Для этой цели вычисляются функции $S_i(b_i)$, характеризующие близость значений характеристик b_i исследуемой ПТС соответствующим параметрам a_{il} эталонных ПТС по каждому i -му параметру:

$$\begin{aligned} S_i(b_i) &= (\bar{a}_{il} - b_i)/\bar{a}_{il} && \text{для случая } b_i < \bar{a}_{il}; \\ S_i(b_i) &= (b_i - \bar{a}_{il})/b_i && \text{для случая } b_i > \bar{a}_{il}; \\ S_i(b_i) &= 0 && \text{для случая } \bar{a}_{il} \leq b_i \leq \bar{a}_{il}. \end{aligned}$$

Далее оценка ПТС может быть formalизована как задача многокритериальной оптимизации n критериев, каждый из которых выступает как функция соответствия i -й характеристики исследуемой ПТС i -му параметру (площадям) эта-

лонной ПТС. В качестве обобщенного критерия используется «функция принадлежности», определяющая вероятность принадлежности исследуемой ПТС к каждому эталонному классу. При этом множеством частных критериев являются функции соответствия между относительными площадями исследуемых и эталонных ПТС. Решение о принадлежности ПТС к конкретному классу принимается автоматически по максимальному значению функции принадлежности после решения соответствующих уравнений математической модели ПТС [5].

Рассмотренный ландшафтно-системный подход к геоэкологической оценки ПТС открывает новые возможности для исследования на качественно новом уровне общих тенденций изменений, которые происходят в геосистемах, и может быть использован в комплексном геоэкологическом мониторинге окружающей природной среды.

Прогноз развития экологического состояния геологической среды решается путем моделирования при наличии архивных данных о присходящих процессах в исследуемом регионе. Используя ABC-метод и рассматривая геологическую среду как сложную систему, прогнозируемое состояние можно определить как адаптацию его будущих значений к уже известным из предшествующих наблюдений.

Основой для формирования динамической ABC-модели геологической среды служит уравнение, полученное из условия, что каждый из процессов может быть выражен линейной комбинацией остальных процессов [14]:

$$\frac{dx_i}{dt} = a_{i1}x_1 + a_{i2}x_2 + \dots + a_{is}x_s + \dots + a_{in}x_n - x_i, \quad (4)$$

где x_i — исследуемый процесс; $x_1, x_2, \dots, x_s, \dots, x_n$ — взаимосвязанные процессы, которые влияют на x_i ; a_{is} — коэффициенты уравнений ABC-модели, учитывающие влияние процесса s на процесс i и сохраняющие постоянные значения на выбранном интервале времени.

Процедуру моделирования и прогнозирования покажем на примере оценки и прогнозирования изменений геоэкологического состояния Никопольского горнопромышленного района под влиянием изменяющейся техногенной нагрузки [6].

При исследовании были выделены четыре взаимосвязанных процесса: природный P , антропогенно-модифицированный M , антропогенный A и техногенно-индустриальный T , которые характеризуют изменения геоэкологического состояния геологической среды и позволяют по уровню техногенной нагрузки отнести исследуемую территорию к конкретному классу K . Если принять, что на определенных интервалах времени каждый из процессов может быть выражен линейной комбинацией остальных процессов, то на основе (4) можно составить динамическую ABC-модель геологической среды:

$$\begin{aligned} \frac{dK}{dt} &= a_{KP}P + a_{KM}M + a_{KA}A + a_{KT}T - K, \\ \frac{dP}{dt} &= a_{PM}M + a_{PA}A + a_{PT}T + a_{PK}K - P, \\ \frac{dM}{dt} &= a_{MA}A + a_{MT}T + a_{MK}K + a_{MP}P - M, \quad (5) \\ \frac{dA}{dt} &= a_{KP}T + a_{KM}K + a_{KA}P + a_{KT}M - A, \\ \frac{dT}{dt} &= a_{TK}K + a_{TP}P + a_{TM}M + a_{TA}A - T. \end{aligned}$$

Влияния процессов друг на друга определяются из корреляционных связей, которые отражают статистические связи между процессами.

После определения значений коэффициентов $a_{KP}, a_{KM}, a_{KA}, a_{KT}$ из соответствующей системы уравнений появляется возможность на основе первого уравнения системы (5) смоделировать процесс K для оценки геосостояния ПТС.

С помощью изложенной выше методики определения значений K была выполнена оценка и прогнозирование геоэкосостояния геологической среды Никопольского горнопромышленного района за период с 1956 по 2006 гг. [5].

Прогноз развития космических систем ДЗЗ выполняется с использованием системного подхода, а именно метода научно-технологического качественного и количественного предвидения динамики развития различных процессов, технологий и подходов для оценки перспектив развития как мировой экономики в целом, так и перспектив конкретной отрасли [29].

Задача заключается в выборе на ближайшие годы наиболее перспективного сценария развития космических систем ДЗЗ на основе анализа

приоритетных тематических задач ДЗЗ и современных тенденций развития космических систем ДЗЗ. Особенность данного исследования состоит в том, что сценарии развития формулируются на описательном уровне и характеризуются информационной неопределенностью, что не позволяет дать точной оценки процесса развития, а только с определенной степенью возможности реализации. Из этого следует, что для решения задачи выбора перспективного направления развития космических систем ДЗЗ необходимо использовать математический аппарат и методы экспертных оценок, нечетких переменных, теории принятия решений и др. [4]. Методы экспертных оценок — это методы организации работы со специалистами-экспертами и обработки их мнений, которые выражаются, например, по 10-балльной системе [9].

Основные характеристики при групповом экспертом оценивании: обобщенное мнение группы экспертов, степень согласованности мнений экспертов, компетентность экспертов. Если оцениваемые варианты N представить в виде конечного множества V , то каждый вариант космической системы ДЗЗ — $V_n \in V$ будет характеризоваться конечным множеством показателей E_j ($j = 1, \dots, Y$).

Каждый эксперт E_i ($i = 1, \dots, Z$) проводит экспертизу на основе предоставленной ему информации в форме шкалы качественного и количественного оценивания показателей. Оценивание проводится не ранжированием, а с использованием нечетких переменных. Для этого гипотетические значения каждого критерия разбиваются на семь уровней. При этом эксперт должен дать оценку исследуемого варианта решения на каждом уровне значений критерия.

Эксперт независимо выполняет оценивание и не имеет информации об оценках других экспертов. Оценка j -го показателя n -го варианта i -м экспертом определяется для каждого уровня ($s = 1, \dots, 7$) показателя в виде нечеткой переменной $\tilde{K}_{njs}^i = \langle K_{njs}^i, \mu_{njs}^i \rangle$. Оценка показателей для всех вариантов формируется системой экспертного опроса в виде

$$\tilde{K}_{nj}^i = \{\langle K_{njs}^i, \mu_{njs}^i \rangle | n \in N, j \in Y, s = 1, \dots, 7\},$$

где μ_{njs}^i оценка i -го эксперта, которая определяет возможность j -го показателя для n -го объекта быть на уровне $s \in S_0$.

Оценка i -м экспертом n -го объекта в целом формируется системой экспертного опроса в виде массива

$$\tilde{K}_n^i = [K_{nj}^i; n \in N; j = 1, \dots, Y; i \in Z];$$

$$i = [1, \dots, Z].$$

Результаты экспертизы n -го объекта всеми экспертами формируются системой экспертного опроса в виде массива

$$\tilde{K}_n = \{\tilde{K}_n^i; n \in N; i = 1, \dots, Z\}.$$

Задача выбора перспективного варианта сценария развития космической системы ДЗЗ является задачей многокритериальной оптимизации ($x \in X$) по всем критериям. Если предпочтение отдается показателям, наибольшим по модулю, то искомое решение определяется из выражения

$$\max_{x \in X} \left[\sum_{j=1}^n a_j K_j(x) \right],$$

где a_j — вес показателя.

выводы

Системная методология КГЭМ является общей основой информационной технологии управления устойчивым развитием систем КГЭМ, которая сформирована на основе различных моделей и методик, позволяющих проводить имитационные эксперименты с такими разными объектами, как космическая система ДЗЗ и геологические среды. Информационная технология, выполняя управление устойчивым развитием системы КГЭМ, обеспечивает получение космической информации ДЗЗ, необходимой для решения тематических задач природопользования с наибольшей эффективностью.

- Бешенев С. Д., Гурвич Ф. Г. Математико-статистические методы экспертных оценок. — М.: Статистика, 1980.—320 с.
- Волкович В. Л., Волошин А. Ф., Даргейко Л. Ф. и др. Методы и алгоритмы автоматизированного проектирования сложных систем управления. — Киев: Наук. думка, 1984.—216 с.
- Демчишин М. Г. Техногенні впливи на геологічне середовище території України. — Київ: Гнозіс, 2004.—155 с.
- Заде Л. Понятие лингвистической переменной и его применение к принятию приближенных решений. — М.: Мир, 1976.—165 с.

5. Лищенко Л. П., Рябоконенко С. А., Федоровский А. Д. Оценка геоэкологического состояния горнопромышленных территорий на основе ландшафтно-системного подхода и аэрокосмической информации // Екологія довкілля та безпека життєдіяльності.—2004.—№ 2.—С. 5—11.
6. Ліщенко Л. П. Особливості вивчення ландшафтів на основі матеріалів дистанційних зйомок на прикладі Нікопольського промислового вузла // Нові методи в аерокосмічному землемінавстві. — Київ: ЦАКДЗ, 1999.—С. 162—164.
7. Лялько В. И., Маринич О. М., Федоровский О. Д. Аерокосмічні исследование ландшафтних комплексов України // Укр. географ. журн.—1994.—№ 4.—С. 38.
8. Моисеев Н. Н. Математические задачи системного анализа. — М.: Наука, 1981.—487 с.
9. Панкратова Н. Д. Математическое обеспечение задач технологического предвидения применительно к отрасли промышленности // Системні дослідження та інформаційні технології.—2003.—№ 1.—С. 26—33.
10. Подиновский В. В., Ногин В. Д. Парето-оптимальные решения многокритериальных задач. — М.: Наука, 1982.—328 с.
11. Романов В. Н. Системный анализ. — С-Пб: РИО СЗТУ, 2005.—187 с.
12. Саати Т. Принятие решений. Метод анализа иерархий. — М.: Радио и связь, 1993.—186 с.
13. Саати Т., Кернс К. Аналитическое планирование. Организация систем. — М.: Радио и связь, 1991.—252 с.
14. Тимченко И. Е. Игумнова Е. М. Прогнозирование природных процессов методом адаптивного баланса влияний // Мор. гидрофиз. журн.—2004.—№ 5.—С. 53—63.
15. Тимченко И. Е., Игумнова Е. М., Тимченко И. И. Системный менеджмент и АВС-технологии устойчивого развития. — Севастополь: Экоси-гидрофизика, 2000.—224 с.
16. Тимченко И. И. Игумнова Е. М. Тимченко И. Е. Образование и устойчивое развитие. Системная методология. — Севастополь: Экоси-гидрофизика, 2004.—527 с.
17. Уемов А. И. Системный подход и общая теория систем. — М.: Мысль, 1978.—271 с.
18. Федоровский А. Д. Системный подход при проектировании сложной оптической аппаратуры // Оптико-мех. пром-сть.—1980.—№ 3.—С. 36—38.
19. Федоровский А. Д. К вопросу дешифрирования космических снимков природных ландшафтов // Космічна наука і технологія.—1999.—5, № 5/6.—С. 9—15.
20. Федоровский А. Д., Артюшенко М. В., Козлов З. В. Параметрический синтез космических систем зондиро-вания Земли на основе генетического метода // Космічна наука і технологія.—2004.—10, № 1.—С. 54—60.
21. Федоровский А. Д., Боднар Е. Н., Якимчук В. Г., Козлов З. В. Оценка эффективности космических систем ДЗЗ на основе метода анализа иерархий // Космічна наука і технологія.—2005.—11, № 3/4.—С. 75—80.
22. Федоровский А. Д., Даргейко Л. Ф., Зубко В. П., Якимчук В. Г. Системный подход к оценке эффективности аппаратурных комплексов дистанционного зондирования Земли // Космічна наука і технологія.—2001.—7, № 5/6.—С. 75—79.
23. Федоровский А. Д., Козлов З. В. Модель усвоения информации ДЗЗ в экологическом мониторинге // Доповіді НАНУ.—2004.—№ 11.—С. 134—138.
24. Федоровский А. Д., Суханов К. Ю., Якимчук В. Г. К вопросу оценки космических снимков для дешифрирования природных ландшафтотов // Космічна наука і технологія.—1999.—5, № 1.—С. 24—31.
25. Федоровский А. Д., Якимчук В. Г. Имитационное моделирование космических исследований ДЗЗ: постановка задачи и пути решения // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 2/3.—С. 83—88.
26. Федоровский А. Д., Якимчук В. Г., Козлов З. В., Колоколов А. А. Моделирование и оценка эффективности космических систем зондирования Земли // Космічна наука і технологія.—2003.—9, № 2/3.—С.83—89.
27. Януш Д. А. Дешифрирование аэрокосмических снимков. — М.: Недра, 1991.—240 с.
28. Committee on Earth Observation Satellites (CEOS). Report of the task force for the CEOS long term plan.
29. Forrester J. W. Industrial Dynamics. — Cambridge MA, Productivity Press, 1961.—391 р.
30. Forrester J. W. Principles of Systems. — Cambridge MA, Productivity Press, 1968.—320 р.
31. Jones C. Information Capacity of Photographic Films // J. Opt. Soc. Amer.—1961.—51, N 11.—Р. 1159—1171.

SYSTEM METHODOLOGY OF DEVELOPMENT OF THE SPACE GEOECOLOGICAL MONITORING

A. D. Fedorovsky, H. N. Bodnar, Z. V. Kozlov

Substantiation system methodology for the space geoecologic monitoring environmental assessment of the Earth's surface on the basis of complex consideration of the tasks related to the development of space systems of the remote sensing of Earth and of the problems of technical influence on the geological environment as a result of economic activity.

УДК 528.8

В. И. Саблина¹, Я. И. Стефанишин², Ю. И. Стрижак³

¹Державне підприємство «Дніпрокосмос», Дніпропетровськ

²Національне космічне агентство України, Київ

³Технічний комітет стандартизації «Ракетна й ракетно-космічна техніка» (ТК 117), Дніпропетровськ

Нормативное обеспечение дистанционного зондирования Земли

Надійшла до редакції 22.02.06

Розглянуто основні функції нормативного забезпечення у сфері дистанційного зондування Землі, положення створеного й розроблених стандартів. Наведено функції нового підкомітету «Дистанційне зондування Землі з космосу» у структурі національного технічного комітету стандартизації «Ракетна й ракетно-космічна техніка» ТК 117.

ПРОБЛЕМА И СОСТОЯНИЕ ЕЕ РЕШЕНИЯ

В последнее время на повестку дня в Украине, да и во всем мире остро встал вопрос об эффективности невоенной космической деятельности. На 5-й Украинской конференции по космическим исследованиям авторами был представлен доклад [2], темой которого была стандартизация всех аспектов космической деятельности, в частности дистанционного зондирования Земли, как основа дальнейшего развития ракетно-космической отрасли в Украине. Проведенный анализ позволил заключить, что эффективность использования данных дистанционного зондирования Земли в значительной степени определяется мероприятиями по метрологическому обеспечению. Отсутствие нормативного регулирования этого сегмента космической деятельности привело к тому, что данные ДЗЗ из космоса в подавляющем большинстве случаев используются преимущественно в научных разработках и в очень незначительной степени — субъектами управлеченческих и хозяйственных структур.

Система нормативного обеспечения ДЗЗ в общем предназначена для установки требований, правил и положений решения задач достижения оптимальной степени соответствия продукции, процессов и услуг их функциональному назначению и содействия научно-техническому сотрудничеству. Функции нормативного обеспечения следующие:

- нормативная база, регламентирующая использование данных ДЗЗ;
- нормативная база, регламентирующая качество источников данных и продукции ДЗЗ;
- гармонизация с международными стандартами в области получения, обработки и использования данных ДЗЗ;
- создание технического комитета по ДЗЗ, участие в работе международных комитетов по стандартизации;
- аттестация источников информации и продукции ДЗЗ.

Эта система будет способствовать дальнейшей интеграции Украины в мировое космическое

сообщество. В настоящее время делаются только первые шаги в части стандартизации ДЗЗ.

ОСНОВА УКРАИНСКОЙ СИСТЕМЫ СТАНДАРТОВ В СФЕРЕ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Предпосылки для создания нормативной базы ДЗЗ в Украине есть, что подтверждается нормативными актами действующего законодательства [5–8]. Закон Украины [8] определяет, что объектами государственного метрологического контроля и надзора являются методики контроля состояния окружающей природной среды. При этом такие методики подлежат обязательной государственной аттестации и занесению в Государственный реестр.

Исходя из этих требований, можно заключить, что метрологическому регулированию в таком случае должна быть подвержена вся «измерительная цепочка», используемая для получения данных ДЗЗ: датчики, размещенные на космических аппаратах (как на этапе запуска, так и на этапе летной эксплуатации), а также элементы наземной инфраструктуры (приемные станции и рабочие места для обработки данных), используемые для получения и обработки информации.

Актуальность создания нормативного обеспечения в области использования данных ДЗЗ подтверждается соответствующими резолюциями международных комитетов по стандартизации ISO. В настоящее время для нормативно-методического обеспечения информации об объектах и явлениях, которые прямо или косвенно связаны с пространственной локализацией на Земле, созданы национальные и международные технические комитеты.

Так, целью работы международного технического комитета ISO/TC 211 является создание структурированного набора (комплекса) международных стандартов серии 19100 «Географическая информация». Эти стандарты нормируют методы, средства и услуги по управлению данными (включая определение и описание), получение, обработку, анализ, оценку, представление и передачу указанных данных в цифровой/электронной форме между различными пользователями и системами. Активными членами

ми ISO TC 211 являются 29 стран мира и 27 стран-наблюдателей, в том числе и Украина.

По инициативе Украины на Пленарном заседании рабочей группы технического комитета № 20 Международной организации по стандартизации ISOTC20/SC14/WG3 «Operations and Ground Support» подтверждена необходимость создания комплекса стандартов, которые определяют в сфере международной космической деятельности единую методологию обработки результатов исследований, полученных в результате ДЗЗ из космоса.

В рамках реализации этой инициативы, учитывая разнообразие решаемых тематических задач пользователей, многодисциплинарный характер этих задач, необходимость внедрения ДЗЗ как производственных технологий в существующие ведомственные и региональные системы мониторинга, а также необходимость гармонизации нормативно-методического обеспечения с международными нормами и правилами, представляется целесообразным создать отдельный технический комитет по ДЗЗ в рамках Госпотребстандарта. И первые шаги в этом направлении в Украине уже сделаны: создан новый подкомитет № 7 «Дистанционное зондирование Земли из космоса» в структуре технического комитета стандартизации «Ракетная и ракетно-космическая техника» (ТК 117).

Функции подкомитета распространяются на обеспечение:

- упорядочивания украиноязычной терминологической базы в сфере ДЗЗ;
- создания нормативной базы по созданию и сохранению метаданных для данных ДЗЗ;
- создания нормативно-методической базы по качеству данных ДЗЗ, включающую ассортимент данных, предоставляемых пользователю; информативность космической системы ДЗЗ; качество продукции (процессов, услуг); положения, связанные с созданием условий, разработкой методов и средств использования современных информационных технологий и т. п.;
- создания нормативно-методической базы по нормированию показателей окружающей среды, которые определяют с применением данных ДЗЗ, включающую безопасность продукции (процессов, услуг) для жизни, здоровья и имущества людей; охрану окру-

- жающей среды, предотвращение аварий и техногенных катастроф; мониторинг окружающей среды и т. п.;
- нормативного регулирования процесса создания методик обработки данных ДЗЗ из космоса, а также требований к их составу, разработке, стандартизации, метрологическому контролю и надзору за ними (включая координацию работ по созданию государственного реестра методик обработки данных);
 - создания нормативно-методической базы по сетевым службам и технологиям, включающую нормирование правил для сетевых служб; требований к сетевым службам по взаимодействию производителей и пользователей продукции и услуг ДЗЗ; требований к удобству и доступности обмена данными ДЗЗ, метаданными и дополнительными данными через интернет или другие средства телекоммуникационной связи и т. п.;
 - создания нормативно-методической базы по гармонизации данных ДЗЗ, включающей:
 - а) согласованные технические требования к данным ДЗЗ (единая система уникальных идентификаторов объектов ДЗЗ, взаимосвязь объектов ДЗЗ, атрибуты данных ДЗЗ, упорядочения терминологии и т. п.);
 - б) правила размещения данных ДЗЗ для обмена (согласованные форматы данных ДЗЗ, согласованные протоколы обмена данными ДЗЗ и т. п.);
 - создания нормативно-методической базы, регламентирующей правила доступа, распространения и использования данных ДЗЗ, включающей создание и ведение архивов и баз данных ДЗЗ; систематизацию информации; соглашения по обеспечению доступа к данным ДЗЗ украинских и иностранных пользователей; соглашения по распространению данных ДЗЗ украинским и иностранным пользователям; общее и многоразовое использование данных ДЗЗ; повышение уровня защиты интересов пользователей и т. п.;
 - создания нормативно-методической базы регулирующей правила и способы реализации деятельности в сфере ДЗЗ, включающей создание структур и механизмов координации общей деятельности в сфере ДЗЗ; обеспечение пользователей продукцией и ус-

лугами ДЗЗ; контроль рынка спроса данных ДЗЗ и т. п.

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ РАЗРАБОТКИ СТАНДАРТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ В УКРАИНЕ

В настоящее время работы в направлении создания нормативной базы для метрологического обеспечения деятельности в сфере ДЗЗ проводятся по инициативе Национального космического агентства Украины (далее — НКАУ). Реализованы первые практические шаги в этом направлении — разработан и введен в действие в 2003 г. ДСТУ 4220 «Дистанционное зондирование Земли из космоса. Термины и определения понятий». В различных стадиях готовности находятся еще два проекта:

- ДСТУ «Дистанционное зондирование Земли из космоса. Обработка данных. Термины и определения понятий»;
- ДСТУ «Дистанционное зондирование Земли из космоса. Методика обработки данных. Общие положения».

В перспективе — разработка серии ДСТУ, которая призвана урегулировать метрологию всей «измерительной цепочки» ДЗЗ из космоса.

ДСТУ 4220 [4] является важным шагом в направлении создания украиноязычной технической терминологии. Например, впервые этим стандартом определены термины «технічний засіб ДЗЗ з космосу», «наземний інформаційний комплекс» и рекомендовано не применять термин «наземний спеціальний комплекс» (НСК).

ДСТУ «Дистанционное зондирование Земли из космоса. Обработка данных. Термины и определения понятий» должен стать следующим шагом в направлении создания национальной технической терминологии. В нем предполагается нормировать такие термины как «коригування» и «дешифрування» данных ДЗЗ; типы искажений данных ДЗЗ, а также определить их уровни обработки.

Одним из важных шагов в направлении повышения эффективности использования данных ДЗЗ является создание ДСТУ «Дистанционное зондирование Земли из космоса. Методика обработки данных. Общие положения». Проект ДСТУ разрабатывается на основе межгосударст-



Рис. 1. Процессы жизненного цикла методики обработки данных ДЗЗ

венного стандарта СНГ ГОСТ8.010-99 «Методики выполнения измерений. Основные положения». В ДСТУ предполагается впервые определить порядок разработки методики, основные требования к ее составу и порядок ее аттестации.

При создании методики, как и любого документа нормативно-методического обеспечения, выполняются ряд действий, формирующих ее жизненный цикл.

Основные процессы жизненного цикла методики обработки данных ДЗЗ [3] приведены на рис. 1.

Для решения задач, связанных с многократным зондированием одних и тех же объектов одним и тем же техническим средством, либо в случае комплексного использования результатов съемок различными техническими средствами с одного или нескольких космических аппаратов, необходимо учитывать изменения чувствительности аппаратуры во времени. Для этого проводится калибровка [1], верификация и поверка

технических средств ДЗЗ в полете с использованием наземных контрольно-калибровочных полигонов. Важным элементом в обеспечении качества данных (и продукции) ДЗЗ служит их верификация и валидация с использованием наземных тестовых полигонов.

Калибровочные и тестовые данные играют важную роль в решении следующих задач (протокол межведомственного совещания по вопросу создания полигона подспутниковых измерений от 26.09.2001 г., Феодосия):

- обеспечение метрологических характеристик технических средств ДЗЗ, т. е. обеспечение сквозной метрологической аттестации всего тракта передачи данных ДЗЗ с использованием контрольных миц;
- отработка и аттестация методик обработки данных ДЗЗ;
- обеспечение вспомогательных данных с известными характеристиками для обработки данных ДЗЗ.

В современных международных программах наблюдения Земли (CEOS, «Spot», «Landsat», «Radarsat», EOS) этому вопросу уделяется первостепенное внимание.

Рядом специалистов (http://ess.nrcan.gc.ca/esic/ccrspub-cctrpub/index_e.php) предлагается реализовать специальный международный проект глобальной, оборудованной инструментами, автоматизированной сети испытательных участков GIANTS (Global Instrumented and Automated Network of Test Sites). Предполагается, что сеть будет включать ряд тестовых и контрольно-калибровочных полигонов в каждом из регионов земного шара, что обеспечит возможность получения тестовых и калибровочных данных в течение круглого года, несмотря на облачность.

Идеальные требования для тестовых и контрольно-калибровочных полигонов включают поддержание базы данных измерений, проведение наземных инструментальных измерений, большие, плоские, однородные по своим спектральным характеристикам области, почти ламбертовский характер отражения, высокая вероятность безоблачной и сухой погоды, наличие объектов с высокими и низкими стабильными коэффициентами отражения, круглогодичная пригодность испытательного участка к проведению измерений.

В настоящее время на регулярной основе функционируют 11 таких полигонов, предназначенных для тестирования данных и калибровки технических средств для видимого и ближнего ИК-диапазона, размерами от 40×40 км до 0.4×0.4 км, из них шесть в США, два — в Австралии и по одному — в Канаде, Франции и Китае.

По результатам предварительной проработки (протокол межведомственного совещания по вопросу создания полигона подспутниковых измерений от 26.09.2001 г., Феодосия; протокол технічної наради представників НКАУ, Міністерства оборони України, Міністерства економіки та з питань європейської інтеграції України, Міністерства фінансів України, Міністерства екології та природних ресурсів України від 07.11.2001 р., Київ) предлагается организовать тестовый и контрольно-калибровочные полигоны (рис. 2) на базе Национального центра управле-

ния и испытаний космических средств НКАУ (далее — НЦУИКС) в г. Евпатория с привлечением интеллектуально-материальных ресурсов других крымских организаций: Морского гидрофизического института Национальной академии наук Украины (далее — МГИ), г. Севастополь; Казенного летно-испытательного предприятия «Взлет» (далее — КЛИП), г. Феодосия; Карадагского природного заповедника Национальной академии наук Украины.

Использование территории Крыма и прилегающей морской акватории целесообразно по следующим причинам:

- имеются специальные оптические и тепловые миры, аэрофотогеодезический полигон КЛИП «Взлет»;
- частично имеется лабораторное оборудование и подготовленный персонал для наземных обследований в организациях НЦУИКС, МГИ, Карадагский природный заповедник;



Рис. 2. Контрольно-калибровочный полигон на базе Национального центра управления и испытаний космических средств НКАУ, г. Евпатория

- Крым отличается благоприятными малооблачными условиями для оптических съемок, разнообразными и характерными ландшафтами.

Возможность использования территории НЦУИКС и прилегающих территорий иллюстрируется спутниковым снимком IRS с пространственным разрешением на местности 5,7 м (рис. 2).

ВЫВОДЫ

Выбранное направление является одним из условий обеспечения повышении эффективности использования данных ДЗЗ, а следовательно, и эффективности всей космической деятельности. В связи с этим актуальным представляется продолжение развития международного сотрудничества в области стандартизации космической деятельности.

- Аквилонова А. Б., Козлова Л. В. Подспутниковое обеспечение научных программ МЦКП «Природа» // Материалы Всероссийской науч. конф. «Дистанционное зондирование земных покровов и атмосферы аэрокосмическими средствами», Муром, 22–23 июня 2001 г.
- Саблина В. И., Стефанишин Я. И., Стрижак Ю. И. Нормативное обеспечение дистанционного зондирования Земли // Пятая Укр. конф. по комическим исследованиям: Тез. докл. — К.: Ин-т космич. исследований НАНУ—НКАУ, 2005.—С. 174.

- ДСТУ 3918-99. Інформаційні технології. Процеси життєвого циклу програмного забезпечення. — Введ. 01.07.2000.
- ДСТУ 4220-2003. Дистанційне зондування Землі з космосу. Терміни та визначення понять — Введ. 01.10.2004.
- Закон України від 15.11.1996 № 502/96-ВР «Про космічну діяльність» // Відомості Верховної Ради України.—1997.—№ 1.—Ст. 2.
- Закон України від 16.03.2000 № 1559-ІІІ «Про державну підтримку космічної діяльності» // Відомості Верховної Ради України.—2000.—№ 22.—Ст. 172.
- Закон України від 24.10.2002 № 203-ІV «Про Загальноодержавну (Національну) космічну програму України на 2003–2007 роки» // Відомості Верховної Ради України.—2002.—№ 49.—Ст. 364.
- Закон України від 15.06.2004 № 1765-ІV «Про внесення змін до Закону України «Про метрологію та метрологічну діяльність» // Відомості Верховної Ради України.—2004.—№ 37.—Ст. 449.—С. 1434.

NORMATIVE MAINTENANCE OF REMOTE SENSING OF THE EARTH

V. I. Sablina, J. I. Stefanishin, Y. I. Stryzhak

The basic functions of normative maintenance, position created and developed standards on remote sensing of the Earth are considered. The functions of new national subcommittee “Remote sensing of the Earth from space” in structure of Technical Committee of Standardization “Rocketry and Space Rocketry” are described.

УДК 729.68

А. П. Алпатов¹, В. С. Зевако², О. В. Пилипенко¹,
П. П. Хорольський¹, В. В. Хуторний²

¹Інститут технічної механіки, Дніпропетровськ

²Національний центр аерокосмічної освіти молоді України, Дніпропетровськ

Формування науково-освітньої програми участі молоді України у космічних дослідженнях

Надійшла до редакції 24.10.05

Наведено мету, принципи формування та реалізації науково-освітньої програми участі молоді України у космічних дослідженнях, а також структуру та зміст її складових частин.

Останнім часом в освітніх закладах багатьох країн поширюється практика залучення молоді до участі у космічних дослідженнях з метою підготовлення майбутніх спеціалістів для наукової та практичної діяльності в космічній галузі. Організаційно це здійснюється за науково-освітніми програмами на різних рівнях: держави, регіону, університету, коледжу, школи як з бюджетним, так і з позабюджетним (спонсорським) фінансуванням.

Напрямки робіт за цими програмами, як правило, вибираються з розрахунку поступового освоєння технологій космічних досліджень: від створення найпростіших моделей ракет і надувних повітряних зондів з простими приладами до недорогих, але досить складних, малих супутників та ракет.

Національним центром аерокосмічної освіти молоді України при участі Інституту технічної механіки НАН України та НКА України розробляється проект «Науково-освітньої програми участі молоді України у космічних дослідженнях» (далі Програма).

Метою Програми є залучення школярів, студентів, молодих науковців та спеціалістів до

участі у космічних дослідженнях з можливістю отримання професійної підготовки для роботи у ракетно-космічній галузі.

Завдання Програми:

- набуття знань та досвіду у постановці та рішенні конкретних наукових і практичних задач з космічних досліджень, де об'єднуються зусилля фахівців у різних областях знань та галузях промисловості;
- набуття вміння налагоджувати коопераційні зв'язки між молодіжними колективами, які працюють у даній області;
- здійснення наукової та методичної роботи, яка сприяє підвищенню рівня знань, якості проведення навчального процесу у середніх та вищих навчальних закладах;
- популяризація науково-технічної діяльності молодіжних колективів України для залучення до співпраці іноземних школярів, студентів і фахівців;
- поширення інформації про наукові дослідження, освітні програми і спеціальності, що пов'язані з космічними дослідженнями, для залучення та обміну студентами з провідними навчальними закладами світу.

Основні принципи формування Програми:

- орієнтація на профільну освіту молоді як складову частину діяльності «Національного центра аерокосмічної освіти молоді України» за його цільовим призначенням;
- етапність розробки з можливістю видозмін залежно від важливості розв'язуваних завдань і перспектив їх фінансування;
- урахування пропозицій молодіжних колективів, які представляють свої проекти на конкурсах, та інтересів НКАУ і підприємств різних галузей господарчого комплексу України;
- націленість на проекти з наукових досліджень в усіх складових частинах космічної системи, включаючи космічний сегмент, наземний сегмент і сегмент користувачів;
- надання переваги тим молодіжним проектам, які спрямовані на розробку критично важливих для галузі технологій і мають перспективи їхнього впровадження;
- урахування міжнародного співробітництва українських молодіжних колективів.

Основні принципи реалізації Програми:

- науково-методична допомога від Національного центру аерокосмічної освіти молоді України молодіжним колективам, що розробляють проекти з метою включення їх до Програми;
- інформаційно-методична та технічна допомога молодіжним колективам, проекти яких включені до Програми, від організацій і підприємств галузі, а також фінансування з бюджетних та інших джерел;
- передбачення для проектів Програми певних освітніх та наукових завдань з отриманням реальних результатів, які приводяться в курсових розрахунково-графічних роботах, дипломних проектах, наукових працях та ін.;
- орієнтація проектів Програми на впровадження одержаної наукової, технічної, методичної, програмної та іншої продукції на відповідних підприємствах.

Участь молоді України у космічних дослідженнях відбувається під егідою Національного космічного агентства України в рамках нині діючої Загальнодержавної (Національної) космічної програми України на 2003—2007 рр. за цільовими проектами: «Освіта» (Освіта та кадрове забезпечення ракетно-космічної галузі) і «Освіта-КА» (Український молодіжний супутник). В

зв'язку з цим перша редакція Програми передбачає розробку українських молодіжних супутників, що розгладалася на науково-практичних конференціях «Мікросупутники-перспектива і реальність», які відбулися відповідно у 2004 та 2005 рр. на території Національного центру управління й випробувань космічних засобів у м. Євпаторія [3].

Програма формується поетапно. На перших двох етапах передбачається створення, запуск і експлуатація відповідно першого і другого українських молодіжних супутників УМС-1 та УМС-2. Терміни етапів визначаються космічними програмами України. Так, запуск УМС-1 заплановано здійснити у 2007 р. [5].

СТРУКТУРА ПРОГРАМИ

Для нинішнього стану молодіжних науково-освітніх розробок зі створення та експлуатації супутників характерною є необхідність освоєння технологій, що використовуються в усіх сегментах космічної системи: космічному, наземному та сегменті користувача.

Нижче викладено основні напрямки та цільові проекти «Науково-освітньої програми участі молоді України у космічних дослідженнях» [2, 5].

Освітній напрямок. За цим напрямком передбачається підвищення рівня знань, які використовуються при створенні супутників, пошук нових ідей та перспективних проектів для активізації науково-технічної творчості молоді в космічній галузі України, інформаційна підтримка створення супутників.

Напрямок має пропагандистську спрямованість через поширення інформації серед вищих навчальних закладів про молодіжні супутники в тім числі створення учебних матеріалів і підготовку кадрів викладачів.

Проект «Освіта» передбачає набуття молоддю профільних знань з участю у реальних космічних експериментах, «навчання на живих супутниках».

По УМС-1 за проектом «Освіта» передбачається:

участь школярів у створенні та використанні бази даних результатів, отриманих з українських молодіжних супутників; налагодження наукових зв'язків та обмін інфор-

мацією школярів України з учасниками проектів Міжрегіональної суспільної організації «Мікросупутник» (Росія) та їхня участя у Всеукраїнській освітньо-науковій конференції школярів «Зоряний шлях»; проведення конкурсів на оригінальну назву та емблему першого українського молодіжного супутника; вивчення можливостей базової платформи і проведення робіт з адаптації до неї дослідницької апаратури; вивчення методів випробувань і участі у випробуваннях супутника; вивчення процесів гравітаційної і магнітної орієнтації супутника; ознайомлення із законами руху супутника, методами керування, аналізу телеметричної і траєкторної інформації та ін.; створення науково-освітніх програм та навчально-методичних посібників з проектування, виготовлення та експлуатації супутників з використанням отриманої від УМС телеметричної та наукової інформації.

Проект «Пошук» має за мету стимулювання нових молодіжних розробок в технічних областях на конкурсній основі за тематикою НКА України. Для цього передбачається проведення щорічних молодіжних конференцій, де представляються нові проекти, кращі з яких (після відбору програмним комітетом) заносяться до Програми для подальшої реалізації.

За кордоном така практика спілкування молодіжних колективів стала нормою. Наприклад, у США під егідою NASA у м. Логан проводяться щорічні конференції з малих університетських супутників [1]; ESA два рази на рік у місті Нордвейк (Нідерланди) проводить семінари зі створення малих супутників за студентською ініціативою з дослідження космосу [4].

За цим проектом передбачається також розробка інформаційно-довідкової системи про за-кордонні космічні програми та проекти зі створення молодіжних супутників для використання міжнародного досвіду при створенні УМС. Через інформаційно-довідкову систему студенти зможуть також ознайомитися з перспективними напрямками робіт, які прогнозуються в ракетно-космічній галузі України, з метою тіснішого поєднання своєї наукової роботи з проблемами галузі.

Науково-дослідний напрямок. Основним завданням напрямку є проведення науково-дослідних робіт для забезпечення моніторингу фізичних параметрів і процесів, що спричиняють суттєвий вплив на середовище існування людини. Ці роботи є ключовими і в російській «Программе создания и использования научно-образовательных микроспутников» [2], що дає змогу проводити узгоджені дії з російськими навчальними закладами.

Науково-дослідні роботи на УМС-1 ведуться за відбрами на конкурсній основі проектами при підтримці провідних вчених Національної академії наук та вищих навчальних закладів України:

проект «Аерозоль» Головної астрономічної обсерваторії НАН України з дослідження фізичних характеристик стратосферного аерозолю на висотах більш ніж 30 км в атмосфері Землі за допомогою ультрафіолетового поляриметра;

проект «Око» Київського національного університету з дослідження юносферних збурень, спричинених тропосферними джерелами і сонячною активністю та вивчення просторового розподілу юносферних емісій за допомогою оптичного комплексу.

Для УМС-2 першочерговим завданням є розробка його концепції.

Космічний напрямок передбачає реалізацію цільових проектів зі створення та експлуатації елементів космічної системи у складі космічного сегменту.

Проект «Платформа» передбачає розробку та виготовлення базової космічної уніфікованої платформи службових систем та її інтеграцію з ракетою-носієм.

З досвіду створення університетських супутників за кордоном для УМС доцільно розроблювати або використовувати уже розроблені уніфіковані платформи, що мають незаперечні переваги з огляду можливого їх використання для відносно швидкого створення певної комплектації УМС.

За базову платформу для УМС-1 обрана уніфікована космічна платформа МС1, що розроблена в ДКБ «Південне».

На першому етапі (до 2007 р. включно) також ведуться проектні роботи зі створення перспективної платформи для УМС2 силами авторських

колективів: Дніпропетровського національного університету, Національного аерокосмічного університету ім. М. Є. Жуковського (ХАІ), ДКБ «Південне», які запропонували своє бачення платформи на конференціях «Мікросупутники — перспектива і реальність».

Проект «Дослідницька апаратура» передбачає створення та експлуатацію дослідницької бортової апаратури та контрольно-вимірювальної апаратури для її наземного відпрацювання.

Для УМС-1 за дослідницьку апаратуру прийнято на конкурсній основі бортовий вимірювально-інформаційний комплекс у складі:

- ультрафіолетовий поляриметр (проект «Аерозоль»);
- бортовий оптичний комплекс (проект «Око»);
- бортова апаратура системи збору наукової інформації (із проекту «Геокосмос»).

За цим проектом передбачається також розробка та реалізація пропозицій з використання залишкових ресурсів на вітчизняних РН та КА, в тому числі на УМС, для проведення випробувань приладів вітчизняного й закордонного виробництва (персональних комп'ютерів й іншої апаратури, розрахованої на використання в недорогих супутниках).

На першому етапі така робота не передбачається з огляду на те, що зайвих ресурсів на супутнику УМС-1 немає.

На другому етапі для УМС-2 можуть бути використані проекти за заявками оператора національної космічної системи спостереження Землі «Січ» і організацій галузі.

Системний напрямок передбачає реалізацію цільових проектів зі створення та експлуатації елементів космічної системи у складі наземного сегменту та сегменту користувача.

Проект «Земля» передбачає у складі наземного сегменту розробку наземних абонентських станцій прийому інформації з борту УМС зі своїми технічними й програмними засобами.

На першому етапі будуть проводитися роботи зі створенням абонентського модуля прийому інформації з борту УМС-1 на базі програмно керованого антенного комплексу згідно з проектом «Мрія-М» фізико-технічного факультету Дніпропетровського національного університету.

Передбачається також створення молодіжного

центрю управління польотом, розробка методик і комп'ютерних програм для забезпечення зовнішньо-траекторних вимірювань, управління системою орієнтації й стабілізації, управління системою керування, управління корисним навантаженням та ін.

Проект «Користувач» передбачає у складі сегменту користувача створення «Науково-прикладної програми використання даних УМС» та її реалізацію. Для цього передбачається розробка програм обробки інформації, що надходить від дослідницької апаратури УМС, та проведенням робіт з обробки цієї інформації.

Передбачається також:

- освоєння технології планування та участь у плануванні роботи науково-дослідної апаратури;
- участь у створенні, відпрацюванні та атестації методик вирішення тематичних задач користувачів;
- освоєння існуючих програм обробки космічної інформації та проведення робіт з первинної та тематичної обробки космічної інформації за заявками користувачів;
- розробка перспективних методик і програм обробки космічної інформації, які можуть бути у майбутньому використані користувачами космічної інформації.

ВИСНОВКИ

Для України, що має потужний ракетно-космічний потенціал, розробка науково-освітньої програми участі молоді України у космічних дослідженнях є безперечно актуальною з огляду на теперішню наявність університетських супутників майже у двох десятках країн світу.

Успішна реалізація цієї програми розширить професійну підготовку молоді, причетної не тільки до ракетно-космічного напрямку, а й до інших фахових напрямків, підвищить рівень віддачі вищих навчальних закладів, дозволить вирішувати поточні проблеми галузі шляхом впровадження результатів робіт у реальні космічні проекти.

Запуск українських молодіжних супутників буде також символізувати відродження ракетно-космічної галузі в Україні і буде сприяти притоку до неї молодих творчих сил.

У наступній космічній програмі України пред-
полагається на базі цієї Програми розробити окре-
му цільову програму.

1. Агапов В. Одиннадцать спутников на орбите. Итог экспериментального пуска // Новости космонавтики.—2000.—№ 3.—С. 10—16.
2. Григорьев Ю. И., Громов С. К., Григорян О. Р. и др. Программа создания и использования научно-образова-
тельных микроспутников // Космонавтика и ракето-
строение.—2003.—2 (31).—С. 49—56.
3. Демченко А. В., Лапидус Б. Г. Создание украинского
молодежного спутника // Аэрокосмический вестник.—
2005 апрель.—С. 21—23.
4. Железняков А. Студенты Европы создали свой спутник
через интернет // Энциклопедия «Космонавтика».—
2004.—Вып. 430.

5. Загальнодержавна (Національна) космічна програма України на 2003—2007 рр. — Київ: Національне космічне агентство України, 2003.—170 с.

DEVELOPMENT OF RESEARCH AND EDUCATIONAL PROGRAM FOR INVOLVING UKRAINE'S YOUNG PEOPLE IN SPACE RESEARCH

**A. P. Alpatov, V. S. Zevako, O. V. Pylypenko,
P. P. Khorolskii, V. V. Khutornyi**

We present the objective, principles of formation and realization of the scientific and educational program for involving Ukraine's young people in space researches as well as the structure and content of the constituents of this program.

ЛІТНЯ ШКОЛА-СЕМІНАР
«КОСМІЧНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ТІЛ СОНЯЧНОЇ СИСТЕМИ:
РЕЗУЛЬТАТИ І ПЕРСПЕКТИВИ»

13—14 червня 2006 р. в Головній астрономічній обсерваторії НАН України пройшла літня школа-семінар для молодих вчених, аспірантів та студентів, яка була присвячена результатам досліджень тіл Сонячної системи космічними засобами. Метою школи було знайомство наукової молоді з найбільш значними результатами, одержаними під час космічних досліджень Сонця, планет, супутників, астероїдів, комет і міжпланетного середовища. Провідні спеціалісти із дослідження тіл Сонячної системи з США (NASA Goddard Institute for Space Studies та університету Мериленда), Науково-дослідного інституту астрономії Харківського національного університету ім. В. Н. Каразіна та Головної астрономічної обсерваторії НАН України зробили оглядові доповіді. Про основні концепції космічної програми України розповів начальник управління космічних програм і наукових досліджень Національного космічного агентства України О. П. Федоров.

Науковий керівник космічної місії GLORY М. І. Міщенко (NASA, США) розповів про плани NASA щодо дослідження земної атмосфери. Дані про глобальну середню температуру Землі, приведені доповідачем, свідчать про її значне збільшення протягом 1880—2005 рр. Серед факторів, які впливають на глобальне потепління Землі, є аерозоліні частинки в атмосфері природного і антропогенного походження та варіації потоку сонячного випромінювання. Аерозолі впливають на клімат і можуть викликати як потепління, так і охолодження земної атмосфери. Саме це і визначило основні цілі місії GLORY: 1) визначення глобального розподілу, мікрофізичних, оптических властивостей, природного та антропогенного аерозолів і хмар, їхнього хімічного складу з точністю і покриттям, достатнім для надійного кількісного визначення прямого і непрямого впливу аерозолю на клімат; 2) безперервні вимірювання з високою точністю інтегрального сонячного випромінювання для того, щоб визначити прямий і непрямий вплив Сонця на клімат Землі.

Для реалізації проекту на космічному апараті планується поставити два прилади — поляриметр і радіометр. Вимірювання трьох параметрів Стокса I , Q і U буде проводитися в спектральному діапазоні 412...2250 нм з точністю 0.0015 на рівні поляризації $P = 0.2$ і з точністю 0.002 при $P = 0.5$. Результати вимірювань будуть порівнюватися з теоретичними моделями розсіяння світла на аерозолі, які зараз розробляються. Космічний апарат планується запустити в грудні 2008 р. Детально з космічною місією GLORY можна ознайомитися на веб-сайті <http://glory.giss.nasa.gov>. Доповідь викликала значний інтерес, оскільки в ГАО НАН України також розробляється поляриметр для дослідження аерозольної складової атмосфери. Прилад буде встановлено на місійному супутнику.

Член-кореспондент НАН України Р. І. Костик та кандидат фізико-математичних наук С. М. Осипов (ГАО НАН

України, Київ) присвятили свої доповіді результатам геліосеймологічних досліджень Сонця за допомогою КА КОРОНАС-ДИФОС-Ф, який є спільним проектом України та Росії. У 1960 р. на Сонці відкриті звукові коливання з періодом 5 хвилин та амплітудою швидкості 1 м/с. (амплітуда інтенсивності складає 10^{-5} яскравості центра диску Сонця). Згодом, у 1976 р., відкрито гравітаційні коливання з періодом 160 хвилин і амплітудою швидкості 0.5 м/с (амплітуда інтенсивності складає 10^{-6} яскравості центра диску Сонця). Пошуки гравітаційних мод коливань на Сонці за межами земної атмосфери стали метою багатьох проектів (SMM, «Фобос», КОРОНАС-І, SOHO). Оскільки гравітаційних коливань не знайдено, було зроблено висновок, що амплітуда коливань швидкості не перевищує 0.008 м/с.

Основним завданням проекту КОРОНАС-Ф стала реєстрація глобальних коливань яскравості Сонця як зорі з метою отримати нові дані про характер розповсюдження звукових хвиль в надрах Сонця та підтвердити або спростувати існування гравітаційних мод у коливаннях яскравості Сонця. На КА встановлено телескоп ДИФОС, роздільна здатність якого складає $2 \cdot 10^{-6}$ повної інтенсивності випромінювання Сонця. Вимірювання інтегральної інтенсивності Сонця з дискретністю 33 с ведуться одночасно в шести спектральних каналах: 350, 500, 650, 850, 1100, 1500 нм. Подібні дослідження паралельно проводив КА SOHO-VIRGO/SPM, запущений 11 квітня 1996 р. Вимірювання здійснювалися в спектральних смугах 402, 500 і 862 нм. Таким чином, дані, одержані двома апаратами, взаємно контролюють і доповнюють один одного.

За час роботи КА КОРОНАС-ДИФОС-Ф (22 серпня 2001 р. — 6 грудня 2005 р.) отримані нові, раніше невідомі результати, а саме: потужність мод окремих коливань, які спостерігаються одночасно, залежить від висоти в атмосferі Сонця і збільшується з висотою; швидкість нарощування потужності різних мод з висотою обернено пропорційна до ступеня моди; потужність мод окремих коливань, які спостерігаються на одній і тій же висоті в атмосferі Сонця, змінюється з часом; фази коливань яскравості мають різний тренд в спектральних смугах 350...400 нм і 850...1500 нм; виявлена асиметричність профілю мод коливань. Результати про потужність коливань на різних висотах в атмосferі Сонця збігаються з результатами, одержаними КА SOHO на тих же висотах. Знайдені залежності ще не знайшли свого теоретичного обґрунтування. Оброблені дані спостережень (поки що не всі) свідчать про те, що гравітаційні моди коливань не знайдені.

Основною задачею паралельних наземних спостережень Сонця на телескопах світу (АЦУ-26 (Терскол, Росія), АЦУ-5 (Голосіїв, Київ), нідерландський телескоп DOT (о. Ла Пальма), німецький телескоп VTT (о. Тенерифе), з високою просторовою, спектральною та часовою роздільними здатно-

стями є підтвердження або спростування механізму збудження акустичних коливань (турбулентна конвекція), який був теоретично обґрунтований ще у 1961 р. Спостереження дозволили розділити конвективну та хвильову складові швидкості у фотосфері Сонця. Виявлено, що амплітуда акустичних коливань значною мірою залежить від величини контрасту гранул та міжгранул, тобто чим більший грануляційний контраст на висоті утворення неперервного спектру, тим потужніші коливання. Найсильніші коливання мають місце над міжгранульними проміжками. Знайдено залежність потужності акустичних коливань від конвективної швидкості гранул та міжгранул. Виявлено, що чим вища швидкість конвективних рухів гранул та міжгранул, тим більша потужність акустичних коливань як швидкості, так і інтенсивності. Знайдено, що турбулентна конвекція є причиною збудження акустичних коливань в атмосфері Сонця.

Про найважливіші результати космічних досліджень астероїдів розповів професор Д. Ф. Лупішко (НДІ астрономії ХНУ, Харків). Вивчення астероїдів космічними засобами почалося в 1971 р., коли на орбітальній астрономічній обсерваторії ОАО-2 було виміряно альбедо астероїдів 1 Церера, 2 Паллада і 4 Веста в УФ-області спектру. Згодом фізичні характеристики більш ніж для 1000 астероїдів були одержані з допомогою супутників IUE, MSX і ISO. Важливі результати також отримані в рамках проекту FIRSSE (Far IR Sky Survey Experiment): виміряні потоки випромінювання 20 астероїдів Головного Поясу у спектральному діапазоні 20, 27 і 85 мкм. Ці дані були використані для розробки теплофізичної моделі астероїдів. Спостереження астероїдів в ІЧ-діапазоні (12, 25, 60 і 100 мкм) були продовжені на супутнику IRAS, на основі чого були визначені геометричне альбедо і діаметр для 2228 астероїдів. За допомогою космічного телескопа Габба (HST) одержано зображення майже 60 астероїдів з високою роздільністю здатністю. Це дозволило виявити на поверхні астероїда 1 Церера кратер діаметром 250 км, а на поверхні 4 Веста світлу пляму і кратер діаметром 460 км, близький до діаметра самої Вести ($D = 525$ км).

Частина космічних досліджень астероїдів виконана в рамках космічних місій до Юпітера («Galileo»), комет Вілда 2 («Stardust») і Бореллі («Deep Space 1»). Одним з найважливіших результатів КА «Galileo» є перше зображення астероїда 243 Іда ($56 \times 24 \times 21$ км) і його супутника на ім'я Дактиль (1.5 км), який обертається на відстані 85 км від Іди.

Головною метою космічної місії NEAR-Shoemaker (Near Earth Asteroid Rendezvous) було детальне дослідження поверхні астероїда 433 Ерос ($D = 23.6$ км), який належить до сімейства Амура. Але спочатку, в липні 1997 р., відбулося зближення КА NEAR з низькоальбедним астероїдом 253 Матильда до відстані 1212 км. На астероїді розміром $66 \times 48 \times 46$ км знайдено як мінімум чотири кратери розміром (до 33 км) більшим, ніж радіус самого астероїда, що свідчить про часті та інтенсивні зіткнення. Астероїд має надзвичайно великий період осьового обертання — 417.7 год і низьку густину — всього 1.3 ± 0.2 г/см³. Така низька густина може бути при дуже великій пористості.

12 лютого 2002 р. вперше в історії здійснено м'яку посадку КА NEAR на поверхню малої планети 433 Ерос розміром всього $34.4 \times 13.3 \times 12.9$ км, під час якої одержано зображення поверхні високого розділення. Ерос, який здається фрагментом катастрофічного зіткнення, виявився геологічно дуже неоднорідним, з ознаками глобального напластвування в результаті геологічної активності материнсь-

кого тіла. Поверхня покрита шаром реголіту глибиною до 100 м, є різні типи кратерів — окремі і ланцюги із декількох кратерів довжиною до 3—8 км, світлі кратери кілометрових розмірів, велика кількість валунів. Кратери дуже давні, засипані товстим шаром реголіту, який виявився дуже рухливим («текучим»), внаслідок чого утворюються «басейни» чи «ставки». Це є причиною відсутності малих кратерів на поверхні.

Однією з останніх космічних місій є запуск в березні 2003 р. КА «Hayabusa» до потенційно небезпечного астероїда 25143 Ітокава, який зближується з Землею. Метою цієї місії є взяття проби ґрунту з поверхні астероїда і доставити його на Землю у червні 2010 р. КА вийшов на орбіту астероїда у вересні 2005 р. Вперше виявлено, що поверхня не має реголіту і вкрита купами валунів, впадинами і дуже мало кратерів. Астероїд неначе складено з двох частин, він має розміри $535 \times 294 \times 209$ м, густину 1.9 ± 0.13 г/см³. Таким чином, вперше підтверджено модель астероїда, складеного з купи каменів розміром до 50 м.

Про космічні місії НАСА і Європейського космічного агентства «Deep Impact», «Stardust», «Rosetta» до комет розповіла науковий співробітник відділу астрономії університету Мериленд Л. О. Колоколова (США), яка є членом групи дослідників місії «Rosetta». У вступі узагальнені результати досліджень космічних місій ВЕГА 1 і ВЕГА 2, «Джотто», «Deep Space ONE» і «Stardust» до комет 1P/Галлей, 19P/Борреллі і 81P/Вілд 2: визначено розміри і форма ядер, досліджено структуру поверхні і активні області на ній, отримано розподіл пилу і газу в кометних атмосferах, відкрито нові молекулярні емісії у спектрах і частинки з багатим вмістом С, Н, О і N (так звані CHON-частинки) в пиловій комі і т. п. Але незважаючи на значні успіхи у вивченні кометних ядер, багато проблем фізики комет залишаються нерозв'язаними, зокрема невідомі властивості речовини всередині ядра, що є надзвичайно важливим для походження і еволюції комет. Саме тому метою космічної місії «Deep Impact» було зіткнення спеціального пристрою, «імпактора», з ядром короткoperіодичної комети 9P/Темпель 1, щоб викликати вибух і дослідити речовину внутрішньої частини ядра. Щікаво, що ця ідея виникла у автора проекту Майкла А'Херна після прочитання роману Артура Кларка «Космічна Одіссея».

4 липня 2005 р. 370-кг «імпактор» з камерами для фотографування ядра зіткнувся з ядром комети зі швидкістю 10.2 км/с. За попередніми результатами на поверхні ядра розміром трохи більше 3 км утворився кратер діаметром понад 100 м. Утворений кратер не було видно з орбітального блоку КА, тому що в результаті зіткнення виникла непрозора хмара викинутої речовини, яка навіть відкидала тінь. Швидкість виверження складала 130—140 м/с, що значно менше, ніж передбачалося. Несподіваним результатом було те, що викинуті частинки дуже дрібні (менше 2.5 мкм). Окрім того, виявлено великий вміст органічних речовин у викинутому матеріалі. Під час зіткнення виділилося $4.6 \cdot 10^6$ кг води, а високе відношення мас викинутого пилу і води привело до несподіваного висновку, що ядро комети Темпеля 1 «сухе». Це може корінним чином корінні змінити наші уявлення про ядра комет: комети можуть виявлятися скоріше «льодянім забрудненим шаром», ніж «забрудненим сніговим шаром». Щікаво, що на знімках ядра комети, отриманих камерами на «імпакторі», знайдено кратери ударного походження, чого не було ні на ядрі комети Галлея, ні на ядрі комети Борреллі. Передбачалося, що витік речовини після зіткнення буде

спостерігатися довго — від днів до місяців, а виявилося, що вже через добу ніяких оптичних ознак рукотворної катастрофи не було.

Метою надзвичайно важливої космічної місії «Stardust» до комети 81Р/Вілл 2 було зібрати частинки пилу біля ядра комети і доставити їх на Землю. Для порівняння планувалося зібрати також зразки міжзоряного пилу, що протікає через Сонячну систему. Запуск КА відбувся в лютому 1999 р., прибуття до комети — у січні 2004 р., а приземлення капсули в заданому районі — у січні 2006 р. Складний проект успішно виконано, і вже є перші результати: частинки виявились примітивнішими, ніж пилинки у міжпланетному середовищі; деякі великі частинки досягають розмірів 40 мікрометрів; у пилинках знайдено великий вміст кристалічних і аморфних силікатів; вуглець неоднорідно розподілений в частинках; великі 1–10 мікрометрові частинки складаються переважно з форстериту, енстатиту і, можливо, Сапопідібного матеріалу; великий вміст органічних речовин; високий вміст D/H, $^{15}\text{N}/^{14}\text{N}$. Найвагомішим результатом є те, що в частинках знайдено багато мінералів, які утворюються при високих температурах. Виникає питання, на яке ще потрібно дати відповідь: де у протосонячній туманності такі мінерали могли утворитися?

Не дивлячись на те, що космічні місії «Deep Impact» і «Stardust» виконали свої завдання, запас палива і діездатність усіх систем дозволяє продовжити роботу цих місій. Тому прийнято рішення направити КА «Deep Impact» для зустрічі з кометою 85/P Бетін, а КА «Stardust» вивести на таку орбіту, щоб він зміг сфотографувати і дослідити новоутворений кратер на ядрі комети Темпеля 1.

Запуск КА «Rosetta» до комети 67Р/Чурюмова—Гerasименко було здійснено 2 березня 2004 р. Метою цього проекту є посадка модуля на ядро комети у листопаді 2014 р. Плануються дослідження комети протягом листопада 2014—грудня 2015 рр. як з посадочного модуля, так і з орбітального апарату. На цей час КА «Rosetta» спостерігає зіткнення «імпактора» з ядром комети Темпеля 1 і розпад ядра комети 73Р/Швасман—Вахман.

Системи Юпітера і Сатурна очима космічних місій «Galileo» і «Cassini» — тема доповіді В. К. Розенбуш (ГАО НАН України, Київ). Ера космічних досліджень області Сонячної системи, де знаходяться великі планети, почалася в 1972 і 1973 рр. з політів КА «Піонер-10» і «Піонер-11». У 1977 р. до зовнішніх планет були запущені ще два однакових КА «Вояджер-1» і «Вояджер-2», які по суті відкрили людству Сонячну систему. Космічні апарати і прилади успішно подолали таку небезпеку, як астероїдний і радіаційний пояси, і Земля одержувала сигнали від «Піонер-10» протягом 30 років, до відстаней 80 а. е., а у вересні 2003 р. «Вояджер-1» і «Вояджер-2» ще продовжували досліджувати міжпланетне середовище на відстанях 89 і 71 а. о. відповідно.

Вимірювання цих КА показали, що Юпітер випромінює в 1.9 рази більше, ніж одержує від Сонця, тобто на планеті існує внутрішнє джерело енергії. Визначено вміст гелію в атмосфері Юпітера, який виявився близьким до сонячного. Вперше були одержані дані про магнітосферу Юпітера, знайдені сильні потоки частинок високих енергій, які взаємодіють з поверхнями супутників, і можуть досягати навіть поверхні Землі, знайдено плазмовий пояс (тор) з електронів та іонів сірки і кисню, які утворюються внаслідок іонізації атмосфери Іо. Зафіковані потужні блискавки у верхніх шарах хмар, а також сильні полярні сяйва в області маг-

нітних полюсів Юпітера. Дослідження галілеевих супутників Юпітера виявили активні вулкани на Іо, геологічно молоду поверхню з потрісаною корою на Европі, кратери і борозни на Ганімеді та сильно кратеровану, геологічно давню поверхню на Калісто. Знайдено вузьке кільце Юпітера.

Вражаючими космічними проектами людства стали космічні місії «Galileo» (запуск у жовтні 1989 р.) і «Cassini» (прибуття в систему Сатурна у червні 2004 р.) до систем Юпітера і Сатурна. В огляді були приведені деталі цих місій, дані про прилади та заплановані експерименти. «Galileo» прибув в систему Юпітера 7 грудня 1995 р. В цей же день зонд «Probe», запущений з КА «Galileo», увійшов в атмосферу планети з відносною швидкістю 47 км/с для безпосередніх вимірювань тиску, температури, швидкості вітру, хімічного складу і багатьох інших характеристик атмосфери. Історичними кроками в дослідженії планетних систем можна назвати перші прямі проби атмосфери зовнішньої планети, перші довгострокові дослідження зовнішньої планети, її супутників і магнітосфери з орбітального апарату, перші прямі спостереження за зіткненням комети C/1991 T2 (Шумейкера-Леві) з Юпітером.

Прямі вимірювання зонда в атмосфері Юпітера, проведені до тиску 20 бар, показали, що вміст водню і гелію по масі перевищує 87 %, тобто близький до сонячного. Але Сонце містить всього 2 % всіх інших важких елементів, а їхній вміст на Юпітері знаходиться між 3 і 13 %. Більшість вчених вважали, що хімічний склад Юпітера близький до складу газопилової хмарі протосонячної туманності, з якої були сформовані планети і Сонце, з добавкою важких елементів від комет і метеоритів. Дані зонда вимагають перегляду існуючої теорії еволюції Юпітера з Сонячної туманності. Понижений вміст гелію і неону і підвищений вміст важких елементів на Юпітері відносно сонячного — це важливі спостережні факти, тому що точний вміст цих елементів і розподіл їх у планеті є ключем до розуміння формування Сонячної системи і процесів фракціонування під час планетарної еволюції.

Серед найважливіших наукових відкриттів «Galileo» є перші прямі вимірювання структури, клімату і циркуляції атмосфери Юпітера; перші прямі спостереження аміачних хмар, які складаються з льодяних аміачних частинок, утворених в нижніх шарах атмосфери; активність блискавок зв'язана з великомасштабною конвекцією водяних хмар; вулканічна активність на Іо в сотні разів вища, ніж на Землі — у викидах вулканів переважає високотемпературна (до 2000 К, в той час як на Землі до 1500 К) силікатна лава; для Іо, Європи і Ганімеда зафіковано власні магнітні поля, що свідчить про диференціацію речовини в цих супутниках; Калісто власного магнітного поля не має. Отримано докази існування на Європі, Ганімеді і Калісто підповерхневих солоних океанів; геологія Європи підтверджує існування океану товщиною біля 100 км під її льодяною оболонкою (< 30 км), яка, можливо, рухається по поверхні океану. Європа — це потенційне тіло, на якому можливе життя; Європа, Ганімед і Калісто мають тонкі атмосфери; система кілець Юпітера утворилася з пилу, викинутого галілеевими супутниками при зіткненні з міжпланетними метеорідами. Уточнено розподіл частинок за розмірами; досліджено глобальну структуру і динаміку магнітосфери Юпітера, вперше прямо виміряно розмір магнітосфери при збільшенні тиску сонячного вітру.

Після 14-річної місії 21 вересня 2003 р. КА «Galileo» був направлений в атмосферу на зворотній від Землі стороні

Юпітера для того, щоб уникнути навіть незначної ймовірності зіткнення з первісним супутником в юпітеріанській системі. Саме відкриття підповерхневого океану на Європі і можливість існування там якихось видів життя змусили направити КА в атмосферу планети, де він повністю зруйнувався.

Надзвичайно цікаві і важливі результати отримано космічною місією «Cassini-Huygens» в системі Сатурна. Дослідження «Cassini» системи кілець Сатурна, супутників Титан, Діона, Япет, Феба та інших принесли багато несподіванок і запитань.

Посадка модуля «Huygens» на поверхню Титана, який має товсту атмосферу — це одна з найважливіших задач цієї місії. Суцільний жовтий туман супроводжував апарат майже до самої поверхні супутника. Тільки на висоті біля 100 м з'явилася можливість було розрізнати деталі поверхні і отримати їхнє зображення. Поверхня Титана ($T = -178^{\circ}\text{C}$) складається із водяного і вуглеводневого льоду. КА передав на Землю зображення поверхні з піщаними дюнами, утвореннями, схожими на русла рік, чорними озерами чи впадинами, ударними кратерами чи кальдерами, каменями та горами, ділянками з ерозією ґрунту. Над поверхнею спостерігалися метанові хмарі. Атмосфера Титана складається з метану, етану, ацетилену та багатьох інших вуглеводневих сполук. Роль метану на Титані аналогічна ролі води на Землі. Чим пояснити наявність метану в атмосфері Титана — відповідь на це питання була однією з основних завдань місії «Cassini-Huygens». Адже метан повинен був зникнути за час еволюції супутника — акреції і диференціації протопланетної туманності, конвекції в ядрі і охолодження супутника через конвекцію в корі на поверхні супутника. Вчені припускають, що метан міг зберегтися у вигляді збагаченого метаном льоду, названого «клаторитними гідратами», який формує кору над океаном рідкої води з аміаком. Дисипація метану проходить через вулканічне виверження метану, яке включає плавлення льоду і дегазацію. Це явище назовано «кріовулканізмом», аналогічне до силікатного вулканізму на Землі, але у процес включені різні матеріали. Підтвердження кріовулканізму знайдено і на іншому супутнику Сатурна — Енцелад, на якому на південному полюсі знайдені льодяні гейзери — викиди дуже малих ($\sim 10 \text{ мкм}$) льодяних частинок. Вчені знайшли докази того, що на супутнику Енцелад може існувати океан рідкої води під льодяною корою товщиною десятки метрів (а не сотні кілометрів, як на Європі). Саме модель «холодного гейзера» — викид теплої ($T = 0^{\circ}\text{C}$) рідкої води з підповерхневого резервуару — може пояснити знайдені льодяні гейзери. Викидами льодяних частинок пояснюється і відкрита «Cassini» велика кількість кисню в системі Сатурна.

Отримані космічними місіями «Galileo» і «Cassini-Huygens» результати досліджень систем Юпітера і Сатурна

заставляють вчених переглянути свої погляди на формування та еволюцію Сонячної системи і виникнення життя.

На завершення О. П. Федоров (Національне космічне агентство України) розповів про космічні дослідження в Україні і про плани на майбутнє. Космічна діяльність є одним із пріоритетів держави. Основні підходи до загальнодержавної космічної програми України визначаються потребами сталого розвитку, підтримкою науково-технічного потенціалу держави, забезпеченням довгострокових інтересів у сферах безпеки та оборони. Державна політика у космічній сфері спрямована на збереження ракетно-космічного потенціалу України, його розвиток, модернізацію та ефективне використання, оскільки космічні системи є однією із складових державного суверенітету внаслідок можливості розгортання супутникових систем спостереження, навігації та телекомунікацій. Сучасна космонавтика стала суттєво науково орієнтованою, а космічна діяльність України є складовою частиною міжнародних зусиль із дослідження та використання космічного простору. Серед пріоритетів Загальнодержавної космічної програми України на 2007—2011 рр., таких як розвиток національної системи спостереження Землі з космосу в інтересах загальнодержавних потреб у соціально-економічній сфері та у сфері безпеки та оборони, отримання нових фундаментальних знань є одним із головних. Основними напрямками наукової частини програми є цільові космічні проекти: спостереження Землі та геофізичний моніторинг; іоносферні провісники стихійних та техногенних лих; сонячно-земні зв'язки та їхній вплив на технологічні та біологічні системи; космічна біологія, фізика, матеріалознавство; астрофізичні дослідження. Не менш важливим є участь у міжнародних космічних проектах, зокрема «Спектр-Р», МКС, EXPLORATION, AURORA, розвиток системи координатно-часового та навігаційного забезпечення України у співробітництві з РФ та ЄС, створення національної системи геоінформаційного забезпечення як частини європейської системи GMES та світової GEOSS.

В дискусії, яка відбулася в кінці роботи, взяли участь Р. І. Костик, О. П. Федоров, Д. Ф. Лупішко, М. М. Кисельов, Л. О. Колоколова, В. К. Розенбуш, молоді науковці та студенти. Всі вони оцінили роботу школи як цікаву, інформативну та дуже корисну. Було запропоновано проводити такі школи регулярно і в більш розширеному форматі з за участю розробників технічних проектів, космічних апаратів та приладів для них та фахівців з інших галузей науки, пов'язаних з космічними дослідженнями. Молоді науковці висловили подяку ГАО НАНУ, УАА та оргкомітету школи за організацію школи-семінару та фінансову підтримку.

B. K. Розенбуш