

НАЦІОНАЛЬНЕ
КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО
УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ НАУК
УКРАЇНИ

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

ІСТОРІЯ - АКТУАЛЬНІСТЬ

ДОСЛІДЖЕННЯ

а ІСТОРІЯ - АКТУАЛЬНІСТЬ ДОСЛІДЖЕННЯ 1995 р. лінія 6 Академія наук України

КИЇВ

АРХІВ 5, № 2/3, 1999

KYIV

ЗМІСТ

Негода А. А., Сорока С. А. Перспективы развития исследований атмосферы и ионосферы с использованием искусственного акустического воздействия

Фроленко В. М. Модели оптимального синтезования зональных аэрокосмических знамок

Тихомиров А. А. Результаты дальномерирования океанической поверхности космическим лидаром БАЛКАН

Перерва В. М., Бусел Г. Ф., Архипов О. И., Филипович В. Е. Нові супутникової технології у процесах пошуку, розвідки і розробки родовищ нафти і газу

Яцевич С. Е., Ефимов В. Б., Цымбал В. Н., Ачасов А. Б., Шатохин А. В. Исследования земельных ресурсов по материалам многочастотной радиолокационной съемки

Кочубей С. М. Сравнение информативных возможностей многозональной съемки и спектроскопии высокой разрешающей способности при дистанционном зондировании растительного покрова

CONTENTS

- 3 Negoda A. A., Soroka S. A. Prospects in the investigations of the atmosphere and ionosphere with the use of artificial acoustic influence
- 13 Frolenko V. N. Models of optimal synthesis of zonal aerospace snapshots
- 22 Tikhomirov A. A. Some results of the ranging of the ocean surface with the spase-based lidar BALKAN
- 31 Pererva V. M., Busel H. F., Arkhypov O. I., Filipovich V. Ye. New satellite technologies for prospecting, exploration and development of oil and gas fields
- 34 Yatsevich S. Ye., Yefimov V. B., Achasov A. B., Shatokhin A. V. Investigations of land resources from multifrequency radar surveying data
- 41 Kochubei S. M. Comparison of the information power of multispectral imaging and high-resolution spectroscopy in the remote sounding of vegetation cover

- Велесь О. А., Мороженко О. В., Шавріна А. В.* Метод експресної обробки даних моніторингу хімічного складу атмосфери
- Цокуренко А. А.* Математическое моделирование и оптимизация процесса отбора пробы среды буровым роботом-информатором в экстремальных условиях Марса
- Галась М. І., Романюта А. А.* Универсальный головной обтекатель космических ракет-носителей
- Богомаз Г. И., Гусынин В. П., Легеза В. С., Соболевская М. Б.* Методика оценки динамической нагруженности ракеты-носителя космического аппарата при старте с самолета-носителя
- Карачун В. В., Кубрак Н. А., Потапова Е. Р., Гнатейко Н. В.* Влияние акустического излучения на динамику упругих подвесов приборов управления ракет-носителей
- Кубрак Н. А.* Волновые задачи рассеяния энергии акустического излучения в упругих подвесах приборов управления ракет-носителей
- Шувалов В. А., Быстрицкий М. Г., Чурилов А. Е.* Ослабление радиосигналов и искажение радиолокационных характеристик космических аппаратов плазменными струями электроприводных двигателей
- Жалило А. А., Хомяков Э. Н., Флерко С. Н., Волох К. Ф.* Высокоточные траекторные определения низкоорбитальных космических аппаратов с использованием сигналов глобальной навигационной спутниковой системы GNSS
- Пироженко А. В.* К построению новых форм уравнений возмущенного кеплерова движения
- Негода С. А.* Правовые аспекты проблемы «космического мусора»
- Присняков В. Ф.* Об одном удивительном подобии структуры Солнечной системы и модели молекулы воды
- 49** *Veles A. A., Morozhenko O. V., Shavrina A. V.* Express method for the treatment of the atmosphere chemical composition monitoring data
- 55** *Tsokurenko A. A.* Mathematical modeling and optimization of medium sampling by a drill robot-informant in extreme conditions of Mars
- 60** *Galas' M. I., Romanyuta A. A.* Multipurpose nose fairing for space launch vehicles
- 66** *Bogomaz G. I., Gusynin V. P., Legeza V. S., Sobolevskaya M. B.* Methods for estimating the dynamic loading response of the launchers which start from airplane carriers
- 73** *Karachun V. V., Kubrak N. A., Potarova E. R., Gnateyko N. V.* Influence of acoustic emission on the dynamics of resilient suspenders of rocket control devices
- 78** *Kubrak N. A.* Wave problems of the scattering of acoustic radiation energy in elastic mountings of control devices in launch vehicles
- 81** *Shuvalov V. A., Bystritskii M. G., Churilov A. E.* Deterioration of radio signals and distortion of spacecraft radar characteristics by plasma jets from electric propulsion engines
- 93** *Zhalilo A. A., Khomyakov E. N., Flerko S. N., Volokh K. F.* High-precision trajectory determinations of low orbital space vehicles using the signals from the GNSS global navigation satellite system
- 103** *Pirozhenko A. V.* On constructing new forms of equations of perturbed Keplerian motion
- 108** *Negoda S. A.* Legal aspects in the problem of space debris
- 113** *Prisnyakov V. F.* On a wonderful similarity of the Solar system structure and a water molecule model
- 119** **OUR AUTHORS**

НАШІ АВТОРИ

OUR AUTHORS

УДК 550.388.2

Перспективы развития исследований атмосферы и ионосфера с использованием искусственного акустического воздействия

А. А. Негода¹, С. А. Сорока²

¹Національне космічне агентство України, Київ

²Львівський центр Інституту космічних досліджень НАН України та НКА України

Надійшла до редакції 15.03.99

Розглянуто питання дослідження атмосфери та іоносфери з використанням активного акустичного збудження наземним випромінювачем для розв'язку задач прикладної геофізики. Сформульовано математичну постановку задачі відбору інформації. Показано, що створення мобільного комплексу для регулярного вивчення електромагнітних відгуків при акустичному збудженні атмосфери та іоносфери розширити можливості експериментального дослідження ряду геофізичних явищ, взаємозв'язків в системі літосфера—іоносфера.

ОБЩИЕ ВОПРОСЫ ОТБОРА ИНФОРМАЦИИ ИЗ СРЕДЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АКТИВНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ. ОСОБЕННОСТИ ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО АКУСТИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ НА АТМОСФЕРУ

В последние три десятилетия развиваются методы диагностики атмосферы и ионосферы с использованием управляемых искусственных воздействий. Здесь имеются в виду высокогенеретические воздействия, существенно изменяющие параметры среды. Как пример можно привести мощные электромагнитные нагревовые стенды для исследования ионосферы. К этим методам следует отнести и исследования с использованием взрывов, крупномасштабных выбросов в атмосферу и ионосферу химических веществ. Невзирая на большую эффективность, эти исследования в последнее время проводятся редко ввиду их экологической опасности. В данной работе рассмотрена возможность использования для исследования атмосферы и ионосферы акустического воздействия с энергией, эквивалентной шуму самолетного реактивного двигателя. С экологической точки зрения такое воздействие не представляет опасности, а возможности исследования

ний взаимосвязи процессов в системе литосфера — ионосфера будут расширены. Таким образом ставится задача создания «акустического нагревового» стенда.

Целью работы является определение особенностей и перспектив использования акустического возбуждения атмосферы и ионосферы мощным наземным источником для решения задач прикладной геофизики.

Для определения общих требований к системе отбора информации из атмосферы и ионосферы с активным воздействием будем рассматривать ее как некоторую абстрактную систему (рис. 1). По аналогии с теорией систем [6, 20] можно ввести понятие наблюдаемости исследуемой среды. Наблюдаемость исследуемой среды — это такое свойство системы отбора информации, в которой по входным воздействиям и наблюдаемым выходным реакциям можно восстановить параметры исследуемой среды.

Интуитивно понятно, что наблюдаемость исследуемой среды и установление закономерностей взаимосвязи ее различных частей и процессов зависит от управляемости входного воздействия и наблюда-

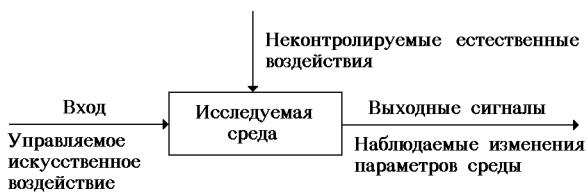


Рис. 1. Обобщенная схема отбора информации с активным воздействием

емости выходных реакций исследуемой среды. Управляемость входных воздействий требует, чтобы каждое состояние исследуемой среды было чувствительно к входному воздействию, а наблюдаемость требует, чтобы каждое состояние среды влияло на измеряемые выходные сигналы. Формально можно записать соотношение:

$$\text{Наблюдаемость среды} = \text{Управляемость входного воздействия} + \text{Наблюдаемость выходных реакций}.$$

Из этого соотношения следует, что наблюдаемость среды может быть обеспечена как за счет повышения управляемости входных воздействий, так и за счет повышения наблюдаемости выходных реакций. Система активного воздействия является полностью управляемой, если с помощью воздействий можно возбудить все виды колебаний исследуемой среды. Аналогично понятию полностью управляемой системы воздействия можно ввести понятие полной наблюдаемости системы регистрации выходных реакций. Система регистрации выходных реакций обладает свойством полной наблюдаемости, если по ее данным можно восстановить все виды колебаний исследуемой среды. На практике вследствие физических и технических ограничений невозможно создание полностью управляемых систем воздействия и систем регистрации выходных реакций, обладающих свойством полной наблюдаемости. Даже простое ограничение пространственной области, в которой производятся измерения выходных реакций, приведет к уменьшению наблюдаемости. Таким образом, не существует систем отбора информации с полностью наблюдаемыми выходными реакциями. В случае неконтролируемых внешних воздействий обеспечить полную наблюдаемость выходных реакций невозможно. Все реальные системы отбора информации из среды не полностью управляемы и не полностью наблюдаемы. С практической точки зрения проблема заключается в следующем: создавать ли для решения некоторой задачи сложную дорогую систему наблюдения с полностью неизвестным (частично известным) входом или создавать более простую систему наблюдения с использованием известного ис-

кусственно созданного воздействия? В некоторых случаях сложная дорогостоящая система наблюдения не позволит решить задачу наблюдения или она будет решаться слишком долго. Таким образом, входное известное воздействие должно облегчить задачу наблюдения параметров среды.

Такая общая постановка задачи отбора информации из среды с активным воздействием имеет скорее методологическое значение и может быть использовано при выборе общей схемы построения системы отбора информации. При ее построении необходимо уточнять понятия наблюдаемости среды, управляемости входных воздействий и наблюдаемости выходных реакций. Кроме этого, должны быть даны их количественные оценки. При отсутствии математической модели среды это можно сделать на основе информационных оценок по аналогии с теорией связи. Эти оценки только позволяют определить предельные возможности системы отбора информации, однако не дадут ответа на то, как технически реализовать систему.

В абстрактном изложении систему отбора информации из среды можно представить в виде схемы

$$a \rightarrow m \rightarrow s \rightarrow m', \quad (1)$$

где a — входное воздействие из пространства возможных значений \tilde{A} , m — параметры исследуемой среды из пространства возможных значений M , s — выходная реакция из пространства возможных значений S , m' — восстановленные параметры среды. Под входным воздействием a среда перейдет из состояния m_0 в m_1 , а наблюдаемые сигналы реакции — из s_0 в s_1 . По выходным сигналам s восстанавливают параметры среды m' . Схему (1) можно интерпретировать как систему передачи информации, в которой кодирование и передача совмещены в одном канале. Операции преобразований по схеме (1) можно характеризовать условными распределениями

$$Pm|a = P(m \in \tilde{M}_i | a = \tilde{a}), \quad (2)$$

$$Ps|a = P(s \in \tilde{S}_i | m = \tilde{m}), \quad (3)$$

$$Pm'|s = P(m' \in \tilde{M}_i | s = \tilde{s}). \quad (4)$$

Условные распределения вероятностей (2)–(4) характеризуют работу системы отбора информации. Качество работы системы определяется совместным распределением вероятности

$$P_{mm'} \in W, \quad (5)$$

где W — некоторый класс совместных распределений. Операцию $m \rightarrow s$ можно рассматривать как передачу и одновременно кодирование параметров

среды. Эта операция зависит от входного воздействия и возможностей системы регистрации реакций среды.

Из предположения, что последовательность a, m, s, m' марковская, следует весьма общее необходимое условие отбора информации из среды [13, 21]:

$$\inf_{P_{mm'} \in W} I(m, m') \leq \sup_{P_m \in W} I(s, m), \quad (6)$$

где величина слева, рассчитанная на единицу времени, характеризует скорость создания информации, а величина справа — пропускную способность канала отбора информации;

$$I(m, m') = \int_{\tilde{M}} \int_{\tilde{M}'} P_{mm'}(d\tilde{m}dm') \log_2 \frac{P_{mm'}(d\tilde{m}dm')}{P_m(d\tilde{m})P_{m'}(dm')}, \quad (7)$$

$$I(s, m) = \int_{\tilde{S}} \int_{\tilde{M}} P_{sm}(d\tilde{s}d\tilde{m}) \log_2 \frac{P_{sm}(d\tilde{s}d\tilde{m})}{P_s(d\tilde{s})P_m(d\tilde{m})}. \quad (8)$$

Выражения (7) и (8) записаны для случайных объектов m, S и m' общей природы, которые могут быть векторами, функциями и т. п. В частном случае, когда распределения вероятностей можно представить в виде

$$\begin{aligned} P_m(\tilde{M}_i) &= \int_{\tilde{M}_i} p_m(\tilde{m}) d\tilde{m}, \\ P_m(\tilde{M}'_i) &= \int_{\tilde{M}'_i} p_m(\tilde{m}') d\tilde{m}', \\ P_{mm}(W_i) &= \int_{\tilde{W}_i} p_{mm}(\tilde{m}, \tilde{m}') d\tilde{m} d\tilde{m}' \end{aligned} \quad (9)$$

и аналогичном представлении P_s и P_{sm} , выражения (7) и (8) можно записать в виде

$$I(m, m') = \int_{\tilde{M}} \int_{\tilde{M}'} P_{mm}(\tilde{m}\tilde{m}') \log_2 \frac{P_{mm}(\tilde{m}\tilde{m}')}{P_m(\tilde{m})P_{m'}(\tilde{m}')} d\tilde{m} d\tilde{m}', \quad (10)$$

$$I(s, m) = \int_{\tilde{S}} \int_{\tilde{M}} P_{sm}(\tilde{s}\tilde{m}) \log_2 \frac{P_{sm}(\tilde{s}\tilde{m})}{P_s(\tilde{s})P_m(\tilde{m})}. \quad (11)$$

При построении некоторых систем отбора информации предметом интереса исследователей является не сама среда, а параметры входного воздействия. В этом случае система отбора информации может быть представлена схемой

$$a \rightarrow m \rightarrow s \rightarrow a', \quad (12)$$

где, как и в схеме (1), a — входное воздействие, m — параметры среды, s — сигналы (выходные реакции среды), a' — восстановленные параметры входного воздействия, а пространства их возможных значений — $\tilde{A}, \tilde{M}, \tilde{S}, \tilde{A}'$. Заданы также классы допустимых распределений величин a и m :

$$P_a(\tilde{A}_i) = P(a \in \tilde{A}_i),$$

$$P_m(\tilde{M}_i) = P(m \in \tilde{M}_i).$$

В частности, по такой схеме можно рассматривать задачи обнаружения аномальных естественных явлений и их предвестников по наблюдениям ионосферных эффектов средствами наземного и космического базирования. Наиболее известной является задача обнаружения предвестников землетрясений по спутниковым наблюдениям параметров ионосферной среды.

Так же, как и в схеме отбора информации (1), в схеме (12) условные вероятности

$$P_m | a = P(m \in \tilde{M}_i | a = \tilde{a}), \quad (13)$$

$$P_s | a = P(s \in \tilde{S}_i | m = \tilde{m}) \quad (14)$$

характеризуют преобразования входных воздействий, в изменения параметров среды m и преобразования последних в наблюдаемые сигналы в системе регистрации реакций среды. Качество работы системы отбора информации задается совместным распределением вероятности

$$P_{aa'} \in W.$$

Полагая, что последовательность a, m, s, a' — марковская, можно записать выражение, аналогичное (6):

$$\inf_{P_{aa'} \in W} I(a, a') \leq \sup_{P_m \in V} I(s, m), \quad (15)$$

Величины $I(a, a')$ и $I(m, s)$ описываются выражениями, аналогичными (7), (8), а при условиях типа (9) (Шенновский случай) — выражениями (10), (11). Величина $I(a, a')$ определяет количество информации в восстановленном воздействии a' относительно входного воздействия a . Аналогичную интерпретацию имеет величина $I(m, s)$. Левая часть неравенства (15) характеризует информационную производительность, необходимую для решения задачи с заданной точностью $P_{aa'} \in W$, а правая — пропускную способность канала отбора информации. В общем случае пропускная способность канала отбора информации определяется распределением условной вероятности $P_s | m$, которая в свою очередь зависит от параметров системы регистрации сигналов реакции среды и сигналов помех.

Правильная постановка задачи отбора информации требует соблюдения условий (6) или (15). В отличие от классической задачи передачи информации в системах отбора информации часто отсутствуют данные о параметрах входных воздействий и даже их физический переносчик не всегда известен. Это значительно усложняет задачу построения системы отбора информации. Создание системы отбора информации должно включать следующие этапы.

1. Получение исходных данных об исследуемой среде. Построение модели системы отбора информации.
2. Верификация модели системы с использованием априорно известных входных воздействий.
3. Изучение помеховой обстановки.
4. Оптимизация параметров системы отбора информации.

Согласно п. 2 для проверки модели системы отбора информации необходимо создать на входе исследуемой среды известное воздействие. Это можно реализовать путем создания искусственного воздействия или используя естественное явление с известными параметрами. Так, в задаче поиска ионосферных предвестников землетрясений используют само землетрясение. Сложность такого подхода заключается в том, что практически невозможно согласовать нахождение спутниковой измерительной системы над зоной землетрясения. Отсутствуют точные данные о параметрах землетрясения. Возможные каналы физического воздействия сейсмической активности на ионосферную среду показаны на рис. 2.

Для оценки пропускной способности канала литосфера — ионосфера целесообразно использовать искусственные воздействия с заданными параметрами. Исследование канала литосфера — ионосфера на основе использования в качестве входных воздействий естественных процессов, например землетрясений, может оказаться крайне длительным и дорогим.

Управляемое воздействие на околоземную среду можно реализовать по двум физическим каналам — электромагнитному и акустическому. Общая схема активной системы отбора информации из околоземной среды показана на рис. 3. Для активного воздействия на ионосферу наиболее часто используют мощные электромагнитные нагревные стенды [5, 7, 8]. Эксперименты с акустическим воздействием проводились значительно реже — акустическое возбуждение ионосферы связывалось с большими мощностями и использовались взрывные методы генерации акустических волн. Полагалось, что ощутимый эффект воздействия на ионосферу можно получить при взрывах зарядов около 100 т тротилового эквивалента [11]. Для исследования особенностей акустического канала связи литосферных и ионосферных процессов было проведено несколько крупных взрывов [12]. Вследствие большой стоимости такие исследования в настоящее время практически не проводятся. Однако некоторые особенности акустического воздействия на околоземную среду ставят их в ряд весьма перспективных направлений.

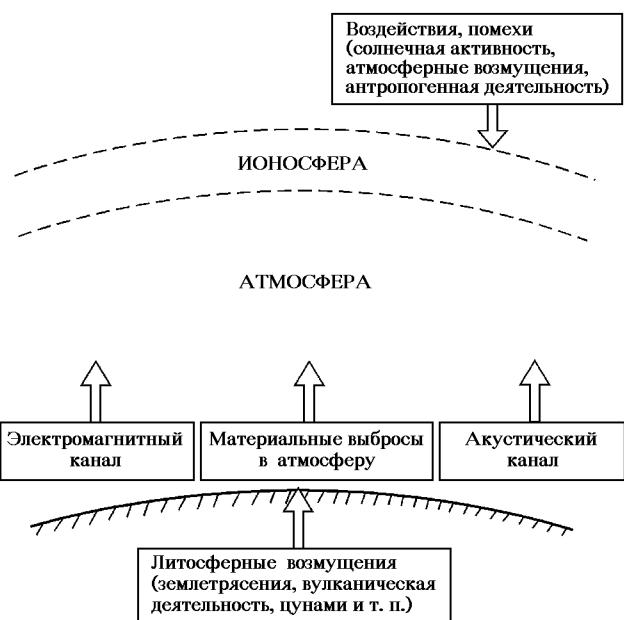


Рис. 2. Физические каналы взаимодействия в системе литосфера — ионосфера

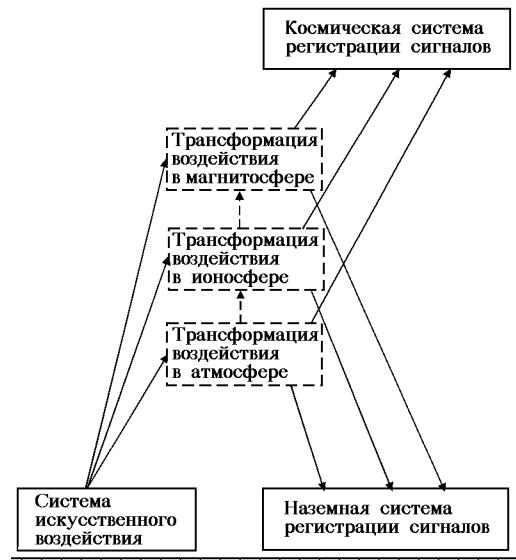


Рис. 3. Общая схема активной системы отбора информации из околоземной среды с наземным искусственным воздействием

В отличие от электромагнитных волн, акустические волны, возбужденные на поверхности Земли, взаимодействуют как с нейтральной атмосферой, так и с ионосферой. Возможные акусто-электромагнитные эффекты и причины их возникновения показаны на схеме (рис. 4).

В приземном слое атмосферы акустическое воздействие может порождать низкочастотные элект-



Рис. 4. Возможные акусто-электромагнитные эффекты в атмосфере и ионосфере и их причины

ромагнитные колебания за счет взаимодействия с атмосферными электрическими зарядами. В работах [16, 17] теоретически показано, что заряды различной физической природы увлекаются акустическим импульсом и могут создавать в окружающем пространстве и на поверхности Земли электрические поля в диапазоне десятков герц. Не исключено, что возможны электромагнитные колебания на более высоких частотах за счет иных механизмов генерации. В частности, это может быть результат крупномасштабной перестройки электрических полей вследствие локального акустического возмущения.

Акустическое воздействие в средней атмосфере, вероятно, будет оказывать влияние на химические процессы взаимодействия возбужденных солнечным излучением молекул. Принципиально существует возможность нарушения равновесия фотохимических процессов [3, 10, 15]. При больших запасах колебательной энергии молекул на средних высотах дополнительное акустическое воздействие может вызывать свечение воздуха. Наиболее многочисленные эффекты должны вызывать вторжение акустической волны в ионосферную плазму (высота $H > 90$ км). Теоретическим вопросам исследования акустического воздействия на ионосферу посвящены многочисленные работы [1, 2, 18, 19], а экспериментальным значительно меньше.

Не останавливаясь на деталях, перечислим возможные акусто-ионосферные эффекты. 1. Образование мелкомасштабной турбулентности. 2. Модуляция ионосферных токов. 3. Запуск механизмов плазменных неустойчивостей. 4. Образование коле-

бательных макроструктур.

В результате этих эффектов возникают вторичные явления, которые заключаются в изменении характера прохождения через ионосферу и отражения от нее радиосигналов КВ-диапазона, генерации геомагнитных пульсаций, возбуждении электромагнитных колебаний в высокочастотных диапазонах.

Таким образом, прохождение акустической волны в промежутке литосфера — ионосфера на каждой высоте может сопровождаться возбуждением специфических электромагнитных сигналов. Все эти сигналы можно регистрировать измерительными системами наземного и космического базирования. При наличии знаний относительно механизмов их образования можно восстановить параметры и взаимосвязь процессов в цепочке литосфера — ионосфера. Возможность многократного повторения возбуждения в различных географических зонах и различной помеховой обстановки позволит оценить информационную эффективность акустического канала в системе литосфера — ионосфера и реальность его практического использования.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КАНАЛА ЛИТОСФЕРА — ИОНОСФЕРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИСКУССТВЕННЫХ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

Для обнаружения электромагнитных откликов из атмосферы и ионосферы при акустическом воздействии был создан измерительный комплекс, в состав которого входили: мощный акустический излучатель, устройство измерения электрических полей, магнитометр, измерительный приемник, радиотелескоп УРАН-3 и система цифровой регистрации сигналов.

Акустический излучатель состоял из двух секций, каждая генерировала звуковые колебания на частотах около 600 и 1200 Гц. Небольшая разность (10—30 Гц) между частотами секции позволяла получать низкочастотные колебания за счет параметрического взаимодействия в атмосфере. Наличие низкочастотных компонентов звука позволяло возбуждать атмосферные слои на больших высотах. Вследствие уменьшения атмосферного давления с высотой амплитуда акустических колебаний должна увеличиваться, и можно было ожидать значительных возмущений в ионосфере [22].

Общая схема измерительной системы для обнаружения акусто-электромагнитных эффектов показана на рис. 5. Акустическое воздействие варьировалось по длительности от 10 с до 100 с. Было замечено, что увеличение длительности воздействия сверх 100 с и повторные воздействия через

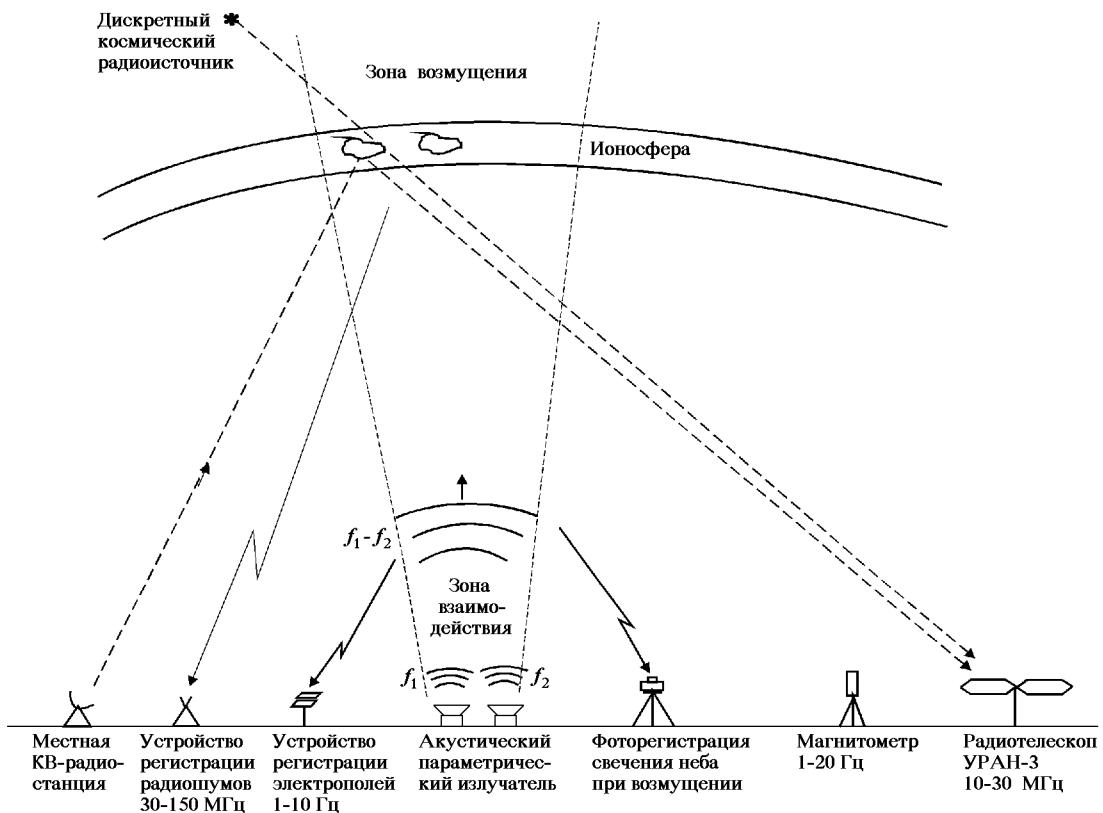


Рис. 5. Общая схема обнаружения акусто-электромагнитных эффектов в атмосфере и ионосфере

несколько минут усложняют интерпретацию откликов и не всегда их увеличивают. В основном акустическое воздействие длилось 50—60 с. Были проведены следующие измерения:

- электрического поля в диапазоне 1—40 Гц,
- электромагнитных шумов в диапазоне 25—30 МГц, 150 МГц,
- магнитных сигналов в диапазоне 1—20 Гц,
- сигналов дискретных космических радиоисточников, прошедших через возмущенную ионосферу на частоте 25 МГц,
- сигналов местных радиостанций, отраженные от возмущенной ионосферы.

Электрические сигналы регистрировались практически с первых секунд после включения акустического генератора или с запаздыванием на десятки секунд. Причиной появления акусто-электрических эффектов скорее всего является взаимодействие акустической волны с объемными зарядами в атмосфере, что предвиделось в работах [16, 17]. На рис. 6 представлен образец записи электрического сигнала в диапазоне 1—30 Гц. Наблюдаемые сигналы сильно зависели от погодных условий.

Весьма перспективными направлением исследо-

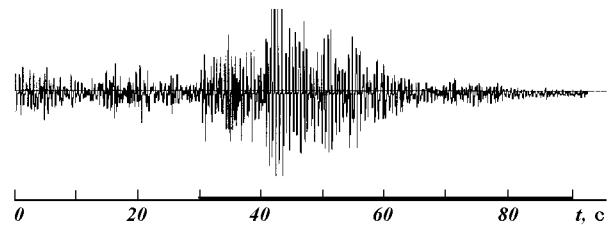


Рис. 6. Электрический сигнал в момент акустического возмущения (длительность возмущения отмечена жирной линией)

вания атмосферы и ионосферы является измерение радиошумов на частотах выше 25 МГц. Как показали эксперименты, сигналы радиошумов могут поступать с любых высот, начиная с момента включения акустического генератора, т. е. с высоты $H = 0$. На рис. 7 представлена огибающая сигнала на 30 МГц в момент работы генератора звука. Сигнал носит шумовой характер с наличием частот, кратных частоте акустического возбуждения. Сигналы с запаздыванием появлялись в основном через 5 и 40 мин после акустического возбуждения. На рис. 8 представлена характерная запись вспле-

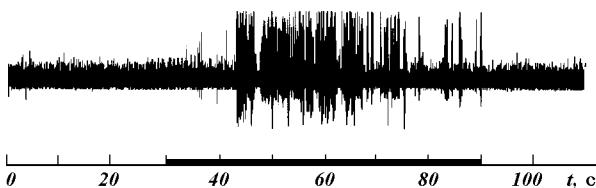


Рис. 7. Радиошумы на частоте 30 МГц в момент акустического возмущения

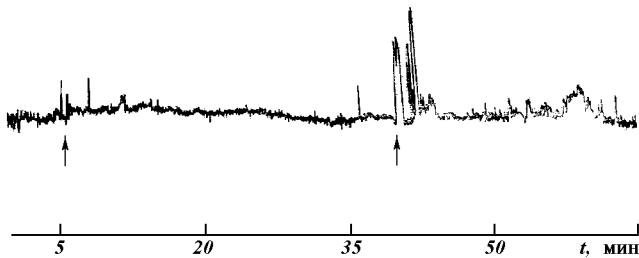


Рис. 8. Всплески радиошумов на 5-й и 40-й мин

сков радиошумов. Запаздывание около 5 мин легко объясняется временем, необходимым для достижения акустической волной нижней ионосферы. Запаздывание около 40 мин не имеет простого объяснения, и для выяснения причин столь большого запаздывания необходимы дополнительные исследования.

Проведены немногочисленные наблюдения свечения ночного неба после прохождения акустической волны. Трудность этих экспериментов заключалась в том, что их можно было проводить в хорошую погоду и при отсутствии Луны. Регистрация свечения проводилась фотографическим методом с последующим фотометрированием фотопленки вдоль средней линии кадра. На рис. 9, *a* приведены профили почернения негативов в относительных единицах через каждые 2 мин (пунктиром обозначены профили почернения до акустического воздействия, сплошной линией — после). На рис. 9, *b* показано изменение плотности почернения со временем. Вертикальной пунктирной линией на рис. 9, *b* отмечен момент акустического воздействия. Уровень свечения после акустического возбуждения увеличился почти на 40 %. Работы в этом направлении целесообразно продолжить для набора статистики и достоверной интерпретации результатов. Однако даже в тех экспериментах, что уже проведены, небольшое увеличение свечения наблюдалось в большинстве случаев. В качестве примера приведен лучший результат.

По аналогии с работами по электромагнитному нагреву ионосферы [5] была сделана попытка регистрации геомагнитных пульсаций при акустиче-

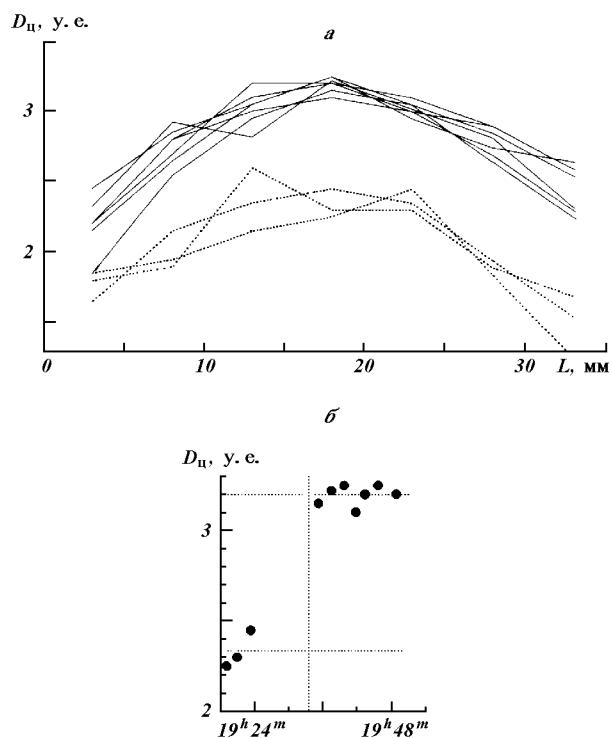


Рис. 9. Результаты наблюдения 26.01.98 г. свечения ночного неба при акустическом возмущении: *а* — кривые почернения негативов до и после возбуждения (сплошная линия); *б* — изменение плотности почернения со временем (вертикальной линией отмечено воздействие)

ском возбуждении ионосферы. Геомагнитные вариации являются важным информационным параметром при исследованиях сейсмо — ионосферных связей. Доступность и относительная простота реализации аппаратуры ставят магнитометрические исследования ионосферы в ряд наиболее важных методов получения информации о процессах в ионосфере. Комплексация магнитометрических измерений с управляемым акустическим воздействием подняло бы их на качественно новый уровень. Эксперименты, проведенные в 1997—1998 гг. подтвердили возможность акустического возбуждения геомагнитных пульсаций. Пульсации наблюдались в диапазоне 1—10 Гц и носили характер моногармонических или полигармонических сигналов. Наиболее часто наблюдались частоты 3, 4.3, 5.3, 7 Гц. Вероятно, механизм генерации магнитных сигналов связан с модуляцией акустической волной проводимости в *E*-слое. Модуляция проводимости обусловлена изменением частоты соударений частиц в акустической волне и нарушением ионизационно-рекомбинационного баланса.

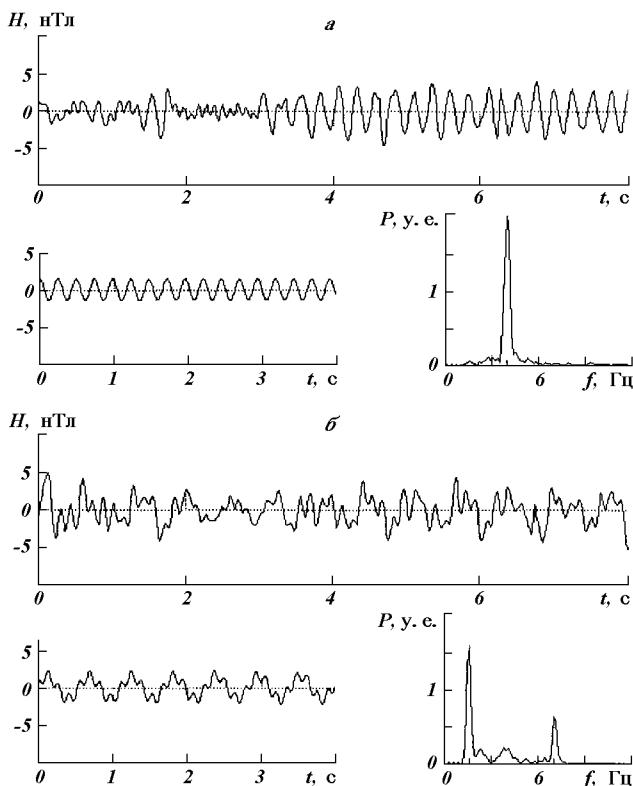


Рис. 10. Магнитные сигналы при акустическом возмущении: а — одночастотный, б — двухчастотный

На рис. 10 показаны примеры записи магнитных сигналов: реализация записи, отфильтрованный сигнал и спектральная плотность реализации. Сигналы превышали уровень помех в 2–3 раза и составляли 3–5 нТл с длительностью порядка длительности акустического воздействия или меньше. Время появления сигналов — 5–6 мин после акустического воздействия, что соответствует времени распространения акустической волны до высоты 90–120 км. Очень часто наблюдались сигналы в момент, близкий к 40-й мин после акустического воздействия. Эта закономерность проявлялась во всех экспериментах — наблюдениях радиошумов, наблюдениях ионосферных возмущений «на просвет» с использованием радиотелескопа УРАН-3. Вероятно, это результат откликов магнитосферного резонатора на ионосферные возмущения.

Были проведены многочисленные эксперименты по наблюдению ионосферных возмущений при акустическом воздействии методом «на просвет», с использованием дискретных космических радиоисточников, и «на отражение», с использованием радиосигналов местных радиостанций. Детально

результаты этих экспериментов описаны в работе [14]. Можно отметить только, что ионосферные возмущения при акустическом воздействии были зафиксированы в большинстве экспериментов, и время их наблюдения совпадало со временем наблюдения акусто-электромагнитных эффектов в других экспериментах.

Таким образом, результаты большинства экспериментов подтвердили возможность возбуждения ионосферы наземным акустическим излучателем. Отсутствие эффектов в части экспериментов можно объяснить ветровой и температурной рефракцией акустической волны и возвратом ее на поверхность Земли. Так, отрицательные результаты наблюдались в основном в плохую погоду.

Исследование канала литосфера — ионосфера с использованием наземного управляемого акустического излучателя значительно дешевле взрывных методов, используемых в эксперименте MACCA и др. [12]. Новый метод воздействия на ионосферу значительно дешевле и электромагнитных нагревных стендов.

ПЕРСПЕКТИВЫ ИССЛЕДОВАНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АКУСТИЧЕСКОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ

Полученные экспериментальные результаты по акусто-электромагнитным эффектам в атмосфере и ионосфере открывают перспективы создания новых приборов для мониторинга геосфер и ставят новые научные задачи теоретических и прикладных геофизических исследований.

Что касается научных задач, то в первую очередь это задача построения математической и физической моделей генерации электромагнитных откликов на акустическое возмущение. Учитывая многообразие электромагнитных откликов, их огромный разброс по диапазону частот (от нескольких герц до десятков мегагерц), ясно, что в рамках одной модели это вряд ли возможно сделать. Развиваемый в настоящее время микроописательный подход [1, 16, 18], в котором воздействие акустической волны на электрически активную среду (среду с наличием электрически заряженных частиц, ионов и электронов) рассматривается на уровне движений частиц среды в поле акустической волны, не позволяет объяснить все наблюдаемые сигналы. Такой подход может объяснить только низкочастотные электромагнитные отклики в диапазоне частот акустического воздействия. Наблюдаемые высокочастотные отклики и запаздывание их на большое время объяснить в рамках такого подхода невозможно.

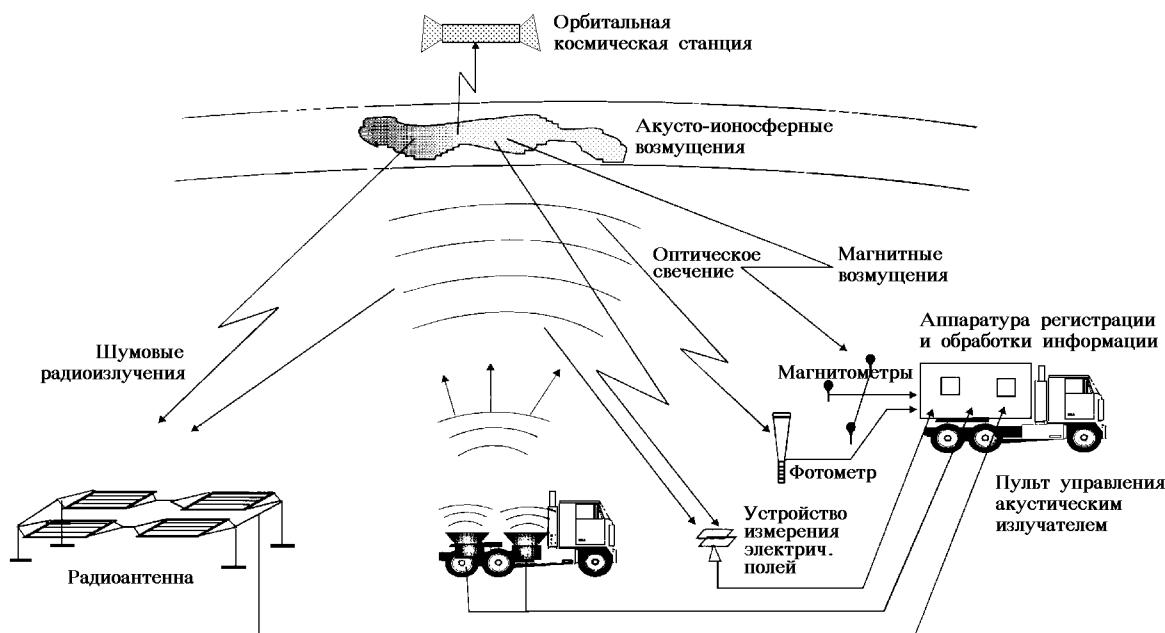


Рис. 11. Мобильный акусто-электромагнитный комплекс для исследования канала литосфера — атмосфера — ионосфера

Другим важным направлением работ является исследование зависимости электромагнитных откликов от метеоусловий. При проведении экспериментов было замечено, что результаты в значительной степени зависят от погоды. Очевидно, что существуют и сезонные зависимости. Представляет интерес исследование акустического воздействия на грозовые тучи. Уже проведенные единичные эксперименты пока не дают оснований для достоверных выводов.

Возможно, наиболее важной задачей в теоретическом плане является оценка информационной эффективности акусто-электромагнитного зондирования и возможность его использования для решения практических задач мониторинга атмосферы и ионосферы. А учитывая, что низкочастотные электромагнитные отклики зависят от проводимости поверхностного слоя Земли, в этот список можно включить и литосферу.

Для решения этих задач целесообразно создание мобильного акусто-электромагнитного зондирующего комплекса (рис. 11). В зондирующем комплексе будет использован сверхмощный параметрический акустический излучатель, состоящий из двух модулей. Каждый из модулей будет иметь акустическую мощность около 100 кВт. За счет параметрического взаимодействия акустических волн двух модулей будут создаваться низкочастотные колебания для возбуждения атмосферы на

больших высотах. Регистрация электромагнитных откликов будет производиться в нескольких разнесенных диапазонах частот, которые будут уточнены при проведении дальнейших экспериментов. Предвидится и регистрация оптических эффектов. Последнее представляет интерес для контроля выхода радиоактивных газов из горных пород при сейсмической активности. Известно, что воздух при предварительном радиоактивном облучении под воздействием акустических волн дает световые вспышки. Подобные наблюдения проводились только в лабораторных условиях. Обнаружение подобного эффекта в условиях реальной атмосферы позволило бы создать приборы для обнаружения выбросов радиоактивных газов и аэрозолей.

Основным преимуществом создаваемого комплекса является возможность его перемещения и работы в густонаселенных районах. Взрывные методы для акустического возмущения атмосферы и ионосферы опасны и практически исключают такую возможность. Кроме того, в отличие от взрыва, генератор звука допускает управляемость по частоте, уровню интенсивности и может работать длительное время. Мобильность излучателя позволит проводить эксперименты в комплексе с другими методами активного воздействия, например, нагревными электромагнитными стендами. Откроется также возможность проведения экспериментов в различных сейсмических зонах.

ОБСУЖДЕНИЕ И ВЫВОДЫ

Результаты экспериментальных исследований и анализа показали, что акустическая модификация атмосферы и ионосфера приводит к появлению электромагнитных откликов. Прямое преобразование энергии акустических волн в электромагнитное излучение в атмосфере может быть использовано для решения ряда прикладных задач:

- для создания бесконтактных методов измерения вертикального распределения объемных зарядов в атмосфере;
- для поиска прогностических признаков сейсмической и вулканической активности;
- для мониторинга акустического «загрязнения» атмосферы Земли и оценки его влияния на биосферу и физико-химические процессы в атмосфере;
- для исследования влияния акустических возмущений на распространение радиоволн.

В аспекте фундаментальных исследований новое направление даст возможность оценить роль акусто-электромагнитных преобразований в общем энергобалансе атмосферы Земли. Можно допустить, что множество электромагнитных шумов имеют своей первопричиной акусто-электромагнитные преобразования в атмосфере и ионосфере. Знание свойств этого преобразования позволит восстановить отдельные параметры первичного «акустического портрета» планеты и стоящие за ним явления. Создаваемый мобильный акусто-электромагнитный зондирующий комплекс должен значительно облегчить эту задачу и открыть новую страницу в геофизических исследованиях.

1. Абурджания Г. Д., Мачабели Г. З. Параметрическая генерация электромагнитных возмущений акустическими волнами в ионосфере // Геомагнетизм и аэрономия.—1998.—38, № 4.—С. 105—111.
2. Альперович Л. С., Гохберг М. Б., Сорокин В. М., Федорович Г. Ф. О генерации геомагнитных вариаций акустическими колебаниями во время землетрясений // Физика Земли.—1979.—№ 3.—С. 58—68.
3. Брасье Г., Соломон С. Аэрономия средней атмосферы. — Л.: Гидрометиздат, 1987.—417 с.
4. Гараш К. П. и др. Исследование реакции ионосферной плазмы на воздействие подземных, наземных, воздушных взрывов и землетрясений // Физика космической плазмы. 6—10 июня 1993. — Киев, 1993.—С. 151—160.
5. Гетманцев Г. Г., Гульельми А. В., Клайн Б. И. и др. Возбуждение магнитных пульсаций при воздействии на ионосферу излучением мощного коротковолнового передатчика // Изв. вузов. Радиофизика.—1977.—20, № 7.—С. 1017—1119.
6. Гроп Д. Методы идентификации систем. — М.: Мир, 1979.—302 с.
7. Гуревич А. В., Шварцбург М. В. Нелинейная теория распространения радиоволн в ионосфере. — М.: Наука, 1973.—457 с.
8. Гуревич А. В., Шлюгер И. С. Исследование нелинейных

явлений при распространении мощного радиопульса в нижних слоях ионосферы // Изв. вузов. Радиофизика.—1975.—18, № 9.—С. 1238—1260.

9. Данилов А. М., Довженко В. А. О возбуждении электромагнитных полей при входении акустических импульсов в ионосферу // Геомагнетизм и аэрономия.—1987.—27, № 5.—С. 772—777.
10. Девятирев И. А., Иванов Е. А., Козлов С. М., Кудрявцев В. И. О поведении заряженых частиц в нижней ионосфере при акустическом воздействии // Космич. исследования.—1984.—22, вып. 2.—С. 238—242.
11. Дробеж В. И., Краснов В. М., Салихов Н. М. Об ионосферных возмущениях, сопровождающих землетрясения и взрывы // Изв. вузов. Радиофизика.—1978.—21, № 12.—С. 1862—1863.
12. Изв. АН СССР. Физика Земли.—1985.—№ 11.—(Тематический выпуск, посвященный экспериментам по проекту МАССА).
13. Колмогоров А. Н. Теория информации и теория алгоритмов. — М.: Наука, 1987.—304 с.
14. Кошовий В. В. Сорока С. О. Акустичне збурення іоносферної плазми наземним випромінювачем // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 5/6.—С. 3—17.
15. Неравновесная колебательная кинетика / Под ред. М. Канителли. — М.: Мир, 1989.—391 с.
16. Поляков С. В., Рапорт В. О., Трахтенберг В. Ю. Электрозвуковое зондирование атмосферы // Изв. вузов. Радиофизика.—1992.—35, № 1.—С. 15—22.
17. Поляков С. В., Рукавишников В. И., Тамойкин В. В. Квазистационарное электрическое поле объемного заряда атмосферы, возникающее при воздействии на нее мощным импульсом звука // Изв. вузов. Радиофизика.—1992.—35, № 8.—С. 641—648.
18. Савельев В. Л., Железняков Е. В. Уравнение для электрического потенциала в движущейся неоднородной ионосферной плазме // Геомагнетизм и аэрономия.—1990.—30, вып. 6.—С. 990—997.
19. Сенитаров В. Е. О генерации магнитного поля в ионосфере инфразвуковыми волнами // Геомагнетизм и аэрономия.—1991.—31, № 4.—С. 727—729.
20. Уонэм М. Линейные многомерные системы управления. — М.: Наука, 1980.—375 с.
21. Шеннон К. Работы по теории информации и кибернетике. — М.: ИЛИ, 1963.—С. 243.
22. Koshevaya S. V., Hayakawa M., Baryakhar V. G., Kotsarenko N. Ya. Moving of the E- and F-layers of the ionosphere caused by atmospheric acoustic waves excited by oscillations of the Earth's surface, INSE, Tokyo, Japan, Proceedings of International Workshop on Seismo-Electromagnetics, 3—5 March 1997.—P. 72—77.

PROSPECTS IN THE INVESTIGATIONS OF THE ATMOSPHERE AND IONOSPHERE WITH THE USE OF ARTIFICIAL ACOUSTIC INFLUENCE

A. A. Negoda and S. A. Soroka

We examine the prospects in the use of the acoustic excitation of the atmosphere and ionosphere from the Earth's surface for solving some problems in the applied geophysics. We substantiate the expediency of constructing of mobile acoustic and electromagnetic sounding system which will allow the investigation of some geophysical phenomena and the lithosphere—ionosphere interactions by studying the electromagnetic response in the acoustic excitation of the atmosphere and ionosphere.

УДК 528.7:681.3

Моделі зональних оптимального аерокосмічних синтезування знімків

В. М. Фроленко

Академія Збройних сил України, Київ

Надійшла до редакції 12.03.97

В роботі приведено набір кількісних моделей, який дозволяє за характеристиками об'єктів та фонів аерокосмічного моніторингу визначити параметри оптимального в розумінні максимізації колірної відмінності на синтезованому зображені регулювання оптичного приладу синтезу. Викладені результати комп'ютерного моделювання процесу колірного синтезування комплектів зональних аерокосмічних знімків для ряду типових об'єктів та фонів аерокосмічного моніторингу.

Багатозональне аерознімання, тобто паралельне отримання декількох зображень дистанційного спостереження аероландшафту у відмінних вузьких діапазонах оптичного спектру, все більш ширше впроваджується в системах аерокосмічного моніторингу. Багатоспектральне аерознімання, у порівнянні з чорно-білим, колірним (у видимому діапазоні), ІЧ або спектрозональним, має значно вищу інформативність та суттєву можливість отримання повного набору дешифрувальних ознак об'єктів за матеріалами аерокосмічного моніторингу [2]. Перевагою багатозонального аерознімання є висока роздільна здатність та велике значення відношення «сигнал/завада» в кожному спектральному каналі завдяки тому, що його характеристики можуть бути оптимізовані для кожного спектрального діапазону незалежно від інших.

Однак багатозональне аерознімання має ряд важомих недоліків. Зональні аерозображення є монохроматичними і не використовують таку дешифрувальну ознаку, як колір об'єктів. З іншого боку, дуже часто окремі зональні зображення містять в собі всю інформацію, необхідну для успішної інтерпретації матеріалів багатозонального аерознімання. При цьому інформативні зони не є незмінними для різноманітних комбінацій «об'єкт/фон» [14]. Для скорочення часу дешифрування потрібний механізм, спроможний відбирати інформативні зональні

зображення. Крім того, якщо кількість інформативних зображень більша за одиницю, виникає запитання про їх оптимальне комбінування для сприйняття оператором-дешифрувальником. В цьому разі найефективнішим видається колірне синтезування зональних зображень [10].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Найпоширенішим сьогодні є оптичне синтезування зональних аерокосмічних зображень, яке виконується за допомогою оптичних приладів синтезу [4]. Оптичний прилад синтезу окремо проектує кожне із зональних зображень до спільногого проглядового екрану, на якому відбувається їх прецизійне сполучення. Регулювання спектрального складу та відносної інтенсивності оптичного випромінювання в проекційних каналах оптичного приладу дозволяє змінювати кольори об'єктів і фонів на синтезованому зображені. Зараз невідомі методики підбору параметрів оптимального регулювання оптичних приладів синтезу, тобто такого регулювання, яке забезпечувало б найбільшу колірну відмінність між об'єктом і фоном на синтезованому зображені. Метою роботи є розробка послідовності моделей, придатних для визначення параметрів оптимального регулювання оптичного приладу синтезу.

ПОРЯДОК КОЛОРИМЕТРИЧНИХ РОЗРАХУНКІВ

Метою колориметричних розрахунків в процесі моделювання оптичного синтезування зональних аерокосмічних знімків було визначення колірного контрасту між заданими зразками об'єктів та фонів на колірносинтезованому зображенні при встановленій комбінації параметрів регулювання оптичного приладу синтезу. Для виконання колориметричних розрахунків застосована стандартна міжнародна колориметрична система CIE XYZ 1931 [5].

В сучасних приладах синтезу [4] регулювання в кожному з проекційних каналів здійснюється шляхом зміни спектрального складу випромінювання джерела підсвітлювання введенням певного кольорового світлофільтра, а також шляхом зменшення загальної інтенсивності потоку введенням додаткового нейтрального світлофільтра або зниженням напруги джерела підсвітлювання. Розглянемо спрощену схему j -го проекційного каналу приладу синтезу (рис. 1).

Потік оптичного випромінювання спектрального розподілу $\Phi^{(j)}(\lambda)$, інтенсивність якого визначається напругою живлення $U^{(j)}$

$$\Phi^{(j)}(\lambda) = \Phi_h^{(j)}(\lambda) \left(\frac{U^{(j)}}{U_h} \right)^{\gamma_U}, \quad (1)$$

де $U_h^{(j)}$ — номінальна напруга джерела підсвітлювання j -го проекційного каналу, $\Phi_h^{(j)}(\lambda)$ — спектральний розподіл оптичного потоку при номінальній напрузі, γ_U — коефіцієнт регулювання оптичного потоку напругою [1], а також коефіцієнтом пропускання нейтрального світлофільтра $\tau_h^{(j)}$:

$$\Phi_{\text{з}}^{(j)}(\lambda) = \tau_h^{(j)} \Phi^{(j)}(\lambda). \quad (2)$$

Використання стандартних колориметричних формул [5] дозволяє одержати колірні координати об'єкту $\langle X_o^{(j)}, Y_o^{(j)}, Z_o^{(j)} \rangle$, сформовані j -м проекційним каналом на проглядовому екрані оптичного приладу синтезу:

$$X_o^{(j)} = 100 \frac{\int \Phi_h^{(j)}(\lambda) \left(\frac{U^{(j)}}{U_h} \right)^{\gamma_U} \tau_h^{(j)} \tau_c^{(j)}(\lambda) \bar{\tau}_o^{(j)}(\lambda) \bar{x}(\lambda) d\lambda}{\int \Phi_h^{(j)}(\lambda) \bar{y}(\lambda) d\lambda}, \quad (3)$$

та фону $\langle X_\phi^{(j)}, Y_\phi^{(j)}, Z_\phi^{(j)} \rangle$ за аналогією, де $\tau_c^{(j)}(\lambda)$ — спектральний розподіл оптичного пропускання світлофільтра j -го проекційного каналу, $\bar{\tau}_o^{(j)}(\lambda)$ і $\bar{\tau}_\phi^{(j)}(\lambda)$ — спектральні коефіцієнти пропускання відповідно об'єкта та фону зонального аерознімка в j -му проекційному каналі, $x(\lambda)$, $y(\lambda)$, $z(\lambda)$ — криві додавання колориметричної системи CIE XYZ 1931 (рис. 2).

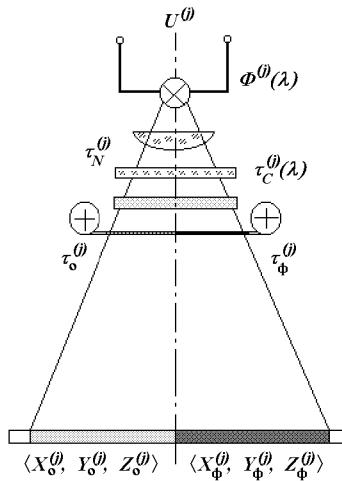


Рис. 1. Схема формування колірного контрасту об'єкта і фону в проекційному каналі оптичного приладу синтезу

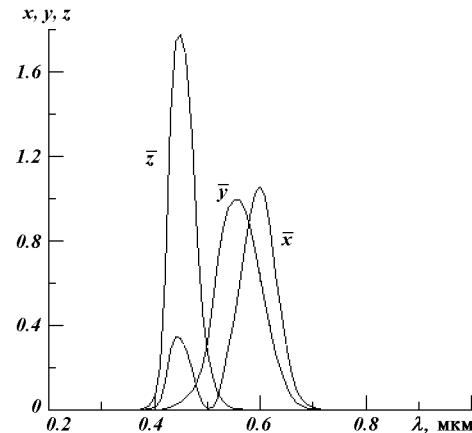


Рис. 2. Криві додавання колориметричної системи CIE XYZ 1931

Оскільки величини $U^{(j)}$, $U_h^{(j)}$, γ_U і $\tau_h^{(j)}$ не залежать від довжини хвилі λ , то вони можуть бути винесені за знак інтеграла, і формули (3) приймають такий вигляд:

$$X_o^{(j)} = 100 \frac{w_n^{(j)} \int_{\bar{x}(\lambda) > 0} \Phi_h^{(j)}(\lambda) \tau_h^{(j)} \tau_c^{(j)}(\lambda) \bar{\tau}_o^{(j)}(\lambda) \bar{x}(\lambda) d\lambda}{\int_{\bar{y}(\lambda) > 0} \Phi_h^{(j)}(\lambda) \bar{y}(\lambda) d\lambda}, \quad (4)$$

де

$$w_n^{(j)} = \left(\frac{U^{(j)}}{U_h} \right)^{\gamma_U} \tau_h^{(j)} \quad (5)$$

— коефіцієнт передавання оптичного сигналу j -го каналу приладу синтезу.

Колірний контраст між об'єктом та фоном, виражений в порогах розрізнення зорового апарату ΔE , повністю визначається їх коліорами $\langle X_o^{(j)}, Y_o^{(j)}, Z_o^{(j)} \rangle$

та $\langle X_{\phi}^{(j)}, Y_{\phi}^{(j)}, Z_{\phi}^{(j)} \rangle$. Особливістю колірного простору є неевклідовість, тобто поверхня однічного контрасту в ньому не є сфераю. Для забезпечення можливості вимірювання колірного контраста необхідно мати таблицю його значень для будь-якої пари точок колірного простору, або здійснити перехід до деякого нового евклідового чи квазіевклідового.

Перша можливість може бути реалізована тільки з невисокою роздільністю (еліпсоїди Мак-Адама [11]), друга — потребує нелінійного перетворення колірного простору, так звані рівноконтрастні системи, і також має невисоку точність збігу з експериментальними даними [13]. В роботі для оцінки колірного контраста використовувалося стандартна міжнародна рівноконтрастна колориметрична система CIE LAB 1994 [12].

В такій системі кількість порогів колірної відмінності ΔE визначається як

$$\Delta E = \sqrt{(\Delta L/w_L)^2 + (\Delta C/w_C)^2 + (\Delta H/w_H)^2}, \quad (6)$$

де $\Delta L = L_o - L_{\phi}$ — різниця яскравостей об'єкта і фону, $\Delta C = C_o - C_{\phi}$ — відмінність за колірністю між об'єктом і фоном, $\Delta H = H_o - H_{\phi}$ — відмінність за насиченістю між об'єктом і фоном, w_L , w_C , w_H — відповідні вагові коефіцієнти. Величини L , C і H розраховуються за формулами

$$L_o = 116\sqrt{Y_o/Y_h} - 16, \quad (7)$$

$$C_o^2 = A_o^2 + B_o^2, \quad (8)$$

$$\Delta H^2 = 2(C_o C_{\phi} - A_o A_{\phi} - B_o B_{\phi}), \quad (9)$$

де A_o , B_o — допоміжні колірні величини, які визначаються таким чином:

$$A_o = 500(\sqrt[3]{X_o/X_h} - \sqrt[3]{Y_o/Y_h}), \quad (10)$$

$$B_o = 200(\sqrt[3]{Y_o/Y_h} - \sqrt[3]{Z_o/Z_h}), \quad (11)$$

де X_h , Y_h , Z_h — колірні координати нейтрально-білого кольору в колориметричній системі XYZ .

Наприклад, для стандартного колориметричного джерела підсвітлювання D_{65} [5] $X_h = 95.0448$, $Y_h = 100.00$, $Z_h = 108.8918$.

Стандартна колориметрична система CIE LAB 1994 рекомендує такі значення вагових коефіцієнтів в формулі (6) [12]:

$$\begin{aligned} w_L &= 1.00, \\ w_C &= 1 + 0.045\sqrt{C_o C_{\phi}}, \\ w_H &= 1 + 0.015\sqrt{C_o C_{\phi}}. \end{aligned} \quad (12)$$

Тепер для розрахунку колірної відмінності згідно з (4)–(12), якщо спектральні розподіли $\Phi_h^{(j)}(\lambda)$ та $\tau_c^{(j)}(\lambda)$ відомі, необхідно отримати значення коефіцієнтів оптичного пропускання зональних зобра-

женъ об'єкта і фону $\tau_o^{(j)}(\lambda)$ і $\tau_{\phi}^{(j)}(\lambda)$, які визначаються їх спектральними характеристиками, а також властивостями реєструючої апаратури аерокосмічного моніторингу.

МОДЕЛЬ ФОРМУВАННЯ ЗОНАЛЬНОГО ОПТИЧНОГО СИГНАЛУ

Переважна більшість існуючих багатоспектральних систем аерокосмічного моніторингу є фотографічними або обладнаннями фотографічними реєстраторами зображення [6]. В таких системах спектральні розподіли $\tau_o^{(j)}(\lambda)$ і $\tau_{\phi}^{(j)}(\lambda)$ із (4) можна вважати постійними у всьому діапазоні $\Delta\lambda^{(j)}$ спектральної чутливості S_{λ} фотоплівки:

$$\bar{\tau}_{\lambda}^{(j)} = \frac{1}{\Delta\lambda^{(j)}} \int_{S_{\lambda} > 0} \tau_o^{(j)}(\lambda) d\lambda, \quad (13)$$

де величини $\tau_o^{(j)}(\lambda)$ і $\tau_{\phi}^{(j)}(\lambda)$ треба розглядати як спектральні складові оптичного пропускання фотоплівки в зображеннях об'єкта і фону відповідно. В подальшому усі викладки будемо робити тільки для розрахунку оптичного пропускання зонального аерознімка об'єкта, тому що для фону вони аналогічні.

Розглянемо спрощену схему формування j -го зонального оптичного сигналу у багатоспектральній фотографічній системі (рис. 3).

Очевидно, що оптичний потік на фотоплівці $\Phi_s^{(j)}(\lambda)$ складе

$$\Phi_s^{(j)}(\lambda) = \Phi_o^{(j)}(\lambda)\rho_o(\lambda)\tau_a(\lambda)\tau_s^{(j)}(\lambda), \quad (14)$$

де $\Phi_o^{(j)}(\lambda)$ — спектральний розподіл потоку оптичного випромінювання джерела освітлювання аероландашафту, $\rho_o(\lambda)$ — спектральний коефіцієнт відбиття об'єкта аерознімання, $\tau_a(\lambda)$ — спектральний коефіцієнт пропускання атмосфери, $\tau_s^{(j)}(\lambda)$ — сумарний спектральний коефіцієнт пропускання зонального світлофільтра та оптичної системи j -го каналу багатоспектральної системи аерокосмічного моніторингу.

Експонометричне регулювання каналу аерофотографічної системи повинне забезпечувати попадання діючої експозиції $H_s^{(j)}(\lambda)$ до лінійної ділянки характеристичної кривої фотоплівки [8], рівняння якої (рис. 4) може бути записане у вигляді

$$\lg \frac{1}{\tau_o^{(j)}(\lambda)} - \lg \frac{1}{\tau_G} = \gamma_s^{(j)}(\lambda) [\lg H_s^{(j)}(\lambda) - \lg H_G^{(j)}(\lambda)], \quad (15)$$

де τ_G — коефіцієнт пропускання неекспонованої фотоплівки після хіміко-фотографічної обробки,

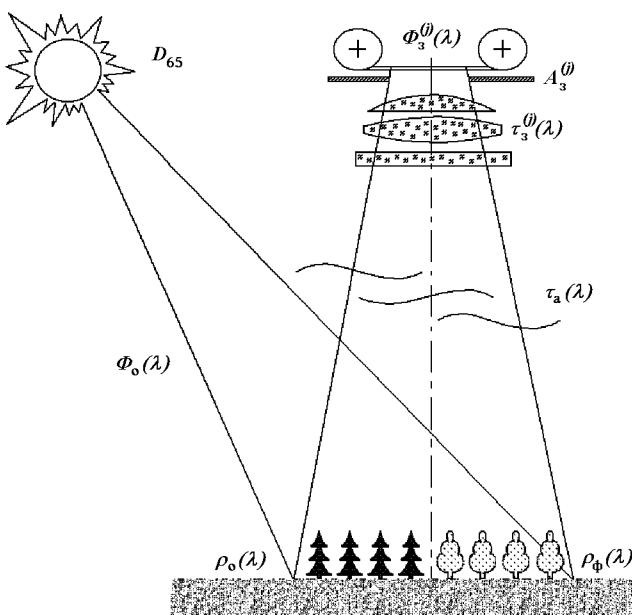


Рис. 3. Схема формування зонального оптичного сигналу в каналі багатоспектральної аерофотографічної системи

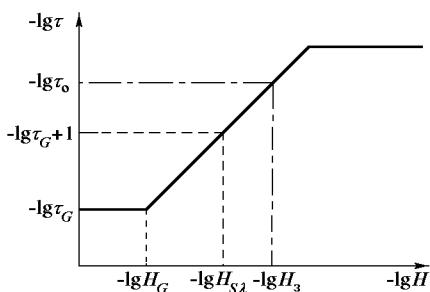


Рис. 4. Лінійна апроксимація характеристичної кривої фотоплівки

$\gamma_s^{(j)}(\lambda)$ — спектральний коефіцієнт контрастності фотоплівки, $H_G^{(j)}(\lambda)$ — максимально неактинічна експозиція фотоплівки. Із (15) випливає

$$\tau_o^{(j)}(\lambda) = \tau_G \left[\frac{H_G^{(j)}(\lambda)}{H_s^{(j)}(\lambda)} \right] \gamma_s^{(j)}(\lambda). \quad (16)$$

Величину $H_G^{(j)}(\lambda)$ можна визначити через спектральну чутливість $S_\lambda^{(j)}(\lambda)$ фотоплівки. Відомо [3], що

$$S_\lambda^{(j)}(\lambda) = \frac{1}{H_s^{(j)}(\lambda)}, \quad (17)$$

і після підстановки (17) в (15) з урахуванням лінійності характеристичної кривої фотоплівки можна записати

$$\lg \frac{1}{\tau_G} + 1 - \lg \frac{1}{\tau_G} = \gamma_s^{(j)}(\lambda) \left[\lg \frac{1}{S_\lambda^{(j)}(\lambda)} - \lg H_G^{(j)}(\lambda) \right], \quad (18)$$

звідки

$$H_G^{(j)}(\lambda) = \frac{1}{S_\lambda^{(j)}(\lambda) 10^{1/\gamma_s^{(j)}(\lambda)}}. \quad (19)$$

Підстановка (19) в (16) дає

$$\tau_o^{(j)}(\lambda) = \frac{\tau_G}{10} [S_\lambda^{(j)}(\lambda) H_s^{(j)}(\lambda)]^{-\gamma_s^{(j)}(\lambda)}. \quad (20)$$

Експозиція $H_s^{(j)}(\lambda)$ пропорційна освітленості $\Phi_s^{(j)}(\lambda)/A_s$ (A_s — площа експонованої ділянки) та часу експонування t_s :

$$H_s^{(j)}(\lambda) = k_s \frac{\Phi_s^{(j)}(\lambda)}{A_s} t_s, \quad (21)$$

де k_s — коефіцієнт пропорційності.

Нехай регулювання експозиції в зональному каналі здійснюється за умови забезпечення заданого оптичного пропускання $\tau_o^{(j)}$ при середніх значеннях оптичного потоку $\Phi_s^{(j)}$ в каналі, спектральної чутливості $S_\lambda^{(j)}$ і коефіцієнта контрастності $\gamma_s^{(j)}$ фотоплівки:

$$\begin{aligned} \bar{\Phi}_s^{(j)} &= \frac{1}{\Delta\lambda^{(j)}} \int_{S_\lambda > 0} \Phi_s^{(j)}(\lambda) d\lambda, \\ \bar{S}_\lambda^{(j)} &= \frac{1}{\Delta\lambda^{(j)}} \int_{S_\lambda > 0} S_\lambda^{(j)}(\lambda) d\lambda, \\ \bar{\gamma}_s^{(j)} &= \frac{1}{\Delta\lambda^{(j)}} \int_{S_\lambda > 0} \gamma_s^{(j)}(\lambda) d\lambda, \end{aligned} \quad (22)$$

Підстановка значень (21) і (22) замість відповідних величин в (20) приводить до

$$\tau_o^{(j)}(\lambda) = \frac{\tau_G}{10} \left[S_\lambda^{(j)} \frac{k_s t_s}{A_s} \Phi_s^{(j)} \right]^{-\gamma_s^{(j)}}, \quad (23)$$

звідки можна визначити вираз $k_s t_s / A_s$ і підставити його з урахуванням (21) в (20):

$$\tau_o^{(j)}(\lambda) = \frac{\tau_G}{10} \left[\frac{S_\lambda^{(j)}(\lambda) \Phi_s^{(j)}(\lambda)}{S_\lambda^{(j)} \Phi_s^{(j)}} \right]^{-\gamma_s^{(j)}} \left(\frac{\tau_G}{10 \tau_o^{(j)}} \right)^{-\gamma_s^{(j)}(\lambda) / \gamma_s^{(j)}}. \quad (24)$$

Таким чином, послідовне застосування співвідношень (14) та (24) дозволяє отримати спектральний розподіл складових оптичного пропускання в зональних негативних зображеннях об'єкта і фону (для останнього потрібно замінити в (14) спектральний коефіцієнт відбивання об'єкта $\rho_o(\lambda)$ спектральним коефіцієнтом відбивання фону $\rho_\phi(\lambda)$). Повні ж значення коефіцієнтів оптичного пропускання зображень об'єкта та фону можуть бути розраховані за співвідношеннями (13).

МОДЕЛЬ ФОРМУВАННЯ КОЛІРНОСИНТЕЗОВАНОГО ЗОБРАЖЕННЯ

Розглянемо систему із m проекційних каналів оптичного приладу синтезу, схема кожного з яких відповідає рис. 1. Коли система джерел підсвітлювання відрегульована таким чином, що вона описується системою оптичних коефіцієнтів передавання $\{w_n^{(j)}\}$, $j = 1, \dots, m$ згідно з (5), тоді сумарний оптичний потік підсвітлювання з урахуванням (1) і (2) складе

$$\Phi_s^{(j)}(\lambda) = \sum_{j=1}^m w_n^{(j)} \Phi_h^{(j)}(\lambda), \quad (25)$$

а сумарний оптичний потік на проглядовому екрані оптичного приладу синтезу для зображень об'єкта і фону складе

$$\Phi_o(\lambda) = \sum_{j=1}^m w_n^{(j)} \bar{\tau}_o^{(j)} \tau_c^{(j)}(\lambda) \Phi_h^{(j)}(\lambda), \quad (26)$$

де $\tau_c^{(j)}(\lambda)$ — спектральний розподіл оптичного пропускання кольорового світлофільтра в j -му проекційному каналі оптичного приладу синтезу, а величини $\bar{\tau}_o^{(j)}$ і $\tau_c^{(j)}$ визначаються співвідношенням (13). Тоді за аналогією з (4) можна визначити кольори об'єкта X_o , Y_o , Z_o і фону X_ϕ , Y_ϕ , Z_ϕ на синтезованому зображенні, та з урахуванням співвідношень (26) і (25) одержуємо

$$X_o = 100 \frac{\int_{\bar{x}(\lambda) > 0} \sum_{j=1}^m [w_n^{(j)} \bar{\tau}_o^{(j)} \tau_c^{(j)}(\lambda) \Phi_h^{(j)}(\lambda)] \bar{x}(\lambda) d\lambda}{\int_{\bar{y}(\lambda) > 0} \sum_{j=1}^m [w_n^{(j)} \Phi_h^{(j)}(\lambda)] \bar{y}(\lambda) d\lambda}, \quad (27)$$

Вводячи позначення

$$\bar{w}_n^{(j)} = w_n^{(j)} / \sum_{i=1}^m w_n^{(i)}, \quad j = 1, \dots, m, \quad (28)$$

та

$$\bar{w}_o(\lambda) = \sum_{j=1}^m \bar{w}_n^{(j)} \bar{\tau}_o^{(j)} \tau_c^{(j)}(\lambda), \quad (29)$$

де $w_n^{(j)}$ — нормований коефіцієнт передавання оптичного сигналу j -го каналу приладу синтезу, $w_o(\lambda)$ і $w_\phi(\lambda)$ — спектральні коефіцієнти синтезування зображень об'єкта і фону відповідно, та вважаючи спектральний розподіл оптичного потоку при номінальній напрузі живлення однаковим для усіх m каналів оптичного приладу синтезу і рівним $\Phi_h(\lambda)$, співвідношення (27) можна записати у спрощеному вигляді:

$$X_o = 100 \frac{\int_{\bar{x}(\lambda) > 0} \bar{w}_o^{(j)} \Phi_h^{(j)}(\lambda) \bar{x}(\lambda) d\lambda}{\int_{\bar{x}(\lambda) > 0} \Phi_h(\lambda) \bar{y}(\lambda) d\lambda}. \quad (30)$$

Співвідношення (30) дозволяють розраховувати кольори об'єкта і фону на синтезованому зображені, а потім — і колірний контраст між ними за формулами (6) — (12) для усякого можливого регулювання в кожному з каналів приладу синтезу. Однак для практичного застосування колірного синтезування комплекту зональних аерозображень необхідно розв'язувати обернену задачу — розшукати множину можливих регулювань оптичного приладу синтезу, які забезпечують колірну відмінність між об'єктом і фоном на синтезованому зображенні, не меншу, ніж задана. В окремому випадку найцікавішим є оптимальне регулювання, тобто те, що забезпечує максимально можливу колірну відмінність об'єкта від фону на синтезованому зображенні.

МОДЕЛЬ ОПТИМАЛЬНОГО РЕГУЛЮВАННЯ ОПТИЧНОГО ПРИЛАДУ СИНТЕЗУ

Згідно з (5) і (29) параметрами регулювання типового приладу синтезу є напруга джерела підсвітлювання, оптичне пропускання нейтрального світлофільтра (змінюють інтенсивність оптичного випромінювання в проекційному каналі) та спектральна характеристика пропускання кольорового світлофільтра (змінює спектральний склад оптичного випромінювання в проекційному каналі). Найкращим було б строго аналітичне розв'язання задачі оптимального регулювання оптичного приладу синтезу. Для цього шляхом послідовних підстановок отриманих раніше аналітичних виразів в порядку, проілюстрованому рис. 5, необхідно одержати залежність колірного контраста синтезованого зображення від параметрів регулювання оптичного приладу синтезу $\Delta E[\{U^{(j)}\}, \{\tau_h^{(j)}\}, \{\tau_c^{(j)}(\lambda)\}]$, а потім дослідити її на екстремум при умовах

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial [U^{(j)}]} \Delta E[\{U^{(j)}\}, \{\tau_h^{(j)}\}, \{\tau_c^{(j)}(\lambda)\}] &= 0, \\ \frac{\partial}{\partial [\tau_h^{(j)}]} \Delta E[\{U^{(j)}\}, \{\tau_h^{(j)}\}, \{\tau_c^{(j)}(\lambda)\}] &= 0, \\ \frac{\partial}{\partial [\tau_c^{(j)}(\lambda)]} \Delta E[\{U^{(j)}\}, \{\tau_h^{(j)}\}, \{\tau_c^{(j)}(\lambda)\}] &= 0, \\ j &= 1, \dots, m. \end{aligned} \quad (31)$$

На практиці ж одержати аналітичну залежність $\Delta E[\{U^{(j)}\}, \{\tau_h^{(j)}\}, \{\tau_c^{(j)}(\lambda)\}]$ неможливо, тому що усі спектральні характеристики, як правило, не існують в аналітичному вигляді і практично не можуть бути апроксимовані до нього. Крім того, більшість аналітичних функціоналів у схемі рис. 5

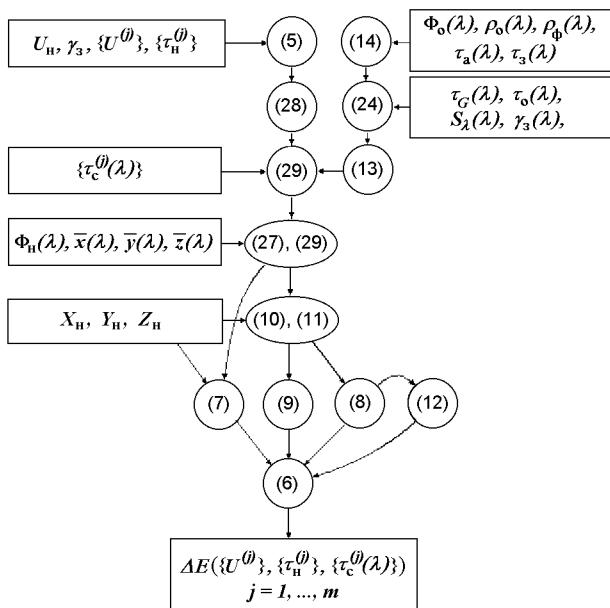


Рис. 5. Схема виведення аналітичної залежності колірного контрасту на синтезованому зображені від параметрів регулювання оптичного приладу синтезу

має трансцендентний вигляд.

Зрозуміло, що розв'язання системи рівнянь (31) повинно здійснюватися кількісними методами. Повний перебір усіх варіантів регулювання оптичного приладу синтезу потребує r^m розрахунків колірного контрасту синтезованого зображення, якщо кількість зональних аерознімків і проекційних каналів збігаються; тут r — кількість можливих регулювань в кожному з m проекційних каналів. При наявності в оптичному приладі синтезу чотирьох проекційних каналів, в кожному з яких можна вибирати одну із шести напрям підсвітлювання, одне з трьох значень пропускання нейтрального світлофільтра, та один з чотирьох (червоний, зелений, синій або нейтральний) кольорових світлофільтрів, кількість потрібних розрахунків при повному переборі складе

$$(6 \times 3 \times 4)^4 = 26\,873\,856.$$

Якщо кожний розрахунок колірного контрасту триває всього 10 мс, то повний час розрахунку складе близько 75 год. Кількість потрібних розрахунків комбінаторно росте зі збільшенням числа відліків параметрів регулювання в кожному проекційному каналі, що необхідно для підвищення точності регулювання.

Скоротити час визначення оптимального регулювання оптичного приладу синтезу можна, якщо припустити монотонність функції колірної відмінності (6) в просторі параметрів регулювання, а

також відсутність її локальних максимумів в області можливого регулювання. Тоді оптимальне регулювання може бути знайдено, наприклад, методом градієнтного пошуку [9] у багатовимірному просторі параметрів регулювання оптичного приладу. Очевидно, що кількість потрібних ітерацій в процесі градієнтного пошуку суттєво зменшиться, і залежатиме від кроку дискретизації по кожному з параметрів регулювання.

РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯ

Перевірка розроблених моделей здійснювалася на прикладі багатоспектральної аерофотографічної апаратури МКФ-6М [7] з використанням її в комплексі з оптичним приладом синтезу ПС-4 [4]. Необхідні для моделювання їх спектральні характеристики наведені у графічному вигляді на рис. 6—9. Як об'єкти та фони дистанційного спостереження розглядалися деякі елементи природного аероландшафту — рослини та оголення, а також сільськогосподарські насадження. Спектральні характеристики оптичного відбивання цих об'єктів аерокосмічного моніторингу наведені на рис. 10.

Заради скорочення обсягу розрахунків, потрібного для визначення оптимального регулювання оптичного приладу синтезу ПС-4, напруга джерела підсвітлювання у кожному з його чотирьох проекційних каналів вважалася номінальною, а нейтральний світлофільтр забезпечував повне оптичне пропускання, або спектрально-рівномірне ослаблення оптичного потоку у 2.6 рази.

Колірне настроювання здійснювалося завдяки введенню чи невведенню в кожний проекційний канал будь-якого з трьох кольорових (червоного, зеленого або синього) світлофільтрів. Також передбачалася можливість вимикання підсвітлювання в будь-якому проекційному каналі. Результати, от-

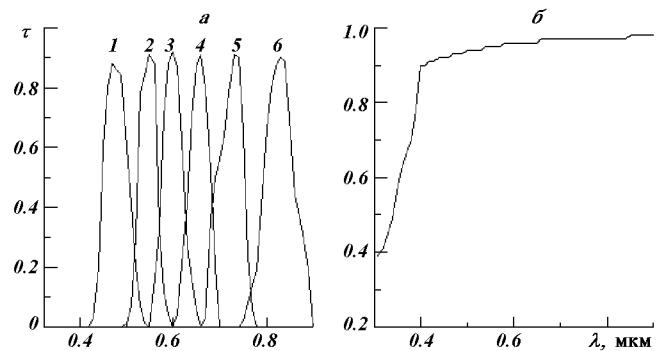


Рис. 6. Спектральні характеристики пропускання світлофільтрів апаратури МКФ-6М (a) та спектральне пропускання стандартної атмосфери (b) за дальністю 1200 м

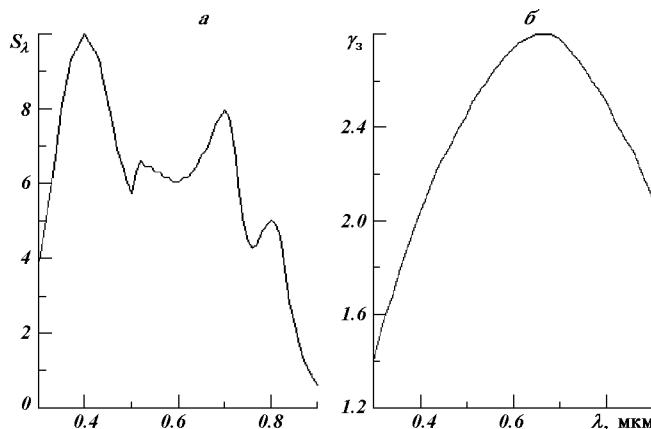


Рис. 7. Спектральні характеристики аерофотоплівки тип 18Л: *а* — світлоочутливість, *б* — коефіцієнт контрастності

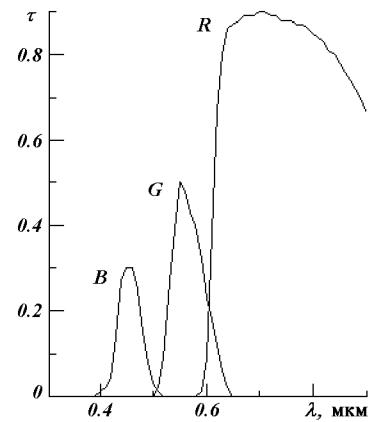


Рис. 9. Спектральні характеристики пропускання кольорових (*R* — червоний, *G* — зелений, *B* — синій) світлофільтрів проекційних каналів приладу ПС-4

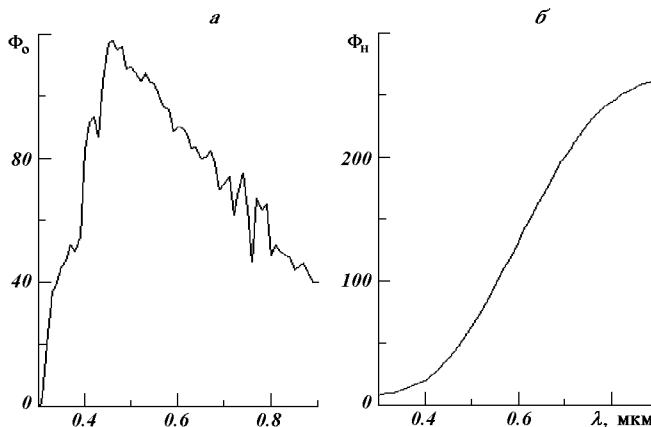


Рис. 8. Спектральні розподіли потоку оптичного випромінювання: *а* — стандартне джерело денного освітлювання D_{65} , *б* — галогенна лампа КГМ-30

римані повним перебором усіх варіантів регулювання оптичного приладу синтезу для різноманітних сполучень «об'єкт—фон», наведені у таблиці.

ОСНОВНІ ВИСНОВКИ

На підставі отриманих результатів (таблиця) можна зробити такі основні висновки.

1. Значна більшість (90 %) досліджених комбінацій «об'єкт/фон» не потребує колірного синтезування для забезпечення максимальної їх відмінності з точки зору сприймання оператором. Найбільший контраст відповідає одному з зональних аерознімків.

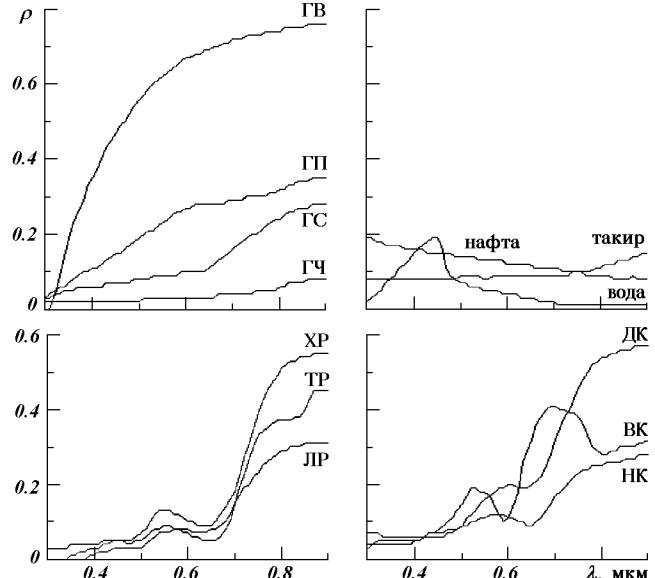


Рис. 10. Спектральні характеристики відбиття об'єктів аерокосмічного моніторингу: ГЧ — ґрунти чорноземні, ГС — ґрунти підзолисті і суглиннисті, ГП — пісок та гірські породи, ГВ — вапняк, глина, ХР — хвойні породи рослин, ЛР — листяні породи рослин, ТР — різnotравне співтовариство рослин, НК — неспілі польові культури, ДК — доспілі польові культури, ВК — виноградник

2. Тим не менше, багатозональне аерознімання видається значно вищим за інформативністю порівняно із звичайним тому, що зона максимального контрасту не є постійною для різноманітних об'єктів та фонів. Розподіл середньої інформативності зональних аерознімків за спектральними зонами аерофотоапаратури МКФ-6М ілюстру-

Параметри оптимального регулювання оптичного приладу синтезу ПС-4 за умови забезпечення найбільшої колірної відмінності між об'єктом і фоном на коліросинтезованому зображені МКФ-6М

Об'єкт	Фон, колірна відмінність, параметри регулювання								
Грунти чорноземні (ГЧ)	ГС (3.03) 5N1	ГП (4.02) 1G1+2B2+3B2+5R2							
Грунти опідзолисті і суглиннисті (ГС)	ГП(1.28) 1N1	ГВ (0.99) 1G1+2B1+5R2	Такир (0.81) 5N1						
Пісок та гірські породи (ГП)	Такир (1.51) 1N1								
Вапняк, глина (ГВ)	ГП (0.51) 4N1	Такир (1.19) 1N1							
Водна поверхня	ГС (4.66) 4N1	ГП (4.26) 4N1	ГВ (4.77) 4N1	Такир (4.23) 4N1	ХР (3.04) 5N1	ЛР (4.47) 5N1	TP (8.10) 5N1	HK (3.10) 1N1	BK (9.55) 3N1
Нафта	ГС (1.43) 4N1	ГП (2.12) 1N1	ГВ (1.80) 1N1	Вода (3.23) 4N1	Такир (1.00) 4N1	ХР (3.85) 5N1	ЛР (5.28) 5N1	TP (8.91) 5N1	
Хвойні породи рослин (ХР)	ГС (3.03) 5N1	ГП (4.02) 1G1+2B2+3B2+5R2	ЛР (1.43) 5N1	TP (5.06) 5N1					
Листяні породи рослин (ЛР)	ГС (4.46) 5N1	ГП (5.16) 5N1	TP (3.77) 1B2+4R2+5G1+6B2						
Різnotравне співтовариство рослин (TP)	ГЧ (5.06) 5N1	ГС (8.09) 5N1	ГП (8.79) 5N1	ГВ (8.83) 5N1	Такир (8.90) 5N1				
Неспілі польові культури (НК)	ГЧ (3.14) 1N1	ГС (2.90) 4N1	ХР (3.14) 1N1	ЛР (3.66) 5N1	TP (7.28) 5N1				
Доспілі польові культури (ДК)	ГЧ (2.08) 5N1	ГС (1.14) 1G2+3B1+4G1+5R2	ХР (2.08) 5N1	ЛР (3.52) 5N1	TP (7.14) 5N1	HK (1.80) 1G2+4B1			
Виноградник (BK)	ГС (8.54) 3N1	ГП (8.07) 3N1	ЛР (9.53) 3N1	ЛР (9.71) 3N1	HK (9.89) 3N1	ДК (8.94) 3N1			

Примітка. В дужках — значення колірної відмінності в порогах рівноконтрастної системи СІЕ LAB 1994, знизу — параметри регулювання проекційних каналів для МКФ-6М: ефективна довжина хвилі (1 — 0.48 мкм, 2 — 0.54 мкм, 3 — 0.60 мкм, 4 — 0.66 мкм, 5 — 0.72 мкм, 6 — 0.84 мкм); світлофільтри в проекційних каналах (*R* — червоний, *G* — зелений, *B* — синій, *N* — нейтральний); коефіцієнти передавання в каналах (1 — 1.00, 2 — 0.37, 3 — 0.00)

ється рис. 11, яка отримана за результатами моделювання по сполученнях «об'єкт—фон» згідно з таблицею.

3. Колірне синтезування слід використовувати лише в особливо складних випадках дешифрування матеріалів багатозонального аерокосмічного моніторингу (наприклад, при оцінці ступеня спілості польових культур, аналізі грунтового складу місцевості, класифікації рослинного покриття тощо), при

цьому в багатьох ситуаціях одне лише колірне синтезування дозволяє перевищити поріг виявлення колірної відмінності об'єкта від фону на зображені.

4. Для отримання високої якості синтезованих зображень колірне синтезування зональних аерознімків на оптичному приладі синтезу повинно проводитися з застосуванням усіх наявних проекційних каналів. Твердження про те, що для колірного синтезування завжди достатньо трьох проекційних каналів, в загальному випадку не є вірним.

5. В ідеальному випадку кількість проекційних каналів оптичного приладу синтезу повинна дорівнювати кількості робочих спектральних зон багатоспектральної апаратури аерокосмічного моніторингу. Однак, якщо їх більше двох-трьох, оптимальне настроювання оптичного приладу синтезу без попередніх розрахунків по чіткій методиці практично неможливе.

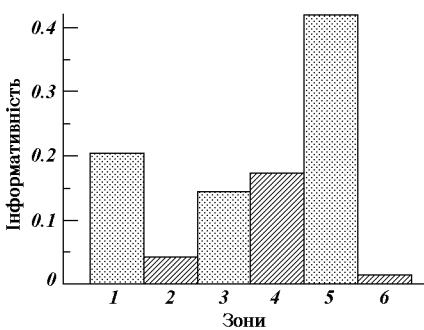


Рис. 11. Відносна інформативність спектральних зон аерофотоапаратури МКФ-6М

1. Валентюк А. Н., Предко К. Г. Оптическое изображение при дистанционном наблюдении. — Минск: Наука и техника, 1991.—360 с.

2. Верещака Т. В., Зверев А. Т., Сладкопевцев С. А., Судакова С. С. Визуальные методы дешифрирования. — М.: Недра, 1990.—344 с.
3. Картужанский А. Л., Красный-Адмони Л. В. Химия и физика фотографического процесса. — Л.: Химия, 1983.—452 с.
4. Киенко Ю. П., Киселев В. В., Орлов Ю. К. Новые отечественные приборы синтеза многозональных изображений // Геодезия и картография.—1987.—№ 8.—С. 45—51.
5. Кривошеев М. И., Кустарев А. И. Цветовые измерения. — М.: Энергоатомиздат, 1990.—240 с.
6. Кронберг П. Дистанционное изучение Земли: Основы и методы дистанционных исследований в геологии: Пер. с нем. — М.: Мир, 1988.—344 с.
7. Петрук А. И. Многозональные аэрофотоаппараты. — Киев: КВВАИУ, 1988.—56 с.
8. Подолян А. П., Пудрий С. В. Экспонометрические системы аэрофотоаппаратов. — Киев: КИ ВВС, 1994.—164 с.
9. Полак Э. Численные методы оптимизации. Единый подход: Пер. с англ. — М.: Мир, 1974.—376 с.
10. Смирнов В. П., Алексеев Ю. В., Аллик Ю. К. и др. Эффективность комплексирования разноканальных изображений при опознавании объектов // Оптический журн.—1992.—№ 2.—С. 20—24.
11. Шашлов Б. А. Цвет и цветовоспроизведение. — М.: Книга, 1986.—280 с.
12. Berns R. S. Colorimetry: The basics & materials applications // Opt. and Photonics News.—1995.—6, N 9.—P. 23—27.
13. Ganz E., Pauli H. K. A. Whiteness and tint formulas of the Comission Internationale de l'Eclairage approximations in the L*a*b* color space // Appl. Opt.—1995.—34, N 16.—P. 2998—2999.
14. Marimont D. H., Wandell B. W. Linear models of surface and illuminant spectra // J. Opt. Soc. Amer.—1992.—Ser. A.—9.—P. 1905—1913.

MODELS OF OPTIMAL SYNTHESIS OF ZONAL AEROSPACE SNAPSHOTS

V. N. Frolenko

We give a set of numerical models which allow the regulation of the optical synthesis device in terms of maximization of the color distinction on the synthesized image. The optimal regulation parameters are determined from the characteristics of objects and backgrounds of aerospace monitoring. The results of computer modeling of the color synthesis of zonal aerospace snapshot sets for a series of typical objects and backgrounds of aerospace monitoring are presented.

УДК 681.783.25:629.795

Результаты поверхности

дальнометрирования космическим лидаром

океанической БАЛКАН

А. А. Тихомиров

Институт оптичного мониторинга СО РАН, Томск, Россия

Надійшла до реакції 21.09.98

Розглянуто особливості дальнометрування лідаром БАЛКАН поверхні Землі для двох режимів орієнтації орбітальної станції «Мир», які використовувалися в експериментах 1995—1996 рр., та уточнено деякі результати, представлені раніше. Результати вимірювань порівнюються із значеннями дальності, отриманими при балістичних розрахунках траекторії орбіти. Для аналізу використано: априорно розраховані балістичні дані; експериментальні лідарні вимірювання дальності; дані телеметричної інформації про орієнтацію орбітальної станції «Мир», які надійшли з її системи управління. Проаналізовано дані телеметричної інформації про стабільність орієнтації осей зв'язаної системи координат станції та напрямок оптичної осі лідара відносно базової орбітальної системи координат. Оцінено вплив коливання оптичної осі на результати вимірювань. Пояснюються можливі причини розходження розрахункових та вимірюваних значень нахиленої дальності, а також особливості результатів вимірювань.

ВВЕДЕНИЕ

Некоторые возможные погрешности определения дальности до подстилающей поверхности (ПП) и/или верхней границы облачности (ВГО) с помощью лазерных космических алтиметров и лидаров теоретически рассматривались в [9, 12]. В целом можно выделить следующие источники, вносящие вклад в погрешность измерений: 1) неточное знание высоты полета космического аппарата; 2) неопределенность в ориентации оптической оси прибора; 3) аппаратные погрешности измерителя; 4) методика измерений и обработка результатов и 5) коэффициент преломления атмосферного воздуха и его изменения на трассе распространения лазерного луча [1].

Предварительные результаты лазерного зондирования ПП Земли и ВГО с помощью лидара БАЛКАН [2, 7], установленного на орбитальной станции (ОС) «Мир» были приведены в работах [4, 5].

В данной статье рассматриваются особенности дальнометрирования лидаром БАЛКАН поверхно-

сти Земли для двух режимов полетной ориентации ОС «Мир» [3, 4], которые использовались при проведении экспериментов в 1995—1996 гг., и уточняются некоторые результаты, представленные в [4, 5]. Дальнометрирование океанической поверхности, рассматриваемой на первом этапе измерений в качестве опорной, позволяет оценить вклад вышеперечисленных источников в погрешность измерений.

Результаты измерений сравниваются со значениями дальности, полученными при баллистических расчетах траектории орбиты. При анализе используются: априорные расчетные баллистические данные; результаты ладарных измерений дальности D_u , полученные в экспериментах; данные телеметрической информации (ТМИ) об ориентации ОС «Мир», поступившие из ее системы управления движением. Используемые технические характеристики лидара БАЛКАН [2, 7]: аппаратная погрешность измерения дальности до объекта в дальномерном канале $\Delta D_u = \pm 1.5$ м; диаметр пятна лазерного луча на поверхности Земли D_s не превышает 100 м;

расстояние между центрами соседних пятен L_s , равное 42.5 км, определяется периодом повторения зондирующих импульсов $T_l = 5.53 \pm 0.01$ с; число импульсов в сеансе N равно 20 или 60. Баллистическое обеспечение экспериментов (параметры орбитального движения ОС, расчетная ориентация оптической оси лидара, расчетное значение наклонной дальности D_p и т. п. [3]) осуществлялось в Группе математического моделирования ЦУП на основе данных радиолокационного контроля параметров орбиты ОС «Мир» с наземных пунктов.

ОРИЕНТАЦИЯ ОПТИЧЕСКОЙ ОСИ ЛИДАРА В СЕАНСАХ КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Информация о связанный системе координат (ССК) ОС «Мир» и используемых базовых системах координат (БСК) — инерциальной (именуемой ИСК2) и расчетной орбитальной (ОСКр) была представлена в работах [3, 4].

На рис. 1 показаны: надирное направление; взаимная ориентация осей орбитальной БСК — ОСК ($O_oX_oY_oZ_o$) и ССК ОС ($O_cX_cY_cZ_c$); направление оптической оси лидара. Последнее в ОСК может быть однозначно задано двумя углами: курса ψ (угол между осью $+O_oX_o$, или параллельной ей осью $O'_oX'_o$, и проекцией оптической оси лидара на плоскость $X_oO_oZ_o$) и тангажа ν (угол между плоскостью $X_oO_oZ_o$ и оптической осью лидара). Центры O_o и O_c обеих систем координат совпадают и располагаются в центре масс ОС. Ось $+O_oY_o$ всегда направлена вдоль радиуса-вектора ОС, который противоположен надиру. Ось $+O_oX_o$ практически совпадает с вектором скорости ОС (направлением полета). Плоскость $X_oO_oY_o$ является плоскостью орбиты ОС.

На рис. 1 также показано продольное сечение модуля «Спектр» третьей четвертью плоскости $X_cO_cZ_c$, которая проходит через точку O_α , соответствующую началу оптической оси лидара. Точка O'_α является ее проекцией на плоскость $X_oO_oZ_o$ (плоскость местного горизонта). Угол тангажа связан с углом отклонения оптической оси лидара от надира γ соотношением $\nu = 90^\circ - \gamma$. В общем случае оси двух рассматриваемых систем координат могли бы повернуться одна относительно другой на углы Эйлера [8]. В режиме ориентации ОСКр величины этих углов практически постоянны, в ИСК2 — непрерывно изменяются. Угол β характеризует отклонение оптической оси лидара от направления полета ОС.

В режиме дежурной полетной ориентации ИСК2, при привязке осей ССК ОС к инерциальной БСК и постоянной ориентации оси $+O_cX_c$ в направлении на

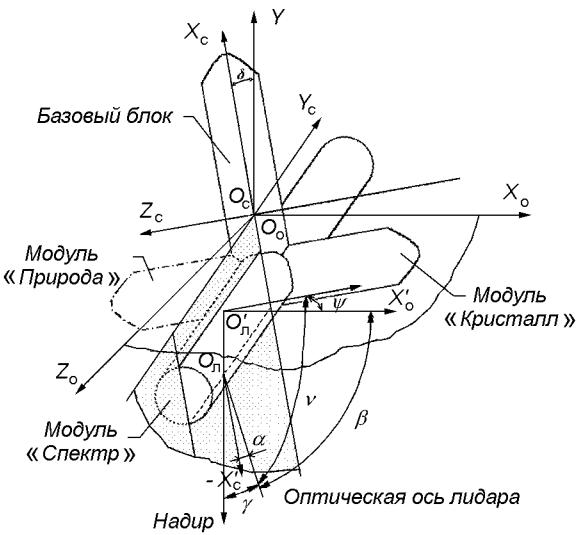


Рис. 1. Взаимная ориентация осей систем координат и оптической оси лидара

Солнце, происходило непрерывное изменение угла γ и, следовательно, вариация наклонной дальности D от ОС до поверхности Земли (см. рис. 2 в [3]). Угол γ изменялся в интервалах $-90^\circ \leq \gamma \leq +90^\circ$ на освещенной стороне и $90^\circ \leq \gamma \leq 270^\circ$ на теневой (положительное направление угла γ отсчитывается против часовой стрелки от надира). В данном режиме ориентации ОС оптическая ось лидара не находилась в плоскости орбиты, а всегда составляла с ней некоторый угол.

В режиме ОСКр ОС специально ориентировали так, чтобы оптическая ось лидара совпадала с надирным направлением ($\gamma = 0$) на любой стороне Земли, при этом измеряемая дальность D_i до поверхности океана должна соответствовать высоте орбиты H . Однако такой режим ориентации для несимметрированной ОС «Мир» (до пристыковки к ней модуля «Природа») требовал дополнительного расхода горючего и поэтому был реализован менее чем в половине экспериментов.

Ориентация оптической оси лидара в ССК ОС определена, исходя из ее наземной, заданной конструктивными расчетами, ориентации относительно ССК модуля «Спектр». Оптическая ось параллельна плоскости $X_cO_cZ_c$ и повернута против часовой стрелки на угол $\alpha = 1.5^\circ$ от оси $-O_cX_c$, если смотреть с направления оси $-O_cY_c$ (рис. 1). На основе этих исходных данных для задаваемого интервала времени сеанса измерений баллистиками ЦУП проводился расчет текущих значений углов $\psi(t)$ и $\nu(t)$, а также наклонной дальности $D_p(t)$ до уровня океана.

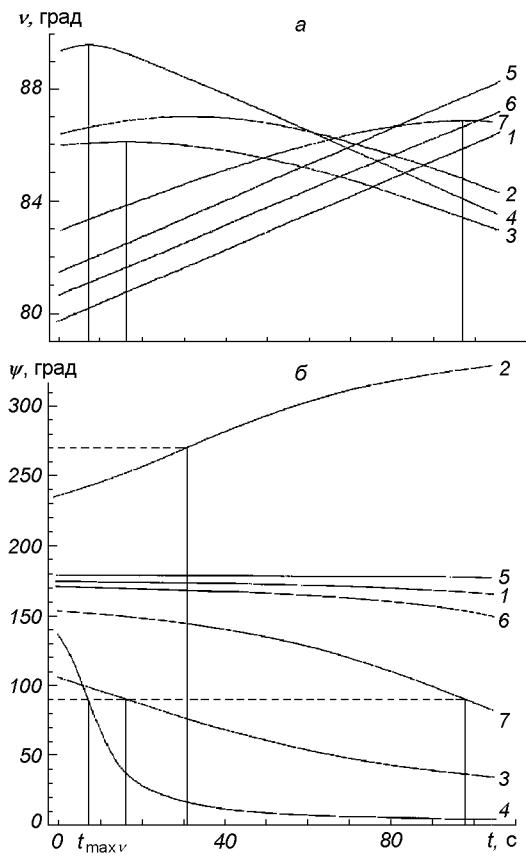


Рис. 2. Изменения углов тангенса (*а*) и курса (*б*) оптической оси лидара в сеансах измерений 1995 г. Вертикальными линиями отмечены моменты $t_{\max\nu}$ достижения экстремума в каждом сеансе: линии 1 — 7 — соответственно 8, 9, 12, 15, 18, 21 и 24 сентября

На рис. 2 показаны расчетные зависимости $\nu(t)$ и $\psi(t)$ для сеансов, выполненных в режиме ИСК2. С целью сопоставления результатов по оси абсцисс отложено текущее время каждого сеанса, при этом первому измерению соответствует нулевой момент времени, а 20-му — 105.07 с. Зависимости 2, 3, 4 и 7 представляют эксперименты, в которых зондирование проводилось на интервале, включавшем момент $t_{\max\nu}$ максимального приближения оптической оси лидара к надиру, когда функция $\nu(t)$ имела экстремум (рис. 2, *а*). Однако в каждом из этих сеансов угол $\nu(t)$ не достигал предельного значения, $\nu = 90^\circ$, поскольку в моменты $t_{\max\nu}$ оптическая ось не совпадала с плоскостью орбиты, а имела относительно нее угол крена $\gamma(t_{\max\nu}) = 90^\circ - \nu(t_{\max\nu})$. В эти моменты значение угла $\psi(t_{\max\nu})$ было равно 90° (кривые 3, 4, 7) или 270° (кри-

вая 2). Правая граница временного интервала сеансов, соответствующих кривым 1, 5, 6, не доходила до экстремальной точки $t_{\max\nu}$, и на наблюдаемом временном интервале производная $d\nu/dt$ для этих зависимостей имела практически постоянное значение. Разный временной ход кривых $\nu(t)$ и $\psi(t)$ в сеансах определялся различной начальной ориентацией осей ССК ОС относительно оси $+O_oX_o$.

Ориентация оптической оси лидара в режиме ОСКр задавалась постоянными значениями углов тангенса $\nu = 90^\circ$ ($\gamma = 0^\circ$) и курса $\psi = 0^\circ$, величины которых в течение сеанса стабилизировались системой управления движением ОС. Но и при соблюдении этого условия первоначальная ориентация ССК ОС относительно направления движения (оси $+O_oX_o$) могла быть любой. Детальный анализ данных ТМИ о положении осей ССК ОС относительно осей ОСК представлен ниже.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ ДО ОКЕАНИЧЕСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ В СЕАНСАХ ЗОНДИРОВАНИЯ

Ряд зависимостей, полученных при лазерном дальномерировании поверхности Северной Атлантики, показан на рис. 3, *а*, где сплошные кривые — расчетные значения наклонной дальности $D_p(t)$, а горизонтальные отрезки — ее измеренные значения $D_u(t)$. Последние изображены в виде отрезков длительностью в 1 с из-за неопределенности расшифровки момента времени измерения по данным ТМИ, составляющей ± 0.5 с [4, 5]. Номера кривых соответствуют датам сеансов рис. 2. Отсутствие на ряде зависимостей измеренных значений $D_u(t)$ объясняется малой величиной эхосигнала от ПП.

Как видно из рис. 3, *а*, в течение сеанса происходило непрерывное изменение наклонной дальности, обусловленное главным образом изменением угла $\nu(t)$. Так, за 1 с на участках траектории орбиты, где проводились измерения, изменение высоты H за счет эллиптичности орбиты составляло от 5 до 15 м, а изменение наклонной дальности D могло при этом достигать 85 м при $\gamma \approx 10^\circ$.

Сравнение момента времени $t_{\min D}$, который соответствовал минимальному значению наклонной дальности, и момента $t_{\max\nu}$ показывает (рис. 3, *а* и 2, *а*), что первый всегда отставал от второго на несколько секунд. Это обусловлено тем, что на освещенной стороне Земли угол β (рис. 1), уменьшаясь от 180° до 0° , до момента $t_{\max\nu}$ всегда превышал 90° , а угол курса $\psi(t)$ лежал в интервале $90^\circ < \psi(t) < 270^\circ$ (рис. 2, *б*). За счет этого в режиме

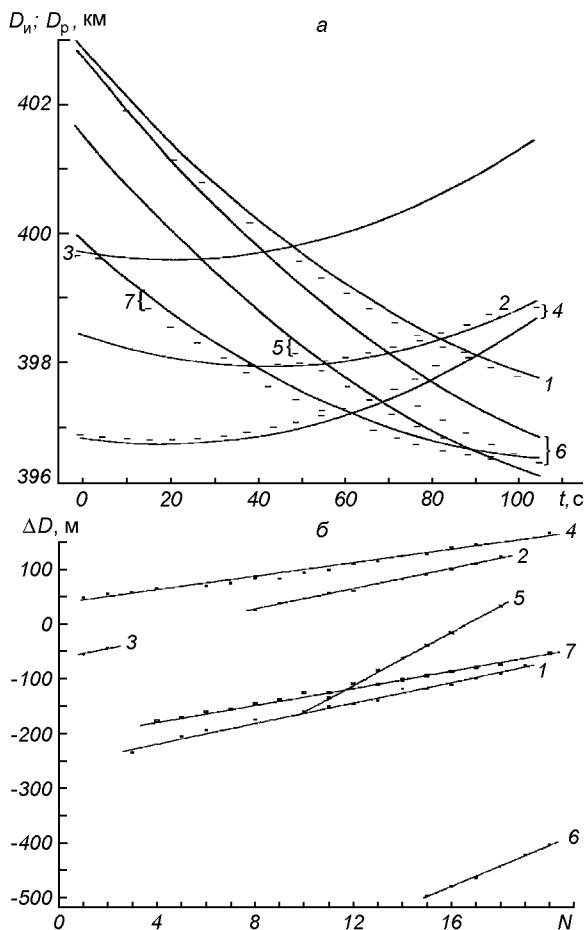


Рис. 3. Результаты дальномерирования океанической поверхности в сеансах 1995 г. в режиме ориентации ИСК2: *а* — абсолютные значения; *б* — разность измеренных и расчетных значений

Таблица 1. Результаты обработки данных при ориентации ИСК2 в 1995 г.

Номер кривой	$\Delta D_{\text{нач}}$, м	$\Delta D_{\text{кон}}$, м	ΔN	$\Delta D / \Delta T$, м/с
1	-235	-76	16	1.797
2	26	-123	10	1.754
3	-56	-41	1	2.170
4	49	167	19	1.123
5	-161	33	8	4.385
6	-498	-403	5	3.435
7	-177	-75	16	1.153

ориентации ИСК2 при положении оптической оси лидара вне плоскости эллиптической орбиты минимум $D_p(t)$ всегда запаздывал относительно момента времени t_{\max} .

На рис. 3, *б*, где представлены значения разности $\Delta D(t) = D_u(t) - D_p(t)$, по оси абсцисс отложен номер

цикла зондирования в сеансе измерений, а значения $D_p(t)$ интерполированы на период следования лазерных импульсов T_l , считая, что $t = 0$ при $N = 1$. Прямые линии изображены тренды разности $\Delta D(t)$. Одна из причин их различного наклона связана с разной ориентацией осей ССК ОС и соответственно оптической оси лидара относительно направления полета в каждом сеансе зондирования.

В табл. 1 представлены некоторые обобщенные результаты рис. 3, *б*, где $\Delta D_{\text{нач}}$ и $\Delta D_{\text{кон}}$ — начальные и конечные значения разности $D_u(t) - D_p(t)$, полученные при соответствующих номерах циклов измерений $N_{\text{нач}}$ и $N_{\text{кон}}$ на интервале $\Delta T = \Delta NT_l$, $\Delta N = N_{\text{кон}} - N_{\text{нач}}$, $\Delta D / \Delta T = (\Delta D_{\text{кон}} - \Delta D_{\text{нач}}) / \Delta T$ — средняя скорость изменения $\Delta D(t)$ в сеансе. Ее значение, как видно из данных табл. 1, от сеанса к сеансу изменяется в несколько раз.

На рис. 4 изображены характерные зависимости, полученные в 1996 г. при дальномерировании поверхности южных частей Атлантического (кривая 1) и Индийского (кривая 2) океанов. Для рис. 4, *а* с учетом стабильности периода повторения лазерных импульсов, $T_l = 5.53$ с, моменты измерений $D_u(t_i)$ последовательно отсчитаны от момента первого измерения ($t_1 = 0$), который определялся из данных ТМИ, и представлены крестиками и квадратами. При этом, согласно баллистическим расчетам, момент t_{\max} опережал время $t_1 = 0$ на 11 и 7 с для зависимостей 1 и 2 соответственно, а временной ход функций $\psi(t)$ и $\nu(t)$ имел примерно одинаковый характер для обоих сеансов (на временном интервале сеанса измерений угол $\nu(t)$ уменьшался от 88.4° до 82.3° , а угол $\psi(t)$ увеличивался от 283° до 348° , при этом временная разница Δt между экстремумами функций $\nu(t)$ и $D_p(t)$ превысила 30 с).

Рис. 4, *в* показывает изменения положения осей ССК ОС относительно ОСК, построенные по данным ТМИ от гиродинных датчиков. На рассматриваемом временном интервале наиболее близкой к оси O_oX_o была ось $+O_oZ_o$, т. е. модуль «Кристалл» был противоположен направлению движения (ОС была повернута примерно на 180° вокруг оси O_oY_o относительно плоскости рис. 1). В течение сеанса происходило вращение осей ССК ОС вокруг оси O_oZ_o на угол около 6.5° , при этом значения углов $\angle X_oO_oZ_o$, $\angle Y_oO_oZ_o$, $\angle Z_oO_oZ_o$, оставались постоянными, а углы $\angle Y_oO_oX_o$ и $\angle Y_oO_oY_o$ изменялись не более чем на 0.4° . Изменение положения оптической оси лидара относительно надира в сеансе измерений наиболее полно характеризует вариация угла $\delta = \angle X_oO_oY_o$, поскольку оптическая ось лидара

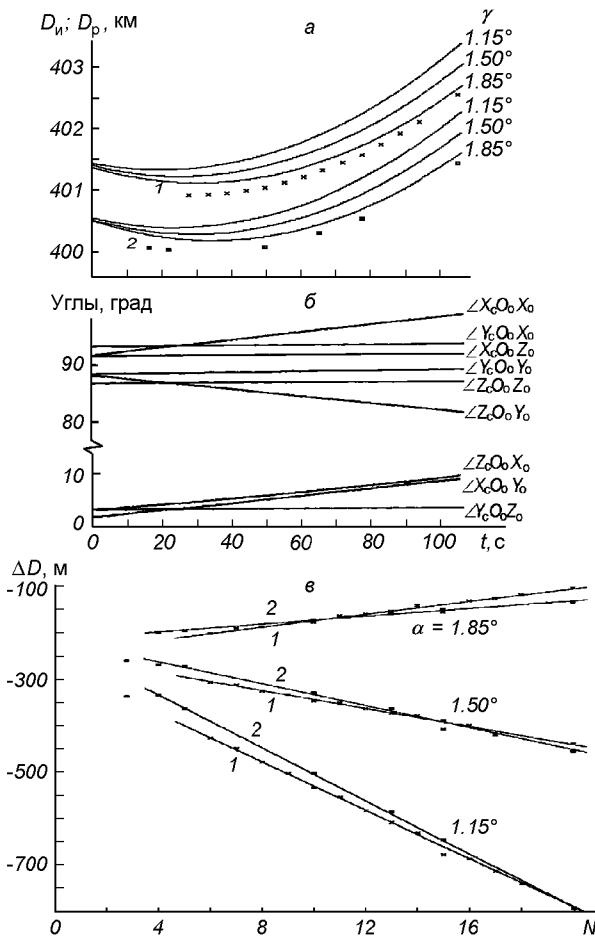


Рис. 4. Результаты дальномерирования океанической поверхности в 1996 г. в режиме ориентации ИСК2: 1 — 14.02.96; 2 — 15.02.96. а — абсолютные значения наклонной дальности; б — разность измеренных и расчетных значений; в — изменение углов между осями ОСК и ССК ОС в сеансе 15.02.96

наиболее близка к оси $-O_cX_c$, а ось $+O_cY_c$ противоположна надирному направлению (см. рис. 1).

Рис. 4, а и б иллюстрируют также влияние на $D_p(t)$ изменения расчетного значения угла α в пределах $\pm 0.35^\circ$ в плоскости $X_cO_cZ_c$ ССК ОС. Уменьшение угла α приближает момент времени $t_{\min D}$ к $t_{\max D}$. Как видно из рис. 4, б, для расчетного значения $\alpha = 1.85^\circ$ знак производной тренда $\Delta D(t)$ изменяется, и величина систематической разницы $\Delta D(t)$ уменьшается. В данной ориентации ОС задание расчетного значения $\alpha = 1.15^\circ$ приводило к тому, что оптическая ось лидара удалялась от надира на 0.35° , а при $\alpha = 1.85^\circ$ — приближалась к нему. Этим объясняется ход зависимости $\Delta D(t)$ на

Таблица 2. Результаты обработки данных при ориентации ИСК2 в 1996 г.

Дата	α , град	$\Delta D_{\text{нач}}$, м	$\Delta D_{\text{кон}}$, м	ΔN	$\Delta D/\Delta T$, м/с
14.02.96	1.15	-427	-792	14	-4.714
14.02.96	1.50	-306	-439	14	-1.718
14.02.96	1.85	-201	-102	14	+1.279
15.02.96	1.15	-334	-795	16	-5.210
15.02.96	1.50	-268	-455	16	-2.113
15.02.96	1.85	-200	-132	16	+0.768

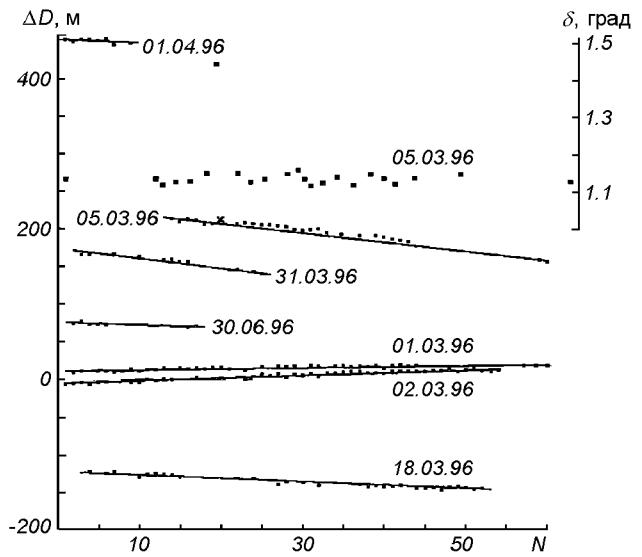


Рис. 5. Результаты дальномерирования океанической поверхности в режиме ориентации ОСКр

рис. 4, б. В табл. 2 по аналогии с табл. 1 представлены некоторые обобщенные результаты рис. 4, б и добавлены изменения $\Delta D/\Delta T$ в зависимости от расчетного положения оптической оси лидара (угла α) в ССК ОС.

Для сеансов 1995 и 1996 гг. также было характерным прекращение регистрации отраженных сигналов от океанической поверхности при увеличении угла отклонения оптической оси от надира $\gamma > 10^\circ$. В этом случае за счет наклонного падения зондирующего луча длительность эхосигнала увеличивается, а его амплитуда уменьшается [9, 12] и при малом значении коэффициента отражения ρ водной поверхности по сравнению с облаками или пустынной поверхностью [6, 13] становится ниже первого порогового уровня дальномерного канала лидара [2, 7]. Как показывают результаты работы [13], при $\gamma \geq 10^\circ$ за счет угловой зависимости коэффициента отражения $\rho(\gamma)$ дополнительно амплитуда эхосигнала уменьшается в 2—3 раза (в

Таблица 3. Результаты обработки данных при ориентации ОСКр

Дата	$\Delta D_{\text{нач}}$, м	$\Delta D_{\text{кон}}$, м	ΔN	$\Delta D/\Delta T$, м/с
01.03.96	9	20	56	0.035
02.03.96	-6	+13	53	0.065
05.06.96	213	156	46	-0.224
18.03.96	-122	-144	48	-0.083
30.03.96	74	70	15	-0.048
31.03.96	165	140	22	-0.205
01.04.96	453	448	8	-0.118

зависимости от скорости ветра и волнения на океанической поверхности).

На рис. 5 точками представлены значения $\Delta D(t) = D_u(t) - H_p(t)$, полученные при дальномерировании южных частей Тихого и Индийского океанов при полете ОС в режиме ориентации ОСКр в 1996 г. (детальную информацию о времени и координатах районов измерений см. в [4, 5]). Пропуски точек на зависимостях $\Delta D(t)$ обусловлены эхосигналами от ВГО, дальность до которой не входит в масштаб рисунка. По этой же причине не показаны результаты измерений в начале сеанса 5 марта и во второй половине сеансов 30, 31 марта и 1 апреля, когда подстилающей поверхностью был австралийский континент. Сплошной линией показаны тренды $\Delta D(t)$. В табл. 3 по аналогии с табл. 1 представлены некоторые обобщенные результаты рис. 5, при этом скорость изменения $\Delta D(t)$ в сеансе почти на порядок меньше, чем в режиме ориентации ИСК2.

ОЦЕНКА СТАБИЛЬНОСТИ ПОЛОЖЕНИЯ ОПТИЧЕСКОЙ ОСИ ЛИДАРА В РЕЖИМЕ ОРИЕНТАЦИИ ОСКр

На основе анализа ТМИ, поступавшей от гиродиновых датчиков системы управления движением ОС, были определены случайные колебания осей ее ССК и соответственно оптической оси лидара относительно осей ОСК на интервале времени каждого сеанса, равном 326.27 с (при 60 зондирующих импульсах). ТМИ содержит данные об углах Эйлера, характеризующих поворот осей ССК ОС относительно двух базовых систем (ИСК и ОСК), а также значения углов между каждыми из осей ССК и ОСК. В различных сеансах 1996 г. имелось от 13 до 23 отсчетов угловых датчиков с неравномерным временным дискретом между ними, составляющим от 6 до 62 с.

Как отмечалось выше, первостепенный интерес

Таблица 4. Изменение угла δ в сеансах измерений

Дата сеанса	Число выборок	$\bar{\delta}$, град	$\overline{\Delta \delta}$, град	$\Delta \delta_{\max}$, град
01.03.96	13	1.126	0.036	0.058
02.03.96	16	1.118	0.031	0.055
05.03.96	23	1.132	0.039	0.291
18.03.96	18	1.093	0.032	0.040
30.03.96	18	1.544	0.007	0.043
31.03.96	18	1.548	0.009	0.043

представляют значения угла δ между осями $+O_oY_o$ и $+O_cX_c$ (см. рис. 1). В режиме ОСКр расчетная ориентация оптической оси лидара в надир задавалась значениями углов $\gamma = 0^\circ$, $\delta = 1.5^\circ$ и соответствующими величинами других углов между осями ССК и ОСК с учетом минимальных затрат топлива на перевод ОС из дежурной ориентации ИСК2 в ОСКр. При этом близким к направлению движения, т. е. к оси $+O_oX_o$, мог быть любой из орбитальных модулей. Данные ТМИ о реальном значении угла δ и о колебаниях оси $+O_cX_c$ ССК ОС относительно осей ОСК наиболее полно характеризуют отклонения оптической оси лидара относительно надира в сеансе измерений.

В табл. 4 представлены средние за сеанс значения угла $\bar{\delta}$ и средние значения отклонений $\overline{\Delta \delta}$ каждого отдельного отсчета от $\bar{\delta}$ в течение сеанса, а также зафиксированные максимальные отклонения $\Delta \delta_{\max}$ между соседними значениями этого угла на интервале проводимых выборок.

Как видно из данных табл. 4, в первых четырех сеансах устанавливаемая ориентация ОС отличалась от расчетной, и систематическое отклонение оптической оси лидара от надира составляло около 0.4° . За счет этого увеличение наклонной дальности не превышало 10 м при средней высоте орбиты 410 км. В течение сеанса средние колебания положения оси составляли 2–3 угловые минуты. Максимальные значения колебаний оптической оси между соседними точками отсчетов на интервале 6–15 с (за исключением сеанса 05.03.96) не превышали $3.3'$.

В первых четырех сеансах углы между направлением движения ОС и осями ССК составляли $\angle X_oO_oX_c \approx 88.9^\circ$, $\angle X_oO_oY_c \approx 86.9^\circ$, $\angle X_oO_oZ_c \approx 176.7^\circ$, в двух последних — $\angle X_oO_oX_c \approx 90.4^\circ$, $\angle X_oO_oY_c \approx 176.9^\circ$, $\angle X_oO_oZ_c \approx 93.1^\circ$. То есть, в сеансах с 1 по 18 марта к направлению оси $+O_oX_o$ был близок модуль «Кристалл», в остальных — модуль «Спектр». Для каждого из двух направлений ориентации ОС в полете значения вышепере-

численных углов в соседних сеансах измерений отличались не более, чем на 0.1° .

Для примера на рис. 5 квадратиками с точкой показаны колебания угла δ во время сеанса, выполненного 05.03.96. Моменты временных выборок δ приведены к масштабу циклов зондирования N с погрешностью в 0.5 с. Максимальное отклонение ССК ОС на угол, равный $\Delta\delta_{\max} = 0.291^\circ$, зафиксировано в ТМИ угловых датчиков в $15^h43^m44.5^s$ декретного московского времени (ДМВ) со значением $\delta = 1.440^\circ$. В предыдущей (за 7.1 с до этого момента) и последующей (спустя 14.2 с) выборках значения угла δ одинаковы и равны 1.149° . Отклонение на 0.291° произошло в основном по углу тангажа в плоскости орбиты (оно зафиксировано также по углам $\angle X_cO_cX_o$ и $\angle Z_cO_cY_o$), с небольшим креном (увеличением значения угла $\angle Y_cO_cY_o$ на 0.023°). Этот поворот осей ССК ОС также зарегистрирован лидарным измерением, выполненным спустя 2.6 с, в $15^h43^m47.1^s$ ДМВ, и давшим увеличение значения $\Delta D(t)$ на 7–8 м по сравнению со значениями $\Delta D(t)$ в соседних точках измерений (эта точка отмечена на рис. 5 крестиком). Вместе с тем расчеты показывают, что при средней высоте орбиты, равной в этот момент времени 410.8 км, за счет произошедшего приближения оптической оси лидара к надиру на угол $\delta = 0.291^\circ$ должно было произойти уменьшение дальности D_n на 8 м. Несовпадение может быть объяснено тем, что истинное значение угла α не соответствовало расчетному $\alpha = 1.5^\circ$, а было меньше его примерно на 0.3° , в результате чего реально произошло увеличение отклонения оптической оси от надира. Колебания угла δ в остальных рассматриваемых сеансах измерений соответствуют примеру, приведенному на рис. 5 за исключением случайного отклонения на 0.291° .

К ОЦЕНКЕ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Сравнение измеренных $D_n(t)$ и расчетных значений $D_p(t)$ наклонной дальности показывает, что в обоих режимах ориентации ОС «Мир» существует изменяющаяся от сеанса к сеансу (по знаку, величине и углу наклона) систематическая разность между ними (см. рис. 3, б, 4, б, 5 и табл. 1–3). К ее возможным причинам можно отнести: 1) неточное знание положения оптической оси лидара в ССК ОС; 2) ошибки в системе единого времени станции и связанные с ними погрешности определения точного момента лазерного зондирования; 3) ошибки в расчетном баллистическом обеспечении.

Возможные ошибки за счет рефракции атмосферы [11, 12] не рассматриваются ввиду их малости по сравнению с аппаратной погрешностью измерителя.

Первая отмеченная причина связана с суммарным набегом конструктивных допусков на места крепления приемопередатчика лидара к иллюминатору модуля «Спектр», модуля к переходному стыковочному узлу, переходного стыковочного узла к станции, а также за счет некоторого «раздува» модуля на орбите из-за разницы давлений внутри него и снаружи [8]. Дополнительная погрешность могла возникнуть в связи с демонтажом лидара с иллюминатора модуля после проведения сеансов 1995 г. и повторной его установкой перед серией сеансов 1996 г. В конечном итоге можно считать, что погрешность определения реального положения оптической оси лидара в ССК ОС находится в конусе, ось которого параллельна плоскости $X_cO_cZ_c$ и отклонена от оси $-O_cX_c$ ($-X'_cO_n$) на угол $\alpha = 1.5^\circ$. Конус имеет плоский угол при вершине, равный $\Delta\alpha \approx 0.3^\circ$ (см. кружок вокруг оптической оси лидара на рис. 1). Следует заметить, что погрешность ΔD , связанная с неточным знанием положения оптической оси лидара, нелинейно увеличивается с увеличением угла γ (см. рис. 4 в [3]). Во время проводимых сеансов лазерного зондирования звездные датчики ОС «Мир» не функционировали. Это не позволило осуществить более точную привязку оптической оси лидара к ССК ОС. Не удалось также воспользоваться для этих целей системой GPS.

Как отмечено выше, в режиме ОСКр на интервале сеанса измерений в общем случае наблюдались колебания осей ССК ОС относительно осей ОСК в пределах $\pm 0.04^\circ$. При зондировании в надирном направлении с высоты 400 км такие угловые смещения приводят к несущественным ошибкам в определении высоты полета станции (до 0.1 м) и перемещению центра пятна излучения на земной поверхности до ± 300 м. Данные ТМИ угловых датчиков для режима ИСК2 являются недостаточно представительными, поскольку в данном случае ориентация осей ССК ОС относительно осей ОСК непрерывно изменяется, а число угловых выборок в течение сеанса измерений мало.

Фиксация результатов лидарных измерений проводилась в системе единого времени, имеющейся на борту ОС. При записи сигналов ТМИ лидарных измерений на бортовые магнитофоны станции использовалась односекундная шкала времени и, при периоде $T_l = 5.53$ с, момент регистрации $D_n(t)$ осуществлялся с погрешностью ± 0.5 с. Из-за эллиптичности орбиты это приводило к ошибкам в

определении величины ΔD при сравнении $D_u(t)$ и $D_p(t)$ в моменты времени, смещенные на 0.5 с. Кроме этого, временная привязка всех баллистических расчетов также осуществляется с погрешностью, достигающей 1 с.

Основное различие между значениями $D_u(t)$ и $D_p(t)$ возникало из-за систематической погрешности в значениях $D_p(t)$, рассчитываемых на основе данных системы радиолокационного контроля орбиты ОС. По сведениям Группы математического моделирования ЦУП для северного полушария погрешность в расчетном значении высоты орбиты $H_p(t)$ могла составлять 150 м. В южном полушарии, где пункты радиоконтроля орбиты отсутствуют, величина погрешности увеличивалась. Поскольку все баллистические расчеты привязываются к моменту времени T_0 и долготе L_0 , при которых проекция траектории орбиты пересекает земной экватор, то ошибки в 1 с приводят к дополнительной погрешности величины $H_p(t)$ в 5÷15 м (за счет эллиптичности орбиты), и соответственно к увеличению наклонной дальности, при $\gamma \neq 0$. Существует также постоянная систематическая погрешность, связанная с тем, что центры ССК ОС и лидара смешены по высоте примерно на 5 м.

Таким образом в проведенных сеансах дальномерирования океанической поверхности лидаром БАЛКАН основной причиной расхождений между измеренными и расчетными значениями наклонной дальности до океанической поверхности следует считать неточные изначальные значения α и $H_p(t)$. Первые вызывают различный наклон трендов $\Delta D(t)$ (см. рис. 4, б). Вторые влияют как на величину постоянного смещения тренда, так и на угол его наклона относительно оси абсцисс на рис. 3, б, 4, б и 5.

Среди полученных результатов следует отметить наблюдаемые на этих рисунках волнообразные колебания значений $\Delta D(t) = D_u(t) - D_p(t)$ относительно соответствующих трендов. Колебания не являются чисто гармоническими, их пространственный период составляет в среднем 150—250 км, а амплитуда равна 5—7 м для ориентации ОСКр и достигает 11 м в ориентации ИСК2, что не может быть обусловлено рассмотренными выше колебаниями оптической оси лидара относительно надирного направления. По мнению автора, существуют две причины наблюдаемых колебаний $\Delta D(t)$. Первая — возможные неровности океанической поверхности, обусловленные внутренними волнами в океане [10], вторая — возможные колебательные флюктуации высоты орбиты ОС «Мир».

В последних сообщениях о разрабатываемом американском проекте геодезического лазерного альти-

метра GLAS [11, 14] приведены оценки различных источников, вносящих вклад в погрешность лазерного космического дальномерирования, и определены допустимые отклонения оптической оси лидара от надира для дистанционного измерения высоты ледяных щитов в Арктике и Антарктике с погрешностью 20 см при высоте орбиты космического аппарата 600 км.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполненные космические эксперименты по лазерному зондированию океанической поверхности показали возможности лидара БАЛКАН для определения высоты орбиты ОС «Мир» с достаточно высокой точностью 1.5 м). По данным ТМИ, полученной от гиродинных датчиков ОС, проведен анализ стабильности ориентации оптической оси лидара в сеансах измерений. Даны оценки возможных причин систематических расхождений между расчетными баллистическими данными и результатами измеренных значений наклонной дальности для двух режимов ориентации ОС. Полученные данные о возможных колебаниях осей системы координат станции во время полета необходимо учитывать при разработке алгоритмов обработки информации космического додлеровского лидара [15].

Разгерметизация модуля «Спектр», произошедшая летом 1997 г., не позволила продолжить эксперименты по зондированию поверхности Земли и облачных полей с помощью лидара БАЛКАН.

Автор особенно признателен сотрудникам Группы математического моделирования ЦУП и ее ведущему специалисту Манжелею А. И. за составление программ баллистического обеспечения экспериментов и проведенные расчеты, а также экипажам космических экспедиций ЭО-19, ЭО-20, ЭО-21 и всем сотрудникам ЦУП, участвовавшим в и проведении космических экспериментов по лазерному зондированию.

1. Алексеев А. В., Кабанов М. В., Куштин И. Ф., Нелюбин. Оптическая рефракция в земной атмосфере (наклонные трассы). — Новосибирск: Наука, 1983.—230 с.
2. Балин Ю. С., Знаменский И. В., Зуев В. Е. и др. Российский космический лидар БАЛКАН-1 // Оптика атмосферы и океана.—1995.—8, № 9.—С. 1332—1343.
3. Балин Ю. С., Тихомиров А. А. Лазерное зондирование Земли из космоса. II. Методологические основы лидарных измерений с борта орбитальной станции // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 1—2.—С. 26—33.
4. Балин Ю. С., Тихомиров А. А., Самойлова С. В. Предварительные результаты зондирования облаков и подстилающей поверхности Земли лидаром БАЛКАН // Оптика атмосферы и океана.—1997.—10, № 3.—С. 333—352.

5. Балин Ю. С., Тихомиров А. А., Самойлова С. В. Лазерное зондирование Земли из космоса. III. Результаты космических экспериментов по зондированию подстилающей поверхности и облаков лидаром БАЛКАН // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 1/2.—С. 1—7.
6. Захаров В. М., Костко О. К., Павлов В. И., Фадина В. П. Экспериментальные исследования отражающих свойств земной поверхности и атмосферных образований при лазерном зондировании // Тр. ЦАО.—1973.—Вып. 105.—С. 80—83.
7. Зуев В. Е., Балин Ю. С., Тихомиров А. А. и др. Лазерное зондирование Земли из космоса. I. Российский лидар космического базирования БАЛКАН // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 1—2.—С. 16—25.
8. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. — М.: Наука, 1968.—720 с.
9. Лазерное зондирование атмосферы из космоса // Под ред. В. М. Захарова. — Л.: Гидрометеоиздат, 1988.—215 с.
10. Нелепо Б. А., Гришин Г. А., Киенко Ю. П., Коваль А. Д. Оптические методы спутниковой гидрофизики: Исследование окружающей среды с автоматических ИСЗ. — Киев: Наук. думка, 1986.—160 с.
11. Abshore J. B., Schutz B. E., Smith J. C. The geoscience laser altimeter system (GLAS) // Abstracts 19-th ILRS.—1998.—P. 211—214.
12. Bufton J. L. Laser altimetry measurements from aircraft and spacecraft // Proc. IEEE.—1989.—77, N 3.—P. 463—477.
13. Bufton J. L., Hoge F. E., Swift R. N. Airborne measurements of laser backscatter from the ocean surface // Appl. Opt.—1983.—22, N 17.—P. 2603—2618.
14. Millar P. S., Sirota J. M. Laser pointing determination for the geoscience laser altimeter system // Abstracts 19-th ILRS.—1998.—P. 215—218.
15. Werner Ch., Brand B., Jochim E. F. Doppler lidar on the space station // Proc. SPIE.—1995.—2581.—P. 148—162.

SOME RESULTS OF THE RANGING OF THE OCEAN SURFACE WITH THE SPASE-BASED LIDAR BALKAN

A. A. Tikhomirov

Some peculiarities in the ranging of the Earth surface with the space-based lidar BALKAN are considered for two modes of the space station «Mir» orientation which were used during measurement experiments in 1995—1996, and some results that were presented earlier are refined. Measurement results are compared with the slant range values obtained from ballistic calculations of the space trajectory. In analysis we use: a priori calculated ballistic data; range values measured in lidar sessions; telemetry reports of the space station «Mir» orientation obtained from its traffic control system. We have analyzed the telemetry reports on the orientation of the space station-fixed coordinate system axes and, consequently, the lidar optical axis direction relative to the basic orbital coordinate system in several measurement sessions. We have also estimated the influence of the lidar optical axis fluctuations on the measurement results. We have explained some possible causes of the discrepancy between the calculated and measured values of the slant range as well as some peculiarities of the measurement results.

УДК 528.8.003:553.98

Нові супутникovi технологii у процесах пошуку, розвідки i розробки родовищ нафти i газу

В. М. Перерва, Г. Ф. Бусел, О. І. Архипов, В. Є. Філіпович

Центр аерокосмічних досліджень Землі інституту геологічних наук НАН України, Київ

Надійшла до редакції 21.09.98

Визначено роль супутникової інформації в підвищенні ефективності геологорозвідувальних робіт на сучасному етапі, що характеризується погрішеннем гірничо-геологічних умов. Розроблено нові супутникovi технологii для використання при геологорозвідувальних роботах на шельфі та суходолі. Підтверджується необхідність подальшого вдосконалення форм і методів організації цих досліджень.

Тенденція, що склалася за останні роки стійкого падіння обсягу видобутку найважливіших для України корисних копалин і, що найбільш турбує, енергоносіїв, зачіпає не тільки проблему економіки, але і питання національної безпеки, потребує для подолання цієї ситуації оперативного запровадження нових, найбільш високих технологій проведення геологорозвідувальних робіт. Це дозволило б ефективніше розвивати власну мінерально-сировинну базу і тим самим значно послабити тягар імпорту мінеральної сировини, і в першу чергу нафти та газу.

Виконані за останні роки дослідження у відділі аерокосмічних досліджень у геології Центру аерокосмічних досліджень Землі ІГН НАН України довели, що створення високих технологій пошуку родовищ корисних копалин і їх розробка може з успіхом виконуватися на базі супутникової інформації [1—5].

1. Науково обґрунтовано і виконано апробацію в дослідно-експериментальному режимі технологію прямого пошуку промислових скупчень вуглеводнів на основі супутникової інформації для найбільш перспективного в нафтогазоносному відношенні Азово-Чорноморському регіону. Технічну основу технології складають теплова і багатозональна космічні зйомки, виконані з ШСЗ «Січ-1», «Ресурс-Ф2», серії «Космос» і деяких інших. Фор-

мування корисного сигналу пов'язано з процесами, які відбуваються в літосфері ті гідросфері. Останні в розглядуваному аспекті виступають як одна флюїдодинамічна система, в якій процеси енергомасообміну пов'язані зі структурно-тектонічними зонами літосфери — геодинамічними вузлами. Основу технології складає виявлення залежності температурних аномалій морської поверхні з нафтогазовими покладами, а також зв'язок покладів вуглеводнів з геодинамічними вузлами [4, 5]. За цією технологією виявлено низку перспективних об'єктів в Азовському і Чорному морях, рекомендації по них передано Держнафтогазпрому. Технологія характеризується високою достовірністю результатів досліджень і низькою собівартістю робіт.

2. Для нафтогазоносних регіонів суходолу на основі супутникової інформації розроблено технологію пошуку покладів нафти та газу для різних структурно-тектонічних зон України. Фізичну основу цієї технології складають процеси аномальної зміни оптических характеристик компонентів ландшафтів (переважно рослинність) над зонами вуглеводнів під впливом компонентів вертикально мігруючого потоку. Реєстрація оптических характеристик рослинності виконується скануючими та фотографічними пристроями у різних зонах спектру електромагнітних коливань (МСУ-Е, МК-4). Технологія потребує високої спектральної і просторової

Результати апробації супутникової технології пошуку покладів нафти та газу на суходолі

Дослідженій пошуково-розвідувальний об'єкт (район свердловини)	Назва оптичної аномалії	Вивчені бурінням, номер свердловини	Підтвердження прогнозів
Південно-Качанівський	аномалія відсутня	237	так
		ЧЕРНЕЧЧИНСЬКА ПЛОЩА	
Північно-Західний	Північно-Західна	7	так
Північно-Східний	Північно-Східна I	4	ні
Північно-Східний	Північно-Східна II	22, 23, 25	так
		ЗАХІДНО-РИБАЛЬСЬКА ПЛОЩА	
Південно-Західний (св. 190, 1-Сух.)	Південно-Західна I	1-Сух.	так
		КОЗІЇВСЬКА ПЛОЩА	
Козіївський	Козіївська	24	так
		КАЧАЛІВСЬКА ПЛОЩА	
Качалівський	Качалівська	10	так
		СЕРЕДНЯКІВСЬКА ПЛОЩА	
Середняківський	Середняківська	2	так
		СХІДНО-РОГІНЦІВСЬКА ПЛОЩА	
Західна перикліналь	Західна I	50	так
Західна перикліналь	Західна II	51	так
Західна перикліналь	Західна III	61	так

Всього станом на 01.01.1998 р. виявлено 40 аномалій.

Підтверджено бурінням 10 з 11.

роздільної здатності реєструючих систем. Зміна значення спектральних характеристик відноситься до ряду малих величин і потребує застосування спеціальних прийомів математичної обробки.

Технологія в дослідно-експериментальному режимі апробована на площах АТ «Укрнафта» (Дніпровсько-Донецька западина). Підтвердженість виданих за цією технологією матеріалів за оцінкою продуктивності об'єктів склала 90 %, що дозволяє майже удвічі скоротити буріння «порожніх» свердловин, а вартість такої свердловини складає не менш 3.5—4 млн грн. При запровадженні цієї технології не тільки в АТ «Укрнафта», але й в АТ «Укргазпром», Держкомгеології річний економічний ефект складе не менш 35—40 млн грн. А якщо до цього додати, що зазначена технологія дозволить прискорити процес виявлення покладів нафти та газу, визначить нові резерви в нарощуванні обсягу газонафтогазодобутку, то яскраво визначиться велика роль дистанційного зондування у вирішенні важливих для економіки України проблем.

3. При розробці родовищ нафти та газу, що містяться у карбонатних відкладах осадового чохла, або в утвореннях кристалічного фундаменту, в яких головним є порово-тріщинний тип колекторів,

основною проблемою є виявлення зон розвитку цих колекторів, які забезпечують отримання високо-дебітних приплівів нафти, газу, або інших корисних копалин (питних, бальнеологічних, термальних вод). Так, наприклад, по Західно-Сибірській нафтогазоносній провінції добові дебіти нафти з цих колекторів досягають 250 тонн, у Дніпровсько-Донецькій западині — до 100 тонн. За межами осередків розвитку цих колекторів свердловини або «сухі», або їх дебіт не перевищує 0.5—1.0 тонн за добу. Якщо буріння експлуатаційних свердловин проводиться без прогнозу зон розвитку цих колекторів, то 70 % пробурених свердловин виявляються невдалими при вартості кожної з них близько 3.5 млн грн. Тому завдання виявлення зон і осередків розущільнення (зон розвитку колекторів порово-тріщинного типу) стає більш ніж актуальним.

У Центрі аерокосмічних досліджень Землі НАН України проводяться розробки супутникової технології виявлення зон і осередків розвитку колекторів зазначеного типу. Технологія пройшла попередню апробацію в районах Західного Сибіру і частково у Дніпровсько-Донецькій западині. Результати апробації підтверджують достовірність наукової основи технології і методики її розробки (таблиця).

Слід зазначити, що з запуском ШСЗ «Океан-О» можливості вирішення вищезгаданих завдань в силу достатньо високої роздільної здатності рееструючих систем цього супутника значно розширяться.

Сьогодні, мабуть, ніхто не заперечуватиме значної ролі дистанційного зондування у вирішенні найважливіших завдань геологічної науки і практики. Однак, шляхи і методи розвитку цього напрямку, на нашу думку, поки що не забезпечують найбільш ефективного запровадження супутникової інформації у різні галузі.

1. Перерва В. М. Прогнозирование промышленных скоплений углеводородов на шельфе по данным спутниковой информации // Нефть и газ шельфовой зоны СНГ: Тез. докл. Междунар. конф., Санкт-Петербург, ноябрь, 1996. — Санкт-Петербург, 1996..
2. Перерва В. М. Флюїдовідні структури літосфери та їх роль у формуванні родовищ корисних копалин // Мінеральні ресурси України.—1997.—№ 1-2.—С. 24—30.
3. Перерва В. М., Архіпов О. І., Окрепкій Р. Н. та ін. Підвищення ефективності нафтогазопошукових робіт // Нафтова і газова пром-сть.—1998.—№ 1.—С. 6—10.

4. Перерва В. М., Лялько В. І., Шпак П. Ф. Информация ИСЗ «Сич-1» в решении актуальных проблем нефтегазовой геологии // Космическая наука и технология.—1996.—2, № 3/4.—С. 49—54.

5. Перерва В. М., Лялько В. І., Шпак П. Ф. Флюїдовідні структури і нафтогазоносність Азово-Чорноморського регіону // Доповіді НАН України.—1997.—№ 4.—С. 136—139.

NEW SATELLITE TECHNOLOGIES FOR PROSPECTING, EXPLORATION AND DEVELOPMENT OF OIL AND GAS FIELDS

V. M. Pererva, H. F. Busel,
O. I. Arkhypov, and V. Ye. Filipovich

The role of satellite information in the increase of the efficiency of geological prospecting at the modern stage is shown. The stage is characterized by a change for the worse of mining and geological conditions. New satellite technologies in use for the geological prospecting of continental shelf and dry land have been elaborated. The necessity of further perfection of the forms and methods of these investigations is substantiated.

УДК 528.88:63

Исследования земельных ресурсов по материалам многочастотной радиолокационной съемки

С. Е. Яцевич¹, В. Б. Ефимов², В. Н. Цымбал², А. Б. Ачасов³, А. В. Шатохин³

¹Інститут радіофізики та електроніки ім. О. Я. Усикова НАН України, Харків

²Центр радіофізичного зондування Землі НАН України і НКА України, Харків

³Інститут грунтознавства та агрочімії ім. О. Н. Соколовського УААН України, Харків

Надійшла до редакції 19.10.98

Розглядаються результати дистанційного дослідження системи «агрофон—грунт» за матеріалами зйомки багаточастотної авіаційної радіолокаційної системи (МАРС) в X-, L- та VHF-діапазонах. Описуються різні шляхи інтерпретації радіолокаційної інформації.

В настоящее время важное значение приобретают дистанционные методы исследования Земли, направленные на решение природоохранных, мелиоративных, гидрологических и сельскохозяйственных задач, в частности динамики изменения почвенного покрова, связанной с антропогенными нарушениями почв в результате эрозии, заболачивания, отчуждения почв и т. п.

Исторически наибольшее количество исследований проведено в оптическом диапазоне, однако радиофизические методы дистанционного мониторинга Земли с использованием активных систем СВЧ-диапазона находят все более широкое применение благодаря тем преимуществам, которые присущи этим методам. К числу несомненных достоинств радиофизических методов следует отнести существующую связь характеристик рассеянного сигнала с электрофизическими характеристиками почвы и агрофона [3, 5, 6].

Для количественного анализа взаимодействия системы «агрофон—почва» авторами был проведен эксперимент с помощью многочастотного радиолокационного комплекса, размещенного на борту самолета-лаборатории Ил-18Д МАРС, включающего в себя радиолокационные системы сантиметрового, дециметрового и метрового диапазонов с реальной

и синтезированными апертурами [2]. Характеристики системы приведены в табл. 1.

В представленной работе рассмотрены вопросы возможностей получения информации о состоянии почвогрунтов по данным многочастотного радиолокационного зондирования тестовых полигонов путем установления связей между рассеянным сигналом от грунта и его природными морфологическими характеристиками. При этом учитывалась сложность и физическая неоднородность как всей системы «грунт—агрофон», так и отдельно каждой составляющей этой системы.

Таблица 1. Характеристики многоцелевой авиационной радиолокационной системы (МАРС)

Тип радиолокатора	РБО-3	РСА-23	РСА-180
λ , см	3	23	180
Под压抑изация	ВВ	ВВ, ГГ, ВГ, ГВ	ВВ, ГГ, ВГ, ГВ
Угол падения	20—80°	20—85°	20—85°
Разрешение*, м ²	30—50	30—50	30—100
		2.5—50**	2.5—50**
Полоса обзора*, км	2×40	30	30

* — для высоты полета 7000 м,

** — для обработки на земле.

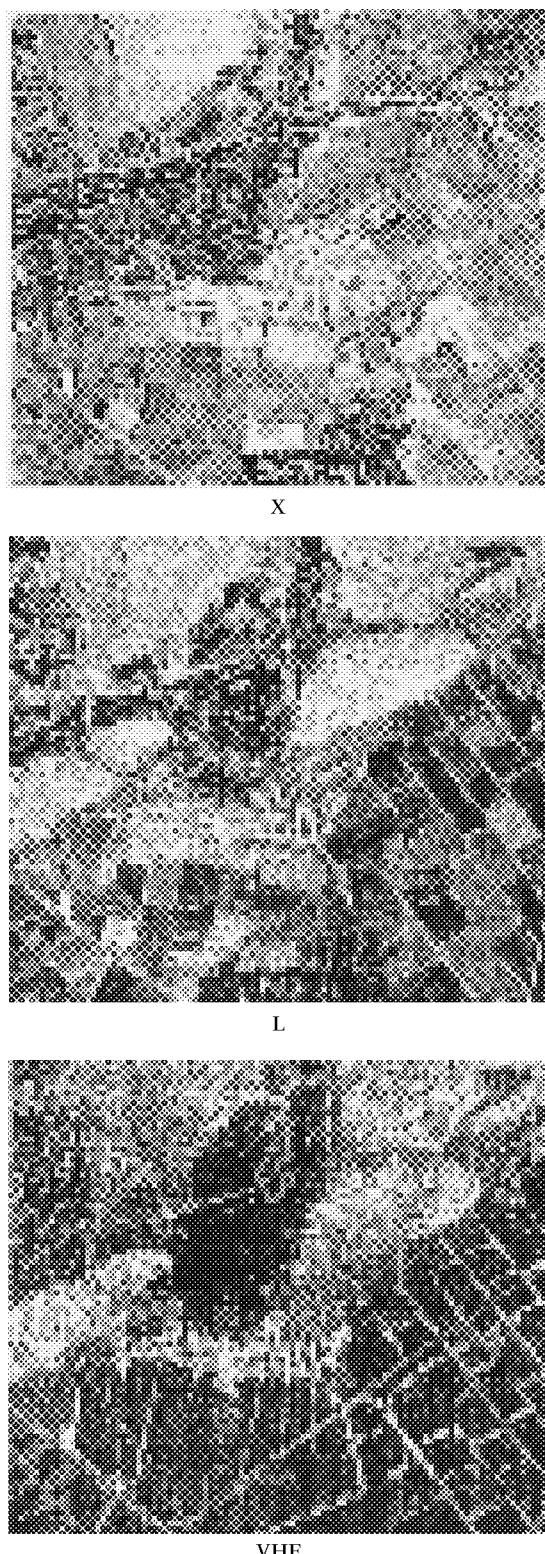


Рис. 1. Радиолокационные изображения тестового полигона в сантиметровом (Х), дециметровом (Л), и метровом (VHF) диапазонах радиоволн

Для проведения исследований использовался полигон, расположенный на северо-востоке Харьковской области. Этот район представляет собой лесостепную геосистему с интенсивным сельскохозяйственным использованием земель. Ее динамика характеризуется быстрой сменой состояний, обусловленной как гидрометеорологическими факторами, так и развитием растительного покрова.

Радиолокационная съемка была проведена синхронно с полевыми работами, включающими отбор проб грунта и растительного покрова с их последующей камеральной обработкой. Параллельно проводились измерения и описание состояния агрофонов и степени обработки полей (высота растений, площадь проективного покрытия, направление вспашки, глубина борозд, комковатость и пр.).

Работы проводились в два периода года — летом (в середине августа) и осенью (в середине октября). Это позволило оценить поля как с растительным покровом, так и после их уборки, вспашки и культивации.

На рис. 1 приведены радиолокационные изображения (РЛИ) тестового полигона в Х-, Л-, VHF-диапазонах радиоволн. На них отчетливо видны исследуемые поля, разделяющие их лесополосы, овраги, лесные массивы, поселки. Изменение интенсивности тона изображения на полях определяется их состоянием на момент съемки, вызывающим вариации отраженного радиосигнала.

ИНТЕРПРЕТАЦИЯ МНОГОЧАСТОТНЫХ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ ДАННЫХ ТЕСТОВОГО ПОЛИГОНА

В качестве первого пути интерпретации РЛИ была выбрана обработка данных методом парной корреляции. На тестовом участке было отобрано 12 контрольных площадок, которые характеризовали состояние земельных угодий на момент съемки. Оценивались плотность почвы (до глубины 50 см), содержание физической глины (до глубины 50 см), влажность почвы в % от массы и объема (до глубины 50 см), площадь проективного покрытия растений, их высота и влажность, объемная влажность агрофона. Последний показатель предложен авторами и представляет собой комплексную характеристику агрофона, показывающую содержание влаги в квазиобъеме растительного покрова:

$$W_a = W_r / H \cdot S,$$

где W_a — объемная влажность агрофона, W_r — влажность растительности, H — высота растительности, S — площадь проективного покрытия.

Использовались геоморфологические характеристики площадок (уклоны, экспозиции высот и пр.), а также такие показатели, как емкость нанорельефа и максимальный размер глыб на полях.

На РЛИ был проведен выбор «окон» с учетом нахождения точек отбора проб на реальной местности. Каждое «окно» содержало 20 пикселов. В соответствии с общей методикой эти пиксели были сгруппированы по пять и усреднены. Таким образом, при обработке каждая площадка характеризовалась четырьмя элементами радиолокационного образа (ЭРО).

Результаты обработки представлены в табл. 2. Их анализ показывает, что наиболее тесная связь наблюдается между отраженными сигналами и показателями агрофона. При этом значения коэффициентов корреляции r между объемной влажностью агрофона и данными РЛИ уменьшаются с увеличением длины волны ($r_{\text{см}} = 0.68$, $r_{\text{дм}} = 0.66$, $r_{\text{м}} = 0.4$). Также следует отметить большие значения коэффициента корреляции для содержания влаги в растительности.

Следует отметить наибольшую корреляцию рассеянного сигнала с плотностью грунта на глубинах 0–10 и 10–20 см в см- и дм-диапазонах. В метровом диапазоне коэффициент корреляции составляет 0.53–0.56 для слоев 0–10, 10–20, 20–30 см.

Таким образом, из всех характеристик грунта радиолокационные данные наиболее связаны с плотностью грунта в слое 0–10 см, причем этот показатель уменьшает свое влияние на отражательную способность по мере увеличения длины волны радиолокатора.

Наиболее тесная связь между содержанием объемной влаги в слое 0–10 см установлена для дециметрового и метрового диапазонов. В более глубоких слоях такая зависимость не наблюдается.

Обработка РЛИ позволила оценить связь с содержанием влаги в грунте (в весовых процентах). Эта связь наиболее выражена в сантиметровом диапазоне на глубинах 10–20 и 30–40 см ($r = 0.53$).

Анализ приведенных в таблице данных показывает, что характеристики рельефа и шероховатости поверхности слабо коррелируют с данными РЛ-зондирования. Слабая зависимость объясняется тем, что в данном эксперименте не проводились детальные измерения шероховатости поверхности, в масштабах сравнимых с длиной радиоволны.

Вместе с тем в работах проведенных в ИРЭ НАНУ в 1980-е гг., были установлены устойчивые связи между РЛИ сантиметрового диапазона и параметрами культурной обработки сельскохозяйственных полей. Проведенные профилометрические

Таблица 2. Значения коэффициентов корреляции между данными РЛ съемки и характеристиками комплекса «грунт—агрофон»

Показатель	РБО-3	PCA-23	PCA-180
W_a	0.78	0.68	0.40
G (0–20 см)	0.05	0.15	0.31
G (20–40 см)	0.01	0.09	0.27
G (40–60 см)	0.01	0.11	0.28
W_m (0–10 см)	0.27	0.06	0.28
W_m (10–20 см)	0.53	0.31	0.33
W_m (20–30 см)	0.41	0.42	0.43
W_m (30–40 см)	0.53	0.44	0.45
W_v (0–10 см)	0.28	0.38	0.41
W_v (10–20 см)	0.16	0.26	0.32
W_v (20–30 см)	0.02	0.12	0.23
W_v (30–40 см)	0.17	0.03	0.08
ρ (0–10 см)	0.63	0.61	0.56
ρ (10–20 см)	0.58	0.53	0.52
ρ (20–30 см)	0.31	0.34	0.53
ρ (30–40 см)	0.53	0.20	0.21
H	0.20	0.27	0.04
W_r	0.61	0.73	0.57
V_n	0.25	0.34	0.43
R	0.31	0.39	0.45
E	0.10	0.09	0.06
N	0.37	0.48	0.27

Примечание. W_a — объемная влажность агрофона, H — высота растений, G — содержание физической глины, W_r — влажность растений W_m — влажность грунта в % от массы, V_n — емкость нанорельефа, W_v — влажность грунта в % от объема, R — размер комков, ρ — плотность грунта, E — экспозиция, N — наклон

измерения и их анализ совместно с полученными РЛИ позволили определять направление вспашки, влияние комковатости поверхности и степени замытости вспашки [1].

Для учета комплекса показателей системы «почва—агрофон» использовалась модель, в основе которой лежит уравнение многомерной линейной регрессии (в нашем случае пошаговой). Проводилось построение уравнения зависимости РЛ-данных по каждому диапазону со следующими переменными: x_1 — объемная влажность агрофона, x_2 — влажность растительности, x_3 — площадь проективного покрытия, x_4 — объемная влажность растительности, x_5 — содержание физической глины на глубине 0–20 см, x_6 — плотность почвы на глубине 0–10 см.

В ходе обработки были получены следующие уравнения регрессии:

$$Y_{\text{см}} = -66.93 + 0.49x_1 - 0.65x_2 + 147.89x_6 \\ (R = 0.89; \quad R^2 = 0.79),$$

$$Y_{\text{дм}} = 145.7 - 1.03x_2 + 1.03x_3 - 96.42x_6 + 0.75x_1 \\ (R = 0.89; \quad R^2 = 0.79),$$

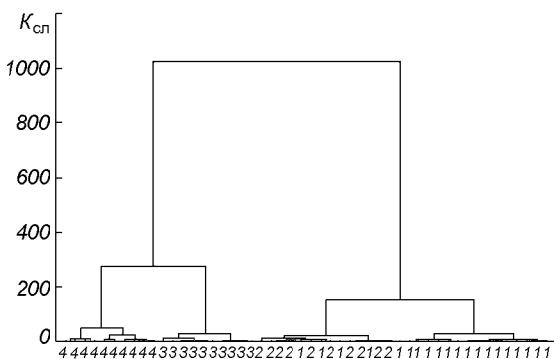


Рис. 2. Распознавание типов агрофонов по данным РЛ-съемки в см-диапазоне радиоволн ($\lambda = 3$ см): 1 — стерня зерновых культур, 2 — многолетние травы, 3 — кукуруза, 4 — сахарная свекла. Линии показывают разделения дендрограммы на кластеры (по Трондайку)

$$Y_{\text{m}} = 35.7 - 0.27x_2 - 57.2x_6 + 1.54x_5 + 0.2x_1 \\ (R = 0.65; \quad R^2 = 0.42),$$

где $Y_{\text{см}}$, $Y_{\text{дм}}$, $Y_{\text{м}}$ — нормированная РЛ-интенсивность в сантиметровом, дециметровом и метровом диапазонах радиоволн соответственно, R — множественный коэффициент корреляции, R^2 — коэффициент детерминации.

Второе направление дешифрирования РЛ-снимков базировалось на использовании кластерного анализа. В качестве векторов, описывающих многомерное пространство, выступали данные РЛ-съемки в различных диапазонах радиоволн.

Целью исследований являлось определение вклада показателей состояния «почва—агрофон» в формирование РЛ-сигнала. Для получения качественных результатов на тестовом полигоне отбирались площадки, идентичные по всем характеристикам, кроме одной — изучаемой. Например, при распознавании растительного покрова все исследуемые участки имели сходные почвенные характеристики. В данных условиях четкость разделения объектов по изучаемому признаку позволила говорить как о чувствительности к нему какого-либо радиодиапазона или их комбинаций, так и о степени влияния данного параметра на отраженный радиосигнал.

Для анализа агрофонов были выбраны две группы: а) пропашные культуры (кукуруза, сахарная свекла), б) культуры сплошного сева (стерня зерновых и многолетние травы). В первой группе выбраны заведомо контрастные агрофоны, во второй — очень схожие.

Для каждого агрофона на РЛ-снимках были выбраны «окна», содержащие по 50 пиксел. После первичной статистической обработки данных, каж-

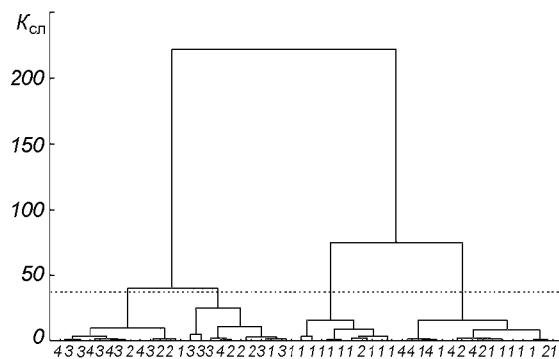


Рис. 3. Распознавание типов агрофонов по данным РЛ-съемки в дм-диапазоне радиоволн ($\lambda = 23$ см): 1 — стерня зерновых культур, 2 — многолетние травы, 3 — кукуруза, 4 — сахарная свекла. Линии показывают разделения дендрограммы на кластеры (по Трондайку)

дое поле характеризовалось десятью ЭРО. Наилучшее распознавание агрофонов происходит при использовании данных см-диапазона.

Результаты классификации представлены на дендрограмме рис. 2 (по оси ординат отложен коэффициент $K_{\text{сл}}$ слития). Согласно критерию Трондайка [4] на ней выделяется четыре класса. Анализ дендрограммы показывает, что происходит четкое разделение контрастных агрофонов: кукурузы и сахарной свеклы. Они образуют два непересекающихся кластера. В свою очередь, так же четко отделяются от этих агрофонов культуры сплошного сева. Между собой разделение этих культур происходит немного хуже: пять ЭРО стерни зерновых попадает в кластер «многолетние травы». Последнее объясняется различным состоянием данных культур (высотой среза стерни и высотой растений многолетних трав).

Проверка классификации по критерию хи-квадрат показала, что расчетное значение χ^2 с учетом поправки Ятса [4] составляет 125, а табличное — 21.67 (для уровня значимости 0.01). Превышение фактического значения χ^2 над теоретическим показывает, что достоверность распознавания агрофонов подтверждается на 99 % уровня вероятности.

В дециметровом и метровом диапазонах радиоволн распознавание типов проективного покрытия происходит значительно хуже ввиду незначительного вклада агрофонов в обратное рассеяние (рис. 3, 4). Комбинированное использование данных нескольких диапазонов не улучшает классификацию.

Для исследования гранулометрического состава почв по данным РЛ-данных на территории полигона были отобраны «легкие» почвы (супесчаные и

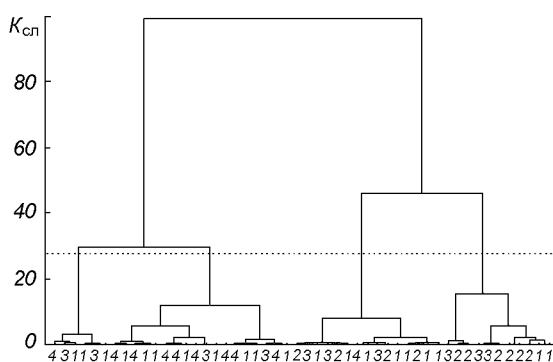


Рис. 4. Распознавание типов агрофонов по данным РЛ-съемки в м-диапазоне радиоволн ($\lambda = 180$ см): 1 — стерня зерновых культур, 2 — многолетние травы, 3 — кукуруза, 4 — сахарная свекла. Линии показывают разделения дендрограммы на кластеры (по Трондайку)

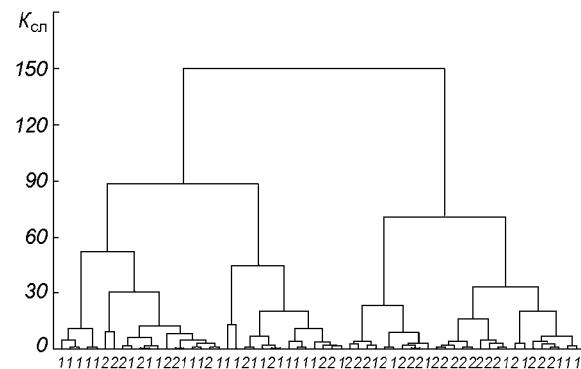


Рис. 5. Распределение грунтов по гранулометрическому составу по данным РЛ-съемки в см- и дм-диапазонах радиоволн: 1 — «легкий» гранулометрический состав, 2 — «тяжелый» гранулометрический состав. Линии показывают разделения дендрограммы на кластеры (по Трондайку)

легкосуглинистые с содержанием физической глины 10—30 %) и «тяжелые» (легкоглинистые и среднеглинистые с содержанием физической глины 60—85 %).

На отобранных площадках «легкого» и «тяжелого» гранулометрического состава проводилось машинное разделение по типам агрофонов с использованием кластерного анализа с обучением. В качестве обучающей выборки использовались вышеупомянутые агрофоны полигона и данные см-диапазона. Для заведомого исключения влияния растительности на отраженный сигнал использовались вспаханные и боронованные поля. В результате была сформирована группа из шести полей включающих следующие почвы: черноземы, оподзоленные на лессах, подстилаемых на глубине 1—2 м песком, и песках «легкого» гранулометрического состава, а также черноземы, оподзоленные на лессовых породах и плотных глинах — «тяжелого» гранулометрического состава.

Кластерный анализ показал, что при любой комбинации радиодиапазонов объекты разделяются на

два кластера, однако точность классификации зависит от используемых комбинаций. Для оценки точности использован критерий χ^2 . В табл. 3 представлены значения χ^2 для различного сочетания радиодиапазонов. Чем больше это значение, тем достовернее классификация.

Наилучшее распознавание происходит при использовании данных см- и дм-диапазонов (рис. 5). В этом случае в первый класс попадает 22 ЭРО почв «легкого» гранулометрического состава и 11 ЭРО почв «тяжелого» гранулометрического состава, во второй класс — соответственно 8 и 19 ЭРО. Сопоставление фактического (8.15) и теоретического (6.63) значений χ^2 дает основание считать полученную классификацию достоверной при 99 % уровне вероятности.

В третьем случае использовалась методика классификации протяженных (сложных) объектов, основанная на методе аналитической аппроксимации отношения правдоподобия [7]. Использование этого метода позволяет проводить классификацию объектов при негауссовских законах распределения признаков.

В предложенной методике коэффициенты полинома, минимизирующие ошибку аппроксимации, определяются из системы линейных уравнений, которая получена приравниванием к нулю производных ошибки аппроксимации по коэффициентам. Известные коэффициенты равенства получены через оценки моментов выборок обучения. Решение о принадлежности неизвестного вектора признаков к одному из классов принимается по значению полинома, вычисленного для этого вектора признаков.

Проводился предварительный визуальный анализ РЛ-изображений в разных диапазонах радиоволн в

Таблица 3. Оценка точности распознавания грунтов по гранулометрическому составу с использованием критерия χ^2

Комбинации радиодиапазонов	χ^2
сантиметровый (см)	5.55
дециметровый (дм)	3.59
метровый (м)	4.45
см, дм, м	7.94
дм, м	5.45
см, м	5.94
см, дм	8.15

«окне» 21×21 пиксел с использованием пакета трехмерной графики.

В качестве признаков выбраны 10 пикселов, размещенных горизонтально, что дало возможность включить пиксели, размещенные один от другого на некотором расстоянии, а не один пиксел. Это позволило сформировать обучающую выборку из 42 векторов в 10-мерном пространстве признаков.

На этом этапе исследований за итоговую функцию была принята гиперплощадь. В этом случае коэффициенты полинома $a_0 - a_{10}$ вычислялись по векторам математических ожиданий ковариационных матриц классов. Итоговая функция имеет вид

$$R(\bar{x}) = a_0 + \sum_{i=1}^{10} a_i x_i,$$

где $R(\bar{x})$ — итоговая функция, a_0, a_i — коэффициенты полинома, x — составляющая вектора признаков, $i = 1 \dots 10$ — составляющая вектора обучающей выборки.

Для определения статистического постоянства оценок моментов выборок использовался метод скользящего контроля. Проводились вычисления верхнего и нижнего порога математических ожиданий, дисперсий и автокорреляционных функций, имеющих вид

$$M_{kl} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_{kli}.$$

Здесь M — математическое ожидание, k — номер класса, $i = 1 \dots N$ — номер вектора обучающей выборки, $l = 1 \dots 10$ — номер признака;

$$\sigma_{kl}^2 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (X_{kli} - M_{kl})^2,$$

$$\tau_{klt} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \frac{(X_{kli} - M_{kl})(X_{kti} - M_{kt})}{\sigma_{kl}\sigma_{kt}},$$

где τ — автокорреляционная функция, σ^2 — дисперсия, $t = 1 \dots 10$ — номер признака для вычисления автокорреляционной функции.

При работе по этой методике использовались только типы грунта и агрофона, без их детальных характеристик.

Были отобраны участки с однородным грунтом (чернозем типичный серединегумусный), но разным проективным покрытием (овесные, пашня). Результаты представлены на рис. 6. В см-диапазоне хорошо распознаются исследуемые поверхности (вероятность верного распознавания $VBP = 0.95$). В дециметровом VBP хуже и составляет 0.8. В метровом диапазоне влияние агрофона мало ($VBP = 0.5$).

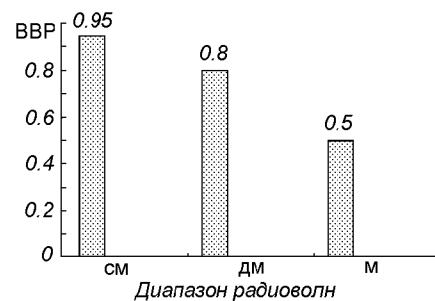


Рис. 6. Определение качества распознавания грунтов с агрофонами (VBP — вероятность верного распознавания)

ВЫВОДЫ И РЕКОМЕНДАЦИИ

Проведенная обработка РЛ-информации проходила в трех направлениях. Во всех трех случаях можно уверенно говорить о взаимосвязи между показателями агрофона и данными РЛ-съемки. При этом влияние растительности на отраженный радиосигнал уменьшается с увеличением длины волны. Об этом свидетельствует снижение корреляции между характеристиками агрофона и РЛ-показателями, а также ухудшение распознавания типов агрофонов (при переходе к более длинноволновому диапазону).

В ходе исследований установлено, что на отраженный сигнал сильнее всего оказывают влияние показатели растительного покрова, характеризующие его влажность. Оптимальным показателем, описывающим вклад растительности в формирование радиосигнала, на наш взгляд, является «объемная влажность агрофона». Отметим, что этот вывод получен для сезона, когда часть культур убрана, а часть находится в ранней стадии развития. Вероятно, что для других сезонов потребуются другие показатели, более полно описывающие радиофизические особенности отражения агрофонами.

Четкое разделение различных типов агрофонов в см-диапазоне при использовании кластерного анализа и методики [7] подтверждает литературные данные о возможности успешного использования материалов высокочастотной РЛ-съемки для наблюдения за состоянием растительного покрова.

При анализе результатов изучения почвенной составляющей комплекса «почва—агрофон» необходимо учитывать многообразие и сложность структуры агроландшафтов, определяющих характеристики рассеянных радиосигналов.

Кроме этого, для РЛ-съемки в см-диапазоне необходимо учитывать влияние шероховатости поверхности почвы, вызванное вспашкой, которое

может сильно «затенять» влияние почвенных характеристик. Влияние шероховатости зависит от ряда факторов: длина рабочей волны, ориентация борозд по отношению к падающему излучению, поляризация сигнала и т. п.

Результаты исследований показывают, что существенная связь между данными РЛ-зондирования и характеристиками почвенного покрова тестового участка имеет место только для плотности почвы на глубине 0—10 и 10—20 см.

Анализ показывает, что связь между данными летней РЛ-съемки и весовой влажностью почвы существует: средняя степень зависимости составляет $r = 0.45\ldots0.53$. Вполне вероятно, что при учете влияния агрофонов на отраженный радиосигнал, корреляция между материалами РЛ-зондирования и влагозапасом почвы значительно усилится.

Использование метода пошаговой регрессии позволило количественно описать взаимосвязь между данными РЛ-съемки и рядом показателей комплекса «почва—агрофон».

Результаты данного метода подтверждают, что формирование РЛ-сигнала при $\lambda = 3$ см и $\lambda = 23$ см практически полностью зависит от параметров растительности и верхнего слоя почвы. Для полного описания данных РЛ-зондирования при $\lambda = 180$ см необходимо ввести дополнительные переменные (возможно, характеризующие более глубокие слои почвы).

Проведенное распознавание полей с почвами различного гранулометрического состава по их радиолокационным образам показало, что зная априорно только лишь содержание физической глины, можно проводить почвенное районирование по этому признаку. Данный вывод необходимо дополнить двумя поправками, исходящими из выбранной методики исследований: во-первых, исследуемые почвы значительно контрастировали между собой по гранулометрическому составу (от супесчаных до среднеглинистых); во-вторых, рассматривались почвы, не занятые сельскохозяйственными культурами.

Таким образом, полученные результаты характерны для определенных условий, при которых можно эффективно проводить дистанционный мониторинг почвенного покрова.

Отметим, что лучшее распознавание почв по гранулометрическому составу наблюдается для комбинации данных см- и дм-диапазонов.

В заключение добавим, что для создания методик дешифрирования состояния системы «агрофон—почва» требуются более полные сезонные многочастотные радиолокационные исследования. Съемка желательна в сухую погоду, чтобы исключить влияние повышенной влажности верхнего слоя исследуемой поверхности.

Авторы благодарят сотрудников ИРЭ НАНУ, ЦРЗЗ НАН и НКАУ, ИПА УААН, а также летнотехнический состав РосНИИ ГА за помощь.

1. Гавриленко А. С., Калмыков А. И., Пичугин А. П. Опыт радиолокационных наблюдений земных покровов в 3-х сантиметровом диапазоне радиоволн // Исслед. Земли из космоса.—1987.—№ 1.—С. 85—92.
2. Калмыков А. И., Цымбал В. Н., Блинков А. Н. и др. Многоцелевой радиолокационный комплекс исследования Земли. — Харьков, 1990.—25 с.—(Препринт / АН УССР, ИРЭ; № 90-13).
3. Калмыков А. И., Щербинин И. В., Яцевич С. Е. Комплексные радиофизические исследования сельскохозяйственных угодий // Космич. наука и техника.—1990.—Вып. 5.—С. 32—36.
4. Ким Дж.-О., Мьюллер Ч. У., Клекка У. Р. и др. Факторный, дискриминантный и кластерный анализ: Пер. с англ. — М.: Финансы и статистика, 1989.—215 с.
5. Радиолокационные методы исследования Земли / Под ред. Ю. А. Мельника. — М.: Сов. Радио, 1980.—264 с.
6. Радиолокация поверхности Земли из космоса / Под ред. Л. М. Митника, С. В. Викторова. — Л.: Гидрометеоиздат, 1990.—200 с.
7. Volosiuik V. G. Classification of Image Data by Analytic Approximation of Likelihood Relation Technique // EUSAR'96 / European Conf. on Synthetic Aperture Radar, Koenigswinter, 26—28 March, 1996.—P. 97—100.

INVESTIGATIONS OF LAND RESOURCES FROM MULTIFREQUENCY RADAR SURVEYING DATA

S. Ye. Yatsevich, V. B. Yefimov, A. B. Achasov,
and A. V. Shatokhin

We discuss remote sensing data from surveying the “vegetation—soil” system with the airborne multifrequency radar facility (MARS) in the X, L, and VHF bands. Various methods for radar data interpretation are presented.

УДК 581.133.12:528.88.042.3+577.342:535.361.2

Сравнение информативных возможностей
многозональной съемки и спектроскопии
высокой разрешающей способности
при дистанционном зондировании
растительного покрова

С. М. Кочубей

Інститут фізіології рослин і генетики НАН України, Київ

Надійшла до редакції 02.11.98

Імітаційні моделі використані для дослідження спотворень, що вносяться в кінцевий результат при оцінюванні вмісту хлорофілу в листках за спектральними кривими відбивання. Використовуючи спектральні криві відбивання листка гарбуза, записані на лабораторному спектрометрі з високим спектральним розділенням, імітовано роботу мультиспектрального радіометра. Досліджено вплив варіації параметрів вимірюваного об'єкта та інструментальних. Серед перших — проективне покриття, концентрацію хлорофілу у листку, відбивальні характеристики ґрунту, серед інших — півширину, інтенсивність пропускання у максимумі і форму контура пропускання смугових світлофільтрів, що виділяють спектральні інтервали зондування, рівень високочастотних шумів. Ці результати порівняли з тими, які були отримані на приладі з високим спектральним розділенням. Показано, що спотворення шуканої величини концентрації хлорофілу в умовах неповного проективного покриття менше при використанні спектрометра з високим спектральним розділенням. Відхилення від значень, отриманих хімічним методом, залежать також від концентрації хлорофілу у об'єкті і відбивальних характеристик ґрунту. Результати, отримані в моді мультиспектрального радіометра, стійкіші до впливу високочастотних шумів.

Основной задачей дистанционного зондирования агроценозов является оценка их состояния. При этом пытаются определить содержание хлорофилла, общего азота и воды в листьях, изрежленность посева, равномерность созревания, а также получить прогноз урожая. Результаты собственных разработок, а также анализ многочисленных литературных данных позволяет заключить, что практически все указанные выше параметры, кроме содержания воды, можно получить на основании измерений содержания хлорофилла. Зависимость между последним параметром и урожаем более

© С. М. Кочубей, 1999

сложна, хотя, несомненно, он является одним из определяющих.

Дистанционные методы оценки содержания хлорофилла в листьях основаны на особенностях их спектров отражения [1]. Поэтому для этой цели используется спектральная аппаратура различных модификаций. Две основные разновидности — это так называемые мультиспектральные приборы и появившиеся сравнительно недавно спектрометры с высоким спектральным разрешением. Мультиспектральные сканеры регистрируют распределение яркости на исследуемом участке земной поверхности

в определенных спектральных интервалах. Их полуширина, как правило, составляет $\Delta\lambda = 50$ нм и более. Мультиспектральные радиометры фиксируют суммарную энергию светового потока, отраженного от поверхности, попадающей в поле зрения прибора, в течение единичного измерения в достаточно широких спектральных интервалах. Спектрометры высокого спектрального разрешения работают как радиометры, регистрируя энергию в спектральных интервалах 1–10 нм.

Характер воспринимаемой информации различается для мультиспектральных сканеров, радиометров и спектрорадиометров с высоким спектральным разрешением. Для первых это распределение яркости по поверхности зондируемой площадки, для второго и третьего — распределение яркости по спектру в суммарном световом потоке, отраженном от определенной площадки. В последнее время интенсивно разрабатываются устройства, которые могут давать информацию обоих типов. Это аппаратура так называемой изображающей спектроскопии (*imaging spectroscopy*) [6]. Ее основу составляют сложные оптические и электронные системы, построенные из двух или более спектрометров, которые эксплуатируются в двух режимах: высокого пространственного разрешения при использовании восьми или более относительно узких спектральных каналов, $\Delta\lambda = 6$ –10 нм, либо в режиме высокого спектрального разрешения при зондировании отдельных пространственных участков размером в несколько десятков метров [8]. Поэтому по сути эти системы представляют собой совокупность мультиспектрального сканера и спектрометра высокого спектрального разрешения. Особенности восприятия информации для них такие же, как для раздельных приборов указанных номинаций.

При работе спектрорадиометра или сканера с небольшим пространственным разрешением в поле зрения зондирующего прибора могут попадать участки, только частично покрытые растительностью, так что вклад почвы может быть достаточно высоким. В этом случае воспринимаемый аппаратурой сигнал будет формироваться в результате участия световых потоков, отраженных от поверхностей разных типов, с разными весовыми коэффициентами. Причем объекты, дающие вклад в отражение могут существенно отличаться как по величине, так и по спектральному распределению коэффициентов отражения. В связи с этим возникает необходимость проанализировать устойчивость расчетных формул, по которым оценивают содержание хлорофилла в листьях, к помехам, вызываемым гетерогенностью отражательных характеристик поверхности, попадающей в поле зрения прибора. Такой

анализ для двух классов аппаратуры — мультиспектральных радиометров и спектрометров с высокой разрешающей способностью — проведен ниже. Проанализировано также влияние некоторых инструментальных параметров приборов обоих классов на точность результатов.

МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

Спектры отражения измерялись на спектрофотометре СФ-18 с интегрирующей сферой. Для измерений использовались крупные листья тыквы, которые могли закрыть всю площадь измерительной кюветы. Листья с различным содержанием хлорофилла помещались на подложке из светлой или темной почвы. При этом лист заполнял либо всю поверхность измерительной кюветы, либо покрывал только часть ее площади — 75, 50, 25 или 12.5 %. Записывались также спектры отражения указанных подложек. Полученные записи оцифровывались с шагом 1 нм. Цифровые массивы использовались для расчетов концентрации хлорофилла и моделирования влияния инструментальных параметров. После измерений определялась концентрация хлорофилла в каждом листе химическим методом. Для этого хлорофилл экстрагировался из выщечек стандартного размера и проводились спектрфотометрические измерения, как описано ранее [5].

Вегетационный индекс — параметр, с помощью которого оценивают уровень хлорофилла при использовании мультиспектральных оптических сенсоров — вычислялся по формуле нормализованной разности [7]:

$$V = R_{dk} - R_k / R_{dk} + R_k ,$$

где R_{dk} и R_k — коэффициент отражения в далекой красной и красной областях соответственно. Вычисление величин R , имитирующих величины отражения, которые измеряются мультиспектральным оптическим сенсором, проводились по формуле $R = R(\lambda)f(\lambda)d\lambda$, где $R(\lambda)$ — спектр отражения измеряемого объекта, $f(\lambda)$ — контур пропускания оптического сенсора, который имитировался распределением гауссовской или прямоугольной формы. Программа расчета на ПВЭМ позволяла производить вычисления R для различного положения максимума $f(\lambda)$ в шкале длин волн, различной полуширины и интенсивности в максимуме. Для контура гауссского типа интегрирование проводилось в пределах, соответствующих захвату 95 % площади под контуром, т. е. в спектральном интервале, соответствующем двойной полуширине контура. Имитацию высокочастотных шумов, которые характерны

для современных фотоприемников, проводили путем наложения на экспериментально измеренный контур функции генератора случайных чисел с определенным коэффициентом. Для каждого уровня шумов вычисляли 20 числовых массивов с наложением шумов, которые использовались для расчетов среднего значения и величины погрешности параметра, определяемого по данному числовому массиву. За нулевой уровень шумов была взята его величина в экспериментально измеренных кривых, которая составляла не более 0.6 % целой шкалы.

Расчеты концентрации хлорофилла в листьях с использованием спектральной кривой отражения и графика первой производной этой кривой проводились по методу [1, 3].

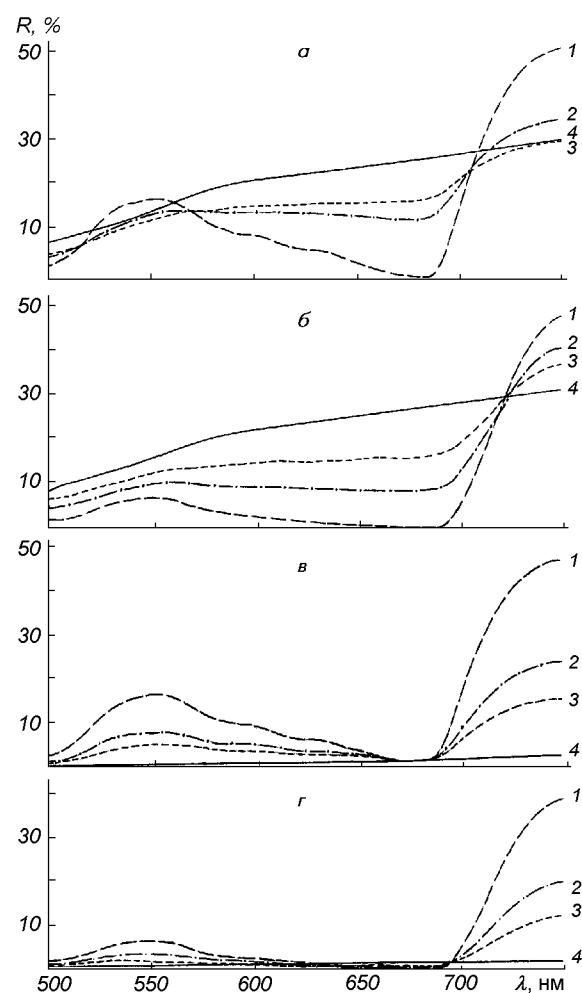
РЕЗУЛЬТАТЫ

На рисунке показаны спектры отражения листьев с разным содержанием хлорофилла на фоне светлой почвы (а, б) при различном проективном покрытии P . Изменения спектральных кривых при неполном проективном покрытии, которые максимальны в экстремумах, обусловлены суперпозицией отраженных потоков от обоих компонентов гетерогенной оптической системы. Характер изменений несколько отличается в зависимости от концентрации хлорофилла в листе. Форма спектра зависит также от отражающих свойств грунта (в, г).

Рассмотрим влияние концентрации хлорофилла в листе, проективного покрытия и отражательных свойств грунта на величину вегетационного индекса, который измеряется мультиспектральным прибором, а также влияние инструментальных параметров такого прибора: полуширины контура пропускания и его формы, интенсивности в максимуме, асимметрии указанных параметров для двух выбранных спектральных интервалов, необходимых для реализации формулы нормированной разности, уровня высокочастотных шумов.

ВЛИЯНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ПОЧВА—РАСТИТЕЛЬНОСТЬ НА ЗНАЧЕНИЯ ВЕГЕТАЦИОННОГО ИНДЕКСА

Влияние проективного покрытия. В табл. 1, А приведены значения V для спектральных кривых отражения от светло-зеленого и темно-зеленого листков с содержанием хлорофилла 1.94 и 5.04 $\text{мг}/\text{дм}^2$ и разным проективным покрытием P . Полуширина $\Delta\lambda$ и пропускание в максимуме фильтрующего контура одинаковы для всех пар фильт-



Спектры отражения листа с содержанием хлорофилла 1.94 $\text{мг}/\text{дм}^2$ (а, в) и 5.04 (б, г) на фоне светлой (а, б) и темной (в, г) почвы. 1, 2, 3, 4 — проективное покрытие $P = 100, 50, 25, 0 \%$ соответственно

ров, положение одного из максимумов выбрано близким к характеристическим точкам пересечения спектральных кривых отражения листьев и грунта (рисунок, а, б). Видно, что уменьшение проективного покрытия значительно уменьшает величину вегетационного индекса, причем снижение тем больше, чем меньше содержание хлорофилла в листе. Так, для светло-зеленого листа уменьшение проективного покрытия на 25 % приводит к уменьшению V на 34 %, в то время как для темно-зеленого листа — на 21 %. Изменения V минимальны для выбранных пар фильтров, так как $R_{\text{дк}}$ измеряется в области точки пересечения спектров, и поэтому изменяется слабо в широком диапазоне значений проективного покрытия, а $R_{\text{к}}$ соответствует спектральному минимуму, где крутизна спект-

Таблица 1. Влияние величины проективного покрытия для разных типов грунта и содержания хлорофилла в листе на расчетную величину вегетационного индекса (светлый и темный лист соответствуют 1.94 и 5.04 мг/дм² хлорофилла)

ральной кривой наименьшая. Как видно из рисунков *a*, *b*, при уменьшении проективного покрытия увеличивается отражение в минимуме ($\lambda = 680$ нм) за счет вклада отражения грунта, что обуславливает снижение V , причем большее для светло-зеленого листа, поскольку искажающий эффект в этом случае сильнее. Для темно-зеленого листа понижение V при уменьшении проективного покрытия меньше так как искажения в минимуме более слабые (рисунок, *b*).

Увеличение полуширины фильтрующего контура вызывает снижение величины V , которое более существенно для темно-зеленого листа. Причиной этого является захват при измерении R_{dk} частей спектральных кривых, которые удаляются от точки пересечения тем больше, чем больше полуширина фильтра. Вклад этих участков в величину сигнала тем сильнее, чем больше крутизна спектральной кривой, что видно, например, при сравнении темных и светлых листьев. Из проведенного исследования следует, что измерения и расчеты вегетационного индекса для площадей с неполным проективным покрытием не могут быть использованы для оценки концентрации хлорофилла в листьях по уравнениям регрессии, рассчитанным по показателям, которые измерялись на системах с полным проективным покрытием. Метод имитационных моделей позволяет разработать новый подход к калибровке мультиспектральных приборов со светофильтрами для получения уравнений регрессии с учетом проективного покрытия и характеристик отражения почвы.

Влияние отражательных способностей грунта на величину вегетационного индекса при различных величинах проективного покрытия иллюстрируется данными табл. 1, *B*. Уменьшение вегетационного индекса при уменьшении проективного покрытия тем сильнее, чем выше отражение грунта и меньше содержание хлорофилла в листьях. Для всех объектов заметные отличия от варианта с полным проективным покрытием обнаруживаются уже при проективном покрытии 75 %.

ВЛИЯНИЕ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ МУЛЬТИСПЕКТРАЛЬНОГО ПРИБОРА НА РЕЗУЛЬТАТЫ ВЫЧИСЛЕНИЯ ВЕГЕТАЦИОННОГО ИНДЕКСА

Как указывалось выше, величина вегетационного индекса, рассчитываемая по уравнению нормированной разности, зависит от полуширины выделяющих светофильтров (табл. 1, *A*). Еще более сильные вариации этой величины наблюдаются в случае использования выделяющих светофильтров с раз-

личной полушириной спектрального контура (табл. 1, *B*). Эти различия обусловлены особенностями формы спектральной кривой в области, выделяемой светофильтром (рисунок *a*, *b*).

Из данных табл. 1, *G* можно сделать заключение о влиянии коэффициента пропускания в максимуме светофильтра на результаты расчета вегетационного индекса. Эта величина получается существенно различной, в том случае, если пропускание в максимуме неодинаково, и зависит также от того, в каком положении, соответствующем R_k или R_{dk} , находится светофильтр с меньшим значением пропускания.

Фильтрующие контуры двух типов, примененные в данной работе, гауссовский и прямоугольный, почти одинаково влияют на величину вегетационного индекса при различной крутизне участков спектральной кривой (табл. 1, *D*). Следует, однако, отметить, что использование фильтра прямоугольной формы дает чуть более низкие значения V , чем в случае гауссовой формы. В особенности это заметно при больших значениях полуширины контура пропускания ($\Delta\lambda = 30$ нм) и большей крутизне спектральной кривой. Причиной является то обстоятельство, что прямоугольный фильтр имеет одинаковую ширину по всем уровням пропускания от 0 до 100 %, а фильтр гауссовой формы — изменяющуюся. Более узкий около верхнего уровня пропускания он расширяется, асимптотически приближаясь к нулевому уровню. При этом использование 95 %-го значения площади под контуром задает границу крыльев, соответствующую двойной полуширине, что приводит к увеличению участка спектральной кривой, который захватывается прибором.

Результаты анализа влияния уровня высокочастотных шумов на значение вегетационного индекса для различных величин полуширины фильтрующего контура на участках спектральной кривой различной крутизны представлены в табл. 2. Видно, что высокочастотные шумы слабо влияют на измеряемую величину вегетационного индекса вплоть до значений 50 %. Последний уровень вносит значительные искажения при узкой щели на участке спектральной кривой с большой крутизной ($\lambda = 715$ нм). В этом случае значение величины V отличается от такового для нулевого уровня шума на 39 %. Во всех остальных случаях величина такого отклонения находится в диапазоне 2—7 %. Для мультиспектральных приборов с полушириной фильтрующего контура более 30 нм высокочастотный шум с уровнем не более 50 % не приводит к существенным искажениям величины вегетационного индекса.

Таблица 2. Влияние уровня высокочастотных шумов на расчетную величину вегетационного индекса V (светло-зеленый лист, почва светлая, проективное покрытие 100 %)

Уровень шума, %	Красный максимум		Далекий красный максимум		V
	λ , нм	$\Delta\lambda$, нм	λ , нм	$\Delta\lambda$, нм	
0	680	3	715	3	0.487±0.000
5		3	715	3	0.497±0.003
10		3	715	3	0.488±0.006
20		3	715	3	0.497±0.026
50		3	715	3	0.299±0.135
0	30	715	30	0.462±0.000	
5	30	715	30	0.460±0.004	
10	30	715	30	0.462±0.004	
20	30	715	30	0.493±0.033	
50	30	715	30	0.479±0.023	
0	3	740	3	0.576±0.000	
5	3	740	3	0.571±0.004	
10	3	740	3	0.574±0.002	
20	3	740	3	0.559±0.011	
50	3	740	3	0.570±0.092	
0	30	740	30	0.498±0.000	
5	30	740	30	0.496±0.002	
10	30	740	30	0.499±0.002	
20	30	740	30	0.491±0.007	
50	30	740	30	0.531±0.017	

Таблица 3. Значения концентрации хлорофилла в листе, полученные спектральным методом при измерении объектов с различным проективным покрытием

Проективное покрытие, %	Положение максимумов в графике первой производной		Концентрация хлорофилла		Δ , %
	λ_1 , нм	λ_2 , нм	$C_{ХЛ}$, мг/дм ²	Δ_{p-x} , абс. ед.	
Светло-зеленый лист*, светлая почва					
100	701	723	1.89	-0.05	100
75	704	723	2.01	0.07	106
50	700	724	2.48	0.54	131
25	699	721	3.18	1.24	163
12.5	696	724	3.04	1.10	160
Темно-зеленый лист*, светлая почва					
100	705	727	5.57	0.54	100
75	708	727	4.34	-0.70	78
50	713	728	4.43	-0.61	78
25	713	721	6.91	1.87	123
12.5	711	715	6.71	1.67	124
Темно-зеленый лист, темная почва					
100	710	720	4.89	-0.16	3
75	710	723	5.43	0.39	7
50	713	720	5.95	0.91	18
25	709	720	5.14	0.10	2
12.5 %	704	721	6.50	1.48	29

Δ_{p-x} — разница между значениями $C_{ХЛ}$ и химическим методом, Δ — изменение по отношению к величине, полученной при полном проективном покрытии

ПРИБОР С ВЫСОКИМ СПЕКТРАЛЬНЫМ РАЗРЕШЕНИЕМ

Рассмотрим влияние тех же характеристик объекта, что и для мультиспектрального прибора — концентрация хлорофилла в листе, проективное покрытие и отражательные свойства грунта — на результат измерения содержания хлорофилла в листе (табл. 3—5). Инструментальные параметры, которые могут оказывать влияние — это уровень высокочастотных шумов, спектральное разрешение и алгоритм расчета концентрации хлорофилла.

Данные табл. 3 соответствуют инструментальному уровню шумов, который выбран в данной работе за условный нулевой. Содержание хлорофилла в случае самых неблагоприятных условий измерения (лист с низким содержанием пигмента на фоне грунта с высоким отражением) определяется с ошибкой около 60 % для проективного покрытия 25 и 12.5 %. Для мультиспектрального прибора она составляет 87—89 % (табл. 1, A). Для листа с высоким содержанием хлорофилла ошибка определения не превышает 25 % для самых низких значений проективного покрытия на сильно отражающем грунте. Такого же порядка ошибка наблюдает-

ся для более слабо отражающего грунта при низких значениях проективного покрытия. Следует отметить, что точность определения зависит от точности выделения максимумов для тестирования в графике первой производной. Суперпозиция спектра отражения листьев со спектрами отражения грунтов различных типов приводит к размытию и сдвигу максимумов.

Результаты исследования влияния уровня высокочастотных шумов на определение содержания хлорофилла в листьях приведены в табл. 4. Видно, что использованный метод очень чувствителен к уровню высокочастотных шумов в записях спектральной кривой отражения. Для низких концентраций пигмента уровень шума, превышающий значение 0.5 %, ведет к отклонениям от варианта с нулевым уровнем шума более чем на 30 %. Для высоких концентраций пигмента 5 %-й уровень вызывает приблизительно 20 %-е отклонение. Эти отклонения вызываются главным образом изменениями положения максимумов в графике производной.

Таблица 4. Влияние уровня высокочастотных шумов на расчетные значения содержания хлорофилла (проективное покрытие 100%)

Уровень шума	Положение максимумов в графике первой производной		Концентрация хлорофилла		Δ , %
	λ_1 , нм	λ_2 , нм	$C_{\text{хл}}$, мг/дм ²	Δ_{p-x} , аб. ед.	
Светло-зеленый лист, почва светлая					
0 %	701.0±0.0	723.0±0.0	1.89±0.00	0.00	100
0.5 %	701.1±0.1	725.2±1.0	2.08±0.10	0.19	110
1.0 %	701.0±0.1	726.5±0.7	2.72±0.28	0.83	144
2.5 %	698.8±0.4	728.1±0.6	2.59±0.54	0.70	137
5.0 %	699.8±0.8	723.8±0.6	3.99±0.98	1.10	211
Темно-зеленый лист, почва светлая					
0 %	705.0±0.0	727.0±0.0	5.57±0.00	0.00	100
0.5 %	705.3±0.2	726.4±0.6	5.52±0.11	-0.05	99
1.0 %	704.9±0.1	725.0±0.7	5.69±0.24	0.12	102
2.5 %	704.8±0.4	724.0±0.3	6.49±0.60	0.92	116
5.0 %	705.5±0.3	725.3±0.5	6.78±0.67	1.21	123
Темно-зеленый лист, почва темная					
0 %	710.0±0.0	720.0±0.0	4.89±0.00	0.00	100
0.5 %	710.5±0.5	721.7±0.3	4.77±0.10	-0.12	98
1.0 %	711.9±0.3	721.3±0.5	4.74±0.39	-0.15	97
2.5 %	709.8±1.0	722.0±0.3	4.47±1.05	-0.52	91
5.0 %	711.4±0.4	725.3±0.4	5.72±0.97	0.68	117

На примере спектральной кривой отражения листа с низким содержанием хлорофилла на фоне сильно отражающего грунта при 100 %-м проективном покрытии смоделированы спектры отражения, соответствующие измерениям с меньшей величиной спектрального разрешения $\Delta\lambda = 2$ и 3 нм. Результаты исследования влияния этого параметра, а также разных процедур вычисления первой производной на расчетную величину содержания хлорофилла показаны в табл. 5. При уменьшении спектрального разрешения увеличиваются отклонения от величины содержания хлорофилла, измеренной химическим методом (строчки 1, 2). Это отклонение, очевидно, обусловлено уменьшением объема информации за счет сокращения количества значений в числовом массиве, описывающем спектральную кривую отражения (при уменьшении спектрального разрешения увеличивается шаг считывания информации) [2]. Подтверждением этого предположения является уменьшение величины отклонения для расчетов с исключением процедуры сглаживания (строчки 4, 5). Последняя уменьшает объем информации за счет частичного смешивания значений для соседних отсчетов на сглаживаемых участках. Увеличение точности определения в про-

Таблица 5. Расчет содержания хлорофилла в листе по спектрам отражения с различным спектральным разрешением и различными алгоритмами обработки данных (концентрация, определенная химическим методом, равна 1.94 мг/дм²)

$\Delta\lambda$, нм	Положение максимумов в графике первой производной		Концентрация хлорофилла*		Δ , %
	λ_1 , нм	λ_2 , нм	$C_{\text{хл}}$, мг/дм ²	Δ_{p-x} , аб. ед.	
1	701	723	1.89	0.00	100
2	700	720	2.47	0.58	131
2	702	720	2.36	0.47	125
2	702	720	2.22	0.33	117
2	702	722	2.19	0.30	116
3	701	722	1.91	0.02	100

Строчки 1, 2 — предварительное скользящее сглаживание по 5 точкам, вычисление производной при аппроксимации полиномами второй степени по 5 точкам; 3 — сглаживание то же, вычисление производной при аппроксимации полиномами третьей степени по 5 точкам; 4 — без сглаживания, полиномом второй степени по 5 точкам; 5, 6 — без сглаживания, полиномом третьей степени по 5 точкам; Δ — отличия от результата, полученного при спектральном разрешении 1 нм

цедурах без сглаживания указывает на то, что основной помехой является не уровень шумов, а недостаточный объем информации. Сравнение результатов при использовании для вычислений полиномов второй и третьей степени показывает, что при разрешении 2 нм и сглаживании немного лучший результат дает применение полинома третьей степени. При исключении сглаживания величина отклонения от варианта с высоким разрешением (1 нм) практически одинакова для обоих способов вычисления. В этом случае различия частотных характеристик числовых фильтров, описываемых полиномами второй и третьей степени [4], не оказывает влияния на результаты. Уменьшение разрешения до 3 нм вызывает дальнейшее снижение точности при использовании полиномов второй степени (результаты не показаны). Применение полинома третьей степени позволяет существенно улучшить результат. Из этого следует, что в случае использования числового массива, размер которого не обеспечивает достаточную точность аппроксимации спектрального контура, эффективнее работает более высокочастотный числовые фильтр, каковым является полином третьей степени. Повышение эффективности, возможно, обусловлено более точной настройкой на максимум первой производной.

Проведенный анализ позволяет сделать ряд важных заключений. Точность измерений содержания хлорофилла мультиспектральными приборами мо-

жет быть существенно повышена за счет подбора параметров прибора. Дальнейшее повышение точности, в особенности при зондировании оптически гетерогенных объектов, может быть достигнуто путем введения поправок на отражение почвы, метод вычисления которых может быть основан на использовании имитационных моделей.

Информация, получаемая с помощью спектрометров с высокой разрешающей способностью, более устойчива к помехам, вносимым оптической гетерогенностью объекта измерения, но более чувствительна к уровню высокочастотных шумов.

Пользуясь результатами настоящей работы, можно выбирать аппаратуру, адекватную поставленной задаче. Для систем «изображающей» спектроскопии оказывается возможным выбирать режим эксплуатации аппаратуры, позволяющий достичнуть максимального эффекта.

1. Кочубей С. М., Кобец Н. И., Шадчина Т. М. Спектральные свойства растений как основа методов дистанционной диагностики. — Киев: Наук. думка, 1990.—136 с.
2. Коробков М. Е., Кочубей С. М. Метод оценки величины шага при дифференцировании спектральных кривых с помощью ЭЦВМ // Журн. прикл. спектр.—1975.—22, вып. 6.—С. 1093—1097.
3. Кочубей С. М., Шадчина Т. М. Спосіб дистанційного визначення вмісту хлорофілу в листках монокультури рослин // Патент на винахід № 10370 від 25.12.96.
4. Сураев В. Ф., Кочубей С. М. О точности цифрового дифференцирования экспериментально измеренных спектральных контуров // Журн. прикл. спектр.—1985.—42, вып. 46.—С. 627—631.
5. Шевченко О. В., Кочубей С. М. Изменения структурной организации пигментного аппарата листьев озимой пшени-

цы в различные фазы вегетации // Физиология растений.—1993.—40, № 5.—С. 749—753.

6. Goetz A. F. High resolution imaging spectrometer (HIRIS): Science and instrument // Int. J. Imaging Systems and Technology.—1991.—3.—P. 131—143.
7. Hinzman L. D., Bauer V. E., Daughtry C. S. T. Effects of nitrogen fertilization on growthy and reflectance characteristics of winter wheat // Rem. Sens. Environ.—1986.—19, N 1.—P. 47—61.
8. Miller J. R., Hare E. W. Imaging spectrometry as a tool for botanical mapping // Proc. Int. Soc. Opt. Eng.: Vol. 834. Imaging Spectroscopy II / Ed. G. Vane, 20—21 August 1987, San Diego, 1987.—P. 108—113.

COMPARISON OF THE INFORMATION POWER OF MULTISPECTRAL IMAGING AND HIGH-RESOLUTION SPECTROSCOPY IN THE REMOTE SOUNDING OF VEGETATION COVER

S. M. Kochubei

Imitation models were used to study the distortions in the chlorophyll content estimates calculated from reflectance spectra of pumpkin leaves depending on some optical parameters of measured sample and parameters of spectral device: protective cover, soil reflectance, the level of chlorophyll concentration in leaves, light filter characteristics (half-width, passband profile, intensity at maximum, signal-to-noise ratio). These results were compared to those obtained with spectrometers with high spectral resolution. The accuracy of chlorophyll estimates with multispectral devices is shown to be very sensitive to optical heterogeneity of objects and tolerant to the level of high frequency noises. The information obtained with spectrometers of high spectral resolution is sensitive to noise level, spectral resolution, and algorithm of data treatment. The deviations of calculated chlorophyll concentrations from those determined by the chemical method depend on protective cover, soil reflectance, and chlorophyll concentration in measured leaves.

УДК 52-852

Метод експресної обробки даних моніторингу хімічного складу атмосфери

О. А. Велесь, О. В. Мороженко, А. В. Шавріна

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

Надійшла до редакції 27.10.98

Приведена методика експрес-аналізу газових складових земної атмосфери в ІЧ-ділянці спектру. Оцінені похибки визначення концентрації основних забруднюючих газів на прикладі спостережуваних та модельних спектрів, побудованих за допомогою бази даних HITRAN96. Запропонований метод може бути використаний як в глобальному, так і в локальному моніторингу для приблизних оцінок вмісту газових складових земної атмосфери.

ВСТУП

У вивченні забруднення атмосфери важливе місце займає метод дистанційного моніторингу в ІЧ- та видимій ділянках спектру з космічної платформи або шляхом спостереження з поверхні Землі. При цьому головною метою є визначення хімічного складу атмосфери, особливо тих її складових, які екологічно шкідливі або впливають на клімат.

Для екологічного моніторингу доцільно використовувати малогабаритні вібростійкі фур'є-спектрометри (див., наприклад, [4]). Такі прилади можуть працювати в стаціонарних та польових умовах, в тому числі й на борту ШСЗ. При дистанційному моніторингу за допомогою ШСЗ можна використовувати системи з двох-трьох таких фур'є-спектрометрів, які працювали б у різних вікнах прозорості. Для експрес-обробки спостережень з метою визначення концентрацій шкідливих речовин необхідне створення комп'ютерних програм, діючих в режимі реального часу.

В процесі спостережень за допомогою Фур'є-спектрометра ми отримуємо інформацію про поглинання в молекулярних смугах різних газів. Характерною властивістю молекулярних смуг поглинання є те, що вони формуються при зміні електронної, коливальної та обертальної енергії молекули. В

залежності від типу молекули і смуги поглинання структура цих смуг буде різною (від повної ізольованості окремих ліній до майже повного їх злиття). Прямий розрахунок функцій поглинання чи пропускання для газів вимагає точної інформації для кожної лінії кожного газу, і його можна здійснити тільки чисельно навіть для однорідного середовища. Врахування ж неоднорідності траси променя виконується з застосуванням потужних обчислювальних машин.

На сьогодні існує декілька фундаментальних банків даних з розрахованими параметрами ліній для багатьох молекул. Це насамперед база даних HITRAN [9], яка в останній редакції містить понад 1 мільйон ліній для 38 газів. Відмітимо також банки даних Куруца [7], SAO92 [5] та GEISA [6].

Обернена задача з визначення хімічного складу поглинаючого шару на основі аналізу експериментальних даних потребує багаторазового визначення функції поглинання з послідовним наближенням до найкращого узгодження з експериментом [11]. Аналіз досить широких ділянок спектру дуже важко здійснити без участі людини, яка коригувала б процес визначення концентрацій. Короткий огляд різних підходів до інтерпретації наземних вимірювань прямиої сонячної радіації в ІЧ-ділянці спектру та застосування методу статистичної регуляризації

для аналізу вмісту одного-двох газів у вузькій ділянці спектру міститься в роботі [3].

У деяких випадках, наприклад для пересувних лабораторій, необхідне створення простого та швидкого алгоритму для персонального комп'ютера, який працював би в широких ділянках спектру для декількох газів. Нижче ми пропонуємо саме такий алгоритм, який визначає концентрації газів за допомогою методу найменших квадратів для однорідної атмосфери.

ОПИС АЛГОРИТМУ ВИЗНАЧЕННЯ КОНЦЕНТРАЦІЙ ГАЗІВ ДЛЯ ЕКСПРЕС-АНАЛІЗУ FITFAST1

Вираз для вимірюваного сумарного світлового потоку в інтервалі частот $\Delta\nu$ можна записати у вигляді

$$f_{\Delta\nu} = \int_{\Delta\nu} \int_{\Delta x} \Phi(\nu - x) \exp(-\tau_{\nu}) d\nu dx, \quad (1)$$

де $\Phi(\nu - x)$ — апаратна функція спектрального приладу,

$$\tau_{\nu} = \int_0^L \alpha_{\nu}(l) dl$$

— оптична товщина, $\alpha_{\nu}(l)$ — коефіцієнт поглинання вздовж траси товщиною L .

У випадку малих оптических товщин можна обмежитися першими двома членами розкладу експоненти в ряд Тейлора. В цьому випадку коефіцієнт пропускання визначається за формулою

$$f_x = \int_{\Delta\nu} \Phi(\nu - x)(1 - \tau_{\nu}) d\nu, \quad (2)$$

де x — центр апаратної функції.

Для складних молекулярних спектрів внесок в коефіцієнт поглинання κ , дають багато ліній від кожного окремого газу. При припущені одно-рідності поглинаючого шару оптична товщина визначається сумою

$$\tau_{\nu} = L \sum_i^{N_g} \sum_j^{N^i} k_{\nu}^{ij} U_i, \quad (3)$$

де U_i — концентрація i -го газу, k_{ν}^{ij} — коефіцієнт поглинання j -ї лінії i -го газу в розрахунку на одну частинку, N_g — кількість газів, які складають поглинаючий шар, а N^i — кількість ліній i -го газу, які дають внесок в поглинання на даній частоті.

Врахувавши нормованість апаратної функції приладу, із (2) отримаємо

$$f_x = 1 - L \sum_i q_x^i U_i, \quad (4)$$

де

$$q_x^i = \sum_j \int_{\Delta\nu} \Phi(\nu - x) k_{\nu}^{ij} d\nu. \quad (5)$$

Сукупність рівнянь (5) для різних x є системою лінійних алгебраїчних рівнянь відносно концентрацій газів. Знаючи протяжність поглинаючого шару L , беручи значення f_x з результатів вимірювань спектрометром та обраховуючи коефіцієнти q_x^i за допомогою бази даних HITRAN, можемо отримати абсолютні концентрації газів. У випадку, якщо L не відоме, можна отримати концентрації відносно деякого газу, склад якого вважається постійним (такими газами можуть бути N_2 , O_2 , CO_2 тощо).

Ліва частина в рівнянні (5) може змінюватися від 0 до 1, а права частина може бути менше 0, тому доцільніше використовувати рівняння виду

$$- \ln f_x = L \sum_i q_x^i U_i. \quad (6)$$

Це рівняння отримується заміною в (1) виразу $\int_{\Delta\nu} \Phi(\nu - x) \exp(-\tau_{\nu}) d\nu$ на $\exp[-\int_{\Delta\nu} \Phi(\nu - x) \tau_{\nu} d\nu]$. Ця заміна коректна не тільки коли $\tau_{\nu} \ll 1$, а й при малості дисперсії τ_{ν} на проміжку $\Delta\nu$. За умови $\tau_{\nu} \ll 1$ формула (2) автоматично переходить в (6).

Для основних оптично активних газових компонентів атмосфери, де переважає розширення тиском (до висот порядку 10–15 км) справедливий лоренцівський контур лінії. В такому випадку функція k_{ν}^{ij} з формули (3) має вигляд [1]

$$k_{\nu}^{ij} = \frac{S_{ij}(T)}{\pi \alpha_{ij}(P, T) \left[1 + \left(\frac{\nu_0^{ij} - \nu}{\alpha_{ij}(P, T)} \right)^2 \right]}, \quad (7)$$

де S_{ij} , a_{ij} , n_{ij} — відповідно інтенсивність, півширина і хвильове число переходу для j -ї лінії i -го газу.

У свою чергу залежність інтенсивності та півширини лінії від температури та тиску визначається наступними співвідношеннями [2, 9]:

$$\alpha_{ij}(P, T) = \alpha_0 \left(\frac{T_0}{T} \right)^z \frac{P}{P_0}, \quad (8)$$

$$S_{ij}(T) = S_0 \left(\frac{T_0}{T} \right)^y \exp \left[\left(E_{ij} \cdot 1.442 \frac{(T - T_0)}{TT_0} \right) \right], \quad (9)$$

де α_0 , S_0 — відповідно півширина та інтенсивність лінії при $T = T_0$ та $P = P_0$, E_{ij} — енергія нижнього рівня переходу, виражена в cm^{-1} , z — степеневий коефіцієнт, індивідуальний для кожної лінії, y — коефіцієнт, рівний 1.5 для нелінійних молекул (H_2O , O_3 , CH_4 ...) та 1.0 для лінійних (CO_2 , CO ...). Ці параметри для кожної лінії містяться в базі даних HITRAN.

Апаратна функція фур'є-спектрометра ГАО НАН України, виміри якого використовувалися, є дуже добрим наближенням до трикутної з півшириною $w = 2 \text{ cm}^{-1}$ [4]. При цьому вираз (5) зводиться до

Таблиця 1. Похибки визначення вмісту Z газів для трас 200 м та 2 км

Газ (2400—2900 см ⁻¹)	Середня концентрація ρ , мг·м ⁻³	Z , мг·м ⁻³ _{CM} (L = 2 км)	ΔZ , %		Z , мг·м ⁻³ _{CM} (L = 200 м)	ΔZ , %	
			При середніх концентраціях	При перевищенні в 10 разів		При середніх концентраціях	При перевищенні в 10 разів
H ₂ O	5000	10 ⁹	10		10 ⁸	6	
CO ₂	750	1.2·10 ⁸	12	5	1.2·10 ⁷	7	3
N ₂ O	0.5	10 ⁵	3	2	10 ⁴	2	4
CH ₄	1.235	2.5·10 ⁵	4	4	2.5·10 ⁴	4	4
SO ₂	0.05	10 ⁴	84	31	10 ³	187	27
HCl	0.005	10 ³	250	17	10 ²	205	3
H ₂ CO	0.003	600	54	30	60	210	30

вигляду

$$q_x^{ij}(w, S_{ij}, \alpha_{ij}, x_0) = \frac{S_{ij}\alpha_{ij}}{\pi w^2} \int_{-w}^w \frac{(w - |v|)dv}{\alpha_{ij} + (x_0 - v)^2}, \quad (10)$$

де x_0 — відстань між центром ліній та центром апаратної функції. У такому випадку інтеграл в (10) можна взяти аналітично, що спрощує розрахунки. Основними вхідними даними є теоретичні характеристики молекулярних ліній з бази даних HITRAN та експериментальні коефіцієнти поглинання (або пропускання) для земної атмосфери в ІЧ-ділянці спектру.

Визначення елементів матриці даних q , кількість стовпців якої дорівнює кількості відібраних газів, а рядків — кількості експериментальних точок спектру, здійснюється методом накопичення внеску всіх ліній. Для всіх цих точок обраховуються функції типу (10) з відповідними x_0 . Набір отриманих значень додається до відповідних величин матриці q згідно з тим газом, до якого належить дана лінія.

Оскільки кількість експериментальних точок набагато більша за кількість газів, а число рівнянь (6) більше за кількість невідомих, то для розв'язку використовувався метод найменших квадратів (МНК). При цьому мінімізувався вираз

$$\sum \left[\ln f_x + l \sum_i q_x^i \cdot U_i \right]^2, \quad (11)$$

де сумування ведеться по всіх експериментальних точках.

Система рівнянь (10) приводилася до нормальної і розв'язувалася методом Гаусса. В результаті отримувалися концентрації газів.

ТЕСТУВАННЯ ПРОГРАМИ ЗА ДОПОМОГОЮ МОДЕЛЬНИХ СПЕКТРІВ

Для тестування програми було використано дві ділянки спектру, розраховані за допомогою програми FLUX-G для трас 200 м, 2 км та 20 км. Дані

програма слугує для прямого розрахунку з урахуванням тонкої структури спектру густини потоку (інтенсивності) власного випромінювання та поглинання атмосфери на однорідному оптичному шляху з постійною температурою і тиском вздовж траси довільної довжини, а також з постійною концентрацією всіх атмосферних газових складових. Ми виявили можливість аналізу за допомогою даної програми для визначення концентрацій газів H₂O, CO₂, N₂O, CH₄, SO₂, HCl, H₂CO для ділянки 2400—2900 см⁻¹, та молекул H₂O, N₂O, CH₄, HF для ділянки 4000—4500 см⁻¹.

Оскільки алгоритм програми FITFAST1 припускає малістю оптичної товщини в спектрі досліджуваного газу, то точність визначених концентрацій для кожної смуги кожного газу залежить від концентрації і заданої довжини траси. В табл. 1 і 2 ми приводимо величину похибки визначення вмісту газів для двох вибраних спектральних діапазонів при різних модельних трасах. Під похибкою визначення ми розуміємо відношення абсолютної різниці кількості отриманого та заданого в моделі значення до заданого. Приведені також похибки визначення при перевищенні концентрацій в 10 разів над середніми для деяких шкідливих складових на трасі 200 м та 2 км, які можна очікувати при викидах промислових підприємств. З табл. 1 видно, що для реєстрації SO₂, HCl, H₂CO в діапазоні 2400—2900 см⁻¹ можна використовувати довгі траси при нормальніх концентраціях або малі траси при потужних викидах цих речовин, тоді як для CH₄ добре результати отримуються на коротких трасах. В діапазоні 4000—4500 см⁻¹ доцільні спостереження на ще коротших трасах (в декілька сот метрів) для N₂O, CH₄, HF. Фрагмент модельного спектру для траси 2 км показаний на рис. 1. Суцільна лінія — модельний спектр, розрахований програмою FLUX-G (імітація спостережного), точки — модельний спектр з концентраціями, підібраними програмою FITFAST (табл. 1). Систематичний зсув між модельним та підібраним спектром зумовлений вико-

Таблиця 2. Похиби визначення вмісту газів для спостережного та модельного спектрів для траси 20 км

Газ (2500—2750 см^{-1})	Спостереження		Модель		
	$Z, \text{ мг} \cdot \text{м}^{-3} \text{ см}$	$\Delta Z, \%$	Z		$\Delta Z, \%$
			середня концентрація, $\text{мг} \cdot \text{м}^{-3}$	на трасі 20 км, $\text{мг} \cdot \text{м}^{-3} \text{ см}$	
H_2O	$3.2 \cdot 10^9$	9	1600	$3.2 \cdot 10^9$	20
N_2O	$1.36 \cdot 10^6$	17	0.68	$1.36 \cdot 10^6$	1.5
CH_4	$2.47 \cdot 10^6$		1.235	$2.47 \cdot 10^6$	0.3
SO_2	$< 10^6$		0.05	10^5	8

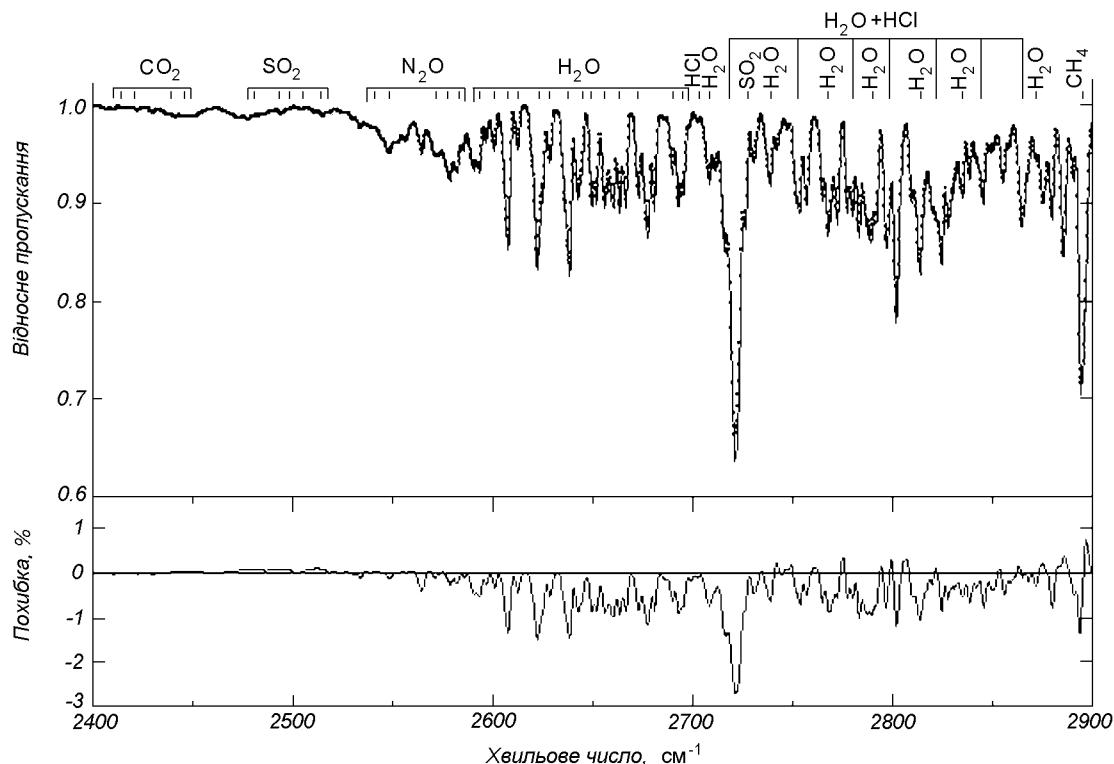


Рис. 1. Фрагмент модельного спектру для траси 2 км. Суцільна лінія — модельний спектр, розрахований програмою FLUX-G (імітація спостережного), точки — модельний спектр з концентраціями, підібраними програмою FITFAST (табл. 1)

ристанням лінійного наближення в алгоритмі визначення концентрацій (2).

ЗАСТОСУВАННЯ ПРОГРАМИ FITFAST1 ДЛЯ РЕАЛЬНИХ СПОСТЕРЕЖЕНЬ

Ми обрали ділянку спостережуваного спектру в діапазоні частот 2550—2750 см^{-1} . В цій ділянці база даних HITRAN містить близько 15000 ліній дев'яти газів. П'ять з цих газів мають дуже слабкі лінії поглинання, тому в процесі аналізу вони були

виключені з подальшої роботи. В результаті обробки програмою FITFAST1 було визначено вміст вздовж траси для 4 газів: H_2O , N_2O , CH_4 , SO_2 , причому водяна пара мала найпотужніші лінії майже на всій ділянці, внаслідок чого для двоокису сірки SO_2 визначена лише верхня межа вмісту. Для визначення середньої концентрації була виконана оцінка довжини траси за допомогою спектру молекули CO_2 , вміст якої можна припустити постійним. З отриманими значеннями близько 20 км був побудований модельний спектр пропускання за допомогою програми FLUX-G. Результати порівняння

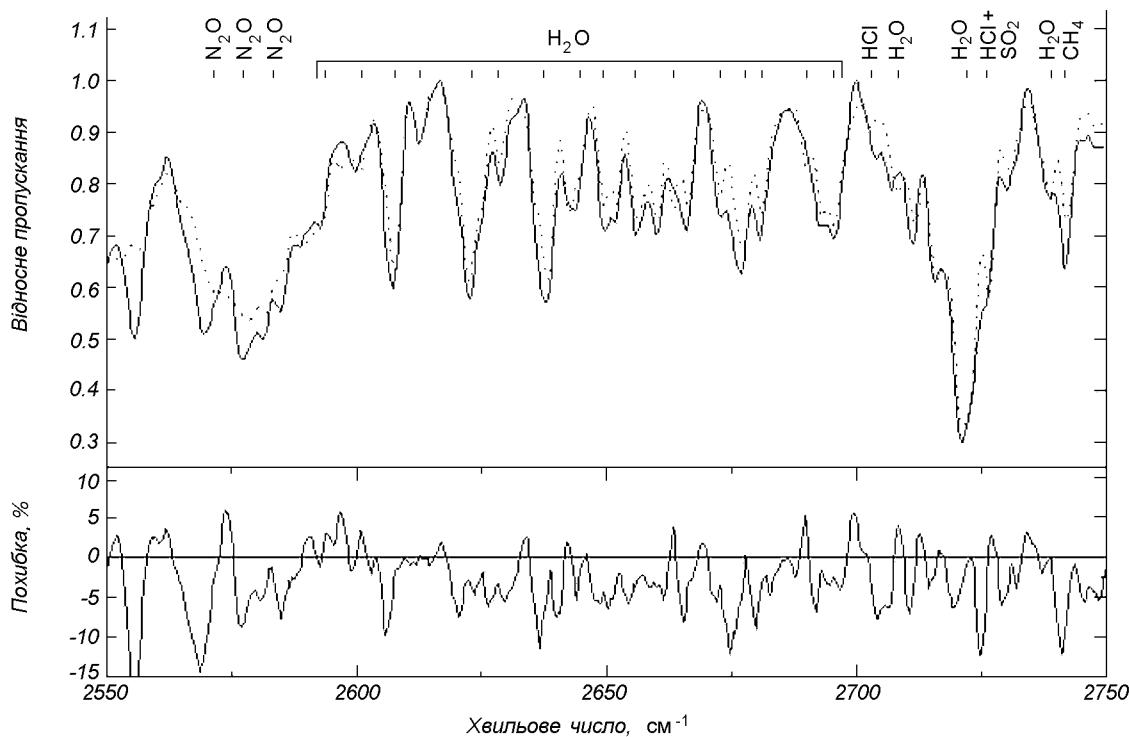


Рис. 2. Фрагмент спостережного та модельного спектрів для траси 20 км. Суцільна лінія — спостережний спектр, точки — модельний спектр, розрахований програмою FLUX-G з концентраціями, підібраними програмою FITFAST (табл. 2)

приведені на рис. 2, де суцільною лінією показано спостережний спектр поглинання, а точками — модельний спектр FLUX-G. Різниця цих графіків приведена в нижній частині рисунка.

Аналіз результатів свідчить про досить добре узгодження з експериментом на ділянці 2600—2750 см⁻¹, де переважають лінії водяної пари. Похибка визначення концентрації H₂O складає близько 7 %. В діапазоні 2550—2600 см⁻¹ розбіжності сягають 17 %. Таку відмінність можна пояснити неточністю приведення до сонячного континууму а також неточністю або неповного бази HITRAN. Тому для N₂O похибка становить 15—20 %.

З метою оцінки похибок алгоритму програми автоматичного визначення концентрацій було виконано аналіз модельного спектру з реальним вмістом цих газів для траси 20 км на тій же спектральній ділянці.

Припускаючи перевищення концентрацій забруднюючих газів в два рази внаслідок будь-яких викидів ми також оцінили похибки визначення вмісту.

Визначені відносні об'ємні концентрації для цих газів приведені в табл. 1 для спостережуваного і змодельованого спектру.

АНАЛІЗ ПОХИБОК

Досяжна точність визначення концентрації у загальному випадку залежить від числа зручних (вибраних) для аналізу спектральних ділянок. Для деяких газів точність тим вище, чим ширше використаний діапазон спектру, для інших точність збільшується, якщо ми відбираємо для аналізу вужчі діапазони, але з меншим блендуванням лініями інших газів. Похибки складаються з сумарних похибок спостережуваного спектру, неточності прийнятої моделі утворення спектру, а також неточності спектроскопічних даних. Сильне перекриття ліній різних газів і невраховане поглинання в деяких смугах не дозволяє коректно провести континуум в спостережуваному спектрі при використанні модельного синтетичного спектру.

Спектр, отриманий нами в процесі натурних досліджень перших іспитів фур'є-спектрометра з відношенням сигналу до шуму $S/N \geq 100$, може містити похибки вимірювань до 10 %. Прийняття одношарової моделі для нахиленого шляху в атмосфері може давати похибки до 10—20 % для різних газів. Неточність бази даних HITRAN96 вміщує як помилки спектроскопічних констант, які беруть

участь в розрахунку положення та інтенсивності ліній, так і неповноту врахування ефектів тиску в суміші газів. Ці похибки можуть досягати 10 % і більше [8, 10].

Помилки спектральної бази відсутні при аналізі модельного спектру (для побудови спектру та його аналізу використовуються одні і ті ж дані для ліній), залишаються відмінності різних моделей утворення спектру двох програм FLUX-G та FITFAST1. При довгочасових спостереженнях є сенс розділити похибки на випадкові та систематичні. Так, помилки, які зумовлені неточністю бази даних та неточності прийнятої моделі можна віднести до систематичних. В такому випадку відносна точність змінних концентрацій газів буде вищою. Також можливе підвищення відносної точності при визначенні концентрації деякого газу по відношенню до іншого, вміст якого можна вважати постійним (наприклад CO₂).

На закінчення відмітимо, що цей метод може забезпечити визначення хімічного складу атмосфери з відносно низькою точністю (5–10 %). Його доцільно використовувати для експрес-обробки спостережень та при моніторингу у випадках активності вибраних джерел забруднень у польових умовах.

Робота підтримана грантом ДФФФ Міністерства з питань науки та технологій 6.4/49.

1. Гуди Р. М. Атмосферная радиация. — М.: Мир, 1966.— 522 с.
2. Зуев В. Е. Распространение видимых и инфракрасных волн в атмосфере. — М.: Сов. радио, 1970.—496 с.
3. Мироненков А. В., Поберовский А. В., Тимофеев Ю. М. Методика интерпретации инфракрасных спектров прямой солнечной радиации для определения общего содержания атмосферных газов // Изв. АН СССР. Физика атмосферы и океана.—1996.—32, № 2.—С. 207—215.
4. Мороженко О. В., Сосонкін М. Г., Шавріна А. В., Іванов Ю. С. Проблеми дистанційного моніторингу глобальних

змін газової складової земної атмосфери // Космічна наука і технологія.—1995.—1, № 2—6.—С. 3—17.

5. Chance K., Jucks K. W., Johnson D. G., Traub W. A. The Smithsonian Astrophysical Observatory Database SAO92 // J. Quant. Spectrosc. and Radiat. Transfer.—1994.—52, N 3/4.—P. 447—457.
6. Jacquinet-Husson N., Scott N. A., Chedin A. et al. The GEISA system in 1996: towards an operational tool for the second generation vertical sounders radiance simulation // J. Quant. Spectrosc. and Radiat. Transfer.—1998.—59, N 3—5.—P. 511—527.
7. Kurucz R. L. The Kurucz atomic and molecular database.—1995.—6p // Prepr., Harvard-Smithsonian Center for Astrophysics, N 4080.
8. Rinsland C. P., Goldman A., Murcray F. J., et al. Infrared spectroscopic measurements of the ethane (C₂H₆) total column abundance above Mauna Loa, Hawaii—seasonal variations // J. Quant. Spectrosc. and Radiat. Transfer.—1994.—52, N 3/4.—P. 273—279.
9. Rothman L. S., et al. The HITRAN molecular database: edition of 1991 and 1992 // J. Quant. Spectrosc. and Radiat. Transfer.—1992.—48, N 5/6.—P. 469—509.
10. Strow L., Tobin D. C., McMillan W. W., et al. Impact of a new water vapor continuum and line shape model on observed high resolution infrared radiances // J. Quant. Spectrosc. and Radiat. Transfer.—1998.—59, N 3/5.—P. 303—318.
11. Valenti J. A., Piskunov N. E. Spectroscopy made easy: A new tool for fitting observations with synthetic spectra // Astron. and Astrophys. Suppl. Ser.—1996.—118.—P. 595—603.

EXPRESS METHOD FOR THE TREATMENT OF THE ATMOSPHERE CHEMICAL COMPOSITION MONITORING DATA

A. A. Veles, O. V. Morozhenko, and A. V. Shavrina

We present an express method for the analysis of gas component in the Earth atmosphere in the infrared region for the thin optical layer approximation. The procedure of automatic fitting is checked using model as well as observed spectra. The accuracy of the method is estimated for the principal contaminating gases with the help of synthetic model spectra and Data Bank HITRAN 92. The method is shown to be promising in the global and local monitoring of gas pollutants in the Earth atmosphere.

УДК 517.9+62-503.55

Математическое и оптимизация буровым в экстремальных моделирование процесса отбора пробы среды роботом-информатором условиях Марса

А. А. Цокуренко

Херсонський державний технічний університет

Надійшла до редакції 01.10.98

Робота містить в собі постановку задачі розрахунку руху сипучого середовища в пристрій з складною геометрією та її розв'язання методами імітаційного моделювання і кінцевих елементів. Математична модель середовища розглядається як в'язко-пластична і містить фізичні та геометричні нелінійності, які зумовлюють поведінку середовища як рідини, так і твердого тіла. Задача розглянута в розтині оптимізації функціональних характеристик, які обумовлюють процес. Отримано принципово нові результати і залежності. Алгоритми оптимізації пройшли успішну апробацію в наукових космічних експериментах.

Основные задачи робота-информатора в ходе буро-
вого космического эксперимента, состоят в интер-
претации и идентификации свойств объекта по
косвенным данным. Кроме того, решению подлежат
задачи:

- отбора пробы грунта в виде сипучей буровой
мелочи в керноприемную полость грунтозабор-
ного устройства (ГЗУ);
- сохранение структурного строения и стратифи-
кации пробы.

Отбираемая проба, согласно требованиям последу-
ющего химического флюоресцентного анализа в
бортовой лаборатории, должна иметь фракционный
состав с размерами частиц сипучей смеси $d < 100$ мкм. Такая среда обладает известными физи-
ко-механическими свойствами, что позволяет смо-
делировать динамику среды в ГЗУ и выбрать такие
функциональные характеристики бурового робота-
информатора (БРИ), которые оптимизируют скоро-

сть отбираемой пробы Q и степень ее перемешива-
емости δ .

Среда при ее взаимодействии со стенками поло-
сти ГЗУ и шнекового транспортера, может в зави-
симости от условий напряженного состояния в рас-
сматриваемой точке проявлять вязкостно-пластиче-
ские свойства [4]. При достижении в ней некоторо-
го предельного напряжения сдвига τ_0 возникает
текущее состояние среды [2]:

$$\tau = \tau_0 + \mu \cdot \delta\epsilon / \delta\tau, \quad \tau > \tau_0. \quad (1)$$

При $\tau < \tau_0$ среда ведет себя как твердое тело [4],
так как $\delta\epsilon / \delta\tau = 0$. Напряженное состояние течения
среды характеризуется тензором напряжений τ_{ij} и
тензором деформаций ϵ_{ij} , которые в зависимости
от условий нагружения и их значений описывают
различное состояние (гидродинамическое, твердого
вязко-пластического тела) среды. Конкретные зна-

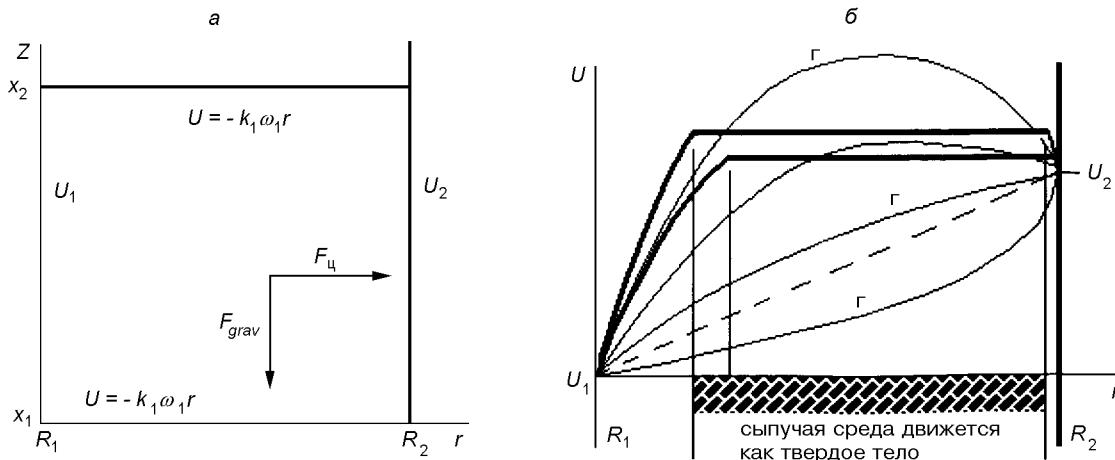


Рис. 1. Задача отбора сыпучей среды с помощью ГЗУ: *а* — граничные условия, соответствующие различным значениям режимных параметров; *б* — сравнение решений гидродинамической модели (тонкие линии) и вязко-пластической модели (1) (жирные линии)

чения параметров, входящих в (1), определялись на основе методики [5] по аналогам, рекомендованным ГЕОХИ им. В. И. Вернадского АН СССР:

$$\mu = 4.85 \cdot 10^4 \text{ Н} \cdot \text{с}/\text{м}^2; \quad \tau_0 = 3.5 \cdot 10^4 \text{ Н}/\text{м}^2.$$

На среду действуют массовые силы ρg , силы поверхностного взаимодействия на контактах «среда—ГЗУ» и создаваемый на груди забоя подпор давления P . Изменяя значения режимных параметров работы БРИ и ГЗУ (рис. 1, *а*), можно реализовать различные (в рамках допустимого диапазона) режимы движения отбираемой пробы грунта в керноприемной полости ГЗУ (рис. 1, *б*).

Процесс движения сыпучей среды зависит от целого ряда параметров: угловых скоростей вращения ω_1 и ω_2 , развиваемых на шнековом транспортере и рабочем органе (РО), скорости подачи РО V , параметров среды ρ , φ_{in} , μ , τ_0 , конструктивных параметров ГЗУ, в частности угла наклона реборды α , коэффициентов трения k_1 и k_2 на контактах «среда—реборда ГЗУ» и «среда—внутренняя полость ГЗУ», гравитации G и некоторых других параметров, влияние которых принципиально не может быть учтено в лабораторных условиях. В силу этого исследование допустимых решений сформулированной задачи возможно только при комплексном использовании математического моделирования и натурного эксперимента.

В основу исследования процесса был положен метод имитационного моделирования на ЭВМ (программа KERN, метод конечных элементов [3]) совместно с натурными экспериментами. Этот подход позволил уже на первом этапе исследований

уточнить математическую модель процесса с помощью моделирования механизма очистки скважины [5].

Моделирование работы ГЗУ выполнено для условий стационарного (квазистационарного) режима. Последнее условие позволяет рассматривать модель движения сыпучей среды в сечении окна шнекового транспортера, предполагая ее движение в ГЗУ вдоль координаты, направленной по реборде (рис. 1, *а*). Тогда движение среды со скоростью $U(r, z)$ можно представить как однородное в цилиндрической системе координат (r, Z) в виде

$$\frac{\partial^2 U}{\partial x^2} + \frac{\partial}{\partial x}(U/x) + \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} = \frac{\text{grad}P}{\mu\rho}, \quad (2)$$

где P — давление отбираемой ГЗУ среды, развивающееся на груди забоя, т. н. давление подпора. При этом (2) удовлетворяет реологическим условиям текучести среды:

$$\frac{\partial U_i}{\partial z_j} \tau = \tau_0 + \mu(p), \quad i, j = 1, 2, \quad (3)$$

с граничными условиями (рис. 1)

$$\begin{aligned} U_1 &= k_1 R_1 \omega_1, \quad U_2 = k_2 R_2 \omega_2 \quad \text{при } z \in (z_1, z_2), \\ U_1 &= k_1 r \omega_1 \quad \text{при } r \in (R_1, R_2), \quad z = z_1, z_2 \end{aligned} \quad (4)$$

при различных значениях параметров ω_1 , ω_2 , α , ρ , φ_{in} , μ , τ_0 , V , k_1 , k_2 , G [1]. Здесь индексами 1 и 2 обозначены параметры транспортера ГЗУ и РО БРИ соответственно.

На основании анализа реализации возможных видов движения среды в керноприемной полости

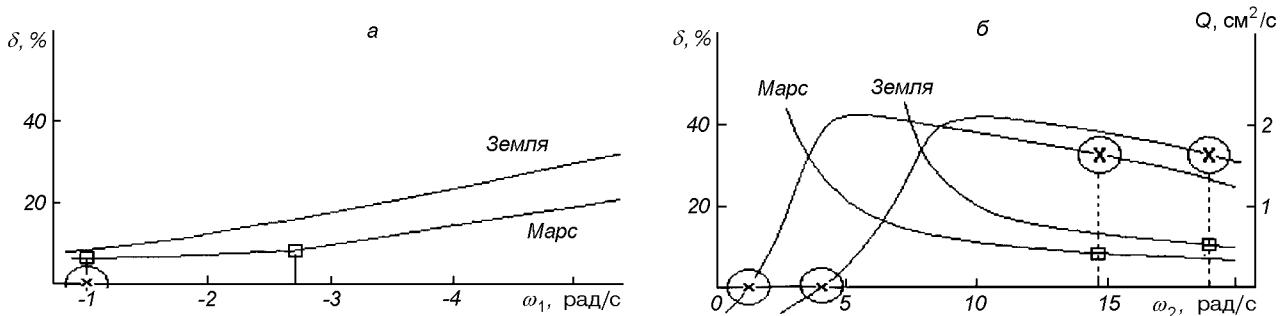


Рис. 2. Значения Q и δ в различных условиях гравитации: a — от ω_1 ; b — от ω_2 . Параметрами без штрихов отмечены зависимости, полученные для земных условий, со штрихами — для условий гравитации Марса

был сформулирован критерий K_{st} оценки степени сохранения структуры и стратификации пробы грунта в виде сыпучей буровой мелочи. Он определяется как отношение установившихся потоков среды в положительном и отрицательном направлениях ее движения, где за положительное направление принято направление забора [5]:

$$K_{st} = \frac{\int U^-(r, z)dS}{\int U^+(r, z)dS} = -\frac{s^-}{s^+}, \quad \delta \equiv K_{st}, \quad (5)$$

где $S^+ + S^- = (z_2 - z_1)(R_2 - R_1)$, $U^- \equiv U$ при $U \leq 0$; $U^+ \equiv U$ при $U > 0$; S — сечение окна шнекового транспортера.

При варьировании параметров [1]: ω_1 , ω_2 , V , n_z , g были получены величины, позволяющие количественно характеризовать динамику движения сыпучей среды в керноприемной полости ГЗУ: высота столба отбираемой пробы W , скорость потока среды Q и степень ее перемешиваемости δ для различных конструкций ГЗУ, определяемые количеством реборд n_z и условиями гравитации g . Расчеты показали (рис. 1, б), существенное различие решений для гидродинамической и вязко-пластической [2] моделей при тех же значениях исходных данных. На рис. 2, а приведена характерная картина динамики забора сыпучей среды и коэффициента перемешиваемости при соотношении угловых скоростей вращения РО и транспортера ГЗУ:

$$|-\omega_1/\omega_2| \approx 1, \quad \omega_1 < 0, \quad \omega_2 > 0, \quad \omega_2 = 6 \text{ rad/c.}$$

Как показали исследования, при изменении ω_1 от -1 rad/c до 6 rad/c наблюдается эффект «запирания» керноприемной полости, который характеризуется резким уменьшением величины забора Q сыпучей среды. Для земных условий, $g = 9.87 \text{ m/c}^2$, этот эффект имеет место при значениях режимных

параметров $\omega_1 \approx -3 \text{ rad/c}$, в то время как для условий Марса

$$g = 3.72 \text{ m/c}^2, \quad \omega_1 \approx -5 \text{ rad/c.}$$

В расчетах (рис. 2, а) представлены результаты, описывающие однозаходный шнековый механизм ГЗУ, $n_z = 1$, при значениях остальных параметров: $\omega_2 = 5 \text{ rad/c}$; $V = 1 \dots 0.009 \text{ m/c}$; $k_1 = 0.05$; $\alpha = 5^\circ \dots 35^\circ$; $k_2 = 0.05 \dots 0.3$.

Характер кривых на рис. 2, б позволяет наглядно представить эффект «запирания» при критическом соотношении угловых скоростей вращения РО и ГЗУ. При уменьшении ω_2 значение Q после небольшого увеличения, объясняющегося уменьшением отбора шлама при очистке скважины и соответственно увеличением подпора давления на груди забоя, резко уменьшается, что соответствует конкретным значениям ω_2 (отмечено на графике).

Режимы забора среды, соответствующие величине столба керна, равного глубине бурения ($W = 1$), принятого согласно требованиям НКЭ за оптимальный, при минимуме значений показателя перемешиваемости δ отмечены на графике, а их значения равны: $\omega_2 = 19 \text{ rad/c}$ для Земли и $\omega_2 = 15 \text{ rad/c}$ для Марса при расчетной величине потока в ГЗУ равной $Q = 1.9 \cdot 10^{-6} \text{ m}^3/\text{c}$.

Расчеты, представленные на рис. 2, б, выполнены для двухзаходного шнека, $n_z = 2$, как соответствующего лучшим показателям отбора по сравнению с аналогичными для $n_z = 1$.

При проведении расчетов отдельно исследовалось влияние условий гравитации на процесс забора сыпучей среды и выбор оптимальных соотношений его кинематических параметров. Как видно из рис. 2, б, уменьшение величины забора среды Q имеет ярко выраженный характер и функционально связано не только с кинематическими параметрами ω_1 , ω_2 , но также зависит от g . На рис. 2

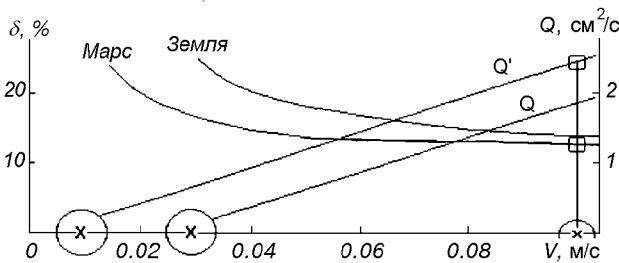


Рис. 3. Зависимости Q и δ от скорости V подачи РО в различных условиях гравитации

приведены сравнительные расчеты забора и перемешиваемости сыпучей среды. При этом величина δ так же, как и Q , существенно зависит от условий гравитации и с уменьшением величины g также уменьшается, сохраняя гиперболический вид зависимости от ω_2 .

В результате обработки и интерпретации численных результатов получена общая закономерность для отношения кинематических параметров процесса забора сыпучей среды (рассматриваемого фракционного состава) ω_1/ω_2 , которая заключается в том, что:

- модуль отношения $|\omega_1/\omega_2|$ определяет режим «запирания» ГЗУ;
- критическое значение модуля не зависит от условий гравитации, при которых применяется БРИ (при условии, что БРИ закреплен);
- критическое значение модуля отношения равно $|\omega_1/\omega_2| \approx 0.5$.

Аналогичная картина динамики среды наблюдается при варьировании ω_2 при выполнении критического отношения $|\omega_1/\omega_2|$. Значения исходных параметров для расчетов на рис. 2 составляли: $v = 0.005$ м/с; $\omega_1 = -1$ рад/с; $\alpha = 15^\circ$.

Обоснование достоверности полученных результатов проводилось на основе сравнения лабораторных и натурных экспериментов при варьировании допустимых параметров, определяющих математическую модель исследуемого процесса. В частности, лабораторные эксперименты позволили определить (при активном использовании результатов расчетов) рациональные значения угловой скорости ω_2 вращения РО, которая для земных условий близка к $\omega_{2\text{exp}} \approx 20$ рад/с, что достаточно хорошо согласуется с расчетным значением (рис. 2, б).

Минимальные значения показателя перемешиваемости δ в лабораторных условиях для параметров работы БРИ ($V = 3 \cdot 10^{-3}$ м/с; $\omega_1 = -3$ рад/с; $\omega_2 =$

$= 6$ рад/с) и минимуме угла наклона α реборды транспортера ГЗУ при $n_z = 2$ равнялись:

$$\begin{aligned} \delta_{\min} &= 5 \% & \text{при } \alpha = 11^\circ; \\ \delta_{\min} &= 2.5 \% & \text{при } \alpha = 15^\circ. \end{aligned}$$

Другим экспериментом, подтверждающим достоверность результатов расчета по программе KERN, является эксперимент, определяющий минимальную величину скорости подачи инструмента V , при которой происходит забор пробы среды. Ее величина в эксперименте равнялась $V_{\text{exp}} = 3 \cdot 10^{-3}$ м/с, что также хорошо согласуется с расчетными данными (рис. 3). При этом забор Q и величина перемешиваемости δ отражают следующие закономерности:

- с увеличением скорости V величина потока Q увеличивается линейно, а перемешиваемости δ — асимптотически нелинейно;
- уменьшение величины сил гравитации благоприятно сказывается на параметрах процесса забора Q и δ , выражющееся как в их количественных показателях, так и в уменьшении предельных значений параметров, определяющих «запирание» керноприемной полости ГЗУ.

Результаты расчетов сопоставлялись также с результатами экспериментов по влиянию условий гравитации, выполнение которых проводилось в условиях невесомости на базе летающей лаборатории АН-76 в условиях свободного падения (время эксперимента до 80 с), что позволило оценить адекватность математической модели изучаемому процессу.

Таким образом, расчеты по отбору пробы сыпучей среды с помощью ГЗУ типа «шнековый транспортер» методом численного эксперимента позволили определить влияние параметров ω_1 , ω_2 , V , n_z и g на процесс, определяемый характеристиками Q и δ . В результате расчетов, кроме перечисленных выше закономерностей, определен механизм динамики сыпучей среды в ГЗУ шнекового типа, который включает как описание вязко-пластической модели среды, так и граничные условия (силы трения на контактах, подпор давления) и нагрузки в виде массовых сил. Он позволяет с помощью управления режимными параметрами ω_1 , ω_2 и V при заданных значениях n_z и g , формировать с учетом реологических свойств среды условия ее отбора с заданными оптимальными значениями параметров Q и δ .

На основании серии расчетов по программе KERN были определены следующие диапазоны значений режимных функциональных характеристик, обеспечивающие необходимый объем отбираемой пробы среды с минимальной величиной ее

перемешиваемости как показателя сохранения структуры исследуемого геологического объекта:

для Земли	для Марса
$g = 9.87 \text{ м/с}^2;$	$g = 3.72 \text{ м/с}^2;$
$ -\omega_1/\omega_2 \approx 0.5$ при $\omega_1 < 0; \omega_2 > 0$	
$\omega_2 = 19 \text{ рад/с};$	$\omega_2 = 15 \text{ рад/с};$
$V_{kp} = 2.5 \cdot 10^{-3} \text{ м/с};$	$V_{kp} = 3 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}$

в диапазоне скоростей подачи РО $V = 0.001$ — 0.01 м/с.

1. Алимов О. Д., Фролов А. В., Цокуренко А. А. и др. Исследование свойств горных пород Венеры по результатам бурения. — Фрунзе: Илим, 1987.—109 с.
2. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газа. — М.: Наука, 1973.—847 с.
3. Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов. — М.: Мир, 1979.—392 с.
4. Стажевский С. Б. Задачи деформирования сред с внутренним трением и дилатансией в горном деле: Автореф. дис. д-ра тех. наук. — Новосибирск, 1988.—38 с.

5. Фролов А. В., Цокуренко А. А. Обоснование алгоритма формирования и обработки информации бурового робота-информатора. — 1988.—53 с.—(НИЦ ИМПУЛЬС АН Кирг. CCP, № 0659).

MATHEMATICAL MODELING AND OPTIMIZATION OF MEDIUM SAMPLING BY A DRILL ROBOT-INFORMANT IN EXTREME CONDITIONS OF MARS

A. A. Tsokurenko

We formulate the problem of calculating the motion of dry substances in a device with complex geometry and describe its solution by the methods of simulating and finite elements. A viscous-plastic mathematical model of the medium includes physical and geometric nonlinearities which describe the medium behavior as a fluid and as a solid body. The problem is considered as the optimization of functional characteristics defining the process. Basically new results and relationships were obtained. The optimization algorithms were successfully tested in scientific space experiments.

УДК 629.764.023.24.028.2(477)

Универсальный космических головной ракет-носителей обтекатель

М. И. Галась, А. А. Романюта

ДКБ «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 23.07.98

Приведено огляд конструкцій головних аеродинамічних обтічників (ГАО) різних космічних ракет-носіїв (РН), призначених для комерційних пусків, перелік основних вимог до них. Зроблено висновок про перспективність застосування ГАО РН «Зеніт-2», що є універсальним для РН середнього класу у зв'язку з можливістю трансформування його розмірів до різних космічних апаратів.

В настоящее время для участия в выполнении как национальных, так и международных космических программ, Украина представлена несколькими ракетами-носителями — «Циклон», «Зенит» и др., обеспечивающими широкий спектр пусковых услуг. Вместе с тем изменяющиеся с течением времени требования со стороны заказчиков транспортных операций приводят к тому, что в процессе эксплуатации возникает несоответствие между возможностями РН и возлагаемыми на нее задачами. Самым чувствительным элементом конструкции ракеты к постоянно изменяющимся требованиям пусковых услуг является головной аэrodинамический обтекатель (ГАО), в подобтекательном пространстве (ПП) которого размещаются КА. Происходящие динамические изменения в спектре КА, предлагаемых для выведения, приводят к тому, что с одной стороны увеличиваются абсолютные значения массы КА, вплотную приближаясь к нижней границе возможностей РН тяжелого класса, а с другой — повышается удельный вес задач по доставке КА на высокие орбиты. Эти обстоятельства, а также качественно новые требования по уровню чистоты в ПП и стабильности температурно-влажностного режима в зоне размещения КА непосредственным образом затрагивают конструкцию ГАО.

Создание новых образцов ГАО на современном уровне развития ракетной техники занимает 3—5 лет и требует значительных материальных затрат. С другой стороны, в условиях разнообразия мас-

сово-габаритных характеристик современных КА и широкого диапазона параметров орбит применение унифицированного ГАО не является рациональным с точки зрения максимальной энергетической отдачи РН. Применение полногабаритной конструкции, для которой реализуется возможность размещения низкоорбитальных КА, не оправдано для КА меньших габаритов и массы, выводимых на высокие орбиты.

Таким образом, требование специализации объективно подводит к использованию в составе РН универсального назначения ГАО, обладающего способностью оптимизации основных характеристик применительно к конкретным типам КА и РН. Такой подход позволяет поддерживать характеристики РН и ГАО на уровне современных требований, сдерживать их прогрессирующую стоимость и расширять возможности пусковых услуг.

Эксплуатируемые в настоящее время РН США, России, Франции, Японии, КНР оснащаются ГАО, представляющими собой семейство конструкций с корпусами различных габаритов и формы. Такой подход учитывает требования к ГАО как со стороны КА, так и со стороны РН и позволяет расширить эксплуатационные возможности и конкурентный потенциал РН за счет применения модификаций их базовых образцов, предусматривающих комплектование обтекателями различных модификаций.

Однако более эффективным решением проблемы специализации ГАО является создание универсаль-

Рис. 1. Общий вид обтекателя

Рис. 2. Общий вид обтекателя в процессе разделения

Рис. 3. Базовый модуль ГАО

Рис. 4. Базовый модуль ГАО в процессе разделения

Рис. 5. Унифицированная система разделения продольного стыка ГАО

ной конструкции обтекателя с возможностью трансформирования объема ПП в соответствие габаритам КА, обеспечением необходимого уровня чистоты и стабильности температурно-влажностного режима в ПП. Исходя из этой концепции, был разработан ГАО для модификации ракеты «Зенит» — РН «Зенит-2», предназначенный для коммерческого использования. Общий вид обтекателя показан на (рис. 1, 2).

При создании универсальной конструкции ГАО были использованы следующие технические решения:

— конструктивная схема ГАО предусматривает сборку не из цельных продольных створок, а из цилиндрических и конических модулей, состоя-

- щих из полукольцевых фрагментов створок;
- нижний цилиндрический модуль ГАО является базовым. В его состав входят пневмосистема с исполнительными органами (пневмотолкателями) системы сброса, шарнирные узлы разворота створок при сбросе, пироустройства (пирозамки) разделения связей в поперечном стыке ГАО и РН (рис. 3, 4);
 - изменение объема ПП ГАО в соответствие конкретному КА осуществляется присоединением к базовому потребного количества цилиндрических и конических модулей;
 - система сброса обтекателя обеспечивает отделение створок с фиксированным углом разделения кинематических связей ГАО с РН в расши-

Рис. 6. Установка пневмотолкателей системы сброса и ограничителя колебаний створок

- ренном диапазоне значений продольных перегрузок, весовых и центровочных характеристик створок;
- узлы (модули) имеют автономную унифицированную систему разделения продольного стыка ГАО, состоящую из механических замков рычажно-кулачкового типа, толкателей (тянучлей), системы тяг и герметичного пиромеханизма их фиксации (рис. 5);
 - узлы (модули) имеют внутреннюю теплозащиту, которая служит для защиты КА от температурного перегрева и выполнена из тонколистового стеклотекстолита, облицованного с двух сторон алюминиевой фольгой;

- на цилиндрических модулях имеются специальные горловины для подачи термостатирующего воздуха, который попадает в ПП через специальные воздуховоды, образованные металлическими экранами и стеклотекстолитовыми перфорированными коллекторами, и обеспечивает стабильность температурно-влажностного режима в подобтекательном пространстве;
- на коническом модуле установлены обратные клапаны (заслонки), служащие для стравливания избыточного давления из ПП.

С целью увеличения «полезного» объема подобтекательного пространства, уменьшена амплитуда колебаний створок на участке их разворота за счет

введения ограничителя перемещения корпусов пневмотолкателей в направлениях, поперечных направлениям сброса створок (рис. 6).

Важным показателем конкурентоспособности РН на рынке космических транспортных операций является чистота подобтекательного пространства.

Степень чистоты ПП обусловлена допускаемым количеством загрязнений чувствительных элементов КА, вносимых элементами конструкции РН. Предельные значения этих загрязнений, заданные на молекулярном уровне и на уровне макрочастиц, регламентируют количественные характеристики допустимых норм загрязнений ПП: остаточных механических и жировых загрязнений внутренних поверхностей, количества макрочастиц, концентрации выделяющихся газов и конденсирующихся летучих веществ в воздушной среде.

Принятая для ГАО РН «Зенит-2» концепция обеспечения чистоты ПП предусматривает изготовление ГО с заданными характеристиками чистоты с последующим поддержанием и контролем достигнутого уровня на протяжении всего периода эксплуатации.

Достижение качественно нового уровня чистоты ПП, наряду со значительным объемом организационно-технических мероприятий по подготовке производства, потребовало целевого ориентированного проектирования и принятия ряда специальных конструктивных мер, основными из которых явились:

- введение в стыке ГАО и РН разделительного экрана с фильтрами тонкой очистки воздуха для изоляции внутренней полости обтекателя от загрязнений;
- применение в качестве внутренней теплозащиты тонколистового фольгированного стеклотекстолита взамен теплоизоляционных матов из базальтового волокна, используемых на базовом образце ГАО;
- введение резиновых уплотнений на самозакрывающихся крышках люков, через которые происходит подача терmostатирующего воздуха;
- применение вновь разработанных пиромеханизмов и пирозамков, срабатывающих в герметичном объеме и исключающих выброс продуктов срабатывания в ПП;
- исключение ЛКП и герметика на внутренних поверхностях ГАО;
- введение на коническом модуле обратных клапанов, обеспечивающих стравливание избыточного давления из ПП и исключающих попадание в него атмосферных загрязнений.

Температурно-влажностный режим полости ГАО РН «Зенит-2» обеспечивается постоянной подачей очищенного воздуха, расход, температура и влаж-

ность которого определяются термическим сопротивлением оболочки ГАО, внешними климатическими условиями и тепловыми характеристиками КА.

Присоединение магистралей воздуха осуществляется через специальные горловины, предусмотренные в корпусах цилиндрических модулей. Задача ограничения скорости терmostатирующего воздуха на поверхности КА решается установкой на выходе из горловин перфорированных коллекторов, а также отведением части потока специальными воздуховодами в направлении обтекания КА.

Полученная в процессе проектирования степень унификации и конструктивно-технологической преемственности, проведенные наземные и летные испытания базовых образцов ГАО позволяют в настоящее время свести к минимуму время разработки КД, изготовление и объем экспериментальной отработки новых конфигураций, что в полной мере проявилось при реализации программы «Глобалстар», предполагающей одновременное размещение в ПП ГАО 12 КА связи фирмы «Лорал» США и выведение их РН «Зенит-2» на околоземную орбиту.

Высокий уровень адаптации к различным условиям применения делают обтекатель, разработанный ГКБ «Южное», также перспективным для применения в составе других РН среднего класса, независимо от их диаметра, при этом обеспечение соответствующих интерфейсов для стыковки к РН обтекателей на базе ГАО «Зенит-2», в том числе надкалиберных и подкалиберных конфигураций, достигается дооснащением ГАО необходимым адаптером, выполненным в виде цилиндрической или конической кольцевой приставки.

Проведенный технико-экономический анализ и результаты испытаний свидетельствуют о том, что разработанный ГКБ «Южное» универсальный ГАО позволяет эффективным образом решить проблемы, связанные с расширением области применения как в составе РН «Зенит-2», так и других РН среднего класса за счет возможности оптимизации основных характеристик ГАО применительно к конкретным типам КА и РН.

MULTIPURPOSE NOSE FAIRING FOR SPACE LAUNCH VEHICLES

M. I. Galas' and A. A. Romanyuta

We give a summary of fairing structures for various launch vehicles designed to put commercial spacecraft into orbits, principal requirements to these structures are listed. The Zenit-2 fairing is shown to have considerable promise for middle-size LV due to the possibility of adapting it to various types of spacecraft.

УДК 629.764

Методика оценки динамической нагруженности ракеты-носителя космического аппарата при старте с самолета-носителя

Г. И. Богомаз¹, В. П. Гусынин², В. С. Легеза³, М. Б. Соболевская¹

¹Інститут технічної механіки НАН України і НКАУ, Дніпропетровськ

²Національне космічне агентство України, Київ

³Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 21.09.98

На основі аналізу існуючих в Україні проектів авіаційно-космічного ракетного комплексу (АКРК) визначено проблеми, які потрібно вирішити для забезпечення високих тактико-технічних та експлуатаційних характеристик комплексу повітряного базування на стадії його проектування. Для визначення вимог до конструкції перспективного АКРК запропоновано методику оцінки динамічних навантажень ракет-носіїв при їх повітряному старті з літака-носія.

Современное состояние мирового рынка транспортно-космических услуг, а также тенденции его развития определяют основные направления модернизации существующих ракет-носителей (РН) и диктуют необходимость разработки новых конкурентоспособных и надежных космических ракетных комплексов. В настоящее время одними из наиболее перспективных транспортных средств по доставке грузов в космос являются двухступенчатые авиационно-космические ракетные комплексы (АКРК) с горизонтальным стартом орбитальной ступени (ОС). В качестве первой ступени в АКРК используется самолет-носитель (СН), а в качестве орбитальной ступени — ракеты-носители или воздушно-космические самолеты [6].

Среди основных достоинств АКРК следует выделить относительно невысокую стоимость их создания и эксплуатации; более широкий маневр азимутами пуска и возможными наклонениями орбит; большие энергетические характеристики ОС, обес-

печенные начальными условиями воздушного старта в результате подъема ОС самолетом-носителем на заданную высоту и достижения соответствующей скорости; возможность использования уже имеющихся районов отчуждения или нейтральных вод Мирового океана для падения отработавших частей ОС; отсутствие необходимости в дорогостоящих стартовых комплексах; возможность коммерческого предоставления пусковых услуг заказчикам, которые не имеют собственных средств выведения и космодромов, а также тем, кто в силу особенностей своего географического положения не может осуществить пуски средств выведения со своей территории. Дополнительным аргументом в пользу создания АКРК является эксплуатация с 1990 года в США авиационно-космического ракетного комплекса легкого класса «Пегас», а также ее модификации «Пегас-XL» [1].

В проектах двухступенчатых АКРК рассматриваются различные варианты размещения ОС на СН:

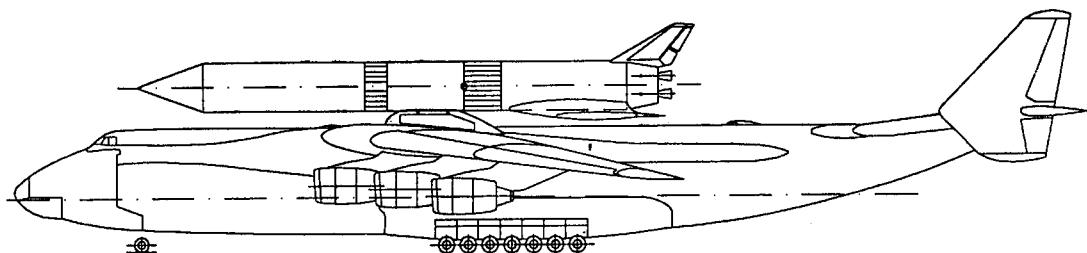


Рис. 1. Авиационно-космический ракетный комплекс «Світязь»

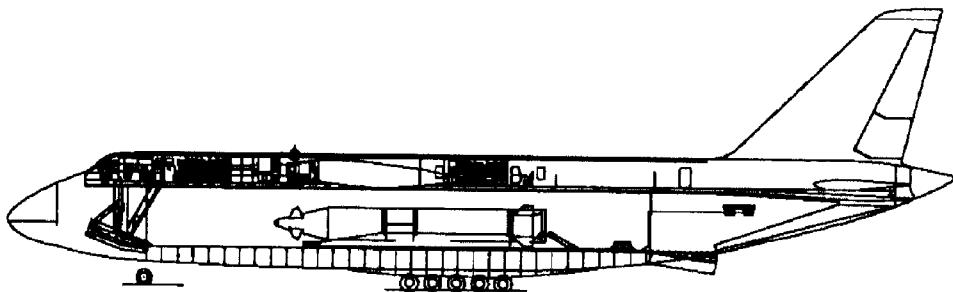


Рис. 2. Авиационно-космический ракетный комплекс «Ориль»

- на верхней внешней подвеске (на фюзеляже СН);
- на нижней внешней подвеске (под крылом или под фюзеляжем СН);
- внутри фюзеляжа СН.

Такое разнообразие вариантов размещения ОС на СН обусловлено в основном наличием конкретного базового самолета, его конструктивными особенностями, решаемыми задачами и перспективами усовершенствования (повышения энергетических возможностей) данного АКРК.

Для разработки и создания ракетно-космического комплекса воздушного базирования в Украине имеются реальные возможности, обусловленные наличием научно-технического, конструкторского, технологического и промышленного потенциала, накопленного в авиастроении и ракетостроении при создании тяжелых транспортных самолетов и боевых ракет. Предварительные проработки возможности создания в Украине АКРК были проведены в рамках проектов «Світязь» и «Ориль».

АКРК «Світязь» (рис. 1) предназначен для выведения полезной нагрузки массой до 8 т на низкие орбиты. В состав АКРК «Світязь» входят:

- самолет-носитель, разрабатываемый на базе самолета Ан-225 «Мрія» (главной разработчик — АНТК «Антонов»);
- ракета-носитель «Світязь», разрабатываемая на базе узлов, агрегатов и систем РН «Зенит» и закрепляемая на фюзеляже самолета-носителя (главной разработчик — ГКБ «Южное»);

- авиационно-ракетная база, создаваемая на основе инфраструктуры одного из аэродромов Украины.

Режим старта РН «Світязь» с самолета-носителя имеет ряд особенностей, в том числе:

- выполнение после набора самолетом заданной высоты предстартового маневра с целью обеспечения максимально возможного положительно-го угла наклона траектории и отрицательной нормальной перегрузки к моменту отделения ракеты от самолета;
- синхронный разрыв механических связей между РН и СН;
- разведение ракеты-носителя и самолета-носителя при малых углах тангажа РН и отрицательных углах атаки СН в момент отделения;
- поэтапное включение двигателей I ступени РН после временной задержки, необходимой для исключения соударений РН с элементами СН и предотвращения воздействия температурных и акустических нагрузок на конструкцию самолета от факела работающих двигателей I ступени.

В настоящее время проекты авиационно-космических ракетных комплексов, аналогичные АКРК «Світязь», разрабатываются в разных странах, в том числе в России — МАКС и МАКС-Т, Великобритании — INTERIUM-HOTOL, Японии — WHAL [5].

АКРК «Ориль» (рис. 2) предназначен для выведения полезных нагрузок массой до 1 т на различные орбиты высотой до 1000 км во всем диапазоне

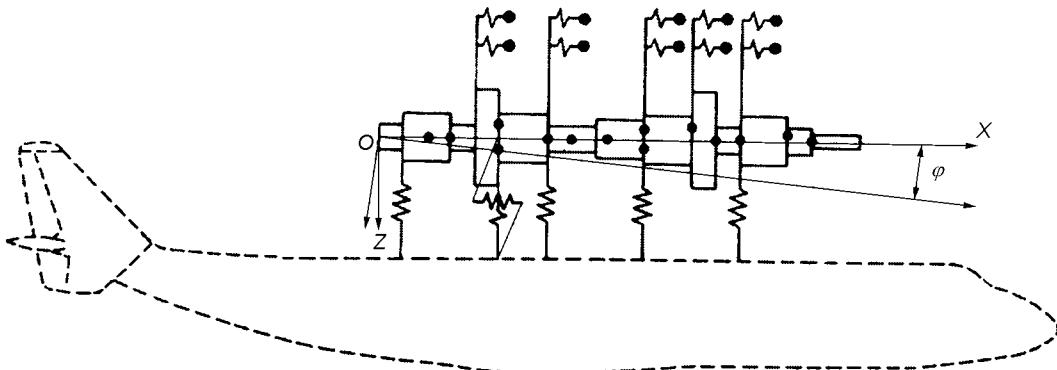


Рис. 3. Распределенная расчетная схема РН в составе АКРК

наклонений орбит. Комплекс «Ориль» имеет в своем составе:

- самолет-носитель, разрабатываемый на базе сертифицированного самолета АН-124 (главной разработчик — АНТК «Антонов»);
- четырехступенчатую твердотопливную РН легкого класса, разрабатываемую на базе элементов конверсируемых боевых ракет и размещаемую внутри фюзеляжа СН на подвижной транспортно-пусковой платформе (главной разработчик — ГКБ «Южное»);
- производственно-технологическую базу.

Старт ракеты-носителя «Ориль» с самолета-носителя осуществляется методом «парашютного срыва» следующим образом [2]:

- на участке разделения ступеней АКРК открываются створки грузовой кабины СН и раскрепляется транспортно-пусковая платформа (ТПП) с РН относительно самолета-носителя;
- раскрывается парашютная система, которая вытягивает из грузовой кабины СН транспортно-пусковую платформу с РН;
- РН раскрепляется относительно ТПП и отделяется от нее;
- самолет-носитель выполняет маневр по уходу от РН и траектории ее полета на безопасное расстояние;
- запускаются двигатели РН и начинается ее управляемый полет.

В результате проведенных в рамках проектов «Святая» и «Ориль» предварительных проработок возможности создания перспективного АКРК выявлена необходимость решения на стадии проектирования ряда проблем, в том числе:

- выбор рациональных компоновочных схем АКРК и элементов крепления РН к самолету-носителю;
- оптимизация параметров движения СН и РН на участках совместного и автономного полета,

схемы и параметров механических связей ракеты с самолетом, аэродинамической нагруженности РН;

- оценка методами математического моделирования динамической нагруженности РН при старте с учетом диапазона выводимых полезных нагрузок, особенностей закрепления РН, последовательности запуска двигательных установок и комплекса возникающих при старте нестационарных динамических воздействий;
- определение параметров процесса безопасного разделения РН и СН;
- анализ продольной устойчивости РН с учетом кавитации в насосах жидкостных ракетных двигателей и прогнозирование режимов продольных колебаний;
- разработка норм прочности РН с учетом взаимодействия с самолетом-носителем в условиях комплексного воздействия полетных нагрузок;
- анализ динамики АКРК при возможной аварийной посадке после несостоявшегося старта.

Одной из наиболее важных проблем при создании перспективных АКРК является обеспечение безопасности операции разделения и начального разведения орбитальной ступени и самолета-носителя. Поэтому при определении облика перспективного АКРК и выборе рациональных параметров конструкции ОС, элементов ее крепления к самолету-носителю, момента включения и схемы запуска двигателей ОС необходим углубленный анализ режима старта ОС в условиях комплексного воздействия полетных нагрузок. При этом должны быть учтены особенности взаимодействия самолета-носителя с орбитальной ступенью на этапе совместного полета, а также изменение структуры системы в процессе их разделения и начального разведения.

Для моделирования динамики воздушного старта РН, закрепленной на верхней внешней подвеске самолета-носителя, и оценки динамической нагруз-

женности корпуса РН разработана методика, основанная на использовании расчетной схемы (рис. 3) в виде неоднородной по инерционным и жесткостным характеристикам балочной конструкции с сосредоточенными включениями в распределенные параметры и упруго подвешенными массами, имитирующими подвижность жидкости в топливных баках [4, 7]. Крепление РН к самолету-носителю представлено упруго-диссипативными связями. Учитывается, что в момент старта РН рассматриваемая механическая система изменяет свою структуру, становясь свободной от удерживающих связей. Предполагается, что в предстартовом состоянии на закрепленную РН действуют распределенные по длине конструкции аэродинамические силы, имеющие продольные и поперечные составляющие; силы, вызванные поперечными перегрузками на РН в результате предстартового маневра СН, а также массовые силы. При отключении связей между РН и СН меняется характер внешних воздействий: исчезают нагрузки, моделирующие взаимодействие РН и СН, но появляются сила тяги двигателей РН, имеющая кусочно-линейную зависимость от времени, и обусловленные ею продольные инерционные нагрузки.

Дифференциальные уравнения, описывающие динамику старта РН с учетом упругости ее корпуса в продольно-вертикальной плоскости движения, инерции вращения и деформации сдвига, выведены из уравнений Лагранжа II рода

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} = Q_i, \quad (1)$$

где T — кинетическая энергия движения произвольного балочного элемента dx ; Q_i — действующие на него обобщенные силы; q_i — обобщенные координаты.

Предполагается, что в сечении $x = x_i$, совпадающим с центром масс участка dx , приложены:

- F_{ij} , N_{ij} , N_i^q — продольные и поперечные внешние воздействия, в том числе сила тяги двигателей РН, аэродинамические и инерционные нагрузки;
- R_{ij}^u , R_{ij}^v — реакции закреплений в продольном и поперечном направлениях, имеющие нелинейную зависимость от времени;
- P_{ij}^x — силы взаимодействия между корпусом РН и упруго подвешенной массой m_{ij}^x , характеризующей подвижную часть жидкости в топливном баке;
- $S(x, t)$, $Q(x, t)$, $M(x, t)$ — внутренние силовые факторы, а именно, продольная сила, направленная по касательной к изогнутой оси балки, поперечная сила и изгибающий момент.

При продольно-изгибных колебаниях балочной конструкции в плоскости XOZ движение рассматриваемого элемента dx описывается независимыми линейными перемещениями u и v вдоль координатных осей центра масс поперечного сечения $x = x_i$, углом поворота φ вокруг оси, проходящей через центр масс этого сечения перпендикулярно к плоскости XOZ и перемещениями упруго подвешенных масс m_{ij}^x .

На основании уравнений движения произвольного элемента dx получена система нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка в частных производных, описывающая продольно-изгибные колебания РН как балочной конструкции при нестационарных внешних воздействиях, возникающих в процессе старта РН с самолета-носителя. Для получения численного решения эти уравнения преобразованы к системе обыкновенных дифференциальных уравнений с помощью модифицированного метода прямых [3]. Такое преобразование соответствует замене исходной распределенной системы с бесконечным числом степеней свободы ее конечномерным механическим аналогом в виде разветвленной системы дискретных масс, связанных упруго-диссипативными элементами [7]. Для этого неоднородная балка делится на n участков по возможности одинаковой длины и примерно однородных по упруго-массовым характеристикам (рис. 4). При этом для корректности перехода к дискретно массовой схеме выполнены следующие условия:

- центры масс участков разбиения соответствуют сечениям, где расположены закрепления, упруго подвешенные массы, сосредоточенные внешние силы;
- статический момент участка разбиения относительно его центра масс равен нулю;
- момент инерции участка относительно оси, проходящей через его центр масс перпендикулярно плоскости движения, определен с учетом всех имеющихся на участке сосредоточенных включений.

Принято, что участки разбиения могут быть несимметричны относительно их центров масс. При

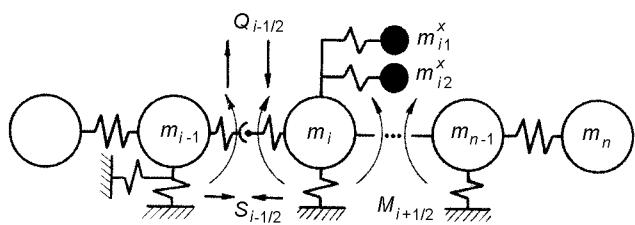


Рис. 4. Дискретно-массовая расчетная схема РН в составе АКРК

переходе от распределенной к дискретной модели принято следующее соответствие. Пусть длина i -го участка разбиения равна Δl_i . Центр масс находится в сечении x_i , а границами участка являются сечения $x_{i-1/2}$ и $x_{i+1/2}$, где действуют соответствующие внутренние силовые факторы $S_{i-1/2}$, $Q_{i-1/2}$, $M_{i-1/2}$ и $S_{i+1/2}$, $Q_{i+1/2}$, $M_{i+1/2}$. В i -м узле дискретной модели сосредоточена масса i -го участка с учетом имеющихся на нем включений. Дискретные массы связаны упруго-диссипативными элементами, имеющими шарнирное соединение, где действуют указанные выше продольные, поперечные силы и изгибающие моменты.

Динамика РН при старте с самолета-носителя в рамках используемой механической аналогии описывается следующей системой обыкновенных нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка с разрывной правой частью, обусловленной перестройкой структуры механической системы РН—СН:

$$\begin{cases} \left(m_i^u + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^u \right) \ddot{u}_i = X_{i+1/2} - X_{i-1/2} - \sum_{j=1}^{n_{3i}} R_{ij_0} - \\ - \sum_{j=1}^{n_i^*} P_{ij}^x + \sum_{j=1}^{n_{2i}} F_{ij} - \left(m_i^u + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^u \right) g \sin \alpha, \\ \left(m_i^v + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^v \right) \ddot{v}_i = Z_{i+1/2} - Z_{i-1/2} - \sum_{j=1}^{n_{5i}} R_{ij_0} + \\ + \sum_{j=1}^{n_{4i}} N_{ij} + N_i^q + \left(m_i^v + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^v \right) g \cos \alpha, \\ \left(I_i + \sum_{j=1}^{n_{1i}} I_{ij} \right) \ddot{\psi}_i = M_{i-1/2} - M_{i+1/2} - \\ - X_{i+1/2}(v_i - v_{i+1/2}) + X_{i-1/2}(v_i - v_{i-1/2}) + \\ + Z_{i-1/2}l'^i + Z_{i+1/2}l'^i + \sum_{j=1}^{n_{3i}} R_{ij}^u a_{ij} - \sum_{j=1}^{n_{2i}} F_{ij} e_{ij}, \\ m_{ij}^x \ddot{u}_i = P_{ij}^x - m_{ij}^x g \sin \alpha, \quad (j = 1, \dots, n_i^*; i = 1, \dots, n), \end{cases} \quad (2)$$

$$X_{i+1/2} = S_{i+1/2} - Q_{i+1/2} \varphi_{i+1/2},$$

$$Z_{i+1/2} = S_{i+1/2} \varphi_{i+1/2} + Q_{i+1/2},$$

$$\varphi_{i+1/2} = \frac{\varphi_{i+1} + b_{i+1/2} \varphi_i}{1 + b_{i+1/2}}, \quad v_{i+1/2} = \frac{v_{i+1} + b_{i+1/2} v_i}{1 + b_{i+1/2}},$$

$$l_i = x_{i+1/2} - x_{i-1/2} = l'_i + l''_i, \quad b_{i+1/2} = l''_i / l'_i, \quad (3)$$

$$R_{ij}^u = c_{ij}^u(u_i - a_{ij} \varphi_i + \mu_{ij}^u(\dot{u}_i - a_{ij} \dot{\varphi}_i)),$$

$$R_{ij}^v = c_{ij}^v(v_i + \mu_{ij}^v \dot{v}_i).$$

В приведенных формулах i — номер рассматриваемой дискретной массы; u_i , v_i , φ_i , u_{ij} — ее перемещения и перемещения присоединенных к ней масс m_{ij}^x ; M_{ij}^u , M_{ij}^v , m_i^u , m_i^v , m_{ij}^x — массовые характеристики сосредоточенных включений, твердых тел и осцилляторов при продольных и поперечных колебаниях соответственно; I_{ij} , I_i — инерционные характеристики сосредоточенных включений и твердых тел; $X_{i+1/2}$, $Z_{i+1/2}$ — соответствующие внутренним силовым факторам проекции на оси инерциальной системы координат; l'_i , l''_i , a_{ij} , e_{ij} — геометрические характеристики конструкции; g — ускорение свободного падения; α — угол тангенса; R_{ij}^u , R_{ij}^v , c_{ij}^u , c_{ij}^v , μ_{ij}^u , μ_{ij}^v — реакции в связях РН с СН в продольном и поперечном направлениях, соответствующие им жесткости и коэффициенты демпфирования.

Выражения, связывающие силы и моменты с перемещениями в соответствии с принятой реологической моделью Фойхта—Кельвина, в результате перехода от распределенной к дискретно-массовой модели имеют вид

$$\begin{aligned} S_{i+1/2} &= c_{i+1/2}^u [u_{i+1} - u_i + \mu_{i+1/2}^u (\dot{u}_{i+1} - \dot{u}_i)], \\ Q_{i+1/2} &= c_{i+1/2}^v [v_{i+1} - v_i + \mu_{i+1/2}^v (\dot{v}_{i+1} - \dot{v}_i)] - \\ &- c_{i+1/2}^{v*} [\varphi_{i+1} + b_{i+1/2} \varphi_i + \mu_{i+1/2}^{v*} (\dot{\varphi}_{i+1} + b_{i+1/2} \dot{\varphi}_i)], \\ M_{i+1/2} &= -c_{i+1/2}^\varphi [\varphi_{i+1} - \varphi_i + \mu_{i+1/2}^\varphi (\dot{\varphi}_{i+1} - \dot{\varphi}_i)], \\ c_{i+1/2}^u &= \frac{\int_{x_i}^{x_{i+1}} EF(x) dx}{(\Delta x_{i+1/2})^2}, \quad c_{i+1/2}^\varphi = \frac{\int_{x_i}^{x_{i+1}} EI(x) dx}{(\Delta x_{i+1/2})^2}, \\ \Delta x_{i+1/2} &= x_{i+1} - x_i, \\ c_{i+1/2}^v &= \frac{\int_{x_i}^{x_{i+1}} \beta GF(x) dx}{(\Delta x_{i+1/2})^2}, \quad c_{i+1/2}^{v*} = \Delta l'_i c_{i+1/2}^v, \end{aligned} \quad (4)$$

где $c_{i+1/2}^u$, $c_{i+1/2}^v$, $c_{i+1/2}^{v*}$, $c_{i+1/2}^\varphi$, $\mu_{i+1/2}^u$, $\mu_{i+1/2}^v$, $\mu_{i+1/2}^{v*}$, $\mu_{i+1/2}^\varphi$ — жесткости связей между дискретными массами при растяжении—сжатии, сдвиге и изгибе, а также соответствующие им коэффициенты демпфирования; $F(x)$, $I(x)$ — площадь и момент инерции поперечного сечения балки; $\beta(x)$ — коэффициент, зависящий от формы поперечного сечения; E , G — модули Юнга первого и второго родов.

Силы взаимодействия, возникающие при относительных перемещениях осцилляторов определяются соотношениями

$$P_{ij}^x = c_{ij}^x [u_i - u_{ij} + \mu_{ij}^x (\dot{u}_i - \dot{u}_{ij})], \quad (j = 1, \dots, n_i^*). \quad (5)$$

Здесь c_{ij}^x, μ_{ij}^x — жесткости упруго подвешенных масс и соответствующие им коэффициенты демпфирования.

Математическое описание жесткостных характеристик связей РН с СН имеет вид

$$\begin{aligned} c_{ij}^u &= \begin{cases} \bar{c}_{ij}^u, & t = 0, \\ 0, & t > 0, \end{cases} \quad i = 1, \dots, n, \quad j = 1, \dots, n_{3i}, \\ c_{ij}^v &= \begin{cases} \bar{c}_{ij}^v, & t = 0, \\ 0, & t > 0, \end{cases} \quad i = 1, \dots, n, \quad j = 1, \dots, n_{5i}, \end{aligned} \quad (6)$$

где $\bar{c}_{ij}^u, \bar{c}_{ij}^v$ — константы, характеризующие значения жесткостей связей РН с СН соответственно в продольном и поперечном направлениях.

Внешние нагрузки моделируются разрывными функциями, составляющими правые части системы уравнений (2):

$$\begin{aligned} \sum_{j=1}^{n_{2i}} F_{ij} &= \begin{cases} F_{ax} + a_{x0} \left(m_i^u + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^u \right), & t = 0, \\ F_{ax} + a_{xk} \left(m_i^u + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^u \right) + F_T, & t > 0, \end{cases} \\ \sum_{j=1}^{n_{4i}} N_{ij} &= \begin{cases} F_{az} + a_{z0} \left(m_i^v + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^v \right), & t = 0, \\ F_{az} + a_{zk} \left(m_i^v + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^v \right) + F_T, & t > 0, \end{cases} \end{aligned} \quad (7)$$

$$i = 1, \dots, n;$$

где F_{ax}, F_{az} — продольная и поперечная составляющие аэродинамических нагрузок на i -ю дискретную массу; F_T — сила тяги двигателей РН, имеющая кусочно-линейную зависимость от времени; a_{x0}, a_{z0} — продольные и поперечные ускорения, характеризующие инерционные нагрузки на i -ю массу соответственно в начальный момент старта РН ($t = 0$) и при $t > 0$.

Начальные перемещения дискретных масс от внешних нагрузок, действующих на закрепленную РН до фиксации ее связей с самолетом-носителем, определяются из решения задачи о статическом равновесии механической системы в рассматриваемый момент времени. Для этого в системе дифференциальных уравнений движения принимаются равными нулю ускорения всех дискретных масс, их поперечные и угловые скорости, а также учитывается, что скорости в продольном направлении имеют одинаковые значения, равные скорости самолета в момент старта. Решение уравнений,

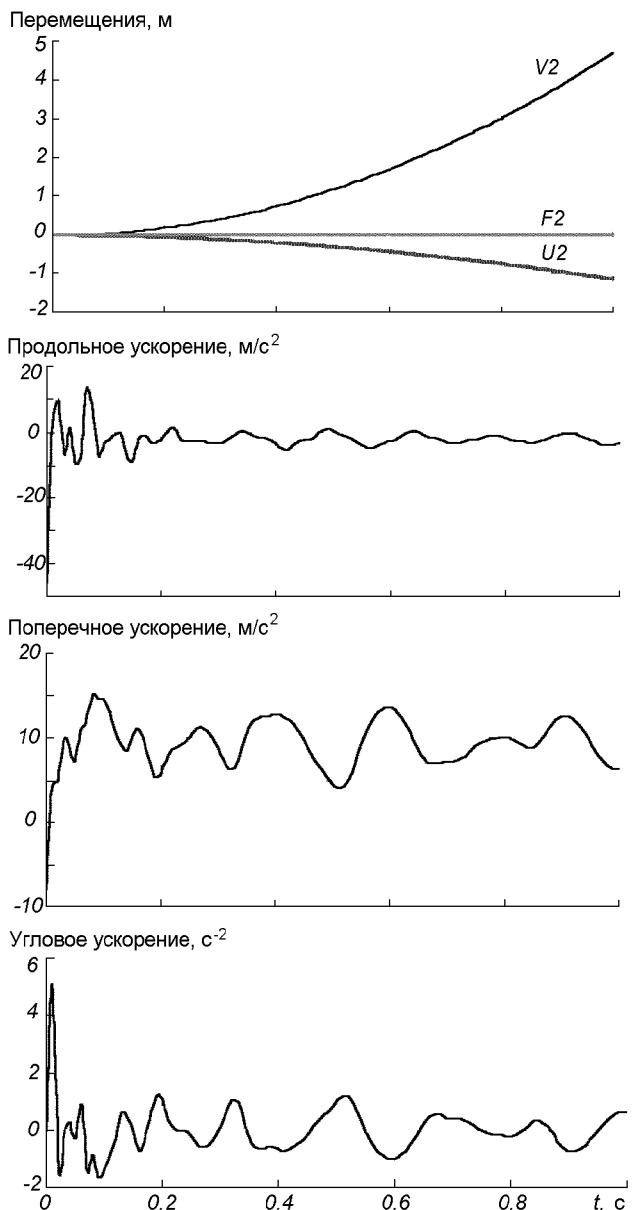


Рис. 5. Результаты расчета динамической нагруженности РН при старте с самолета-носителя (АКРК «Святъзь»)

описывающих старт РН с самолета-носителя, осуществляется путем численного интегрирования методом «прогноз-коррекция» с вычислением начальных точек по методу Рунге—Кутта для каждого нового состояния системы, полученного в результате перестройки ее структуры.

В целом разработанная математическая модель (1)–(5) позволяет исследовать переходные процессы и нагруженность РН при старте с самолета-носителя с учетом неоднородности конструкции по

инерционным и жесткостным характеристикам, упругости ее корпуса и особенностей крепления к самолету. При этом принимается во внимание нелинейный характер взаимодействия РН с СН, изменение структуры системы в результате расфиксации удерживающих связей, комплексное воздействие нестационарных внешних нагрузок. При решении задачи в зависимости от расположения РН относительно самолета-носителя (РН расположена над фюзеляжем, под фюзеляжем СН или под крылом СН) соответственно задаются места и вид прикладываемых внешних нагрузок, а также реакции в связях РН с СН.

В качестве иллюстрации использования разработанного математического и программного обеспечения приведены результаты расчета динамической нагруженности РН при старте с самолета-носителя (проект АКРК «Святая»). Расчетная схема РН составлена из 20 дискретных масс, моделирующих корпус ракеты, и четырех присоединенных масс, имитирующих колебания жидкого топлива в баках. Предполагалось, что старт происходит при угле тангажа 16° и отрицательных поперечных перегрузках $3-5 \text{ м/s}^2$. В течение 0.3 с после расфиксации связей с СН ракета-носитель движется свободно и управляется воздушными рулями, затем включается ее рулевой, а через 3 с — маршевый двигатель. На рис. 5 приведены графики изменения перемещений и ускорений опорного сечения первой ступени РН после расфиксации удерживающих связей с СН в момент времени $t = 0$. Результаты исследования возникающего при старте переходного процесса с учетом изменения схемы запуска двигателей РН и параметров внешних воздействий показали, что характер и максимальные значения ускорений в сечениях РН существенным образом зависят от начальных условий ее старта, величин действующих аэродинамических и инерционных нагрузок, момента отключения связей с самолетом-носителем и темпа нарастания силы тяги двигателей РН.

Всесторонний анализ динамической нагруженности РН при ее старте с СН с использованием предложенной выше методики позволит осуществить рациональный выбор компоновочных схем АКРК и элементов крепления РН к СН, оптимизи-

ровать параметры механических связей ракеты с самолетом, выработать ряд необходимых требований и ограничений для включения их в тактико-техническое задание на перспективный авиационно-космический ракетный комплекс.

1. Гусынин В. П. Авиационно-космическая система «Пегас». Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1988—1996 гг. 1. Проект «Пегас» // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 1/2.—С. 3—9.
2. Гусынин В. П. Особенности разделения ступеней авиационно-космических систем горизонтального старта // Техническая механика.—1998.—Вып. 7.—С. 160—165.
3. Демин Ю. В., Богомаз Г. И., Науменко Н. Е. Динамика машиностроительных и транспортных конструкций при нестационарных воздействиях. — К.: Наук. думка, 1995.—188 с.
4. Демин Ю. В., Богомаз Г. И., Соболевская М. Б. Математическое моделирование нагруженности ракеты-носителя авиационно-космического комплекса при старте // Аэрокосмическая индустрия и экология. Проблемы конверсии и безопасности: Тез. докл. I Междунар. симп., Днепропетровск., 21—25 мая 1995. — Киев: КГУ, 1995.—С. 54.
5. Лозино-Лозинский Г. Е., Дудар Э. Н. Сравнительный анализ многоразовых космических транспортных систем // Проблемы механики и надежности машин.—1995.—№ 4.—С. 3—12.
6. Урусский О. С., Лозино-Лозинский Г. Е., Легеза В. С. и др. Авиационно-космические системы воздушного базирования // Аэрокосмическая индустрия и экология. Проблемы конверсии и безопасности: Тез. докл. I Междунар. симп., Днепропетровск, 21—25 мая 1995. — Киев: КГУ, 1995.—С. 60.
7. Bogomaz G. I., Naumenko N. E., Sobolevskaya M. B., et al. Methods for dynamic characteristics estimation of rocket and space techniques as variable structure systems // Proc. of fourth Ukraine-Russia-China symposium on space science and technology, September 12—17, 1996. — Kiev: Nat. Space Agency of Ukraine, 1996.—Vol. 1.—P. 242—243.

METHODS FOR ESTIMATING THE DYNAMIC LOADING RESPONSE OF THE LAUNCHERS WHICH START FROM AIRPLANE CARRIERS

G. I. Bogomaz, V. P. Gusynin, V. S. Legeza,
and M. B. Sobolevskaya

The problems which have to be solved for providing high tactical and operational characteristics and specifications of an air-based complex at the stage of its design are specified on the basis of the analysis of the aerospace rocket complex (ASRC) projects existing in Ukraine. To define the requirements for a prospective ASRC design, we propose a technique for estimating the dynamic loading response of launchers which start from airplane carriers.

УДК 629.07.54

Влияние акустического излучения на динамику упругих подвесов приборов управления ракет-носителей

В. В. Каракун, Н. А. Кубрак, Е. Р. Потапова, Н. В. Гнатейко

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

Надійшла до редакції 14.01.99

Встановлено закономірності виникнення хвильових процесів у пружних підвісах приладів керування космічних апаратів під впливом акустичного випромінювання. Аналізується динаміка носіїв кінетичного моменту в умовах старту з поверхні Землі або з малого об'єму.

Как известно, с увеличением мощности двигателей ракет-носителей (РН) увеличивается и производимый ими шум. Приблизительно 1 % мощности расходуется на акустическое излучение, общий уровень которого вблизи реактивной струи может достигать 180 дБ. В частности, такие звуковые давления имеют место при стартах из шахт [1]. Естественно, что звуковое давление такой интенсивности оказывает существенное влияние как на всю конструкцию РН, так и на приборы управления и навигационную аппаратуру. Достаточно широкий частотный спектр реактивной струи (10000 Гц) и случайный характер изменения величины звукового давления приводит к возникновению в механических структурах множества форм колебаний, в том числе и резонансных. Имеют место также и локальные особенности, приводящие к разрушению материала.

Экспериментальные и теоретические исследования последних лет существенно расширили и вывели на качественно новый уровень представления о характере и природе рассеяния энергии звукового поля в механических системах, а также определили пути оптимизации упруго-вязких свойств приборов командно-измерительного комплекса. Вместе с тем остается много нерешенных проблем качественной и количественной оценки взаимодействия избыточного давления с бортовой аппаратурой.

© В. В. Каракун, Н. А. Кубрак,
Е. Р. Потапова, Н. В. Гнатенко 1999

В частности, это относится к гирокопическим приборам. Оказалось, что технические решения повышения их точности и функциональной надежности в условиях акустического нагружения не обеспечивают желаемого результата. К таким устройствам можно отнести упругий перекрестный шарнир, нашедший применение в системах установки двухступенчатых гирокопов. Основное назначение таких опор — исключить момент сил сухого трения на выходной оси, заменив его моментом сил трения упругости. Это, с одной стороны, позволяет уменьшить погрешность измерений прибора, с другой — эффективно борясь с влиянием вибрации основания.

На рис. 1 изображен перекрестный шарнир для подвеса двухступенчатого гирокопа 3, который устанавливается на плите 1. В свою очередь, плита 1 крепится к основанию 4 с помощью опоры, состоящей из четырех упругих пластин 2, пересекающихся под углом $\alpha = 60\ldots90^\circ$ и закрепленной своими концами на основании 4. Угол поворота таких шарниров может достигать 30° .

Проанализируем механизм взаимодействия акустического излучения с гирокопом на перекрестном шарнире. К слову сказать, такая механическая модель расчета может быть использована и для некоторых других узлов и элементов РН.

Положим для конкретности $\alpha = \pi/2$, а чтобы

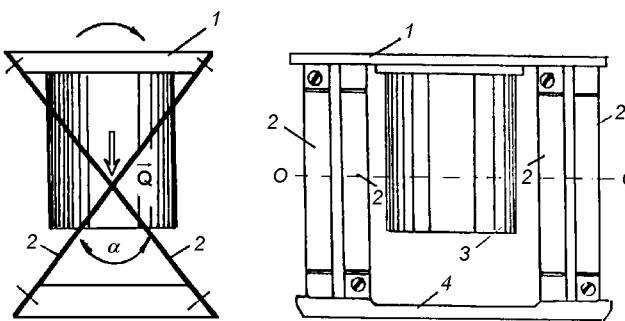


Рис. 1. Перекрестный упругий шарнир для подвеса двухстепенного гироскопа

лучше уяснить физический смысл изучаемого явления, ограничимся рассмотрением только низших форм колебаний.

Пусть под воздействием волны давления упругие пластины подвеса совершают изгибное движение, причем реализуется только первая, низшая форма. Тогда в направлении нормали одна получит перемещение r_1 , другая — r_2 , которые могут быть представлены в виде составляющих y_1, z_1 и y_2, z_2 . Это позволяет установить характер перемещений условной оси поворота подвижной части: вдоль оси u она переместится на величину $y_1 + y_2, z_2$, а вдоль оси z — на $z_1 - z_2$ (рис. 2, a). Если эти формы проявляются синфазно на обоих перекрестных шарнирах, то происходят угловые колебания небольшой амплитуды (рис. 2, ε). Если же в противофазе — возникают крутильные колебания гироскопа относительно оси z (рис. 2, b).

В том случае, когда формы изгибных перемещений пластин имеют вид, представленный на рис. 2, b , картина возмущенного движения прибора изменяется, и при синфазном колебании крайних точек оси $O—O$ гироскоп совершает поступательное перемещение вдоль оси z (рис. 2, δ), а при противофазном — колебательное относительно выходной оси (рис. 2, e).

Таким образом, корпус прибора при акустическом нагружении совершает прямолинейные колебания относительно осей u, z и угловые — относительно x, z (рис. 2, χ). Как известно, в этом случае двухступенчатой дифференцирующей гироскоп имеет систематическую погрешность, а двухступенчатой интегрирующей гироскоп — систематический дрейф [3]. Кроме того, в выходном сигнале прибора наблюдаются также периодические составляющие.

Двухступенчатые гироскопы нашли применение не только как измерители углового движения летательных аппаратов, но и как чувствительные эле-

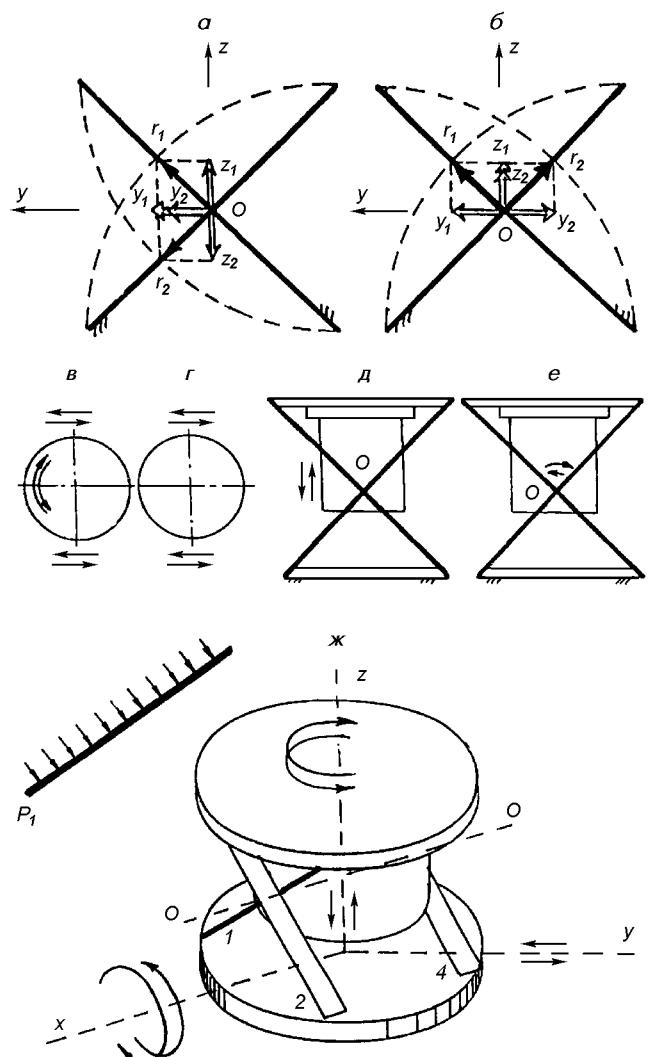


Рис. 2. Механизм взаимодействия акустического излучения с прибором на упругом подвесе

менты, в частности, гиростабилизованных платформ. Поэтому требования высокой точности их показаний являются весьма злободневными при решении задач повышения технических характеристик подвижных объектов. И в первую очередь это относится к многоступенчатым ракетам-носителям.

Анализ влияния высших форм колебаний на динамику подвеса и прибор в целом показывает, что принципиального изменения картина прохождения звуковой волны не претерпевает, в то же время она несколько усложняется. Так, наиболее благоприятным для прибора является сочетание первой формы колебаний одной пластины с четными формами колебаний другой, т. е. с 2, 4, 6 и т. д. (рис. 3, a). В этом случае, как видно, перемещение

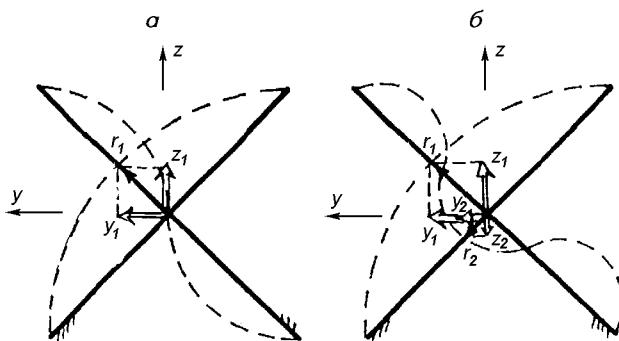


Рис. 3. Влияние форм колебаний пластин на движение выходной оси прибора

выходной оси прибора в направлении оси y будет обусловлено только колебаниями первой пластины r_1 , а в направлении оси z — будет отсутствовать. Если же имеет место сочетание первой формы одной пластины и нечетных (1, 3, 5, 7...) форм другой — то возмущенное движение прибора усложняется, и он будет перемещаться как в направлении оси y , так и в направлении оси z (рис. 3, б.). То есть, имеют место и поступательная, и угловая акустические вибрации подвеса.

Таким образом, приведенные модели наглядно демонстрируют механизм упругого взаимодействия гироскопа с акустическим излучением, а также возникающие предпосылки увеличения погрешности измерений.

Оставляя в стороне вопрос прохождения акустической волны через собственно гироскоп, ограничимся изучением ее взаимодействия с упругим подвесом (рис. 4). Здесь P_{10} — давление в падающей волне, лучи 1, 2, 3 — соответственно падающая, отраженная и прошедшая волна через первую пластину, а 1', 2' и 3' — через вторую.

Анализ изгибных колебаний плоских тел конечных размеров, к разряду которых можно отнести и пластины упругого подвеса, можно осуществить с помощью метода, изложенного в работе [4]. Суть его состоит в представлении возмущающего фактора (в нашем случае это акустическое излучение) и прогиба пластины двойным рядом по нормальным функциям в прямоугольной области. Этот метод имеет наиболее простую математическую интерпретацию, но позволяет, вместе с тем, достаточно глубоко исследовать динамику тел конечных размеров.

Для простоты предполагаем шарнирное крепление пластин и отсутствие «перекачки» энергии колеблющимися пластинами на сопряженные элементы конструкции. Рассмотрим двумерную задачу, так как по третьей координате пластины имеют

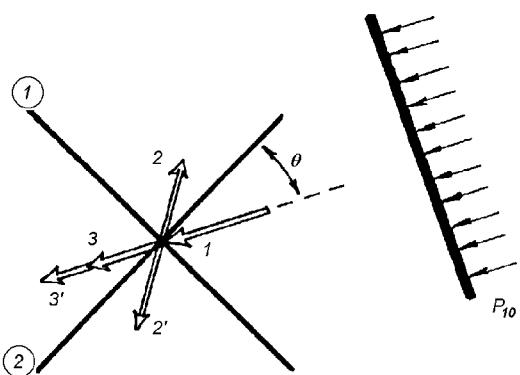


Рис. 4. Механизм прохождения волны давления через упругий подвес

значительную жесткость и перемещениями в этом направлении можно пренебречь.

Пусть ширина и длина пластин подвеса равны a и b . Толщина пластин 2δ постоянна по всей площади и значительно меньше других геометрических размеров: $2\delta \ll a$, $2\delta \ll b$. Материал пластин подвеса примем абсолютно упругим, а также однородным и изотропным по всей площади. Длину генерируемой изгибной волны предполагаем превышающей шестикратную ее толщину, что позволяет, как известно, пользоваться уравнениями движения тонких пластин. Акустическое поле считаем диффузным, что допускает равновероятное распределение волны избыточного давления по углу θ к нормали пластины.

С учетом малости прогибов r_i пластин при акустическом нагружении по сравнению с ее толщиной, боковые грани элемента площади длины dy_1 и ширины dx_1 , выделенного на расстоянии z_1 от срединной плоскости x_1Oy_1 , можно предполагать параллельными плоскостями x_1Oz_1 и y_1Oz_1 и перпендикулярными к срединной плоскости пластины во все время ее движения (рис. 5).

Какой бы функцией координат x_1 и y_1 ни был прогиб r пластины, его всегда можно представить в

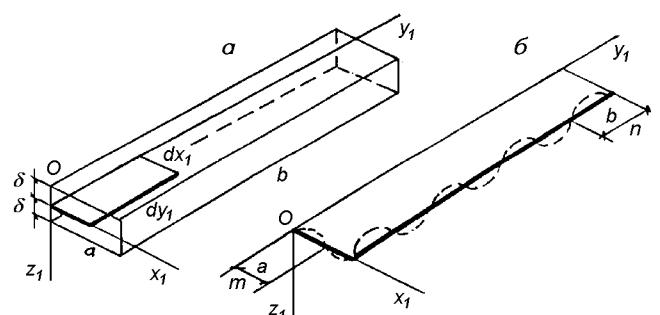


Рис. 5. Схема пространственного нагружения пластины (а) и распределение прогибов в двух направлениях (б)

прямоугольной области двойным рядом по нормальным функциям, то есть

$$r_k(x_1, y_1, t) = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} (r_{mn})_k \sin \frac{m\pi x_1}{a} \sin \frac{n\pi y_1}{b}, \quad (1)$$

где $m = 1, 2, \dots, \infty$; $n = 1, 2, \dots, \infty$ — числа полуволн изгиба соответственно вдоль осей x_1 и y_1 (рис. 5, б); $r_k(x_1, y_1, t)$ — смещение точки пластины с координатами x_1, y_1 в направлении оси z_1 ; $k = 1, 2, 3, 4$ — номера пластин подвеса.

Легко видеть, что каждый член ряда (1) удовлетворяет нулевым граничным условиям вида

$$\left[r_k = \frac{\partial^2 r_k}{\partial x_1^2} \right]_{\substack{x_1=0 \\ x_1=b}} = 0, \quad \left[r_k = \frac{\partial^2 r_k}{\partial y_1^2} \right]_{\substack{y_1=0 \\ y_1=b}} = 0. \quad (2)$$

Воспользовавшись общим уравнением динамики на виртуальном перемещении δr_k , можно записать уравнение движения пластин подвеса [5]:

$$\mu_k \ddot{r}_{kmn} + D_k \pi^4 (m^2 a^{-2} + n^2 b^{-2})^2 r_{kmn} = Q_{kmn}, \quad (3)$$

где Q_{kmn} — обобщенная сила, имеющая тот физический смысл, что произведение $Q_{kmn} \delta r_{kmn}$ определяет работу падающей звуковой волны давления

$$P_1(x, y, t) = \sum_{m_1=0}^{\infty} \sum_{n_1=0}^{\infty} P_{m_1 n_1} \sin \frac{m_1 \pi x_1}{a} \sin \frac{n_1 \pi y_1}{b}, \quad (4)$$

где m_1, n_1 — числа полуволн давления, приходящиеся на длину и ширину пластины (рис. 5, б), $P_{m_1 n_1}$ — амплитуда звукового давления соответствующей формы; $D_k = E_k (2\delta)^3 [12(1 - \sigma_k)]^{-1}$ — цилиндрическая жесткость k -й пластины; E_k — модуль упругости пластин; σ_k — коэффициент Пуассона; μ_k — масса единицы площади пластины.

Положим для конкретности, что

$$P_1(x_1, y_1, t) = P_{10} \exp \left\{ \omega t - k_0 [x_1 \sin \theta - (y_1 - \delta) \cos \theta] + \frac{\pi}{2} \right\}, \quad (5)$$

где P_{10} — амплитуда давления, $k_0 = \omega/c$ — волновое число, c — скорость звука в воздухе, θ — угол падения волны. Пусть также $m_1 = m$, $n_1 = n$, что соответствует совпадению числа полуволн акустического давления и генерируемой в пластине опоры вибрации по двум измерениям — вдоль оси x_1 ($m_1 = m$) и вдоль оси y_1 ($n_1 = n$). Это условие принято называть пространственно-частотным резонансом.

Решение уравнения (3) с учетом (1), (2) и (5) имеет вид

$$\begin{aligned} r_{1,3}(x_1, y_1, t) &= \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} \rho_{1,3}(t) \times \\ &\times [\mu_{1,3}(\omega_{(1,3)m}^2 - \omega^2) [(k_0 \cos \theta)^2 + (n\pi b^{-1})^2] \times \\ &\times [(k_0 \sin \theta)^2 + (m\pi a^{-1})^2]^{-1} \times \\ &\times \exp i \left\{ \omega t + k_0 [(b - \delta) \cos \theta - a \sin \theta] + \frac{\pi}{2} + \operatorname{tg} \varphi(t) \right\} \times \\ &\times \{ [S_{(1,3)} m \pi a^{-1} \exp i(k_0 a \sin \theta) - \\ &- S_{(1,3)2} n \pi b^{-1} \exp i(k_0 b \cos \theta) - S_{(1,3)1} S_{(1,3)2}] + \\ &+ m n \pi^2 (ab)^{-1} \} \sin \frac{m \pi x_1}{a} \sin \frac{n \pi y_1}{b} = \frac{P_{10}}{A_{1,3}} B_{1,3} \times \\ &\times \exp i \left\{ \omega t + k_0 \left[(b - \delta) \cos \theta - a \sin \theta + \frac{\pi}{2} + \operatorname{tg} \varphi(t) \right] \right\}, \end{aligned}$$

$$r_{2,4}(x_1, y_1, t) = \frac{P_{10}}{A_{2,3}} B_{2,3} \times \quad (6)$$

$$\times \exp i \left\{ \omega t + k_0 [(b - \delta) \sin \theta - a \cos \theta] + \frac{\pi}{2} + \operatorname{tg} \varphi(t) \right\},$$

где $A_{2,3} = A_{1,3} (\pi/2 + \theta)$, $B_{2,3} = B_{1,3} (\pi/2 + \theta)$, ρ_j , S_j — коэффициенты.

Теперь проанализируем возмущенное движение гироскопического датчика угловых скоростей (дифференцирующего гироскопа). Как известно, этот прибор предназначен для измерения абсолютной угловой скорости основания, на котором он установлен. Двухступенчатый гироскоп измеряет угловую скорость РН только относительно оси $O_2 z$, называемой осью чувствительности, или входной осью (рис. 6). Упругий подвес представлен в виде пружины с коэффициентом жесткости c_0 .

Связем с основанием, на котором установлен прибор, систему координат O_2xyz . Начало совме-

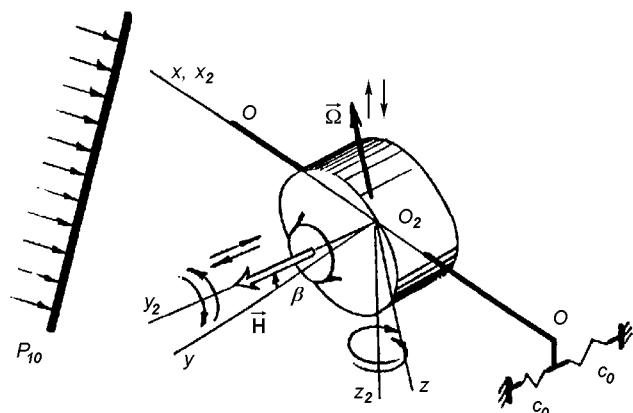


Рис. 6. Двухступенчатый гироскоп на упругом подвесе

стим с центром масс гирокамеры (кожуха) и ротора. Ось O_2x направим по оси прецессии датчика угловых скоростей (ДУС). Ось O_2y в исходный момент времени совпадает с вектором кинетического момента гироскопа Н.

Установившееся равновесное состояние $\beta = \beta_0$, $\dot{\beta} = 0$, как известно, удовлетворяет условию

$$\Omega H = -c_0 \beta_0, \quad (7)$$

где Ω — измеряемая угловая скорость основания (РН).

Акустическое излучение, воздействуя на упругий подвес, вызывает его угловое движение, на которое реагирует прибор. Дополнительный сигнал с выходной оси соответствует «ложной» угловой скорости и является акустической погрешностью измерений.

Считая, что угловые колебания подвеса в этом случае малы, как и их производные, можно записать значения проекций угловой скорости основания прибора для первых двух приближений в виде [2]:

$$\begin{aligned} \omega_x &= \Omega\theta^0 + \psi^0 + \Omega_z\theta^0, \\ \omega_y &= \dot{\theta}^0 - \Omega\psi^0 - \Omega_z\psi^0, \\ \omega_z &= \Omega + \Omega_z + \frac{1}{2}\Omega[(\theta^0)^2 + (\psi^0)^2] - \dot{\psi}^0\theta^0, \end{aligned} \quad (8)$$

где Ω — среднее значение угловой скорости, которую измеряет ДУС (примем постоянной величиной), Ω_z — малое возмущение измеряемой угловой скорости ($\Omega_z \ll \Omega$);

$$\begin{aligned} \theta^0 &= \frac{y_1 \pm y_2}{l_1 \cos(\alpha/2)}, & \psi^0 &= \frac{z_1 \pm z_2}{(1/2)l_2}, \\ y_1 &= r_1 \sin(\alpha/2), & y_2 &= r_2 \sin(\alpha/2), \\ z_1 &= r_1 \cos(\alpha/2), & z_2 &= r_2 \cos(\alpha/2), \end{aligned}$$

l_2 — расстояние между точками пересечения пластин подвеса.

Первое приближение дает только периодические составляющие в выходном сигнале, второе — суммарную сумму периодических и систематической составляющих:

$$\begin{aligned} r_{\beta_2} &= \frac{Hz}{I_n} P_{10}^2 \rho_\theta \rho_\psi \sin(\delta_{1,3} - \delta_{2,4}) + \\ &+ \frac{H}{I_n D} P_{10}^2 \left[-\rho_\theta \rho_\psi z^3 \sin(\delta_{2,4} - \delta_{1,3}) + \right. \\ &\quad \left. + \frac{H^2 z}{I_n} \rho_\theta \rho_\psi \cos(\delta_{1,3} + \delta_{2,4}) \right] + \\ &+ az^2 \rho_\theta \rho_\psi P_{10}^2 \cos(\delta_{1,3} + \delta_{2,4}), \end{aligned} \quad (9)$$

где

$$\rho_\theta = \frac{\operatorname{tg}(\alpha/2)}{A_{1,3} A_{2,4} b}, \quad \rho_\psi = \frac{2}{A_{1,3} A_{2,4} l_2},$$

$$\delta_{1,3} = k_0 [(b - \delta) \cos \theta - a \sin \theta],$$

$$\delta_{2,4} (\pi/2 + \theta) = \delta_{1,3} (\theta),$$

$$z = \omega/n, \quad D = [(1 - z^2)^2 + 4h_0^2 z^2]^{1/2},$$

$$h_0 = h/n, \quad h = b_0/n,$$

b_0 — коэффициент демпфирования, $a = I_1/I$.

Сдвиг нуля прибора («ложная» угловая скорость) будет определяться выражением

$$\Delta\omega = \frac{c_0 \beta_2}{H}. \quad (10)$$

Если $\delta_{1,3} = \delta_{2,4} = 0$, то формула (10) упрощается:

$$r_{\beta_2} = P_{10}^2 \rho_\theta \rho_\psi \left(\frac{H^2 z^2}{D I^2 n^2} + az^2 \right) \cos(\delta_{1,3} + \delta_{2,4}). \quad (11)$$

Таким образом, можно провести качественную и количественную оценки погрешности двухступенчатого гироскопа от акустического воздействия. В стороне остались вопросы упругого взаимодействия других элементов конструкции с волной избыточного давления. Однако их влияние на работу ДУС существенно меньше.

В заключение отметим, что акустическая погрешность носит инструментальный характер, а не методический, и поэтому для борьбы с ней следует использовать соответствующие методы.

1. Гладкий В. Ф. Динамика конструкции летательного аппарата. — М.: Наука, 1969.—496 с.
2. Каракун В. В., Дицковский В. С. Об уменьшении погрешностей двухступенчатого гироскопа // Механика гироскопических систем.—1982.—Вып. 1.—С. 44—47.
3. Каракун В. В., Лозовик В. Г. О влиянии акустического излучения на динамику чувствительных элементов ГСП // Космічна наука і технологія.—1996.—1, № 2-6.—С. 72—75.
4. Тимошенко С. П., Янг Д. Х., Уивер У. Колебания в инженерном деле / Под ред. Э. И. Григорюка: Пер. с анг. — М.: Машиностроение, 1985.—472 с.
5. Karachun V. V., Yankovoy V. V., Potarova E. R. Resilient interaction of external acoustical emission with mechanical systems of management devices // Ankara International Aerospace Conf., 19-21 September, 1996. — P. 531—540.

INFLUENCE OF ACOUSTIC EMISSION ON THE DYNAMICS OF RESILIENT SUSPENDERS OF ROCKET CONTROL DEVICES

V. V. Karachun, N. A. Kubrak, E. R. Potarova,
and N. V. Gnateyko

We study the wave processes which arise in resilient suspenders of spacecraft control devices under the influence of acoustic emission. We also analyse the dynamics of carriers of kinetic moment under the conditions of start movement from the Earth surface or from a small surface.

УДК 629.07.54

Волновые задачи рассеяния энергии акустического излучения в упругих подвесах приборов управления ракет-носителей

Н. А. Кубрак

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

Надійшла до редакції 08.06.98

Аналізується механізм взаємодії акустичного випромінювання з боку ракетних двигунів із приладами керування РН

Развитие ракетостроения и прикладных наук, способствующих созданию все более надежных и совершенных систем, показывает, что технические характеристики ракетносителей различных классов зависят от целого ряда как известных возмущающих факторов, так и мало изученных. К последним с полным основанием можно отнести акустическое излучение со стороны двигательных установок РН. Как оказалось, звуковые поля могут приводить к существенным изменениям физико-механических свойств материала конструкции и комплектующих — приборов управления, бортовой ЭВМ, навигационного комплекса и др. В некоторых случаях влияние звукового нагружения может определять надежность всего изделия [1].

Особое внимание следует обратить на изменение функциональных характеристик приборов управления, так как акустическое излучение проходит внутрь приборов не только через конструкции, но и через среду, что затрудняет борьбу с ним и сводит к нулю эффект многих технических новинок, призванных повысить точность приборов.

Остановимся подробнее на анализе влияния звуковых полей на свободный гироскоп. Эти приборы нашли широкое применение в качестве датчиков углов в системах автоматического управления полетом, в системах телеметрии, как чувствительные элементы в устройствах стабилизации антенн, головок самонаведения и т. п.

Свободный гироскоп с точностью до собственных уходов сохраняет приданное оси фигуры ориентирное направление и не имеет никакой направляющей или устанавливающей силы или момента. Чтобы уменьшить величину вредных моментов, действующих относительно внутренней оси, ее соединяют с наружной рамкой проволочным торсионным подвесом (рис. 1). Это позволяет значительно уменьшить момент сил сухого трения и практически заменить его моментом сил упругости проволоки, который во много раз меньше.

Известная техническая реализация этого подвеса представляет собой несколько тонких проволок, которые располагаются вдоль окружности радиуса r и закрепляются в наружном кольце 1 и гирокамере 2 (рис. 1, б).

Проанализируем степень влияния акустического излучения на трехступенчатый астатический гироскоп. Изучим рассеяние энергии звуковой волны в торсионном подвесе и оценим влияние динамики струны на появление дополнительных уходов оси фигуры. Механизм упругого взаимодействия акустических полей с торсионом объясняется с помощью модели, приведенной на рис. 1, в, г.

Пусть под воздействием плоской монохроматической волны избыточного давления в каждой из трех струн генерируются колебания. Скорости поперечных перемещений нижних концов струн обозначим как w_i , а их составляющие — x_i и y_i (рис. 1, в). При

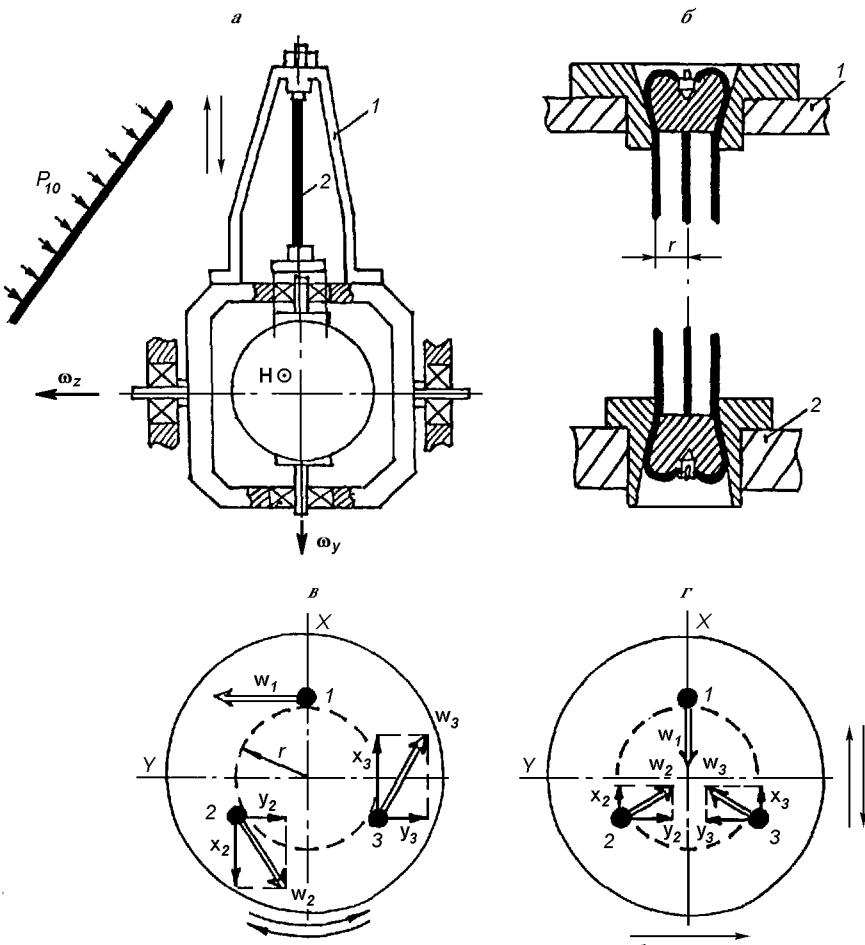


Рис. 1. Проволочный торсионный подвес: *а* — общий вид свободного астатического гироскопа (*Н* — кинетический момент гироскопа); *б* — торсион из трех струн (*1* — наружное кольцо, *2* — гирокамера); *в, г* — поперечные и радиальные перемещения струнного подвеса под действием акустической волны P_{10}

принятом синфазном перемещении точек *1*, *2* и *3* по касательной к окружности радиуса *r* нетрудно установить, что генерируемая акустическая вибрация будет причиной возникновения крутильных колебаний с угловой скоростью ω_y относительно продольной оси торсиона (рис. 1, *а*). Кроме того, колебания в поперечном направлении приведут также к возникновению поступательной вибрации вдоль торсиона.

Если же перемещения нижних концов струн будут радиальными (рис. 1, *г*), то имеет место возвратно-поступательное перемещение оси в двух взаимно перпендикулярных направлениях.

Конечно, в действительности картина прохождения акустической волны через торсион будет включать в себя элементы обоих этих случаев. Возму-

щенное движение подвеса гироскопа будет состоять из поступательной вибрации вдоль осей *X* и *Y* (рис. 1, *г*), а также крутильных колебаний относительно оси внутренней рамки с угловой скоростью ω_y и относительно наружной — с угловой скоростью ω_z .

Последние, как известно, не приводят к систематическому дрейфу оси фигуры, а вот колебания относительно внутренней оси явно нежелательны, так как служат источником ложной информации о выбранном ориентирном направлении [2].

Зная величины скоростей w_i , можно установить характер кинематического возмущения относительно внутренней оси:

$$\omega_y^a = r^{-1}(w_1 \pm w_2 \pm w_3),$$

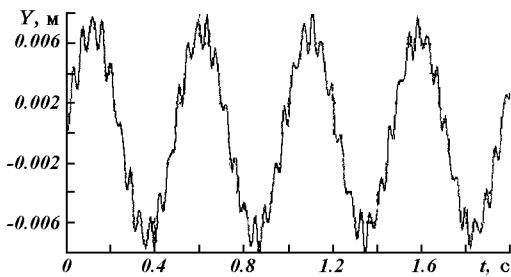


Рис. 2. Перемещение нижней точки проволочного торсиона во времени

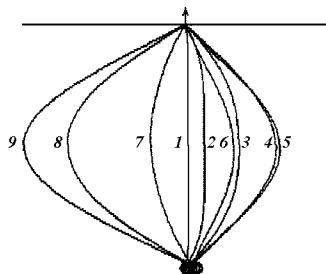


Рис. 3. Колебания торсиона вместе с кожухом и ротором в пространстве. Цифрами обозначены следующие друг за другом положения проволоки и кожуха с ротором

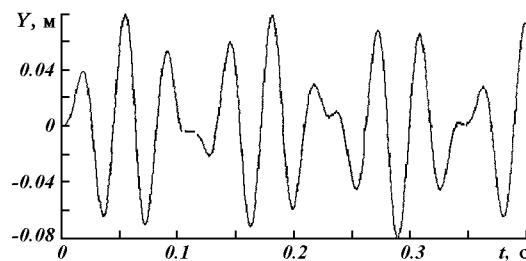


Рис. 4. Перемещение средней точки во времени

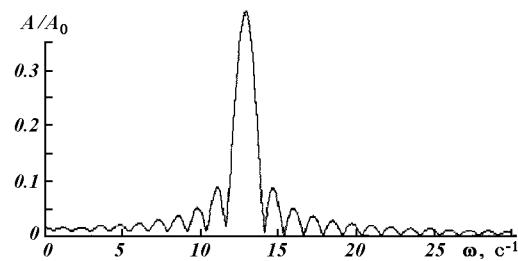


Рис. 5. Спектральная плотность колебаний нижней точки (A_0 — амплитуда давления падающей звуковой волны; A — соответственно амплитуда колебаний нижней точки торсиона)

что создает предпосылки для оценки степени влияния акустического излучения на приборы управления с рассматриваемыми элементами.

Численный анализ показывает, что нижняя точка проволочного торсиона под действием звуковой волны совершает колебательные движения во времени (рис. 2) и в пространстве (рис. 3). Перемещение средней точки во времени показано на рис. 4.

Таким образом, происходит перераспределение акустического излучения, приводящее к колебаниям проволочного торсиона (рис. 5). Средняя мощность колебательного процесса расходуется в основном в диапазоне частот $\omega = 11 \dots 14 \text{ с}^{-1}$. Удельный вес остальных форм значительно ниже.

Проведенный анализ позволяет сделать вывод о необходимости создания «акустического комфорта» для приборов управления РН. Выбор пассивных, активных, либо компенсационных методов решения

этой проблемы следует проводить с учетом особенностей натурных условий и требований технических условий на изделия.

1. Каракун В. В. Механизм прохождения акустической волны через плоско-параллельные элементы конструкций носителей // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 3/4.—С. 86—89.
2. Лунц Я. Л. Ошибки гирокопических приборов. — Л.: Судостроение, 1968.—232 с.

WAVE PROBLEMS OF THE SCATTERING OF ACOUSTIC RADIATION ENERGY IN ELASTIC MOUNTINGS OF CONTROL DEVICES IN LAUNCH VEHICLES

N. A. Kubrak

We analyse the mechanism of interaction of acoustic radiation from the first and second stage rocket engines with operating instruments.

УДК 533.95

Ослабление радиосигналов искажение радиолокационных характеристик космических аппаратов плазменными струями электрореактивных двигателей

В. А. Шувалов, М. Г. Быстрицкий, А. Е. Чурилов

Інститут технічної механіки НАН України та НКА України, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 15.05.98

Сформульовано принципи, розроблено методологію фізичного моделювання розсіяння електромагнітних хвиль на плазмових струменях та утвореннях біля поверхонь КА. Експериментально досліджено ефекти ослаблення радіосигналів, спотворення радіолокаційних характеристик елементів конструкцій КА плазмовими струменями та штучними утвореннями, що виникають під час роботи електрореактивних двигунів, інжекції електронних пучків, проведенні активних та пасивних експериментів на орбіті.

ВВЕДЕНИЕ

Проблема совместности микродвигателей с системами и элементами конструкций космических аппаратов включает два аспекта:

- рассеяние радиоизлучения бортовых приемо-передающих систем, ослабление радиосигналов на трассе Земля—КА—Земля плазменными струями и искусственными плазменными образованиями;
- воздействие струй, продуктов выхлопа электрореактивных двигателей (ЭРД) на поверхности элементов конструкций и системы КА.

Первый связан с влиянием плазменных струй и искусственных плазменных образований на радиосвязь, работу систем телеметрии, бортового ретрансляционного и обеспечивающего комплексов; второй — с опасностью деградации материалов наружных поверхностей элементов конструкций, осаждением пленок, конденсацией продуктов выхлопов, воздействием струй на панели солнечных батарей, оптику, антенны и т. д. [1, 9, 16, 20, 37].

Отсутствие точной информации о структуре плазменных струй и образований на орбите не позволяет однозначно интерпретировать результаты радиофизических измерений, проводимых в ходе натурных экспериментов по инжекции плазменных струй ЭРД, электронных пучков в ионосферу, прогнозировать их влияние на прохождение радиосигналов, телеметрию, радиосвязь, работу бортового ретрансляционного и обеспечивающего комплексов, радиолокационные характеристики КА. Относительная сложность и высокая стоимость натурных экспериментов и измерений не позволяют считать их приемлемым средством для систематического и детального изучения процессов и явлений, связанных с взаимодействием в системе КА—плазменная струя—электромагнитное излучение бортовых или наземных радиолокационных станций (РЛС), средств связи, сопровождения и т. д. Поэтому при проектировании КА значительная роль отводится лабораторному моделированию такого взаимодействия с помощью плазменных потоков.

Моделирование в контролируемых лабораторных условиях является неотъемлемым структурным элементом системы исследований, поскольку позволяет выделить из широкой гаммы физических процессов и явлений, протекающих в космосе, основные, изучить их природу, выявить влияние различных факторов, провести параметрический анализ и после сопоставления результатов с теоретическими представлениями уточнить сформулированные модели. Для рассматриваемой проблемы лабораторное моделирование — последний элемент триады: 1) натурный эксперимент в космосе; 2) теоретические исследования и численный эксперимент; 3) лабораторный физический эксперимент.

Целью данной работы является разработка принципов, методологии и средств моделирования; исследование в контролируемых лабораторных условиях эффектов и явлений, возникающих при радиолокационном зондировании плазменных струй, инжектируемых с КА и ракет в ионосфере; дополнение цикла работ о натурных экспериментах в космосе [1, 4, 11, 20, 24, 37, 40, 41], теоретических и численных исследованиях [3, 12, 17, 18, 25, 35, 36] результатами физического модельного эксперимента.

На практике при взаимодействии плазменных струй у поверхности КА с электромагнитным излучением на орбите, когда $\nu_{\max} \ll \omega$ и $\omega_e \ll \omega$ ($\nu_{\max} = \max[\nu_{ei}, \nu_{en}]$ — частота соударений электронов с ионами и нейтралами, ω_e — ларморовская (циклотронная) частота электронов, ω — частота зондирующего излучения), как правило, реализуются три случая:

- плазменное образование (ПО) у поверхности КА с ядром критической или сверхкритической плотности, значительно превосходящим линейный размер тела ($\omega \ll \omega_{Le}$, ω_{Le} — плазменная частота);
- ПО у поверхности КА с ядром критической плотности, размеры которого сравнимы с линейным размером аппарата ($\omega \leq \omega_{Le}$);
- ПО у поверхности КА при $\omega_{Le} < \omega$.

Первый случай реализуется для метрового диапазона длин волн (эксперименты «Зарница-2», «Аэлита-1») [11, 20, 24]. При $\omega \ll \omega_{Le}$ наличие плазменного образования заметно увеличивает амплитуду отраженного аппаратом сигнала. В лабораторных условиях реализация этого случая затруднена сложностями создания ПО с ядром сверхкритической плазмы, превосходящим размеры модели КА. Два других случая реализуются в более коротковолновом диапазоне. Интерпретация отражений для этих случаев сложнее. Поэтому возможности

лабораторного модельного эксперимента, в ходе которого можно выделить влияние различных факторов на характеристики рассеяния и прохождения радиоволн, при $\omega \leq \omega_{Le}$ и $\omega_{Le} < \omega$ предпочтительнее.

Трудности проведения таких исследований со пряжены с необходимостью моделирования движения КА в ионосферной плазме, перемещения его относительно РЛС и средств связи.

В лабораторных условиях это приводит к необходимости создания у поверхности моделей КА плазменных струй и образований, сохраняющих форму, размеры и структуру при изменении их углового положения относительно направления облучения и вектора скорости набегающего потока, т. е. удовлетворения одновременно требованиям электродинамического и газодинамического моделирования. Речь идет о моделировании в замкнутом объеме специализированной установки в сверхзвуковом потоке разреженной плазмы явлений, протекающих в неограниченном пространстве при движении КА в ионосфере и взаимодействии их с электромагнитным излучением, генерируемым орбитальными или наземными РЛС и средствами связи в метровом, дециметровом и сантиметровом диапазонах длин волн.

МОДЕЛИРОВАНИЕ. МАСШТАБНЫЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ И КРИТЕРИАЛЬНЫЕ СООТНОШЕНИЯ

Моделирование в электродинамических системах является основным методом определения параметров, характеризующих рассеивающие свойства тел, — эффективной площади рассеяния (ЭПР) и диаграммы ЭПР — на сверхвысоких частотах в лабораторных условиях.

В диапазоне СВЧ практически применяется только моделирование конфигурации тела. Возможность создания модели заданной электродинамической системы обоснована в приближении линейной электродинамики [21].

Если КА и его модель изготовлены из металла, то при моделировании электродинамической системы достаточно выполнения условия

$$\varepsilon \mu (fR)^2 / \varepsilon_M \mu_M (f_M R_M)^2 = 1, \quad (1)$$

где ε , μ — диэлектрическая и магнитная проницаемости среды, f — частота зондирующей волны, R — линейный размер тела, индекс M относится к модели.

При проведении натурных и модельных измерений в средах идентичного состава и агрегатного состояния $\varepsilon = \varepsilon_M$; $\mu = \mu_M$. С учетом критерия геометрического моделирования $R_M/R = \beta_M$ и ра-

венства $f = \omega/2\pi = c/\lambda$ — длина зондирующей волны, а c — скорость света, из условия (1) следует критериальное соотношение

$$\frac{\omega_M}{\omega} = \frac{\lambda}{\lambda_M} = \frac{R}{R_M} = \beta_M^{-1}. \quad (2)$$

Если материал КА не является хорошим проводником, то соотношение (2) должно быть дополнено условием [21]

$$\frac{\omega_M}{\omega} = \frac{\sigma_M}{\sigma} = \beta_M^{-1},$$

где σ — проводимость.

Несложно получить критериальное соотношение для Σ -ЭПР КА:

$$\frac{\Sigma}{\Sigma_M} = \frac{R^2}{R_M^2} = \beta_M^{-2}.$$

Учитывая, что при исследовании особенностей прохождения и рассеяния электромагнитных волн проводящим телом в потоке разреженной плазмы реальный интерес для ионосфера представляют случаи, когда частота зондирующей волны ω намного больше ларморовской частоты электронов $\omega_e \ll \omega$ и частоты столкновений частиц в плазме $\nu = \max(\nu_{ei}, \nu_{en})$, $\nu \ll \omega$, можно принять $\epsilon = 1 - \omega_{Le}^2/\omega^2$ [7]. Критериальное соотношение определяется из условия равенства диэлектрических проницаемостей сред $\epsilon/\epsilon_M = 1$, откуда

$$\frac{N_e^{(M)}}{N_e} = \frac{\lambda^2}{\lambda_M^2} = \beta_M^{-2}.$$

Погрешность моделирования, обусловленная расходжением выражений для критериальных соотношений $N_e^{(M)}/N_e$, пропорциональна $\Delta\epsilon = \epsilon_1 - \epsilon_2 \approx N_e^{(M)}(1 - \xi_M^{-1})/N_k \beta_M^{-2}$, где ϵ_1 — диэлектрическая проницаемость среды, соответствующая плазмодинамическому моделированию при $N_e^{(M)}/N_e \approx \xi_M \beta_M^{-2}$ [32]; ϵ_2 соответствует условиям электродинамического моделирования при $N_e^{(M)}/N_e \approx \beta_M^{-2}$; $\xi_M = T_e^{(M)}/T_e$; T_e — температура электронов ионосферной плазмы; $T_e^{(M)}$ — температура электронов потока плазмы, моделирующего режим и условия движения КА в физическом эксперименте; N_k — критическая концентрация электронов для диапазона зондирующей волны $\lambda = \lambda_M \beta_M^{-1}$.

Отсюда следует $\Delta\epsilon \approx N_e \beta_M^{-2} \lambda_M^2 (1 - \xi_M^{-1}) / 1.12 \cdot 10^{13}$. Условие $\Delta\epsilon \leq 10^{-2}$ позволяет определить рабочий диапазон длин волн в лабораторных экспериментах. В потоке разреженной плазмы, моделирующем условия и режим движения КА в ионосфере, при $N_e \leq 10^{12} \text{ м}^{-3}$, $\beta_M^{-2} \approx 20$, $\xi_M \gg 1$ и $\Delta\epsilon \leq 10^{-2}$ получим $\lambda_M \leq 0.1 \text{ м}$. Нелинейные эффекты, обусловленные воздействием высокочастотного поля

электромагнитной волны на плазму, должны быть пренебрежимо малы. Сравнительные оценки напряженности E_p характерного плазменного поля или нелинейного возмущения комплексной диэлектрической проницаемости $\Delta\epsilon \sim E_M^2/E_p^2$ для различных механизмов нелинейности [5, 10] показывают, что при $\nu \ll \omega$; $\omega \approx 10^{10} \text{ с}^{-1}$ и $W_e \leq 4 \text{ эВ}$

$$\Delta\epsilon_B \leq \Delta\epsilon_C \ll \Delta\epsilon_H,$$

т. е. в условиях лабораторного модельного эксперимента основную роль может играть нелинейность, связанная с нагревом электронов плазмы в поле электромагнитной волны (нагревная нелинейность). Возмущения $\Delta\epsilon$ из-за стрикционной и магнитной нелинейностей намного слабее (индексы H , C , B соответствуют нагревной, стрикционной и магнитной нелинейностям).

Критерием слабого нагрева электронов (слабого возмущения комплексной диэлектрической проницаемости из-за нагревной нелинейности) является соотношение

$$E_M \ll E_p \approx \sqrt{2\delta_e m_e W_e \omega^2 (1 + \nu^2/\omega^2) e^{-2}}, \quad (3)$$

где E_M — амплитуда напряженности поля зондирующей электромагнитной волны; E_p — напряженность характерного плазменного поля; W_e — энергия электронов; δ_e — доля энергии, теряемая электроном при столкновении с тяжелыми частицами.

Для $\lambda_M \leq 0.1 \text{ м}$ ($\omega_M \approx 10^{10} \text{ с}^{-1}$) в плазме большинства газов при $N_e^M \leq 10^{17} \text{ м}^{-3}$ и $W_e^M \approx 4 \text{ эВ}$; $\nu_M \approx \max[\nu_{ei}, \nu_{en}] \approx 10^6 \text{ с}^{-1}$, $\delta_e > 10^{-3}$, из (3) следует $E_p > 2.8 \cdot 10^3 \text{ В/м}$. При $W_e \geq 2 \text{ эВ}$ для значений $\delta_e = \delta_e(T_e)$ необходимо учитывать неупругие столкновения электронов с тяжелыми частицами [19, 22, 29].

Амплитуда напряженности поля зондирующей волны, создаваемого реальной антенной в свободном пространстве

$$E_M \approx \sqrt{60 P_{изл} D / L}, \quad (4)$$

где D — коэффициент направленного действия антенны; $P_{изл}$ — излучаемая мощность; L — расстояние от антенны.

В соответствии с критерием дальней зоны при исследовании рассеяния радиоволн расстояние от излучателя до рассеивателя должно удовлетворять условию

$$L_M \geq 4\pi R_M^2 / \lambda_M,$$

откуда для $\lambda_M \leq 0.1 \text{ м}$ при $R_M/\lambda_M \geq 1$ получим $L_M \geq 0.4 \text{ м}$. Для существующих лабораторных генераторов и антенных систем $P_{изл}^M < 1 \text{ Вт}$, $D < 10^2$, поэтому при $L_M \geq 0.4 \text{ м}$, $P_{изл}^{\max} = 1 \text{ Вт}$ и $D^{\max} = 10^2$ из

(4) получим $E_m^{\max} < 20$ В/м, т. е. для $\lambda_m \leq 0.1$ м и $R_m/\lambda_m \geq 1$ условие (3) в лабораторном эксперименте практически всегда выполняется и $\Delta\varepsilon_H < 5 \cdot 10^{-3}$.

Для приближенной оценки допустимой в модельном эксперименте излученной антенной СВЧ-мощности (в предположении малости нагревной нелинейности) может быть использован критерий

$$P_{\text{изл}}^M \approx \frac{E_m^2 \lambda_m^2}{2\eta} \ll \frac{4\pi^2 \delta_e m_e W_e c^2 (1 + \nu^2/\omega^2)}{e^2 \eta}, \quad (5)$$

где η — волновое сопротивление плазмы. Критерий применим в области частот ω_m , близких к плазменным ω_{Le} и ларморовским ω_e [31].

ТЕХНИКА ЭКСПЕРИМЕНТА

Приведенные масштабные коэффициенты и критериальные соотношения определяют требования к системам экспериментальной установки, предназначенной для моделирования и исследования в контролируемых лабораторных условиях особенностей взаимодействия КА—плазменная струя—электромагнитное излучение в ионосфере.

Такие условия реализованы на плазмоэлектродинамическом стенде Института технической механики НАН Украины путем создания у поверхности моделей КА искусственных плазменных образований (ИПО), генерируемых при инжекции с поверхности тела нейтрального газа и ионизации его электронным ударом [34]. Применение для создания ИПО способа, основанного на эффузии нейтрального газа в вакуум через электрод с последующей ионизацией нейтральных атомов электронами плазмы в приэлектродном слое, позволяет синтезировать у поверхности моделей КА в течение длительного времени стационарные плазменные образования, сохраняющие структуру, форму и разме-

ры при круговом вращении модели вокруг вертикальной оси. Отсутствие внешнего магнитного поля, невысокие энергии и плотности потока электронов, эффузия паров плазмообразующих веществ (щелочные металлы, тяжелые углеводороды с низким потенциалом ионизации) в вакуум со скоростью менее 400 м/с обусловили отсутствие неустойчивостей, связанных с созданием, удержанием и существованием плазмы. ИПО синтезированы в сверхзвуковом потоке разреженной плазмы, моделирующем режим движения и обтекания КА ионосферной плазмой на высотах 150—1000 км. Применение газообразного вещества с молекулярной массой от 2 до 131 позволяет при различных режимах работы источника с саморазгоном плазмы моделировать режим движения и условия обтекания КА с помощью стационарных высокоскоростных потоков ионизированного газа с минимальными градиентами плотности в осевом и радиальном направлениях в рабочей части струи с широким диапазоном значений параметров: $U_\infty = 4.5 \dots 80$ км/с; $N_\infty = 10^{10} \dots 10^{17} \text{ м}^{-3}$; $T_e = 1.3 \dots 4.0$ эВ, $T_i/T_e = 0.1 \dots 0.3$, $2.1 \leq U_\infty / \sqrt{2kT_e/M_i} \leq 15.6$. Здесь U_∞ , N_∞ — массовая скорость и концентрация заряженных частиц невозмущенного плазменного потока, T_i , M_i — температура и масса ионов.

На рис. 1 представлена картина обтекания элемента конструкции КА потоком плазмы, моделирующим условия и режим движения КА на высотах 150—1000 км, при инжекции струи ЭРД с его поверхности.

Плазмоэлектродинамический стенд с рабочей камерой диаметром 1.2 и длиной 3.5 м оснащен измерительными СВЧ-установками диапазона 3—40 ГГц. Для подавления паразитных отражений электромагнитных волн стекки и элементы конструкций рабочей камеры, криопанели и пр. покрыты радиопоглощающим материалом. При скорости откачки около 100 м³/с в камере стендса в рабочих

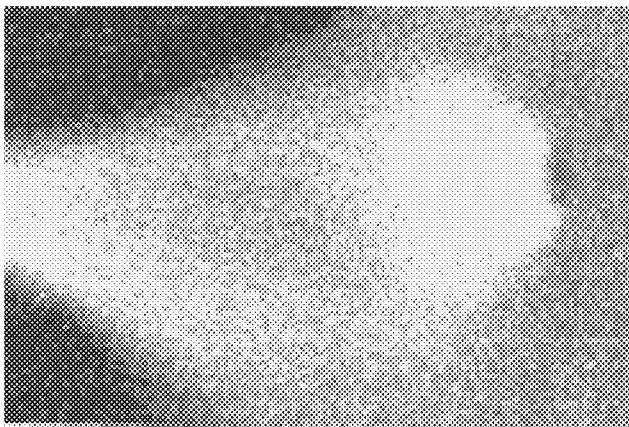


Рис. 1. Картина обтекания элемента конструкции КА при инжекции струи ЭРД

условиях реализуется разрежение 10^{-3} Па.

В измерениях использовались установки с рабочими длинами волн 0.03 и 0.055 м, относящиеся к системам с непрерывным излучением и компенсацией фона [33, 34]. При мощности излучения $P_{\text{изл}} = 10^{-2}$ Вт критерии (3), (5) слабости воздействия поля зондирующей волны на плазму струи и ИПО удовлетворяются с высокой точностью. Антенны измерительных установок расположены вне плазменной струи, моделирующей режим обтекания КА в ионосфере, на расстоянии нескольких длин волн от границы струи. Набегающая на модель КА плазменная струя N_2 в зоне облучения — прозрачная среда с плавным (в масштабе длины волны) изменением параметров вблизи границ. При $\nu = \max(\nu_{\text{el}} \approx 3 \cdot 10^4 \text{ с}^{-1}; \nu_{\text{en}} \approx 5 \cdot 10^5 \text{ с}^{-1}) \approx 5 \cdot 10^5 \text{ с}^{-1}$, $\nu/\omega \approx 10^{-5}$, $N_e \ll N_k$, $\omega_e \ll \omega$ потери, обусловленные затуханием, отражением и преломлением при распространении зондирующей волны через плазменную струю в зоне облучения, пренебрежимо малы. Измеренные в сверхзвуковом потоке разреженной плазмы, моделирующем условия обтекания КА в ионосфере, ЭПР элементов конструкций согласуются с расчетными значениями Σ в резонансной области [15, 23].

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ, АНАЛИЗ И ОБСУЖДЕНИЕ

Учитывая многообразие форм и структур плазменных образований, инжектируемых разного типа ускорителями в ионосфере, нецелесообразно добиваться полного соответствия им формы и структуры ПО, генерируемых в лабораторном эксперименте. Целесообразнее классифицировать ПО по виду функции $F(\theta)$, характеризующей распределение плотности заряженных частиц по угловой координате θ . Исходя из представления $\epsilon(\theta, r) = 1 - F^2(\theta)/r^2$, где $F(\theta)$ — произвольная гладкая функция, такая, что для $\theta \geq \theta_{\text{max}}$ $F(\theta) = 0$ (θ_{max} — граница неоднородной и однородной областей диэлектрической проницаемости), в соответствии с [35] выделяют два типа радиально и двумерно-неоднородных плазменных образований: $F''(0) \geq 0$ и $F''(0) \leq 0$ (здесь $F'' = d^2F/d\theta^2$).

На рис. 2, а показаны радиальные профили $n_i = j_i/j_{0i}$ ($j_{0i} = eN_i U_\infty$), характеризующие распределение заряженных частиц в плазменной струе ксенона, инжектируемой ускорителем с замкнутым дрейфом электронов КА серии «Метеор» и «Космос-1066», при следующих значениях параметров: концентрация ионов на срезе ускорителя $3 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$,

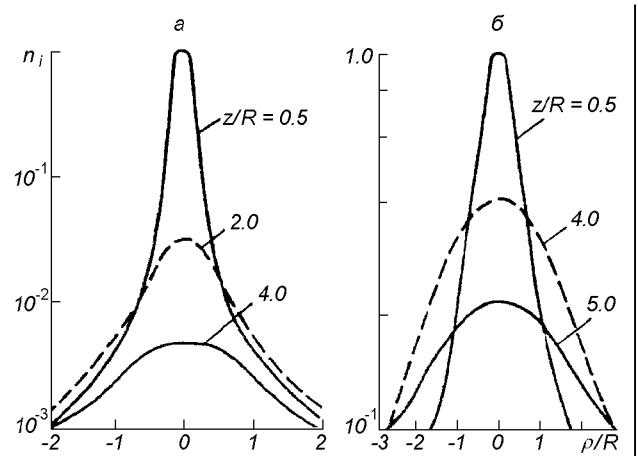


Рис. 2. Радиальные профили концентрации заряженных частиц n_i : а — плазменная струя УЗПД («Метеор», «Космос-1066»), б — искусственное ПО в модельном эксперименте

энергия ионов 130 эВ, температура электронов 1—3 эВ, скорость 10—12 км/с, расходимость струи 20° [40]. Для профилей рис. 2, а принято $R = 1$ м, $j_{0i} = 2 \text{ A/m}^2$.

На рис. 2, б приведены профили $n_i = N_i/N_{\text{max}}$ (N_{max} — максимальное значение концентрации заряженных частиц в ПО), характеризующие структуру плазменного образования, созданного при инъекции нейтрального газа с поверхности модели элемента конструкции КА (пластина при $\Phi_s \approx 8.7$, где $\Phi_s = e\varphi_s/kT_e$; φ_s — потенциал электрода относительно потенциала плазмы). Здесь $N_{\text{max}} = 1.4 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$. При различии таких параметров, как скорость истечения, угол расходимости, энергия и масса ионов, радиальные профили n_i (рис. 2) характеризуются функцией $F(\theta)$ одного вида. Распределения заряженных частиц в плазменных образованиях, инжектируемых с борта высотного атмосферного зонда, также характеризуются функцией $F(\theta)$ с $F''(0) < 0$ [4].

Другими словами, структуры плазменных струй, инжектируемых с поверхности КА в ионосфере, и распределения заряженных частиц в ПО, создаваемых у поверхности модели на стенде, относятся к одному типу плазменных образований, характеризуемому функцией $F(\theta)$ с $F''(0) < 0$ [16].

На рис. 3 показаны структуры ПО, создаваемые у лицевой поверхности моделей элементов конструкций КА при различных значениях потенциала управляющего электрода $6.4 \leq \Phi_s \leq 13.7$. Диаграммы обратного рассеяния (ДОР) модели, представленные в виде нормированной зависимости интен-

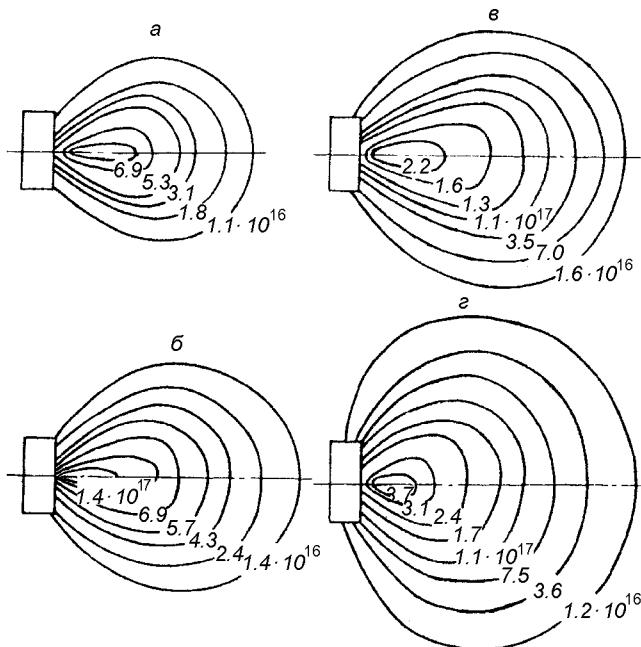


Рис. 3. Структуры ПО (линии равных концентраций) у поверхности элемента конструкции КА

сивности отраженного сигнала от угла облучения при инжекции плазменных струй и образований с лицевой поверхности, показаны на рис. 4, а, б. Кривая 1 — диаграмма элемента конструкции, обтекаемой потоком разреженной плазмы, моделирующим условия движения КА в ионосфере в отсутствие искусственного ПО у его поверхности. При этом уровень отражений от плоских торцов модели составляет -33 дБ для $\lambda = 0.055$ м ($f = 5.45$ ГГц) и -30 дБ для $\lambda = 0.03$ м ($f = 10$ ГГц) относительно излученной мощности. Кривые 2—5 соответствуют структуре ПО, изображенных на рис. 3. Наличие у поверхности элемента конструкции КА плазменных образований с $\omega_{Le} < \omega$ уменьшает амплитуду отраженного сигнала в широком диапазоне углов облучения. При мощности излучения $P_{изл}^M \leq 10^{-2}$ Вт, напряженности электрического поля облучающей волны $E_M < 20$ В/м пороговые значения напряженности $E_{пор}$ и скорости осцилляций электрона в СВЧ-поле волны $(V_E/V_{Te})_M \approx 10^{-4}$ в области прозрачности $\epsilon > 0$ однородной плазмы составляют: для параметрической относительно почти периодических потенциальных колебаний неустойчивости — $E_{пор} \geq 6.2 \cdot 10^3$ В/м, $V_E/V_{Te} \geq 3 \cdot 10^{-2}$ [30]; параметрической неустойчивости в неизотермической плазме — $E_{пор} \geq 5.8 \cdot 10^2$ В/м, $V_E/V_{Te} \geq 2.8 \cdot 10^{-2}$ [2]; параметрических неустойчивостей, связанных с двуплазмоидным распадом и

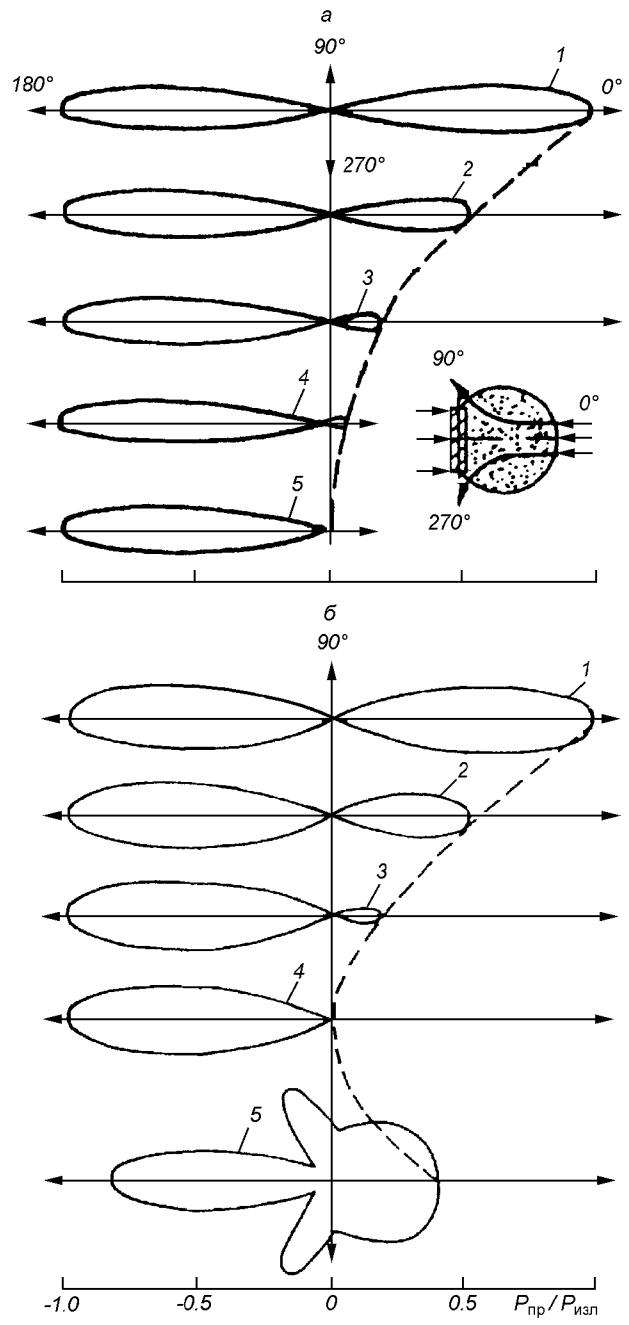


Рис. 4. Диаграммы обратного рассеяния электромагнитных волн элементом конструкции КА при наличии искусственных ПО: а — $\lambda = 0.03$ м; б — $\lambda = 0.055$ м. Кривая 1 — отсутствие ПО, кривые 2—5 соответствуют ПО на рис. 3 а—г

вынужденным комбинационным рассеянием — $E_{пор} \geq 3.6 \cdot 10^4$ В/м, $V_E/V_{Te} \geq 7.8 \cdot 10^{-2}$ [5]. Отсюда $E_M \ll E_{пор}$, $(V_E/V_{Te})_M \ll (V_E/V_{Te})_{пор}$. Здесь $V_E = eE/m_e\omega$ — скорость осцилляций электронов в поле волны; $V_{Te} = \lambda_{de}\omega_{Le}$; λ_{de} — дебаевский радиус.

В условиях неоднородной неизотермической плазмы пороговые значения напряженности поля облучающей волны и параметра V_E/V_{Te} увеличиваются: $E_{\text{пор}}^{\text{од}} \ll E_{\text{пор}}^{\text{неод}}, (V_E/V_{Te})_{\text{пор}}^{\text{од}} \ll (V_E/V_{Te})_{\text{пор}}^{\text{неод}}$ [5, 30].

В слабых СВЧ-полях $E_M \ll E_{\text{пор}}$; $(V_E/V_{Te})_M \ll \ll (V_E/V_{Te})_{\text{пор}}$ отсутствуют условия для возникновения в ПО нелинейных параметрических неустойчивостей, приводящих к аномальному поглощению электромагнитных волн в области прозрачности при $\omega_{Le} < \omega, v \ll \omega$. Это подтверждают расчетные для параболического распределения по N_e радиусу и экспериментально измеренные в волноводах значения коэффициента поглощения электромагнитных волн в плазменном сгустке при $10^{-5} \leq (V_E/V_{Te})_M \leq 1.0$. Для $N_e < N_k$ коэффициент поглощения равен нулю [5]. Если уменьшение концентрации в области прозрачности плазмы ($\varepsilon > 0$) происходит достаточно плавно в масштабе длины волны, наиболее вероятным механизмом ослабления излученной мощности является рефракционная расходимость электромагнитных волн [6].

При $\omega_{Le} < \omega$ эффект ослабления радиосигнала из-за рефракционной расходимости электромагнитных волн в плазменном образовании практически не зависит от структуры ПО [3, 18, 25, 26].

При увеличении концентрации заряженных частиц в ПО у лицевой поверхности модели до значений, превышающих критическую для частоты облучающей волны, на диаграмме обратного рассеяния наблюдается появление интерференционной модуляции отраженного сигнала в системе плазменное образование—модель КА, обусловленной вращением модели и характеризующей дифракцию электромагнитных волн на двух телах (кривая 5, рис. 4, б) [11]. Вторым является двумерно-неоднородное ПО с ядром критической плазмы $\varepsilon \leq 0$, окруженным оболочкой с размытой границей. Рассиянное таким ПО поле характеризуется рефракционной расходимостью электромагнитных волн в среде с $\varepsilon > 0$, отражением от области с $\varepsilon = 0$ и от границы ПО, обусловленным скачком производной ε [25, 26].

Пороговые значения напряженности поля облучающей волны $E_{\text{пор}}$ и параметра $(V_E/V_{Te})_{\lambda=0.055\text{m}} \approx \approx 1.7 \cdot 10^{-4}$ при $\omega \approx \omega_{Le}$ составляют: для апериодической неустойчивости — $E_{\text{пор}} \geq 2.9 \cdot 10^3$ В/м, $V_E/V_{Te} \geq 2 \cdot 10^{-2}$ [2, 5, 30]; модуляционной неустойчивости — $E_{\text{пор}} \geq 2.3 \cdot 10^2$ В/м, $V_E/V_{Te} \geq 2 \cdot 10^{-3}$ [5]; распадной — $E_{\text{пор}} \geq 1.5 \cdot 10^2$ В/м, $V_E/V_{Te} \geq 7 \cdot 10^{-3}$ [5] и параметрической неустойчивости, связанной с вынужденным рассеянием Мандельштама—Брэйллюэна — $E_{\text{пор}} \geq 1.1 \cdot 10^2$ В/м, $V_E/V_{Te} \geq 7.2 \cdot 10^{-3}$ [5].

При масштабе неоднородности плазмы порядка

длины облучающей волны для $\omega \approx \omega_{Le}$, $E_{\text{пор}}^{\text{од}} \ll \ll E_{\text{пор}}^{\text{неод}}, (V_E/V_{Te})_{\text{пор}}^{\text{од}} \ll (V_E/V_{Te})_{\text{пор}}^{\text{неод}}$ [5, 30]; выполняется условие малости поля волны, когда влиянием нелинейности можно пренебречь [5, 8] и следовательно, $E_M \ll E_{\text{пор}}$; $(V_E/V_{Te})_M \ll (V_E/V_{Te})_{\text{пор}}$. Размытие границ ПО в масштабе дебаевского радиуса λ_{de} приводит к уменьшению резонансного взаимодействия. В сферически и цилиндрически симметричных распределениях, объектах с плавным и монотонным убыванием плотности от центра к периферии, когда толщина переходной области плазмы превосходит λ_{de} , плазменно-волновые резонансы отсутствуют даже в том случае, если просачивание продольных волн в периферийные области затруднено наличием скачка производной концентрации [6]. Коэффициент линейной трансформации волн в области ПО с $\varepsilon = 0$ для кривой 5 рис. 4, б не превосходит 0.1 [8]. При дальнейшем увеличении концентрации модель затеняется областью ПО с критической концентрацией. Плазменное образование с ядром критической плазмы ($\varepsilon \leq 0$) рассеивает электромагнитное излучение ($\omega \leq \omega_{Le}$) как тело с одной или несколькими отражающими точками [11, 24]. Число отражающих точек определяется формой и размерами ядра критической плазмы. Диаграмма 5 рис. 4, б характеризует рассеяние электромагнитных волн при наличии у поверхности модели плазменного образования с ядром сверхкритической для $\lambda = 0.055$ м плазмы ($N_{e\max} \geq 5 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$), изображенным на рис. 3, г, и соответствует случаю $\omega < \omega_{Le}$ 5 может быть идентифицирована как ДОР тела вращения со сложной геометрией [3]. Штриховыми линиями на рис. 4 показаны огибающие амплитуд сигналов, отраженных плоскими торцами модели при наличии у лицевой поверхности искусственно созданных ПО.

Рис. 5 иллюстрирует нормированную зависимость отношения принятой к излученной мощности $P_{\text{пр}}/P_{\text{изл}}$ от N_{max}/N_k при осевом облучении ПО/тело. Верхняя кривая — численное решение задачи рассеяния плоской электромагнитной волны на металлической сфере $k_0R = 2$, покрытой радиально неоднородной плазменной оболочкой с линейным распределением ε при $k_0r_s = 3$ ($k_0 = 2\pi/\lambda$), где r_s — внешний радиус оболочки [26]. Различие уровней отраженного сигнала на двух кривых обусловлено разной толщиной плазменного покрытия, разной длиной волновой трассы в расчетном и экспериментальном случаях. В расчетном случае плазменное покрытие тоньше, длина пути волны короче, рефракционные эффекты слабее. С увеличением концентрации заряженных частиц увеличивается вклад отражения от плазменного слоя, амплитуда отраженного сигнала возрастает. Максимальное ос-

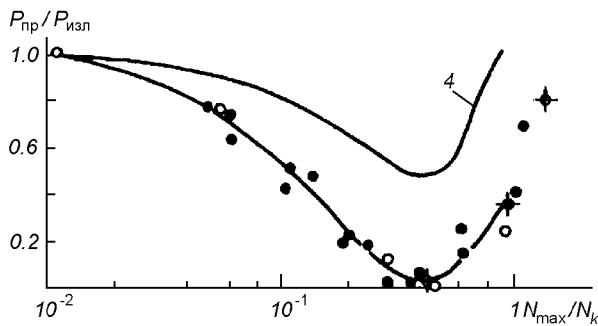


Рис. 5. Ослабление радиосигнала плазменными струями и искусственными ПО у поверхности элемента конструкции КА. Точки — эксперимент для структур рис. 3; крестики — для сферы (рис. 6); кружки — для цилиндра

лабление радиосигнала — положение минимума на зависимости $P_{\text{пр}}/P_{\text{изл}}$ от N_{max}/N_k — при осевом облучении моделей элементов конструкций КА с плазменным образованием у поверхности при $\omega_{\text{Le}} < \omega$ определяется отношением $N_{\text{max}}/N_k \approx (0.45 \pm 0.05)$.

Более наглядно ослабление электромагнитных волн, уменьшение заметности и искажение диаграммы обратного рассеяния при наличии у поверхности облучаемой модели искусственных ПО проявляются для сферы. Плазменные образования, созданные у поверхности сферы радиусом $R_1 \approx 0.028$ м, показаны на рис. 6, а—в.

На рис. 7 кривая 1 — диаграмма металлической сферы ($\lambda = 0.055$ м) в сверхзвуковом потоке разреженной плазмы, моделирующем обтекание КА в ионосфере. Диаграмма 2 характеризует рассеяние электромагнитных волн при наличии у поверхности сферы плазменного образования с ядром критической плотности ($N_{\text{emax}} \approx 3.6 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$) (рис. 6, а). Диаграмма 3 соответствует ПО (рис. 6, б) с квазисферическим ядром сверхкритической плазмы. При этом R_2 — радиус ПО с $N_{\text{emax}} \geq 5 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$ — практически равен радиусу несущей металлической сферы R_1 .

Структура диаграмм 2 и 3 определяется формой и размерами ядра критической плазмы. Влияние поглощения, обусловленного линейной трансформацией волн в области ПО с $\epsilon = 0$ на кривых 2, 3 рис. 7 минимально. Косвенным подтверждением тому является диаграмма рис. 5, а из [38]. Структура этой диаграммы иллюстрирует специфику взаимного влияния двух металлических соприкасающихся сфер на рассеяние электромагнитных волн. Роль ПО в этом случае выполняла вторая металлическая сфера. Структуры диаграмм рис. 5, а из [38] и кривой 3 рис. 7 практически идентичны. Для

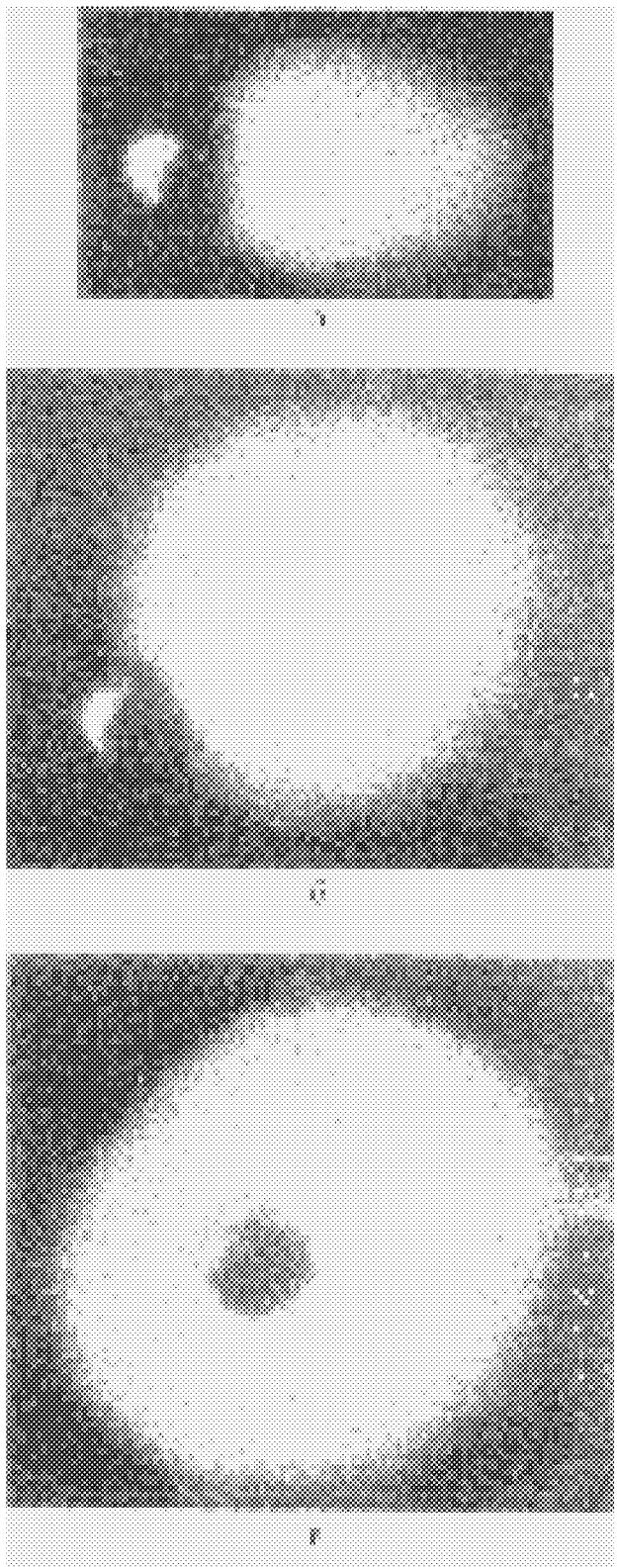


Рис. 6. ПО у поверхности сферы

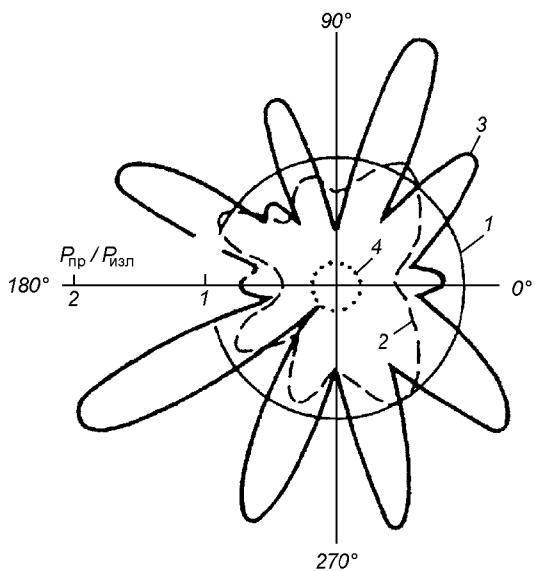


Рис. 7. Ослабление радиосигнала и искажение ДОР сферы искусственным ПО

них характерно значение параметра $R_2/R_1 \approx 1.0$ (R_1 — радиус несущей металлической сферы, R_2 — радиус квазисферической области ПО с $\epsilon = 0$ для диаграммы 3 рис. 7 и радиус замещающей ПО металлической сферы на диаграмме рис. 5, а, в [38]. С увеличением параметра $R_2/R_1 \rightarrow 1$, увеличением радиуса «замещающей» ПО металлической сферы амплитуды и число интерференционных максимумов на ДОР увеличиваются (кривые 2, 3 рис. 7). Это позволяет говорить об увеличении вклада отражения электромагнитных волн от области $N_e \geq N_k$ и пренебрежимо слабом поглощении из-за возможной линейной трансформации. В пользу последнего утверждения свидетельствует и наличие минимума на кривых (расчетной и экспериментальной) зависимости $P_{\text{пр}}/P_{\text{изл}}$ (N_{max}/N_k) рис. 5. С увеличением параметра $N_{\text{max}}/N_k \rightarrow 1$ $P_{\text{пр}}/P_{\text{изл}}$ увеличивается.

Структура ДОР сферы с плазменным образованием $N_{e\text{max}} > 3 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$ свидетельствует об интерфе-

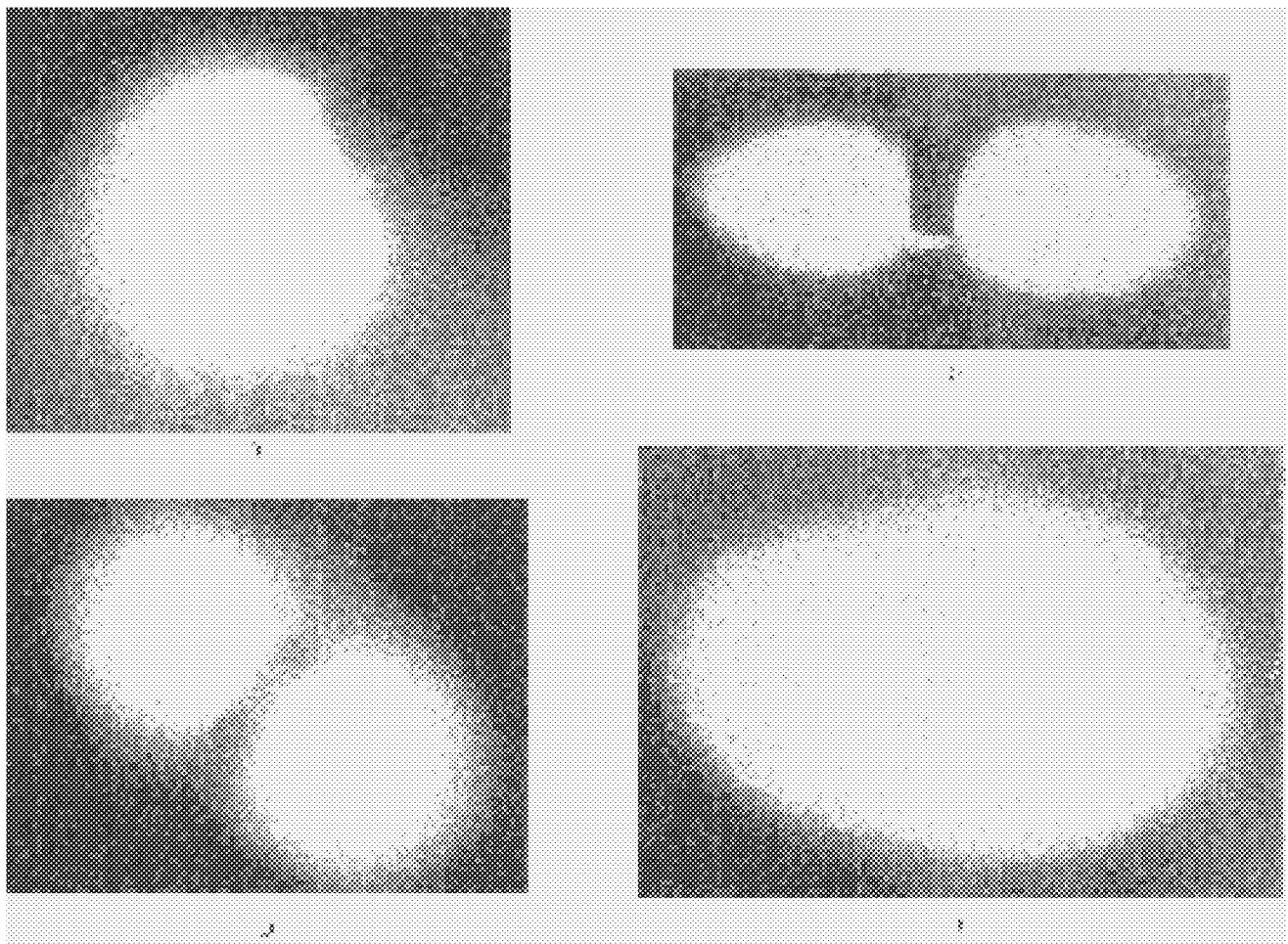


Рис. 8. Искусственные ПО у поверхности элемента конструкции КА

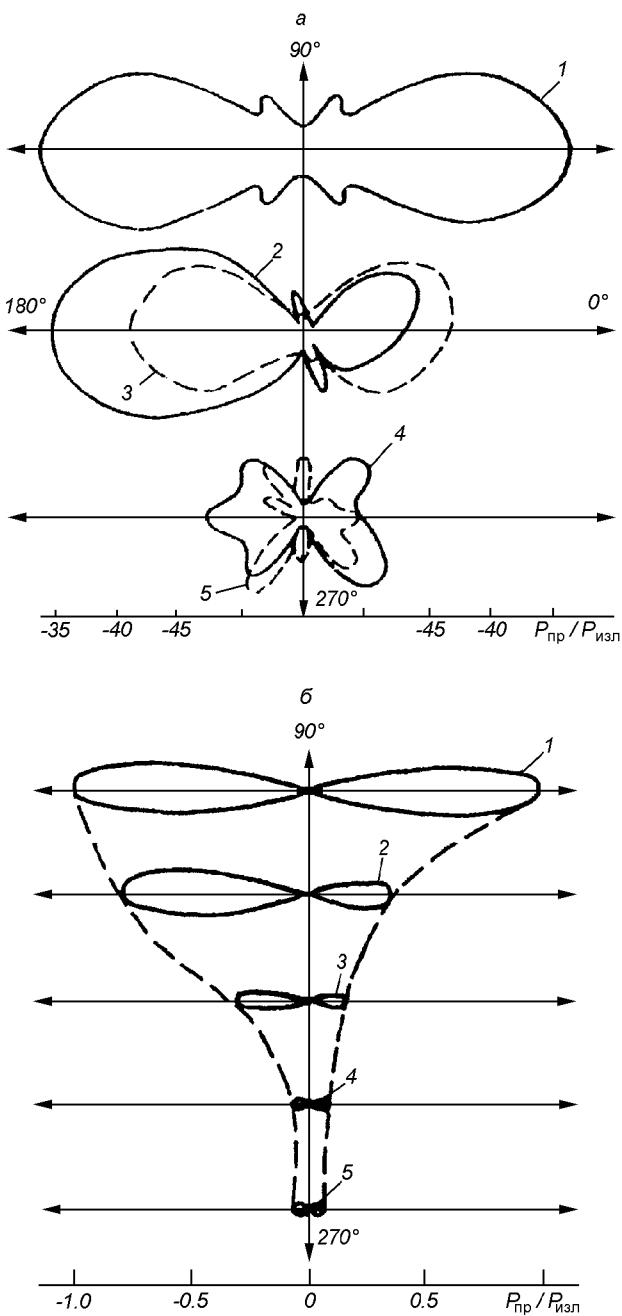


Рис. 9. Искажение диаграммы обратного рассеяния электромагнитных волн элемента конструкции КА искусственным ПО: *а* — $\lambda = 0.055$ м; *б* — $\lambda = 0.03$ м

ренции электромагнитных волн на двух отражателях [15].

Уменьшение амплитуды сигнала, отраженного металлической сферой при наличии у ее поверхности квазисферической плазменной оболочки (см.

рис. 7, *в*) при $\omega_{Le} < \omega$ ($N_{max} \leq 1.1 \cdot 10^{17}$ м⁻³), иллюстрирует кривая 4 рис. 7.

Рассеянное поле при $\omega_{Le} < \omega$ характеризуют две составляющие: зеркальное отражение от поверхности тела и поле, обусловленное ползущими волнами [13, 36]. Снижение зеркального вклада вызвано рефракционной расходностью электромагнитных волн в среде с $\epsilon > 0$. Ползущие волны ослабляются вследствие того, что ПО, являясь ускоряющей средой, увеличивает затухание этих волн [3, 18, 26, 36]. Кривая 4 представляет случай полной экранировки КА, прекращения радиосвязи на частоте излучения для любого направления облучения.

Аналогичные структуры ДОР наблюдаются при наличии ПО у боковой поверхности цилиндра.

Появление у поверхности модели диаметрально противоположных ИПО рис. 8 [17, 34] существенно изменяет структуру диаграммы обратного рассеяния при $\omega_{Le} < \omega$. Кривая 1 (рис. 9, *а*) — диаграмма элемента конструкции КА в отсутствие ПО у поверхности — зависимость отношения принятой к излученной мощности $P_{пр}/P_{изл}$ от угла наблюдения ($\lambda = 0.055$ м). Кривая 2 — диаграмма обратного рассеяния модели у лицевой поверхности ПО, показанного на рис. 8, *а*; 3 — соответствует двустороннему ПО рис. 8, *б*; 4 — эллипсоидальному плазменному образованию рис. 8, *в* с моделью в центре. Соответствующие диаграммы для $\lambda = 0.03$ м показаны на рис. 9, *б*. Наличие ПО, полностью окутывающего облучаемую модель (рис. 8, *г*), искажает диаграмму обратного рассеяния (кривая 5) в целом и уменьшает уровень отраженной мощности до -22 дБ для $\lambda = 0.055$ м и -18 дБ при $\lambda = 0.03$ м, существенно ослабляет радиосигнал, уменьшает отражательную способность и радиолокационную заметность облучаемого тела. Влияние характера распределения заряженных частиц в ПО у поверхности тела на структуру диаграммы начинает сказываться при приближении плазменной частоты ω_{Le} к частоте облучающей волны.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

С учетом теоретических представлений [3, 12, 17, 18, 25, 27, 35, 36], результатов модельных экспериментов данной работы и натурных [1, 4, 11, 24, 37, 39—41] в широком диапазоне плотностей плазменных струй и ИПО, инжектируемых с поверхности КА и ракет в ионосфере, данные радиофизических измерений свидетельствуют о том, что наблюдаемые эффекты ослабления и модуляции радиосигналов обусловлены свойствами плазменной

струи ЭРД дефокусировать электромагнитное излучение при $\omega_{Le} < \omega$ и рассеивать его как единое целое при $\omega \leq \omega_{Le}$.

Наличие у поверхности элемента конструкции КА плазменных образований с $\omega > \omega_{Le}$ уменьшает амплитуду отраженного сигнала в широком диапазоне углов облучения. Эффект ослабления радиосигнала при $\omega > \omega_{Le}$ практически не зависит от структуры ПО и распределения заряженных частиц. Влияние характера распределения заряженных частиц в ПО у поверхности элементов конструкции КА на структуру диаграммы обратного рассеяния начинает сказываться при приближении плазменной частоты ω_{Le} к частоте облучающей волны. На диаграмме обратного рассеяния наблюдается появление интерференционной модуляции отраженного сигнала, обусловленной вращением КА и характеризующей дифракцию электромагнитных волн на двух телах. Плазменное образование с ядром критической плазмы ($\epsilon \leq 0$) рассеивает электромагнитное излучение ($\omega \leq \omega_{Le}$) как тело с одной или несколькими отражающими точками. Число отражающих точек определяется формой и размерами ядра критической плазмы.

1. Авдюшин С. И., Подгорный И. М., Попов Г. А. и др. Использование плазменных ускорителей для изучения физических процессов в космосе // Плазменные ускорители и ионные инжекторы. — М.: Наука, 1984.—С. 232—250.
2. Александров А. Ф., Рухадзе А. А., Богданович Л. С. Основы электродинамики плазмы. — М.: Выш. шк., 1978.—407 с.
3. Васильев Е. Н. Возбуждение тел вращения. — М.: Радио и связь, 1987.—272 с.
4. Войшевич П. В., Гаркуша В. И., Веселовзоров А. Н. и др. Исследование импульсных ускорителей плазмы в космических условиях // Космические исследования.—1976.—14, № 3.—С. 445—453.
5. Геккер И. Р. Взаимодействие сильных электромагнитных полей с плазмой. — М.: Атомиздат, 1978.—312 с.
6. Гильденбург и др. Некоторые вопросы дифракции электромагнитных волн на плазменных образованиях // Изв. вузов. Радиофизика.—1967.—10, № 9—10.—С. 1358—1375.
7. Гинзбург В. Л. Распространение электромагнитных волн в плазме. — М.: Наука, 1967.—683 с.
8. Голант В. Е., Пилия А. Д. Линейная трансформация и поглощение волн в плазме // Успехи физ. наук.—1971.—104, № 3.—С. 401—457.
9. Гришин С. Д., Лесков Л. В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1989.—216 с.
10. Гуревич А. В., Шварцбург А. Б. Нелинейная теория распространения радиоволн в ионосфере. — М.: Наука, 1973.—272 с.
11. Докукин В. С., Жулин И. А., Коломиец А. Р. и др. Двухчастотные радиолокационные наблюдения в эксперименте «Зарница-2» // Геомагнетизм и астрономия.—1982.—22, № 1.—С. 70—74.
12. Жидко Ю. М. Поперечники обратного рассеяния неоднородных по радиусу и угловой координате диэлектрических объектов // Изв. вузов. Радиофизика.—1968.—11, № 6.—С. 876—882.
13. Заборонкова Т. М., Кондратьев Н. Г. Применение леммы Лоренца к расчету коэффициентов возбуждения дифракционных мод // Изв. вузов. Радиофизика.—1972.—15, № 12.—С. 1894—1904.
14. Кадомцев Б. Б. Коллективные явления в плазме. — М.: Наука, 1976.—238 с.
15. Кобак В. О. Радиолокационные отражатели. — М.: Сов. радио, 1976.—248 с.
16. Козлов С. И., Смирнова Н. В. Методы и средства создания искусственных плазменных образований в околоземной среде и оценка характеристик возникающих возмущений // Космические исследования.—1992.—30, вып. 4.—С. 495—523.
17. Колычев С. А., Ярыгин А. П. Строгое решение скалярной задачи дифракции плоской волны на протяженных двумерно-неоднородных плазменных образованиях, содержащих металлическую сферу или цилиндр // Радиотехника и электроника.—1984.—29, № 1.—С. 5—11.
18. Куваев В. М. Особенности рассеяния электромагнитных волн на телах с тонким плазменным слоем // Радиотехника и электроника.—1981.—26, № 5.—С. 1097—1100.
19. Ленерт Б. Плазма космического и лабораторного масштабов // Физика плазмы и магнитная гидродинамика. — М.: Изд-во иностр. лит., 1961.—С. 65—134.
20. Лисов И. Россия—США. Активный геофизический ракетный эксперимент // Новости космонавтики.—1997.—7, № 5.—С. 64—65.
21. Майзельс Е. Н., Торгованов В. А. Измерение характеристик рассеяния радиолокационных целей. — М.: Наука, 1968.—232 с.
22. Месси Г., Бархоп Е. Электронные и ионные столкновения. — М.: Изд-во иностр. лит., 1958.—567 с.
23. Мицмахер М. Ю., Торгованов В. А. Безэховые камеры СВЧ. — М.: Радио и связь, 1982.—392 с.
24. Мойся Р. И., Слюсаренко И. И., Коломиец А. Р. и др. Радиолокационные наблюдения мощной плазменной струи в ионосфере (эксперимент «Аэлита-1») // Проб. косм. физики.—1982.—№ 17.—С. 63—70.
25. Перевезев С. И., Уфимцев П. Я. Отражение электромагнитных волн от металлических тел в плазме // Радиотехника и электроника.—1976.—21, № 7.—С. 1369—1379.
26. Пермяков В. А. Дифракция электромагнитных волн на радиально неоднородных плазменных шаре и цилиндре // Изв. вузов. Радиофизика.—1968.—11, № 4.—С. 531—542.
27. Пермяков В. А. Об особенностях обратного рассеяния электромагнитных волн металлической сферой, покрытой радиально неоднородной плазменной оболочкой // Изв. вузов. Радиофизика.—1976.—19, № 10.—С. 1556—1559.
28. Пермяков В. А. Дифракционные эффекты при обратном рассеянии электромагнитных волн радиально неоднородным плазменным шаром // Изв. вузов. Радиофизика.—1980.—23, № 9.—С. 1075—1084.
29. Саттон Дж., Шерман А. Основы технической магнитной газодинамики. — М.: Мир, 1968.—492 с.
30. Силин В. П. Параметрическое воздействие излучения большой мощности на плазму. — М.: Наука, 1973.—288 с.
31. Хилл М., Уортон С. Микроволновая диагностика плазмы. — М.: Атомиздат, 1968.—392 с.
32. Шувалов В. А. Структура ближнего следа за сферой в потоке неравновесной разреженной плазмы // Геомагнетизм и аэрономия.—1979.—19, № 4.—С. 651—656.
33. Шувалов В. А., Быстрицкий М. Г., Чурилов А. Е. Влияние структуры возмущенной зоны около тела в потоке разреженной плазмы на рассеяние электромагнитных волн // Журн. техн. физики.—1981.—51, № 2.—С. 310—315.

34. Шувалов В. А., Губин В. В. О распределении заряженных частиц около тела в потоке разреженной плазмы при инжекции нейтрального газа // Физика плазмы.—1981.—7, № 3.—С. 689—693.
35. Ярыгин А. П. Эффективная поверхность рассеяния аксиально—симметричных плазменных образований в направлении их оси вращения // Радиотехника и электроника.—1969.—14, № 5.—С. 912—915.
36. Alexopoulos N. G. High-frequency backscattering from a perfectly conducting sphere coated with a radially inhomogeneous dielectric // Radio Sci.—1971.—6, N 10.—P. 893—901.
37. Borisov B. S., Garkusha V. I., Kozyrev N. V. et al. The influence of electric thruster plasma plume on downlink communication in space experiments // AIAA Paper.—1991.—N 91—2349.—11 p.
38. Bruning J. H., Lo V. Multiple scattering of EM waves by spheres. Part II. Numerical and experimental results // IEEE Transactions on antennas and propagation.—1971.—AP—19, N 3.—P. 391—400.
39. Charles G., Dokukin E. V., Mishin I. V., et al. Telemetry signal damping during rocket electron beam injection // Ann. Geophys.—1980.—36, N 1.—P. 397—400.
40. Grebnev J. A., Ivanov G. V., Khodnenko V. P. et al. The study of a plasma jet injected by an on-board plasma thruster // Adv. Space Res.—1981.—1, N 2.—P. 153—158.
41. Sagdeev R. Z., Managadze G. G., Martinson A. A., et al. Experiments with injection of powerful plasma jet into the ionosphere // Adv. Space Res.—1981.—1, N 2.—P. 127—140.

**DETERIORATION OF RADIO SIGNALS AND DISTORTION
OF SPACECRAFT RADAR CHARACTERISTICS
BY PLASMA JETS FROM ELECTRIC PROPULSION
ENGINES**

V. A. Shuvalov, M. G. Bystritskii, and A. E. Churilov

We formulated the principles and developed the methods of the physical modelling of electromagnetic wave scattering on plasma jets and formations created at spacecraft surfaces. We studied experimentally the deterioration of radio signals and distortion of the radar characteristics of spacecraft design elements by the plasma jets and artificial plasma formations arising during the work of electric propulsion engines, the injection of electron beams, and in the course of various active and passive tests on the orbit.

УДК 621.396.98:629.7

Высокоточные траекторные определения
низкоорбитальных космических аппаратов
с использованием сигналов глобальной
навигационной спутниковой системы GNSS

А. А. Жалило¹, Э. Н. Хомяков², С. Н. Флерко³, К. Ф. Волох⁴

¹Науково-виробниче підприємство «Хартрон—Альфа», Харків

²Державний аерокосмічний університет (ХАІ), Харків

³Харківський військовий університет, Харків

⁴Національне космічне агентство України, Київ

Надійшла до редакції 10.04.98

Предлагаются и анализируются варианты организации высокоточного геометрического определения параметров траектории низкоорбитальных космических аппаратов с использованием сигналов глобальной навигационной спутниковой системы GNSS. Рассматриваются особенности реализации и точность траекторных определений по результатам совместной обработки кодовых и фазовых измерений на борту космического аппарата и в наземной сети контрольных станций дифференциальной подсистемы GNSS.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в мире значительно возрос интерес к использованию на борту многоцелевых низкоорбитальных космических аппаратов (КА) интегрированных приемников сигналов спутниковых радионавигационных систем (СРНС) GPS и ГЛОНАСС, а также их космических и наземных функциональных дополнений, образующих, согласно проектам EGNOS, WAAS и MSAS, глобальную навигационную спутниковую систему GNSS-1 [8, 13—16]. Оборудование низкоорбитальных КА таких приемников открывает уникальные возможности научных исследований в таких областях, как геодезия, геодинамика, топография Земной поверхности, уточнение фигуры геоида, метеорология и т. д. В частности, в геодезии предполагается с

помощью навигационных приемников на борту КА добиться определения фигуры геоида с точностью до 2,5 см с совершенствованием существующих моделей гравитационного поля Земли [17]. Применение таких приемников для изучения атмосферы связано с возможностью обеспечения приема навигационных сигналов GNSS не только из верхней, но и из нижней полусфера обзора пространства с КА, когда сигналы от навигационных спутников пронизывают значимую часть слоя атмосферы и подвергаются воздействию рефракции радиоволн в ионосфере и тропосфере. С помощью двухчастотных измерений фазы несущей навигационных сигналов может быть восстановлен с высокой точностью индекс рефракции атмосферы как функция высоты. Велик интерес к распространению таких исследований в тропосфере (до 10 км над поверх-

ностью Земли) и стратосфере (до 45 км) [18]. Комбинированное использование навигационных сигналов GPS и ГЛОНАСС, а также геостационарных спутников связи (ГСС) INMARSAT-3 с навигационным дополнением на борту [8, 13, 15] позволит бортовому приемнику КА производить наблюдения до тысячи положений навигационных спутников за сутки, каждое из которых обеспечит высокую точность температурного зондирования, причем такие наблюдения не будут зависеть от погодных условий, времени года или суток. Это должно внести значительный вклад в действующую метеорологию и климатологию.

Важнейшим применением измерений параметров сигналов GNSS на борту низкоорбитальных КА может стать и глобальное картографирование ионосферы с определением общей концентрации электронов в различных сечениях ионосферы на направлениях «КА—спутники GNSS», что позволит при объединении с измерениями в наземных сетях следящих станций строить высокоточные двух- или трехмерные карты электронных распределений ионосферы. Кроме того, оперативное и надежное выявление ионосферных аномалий рассматривается в национальной программе «Попередження» как один из способов предсказания землетрясений [7].

Все перечисленные научные применения навигационных приемников на борту низкоорбитальных КА требуют высокоточного координатно-временного обеспечения самого КА. При реализации миссии TOPEX-POSEIDON [10] было получено, что в автономном режиме функционирования космический приемник сигналов GPS способен обеспечить точность местоопределения в реальном масштабе времени на уровне 5 м, а при использовании измерительной информации приемника в пост-обработке достигается точность орбитальных определений порядка 3 см. В обоих случаях в бортовом приемнике реализуются интегрально-доплеровские двухчастотные (по Р-коду или бескодовые) измерения текущих навигационных параметров (псевдодальнестей и псевдоскоростей) относительно навигационных спутников и динамический (орбитальный) метод траекторных определений с использованием моделей движения КА.

Необходимость высокоточных траекторных определений КА не ограничивается научным применением. Так, в настоящее время в Украине остро стоит проблема оперативного определения и прогнозирования с заданной точностью параметров движения национальных КА типа «Січ», «Микроспутник», особенно на этапе выведения и коррекции движения КА с последующей выдачей целеуказаний наземному телеметрическому и информа-

ционному комплексу. Существующие в Украине средства траекторного контроля, использующие однопунктную технологию управления КА, не удовлетворяют ни требованиям оперативности, ни высокой точности (определение координат КА с точностью несколько сотен метров достигается при проведении сеансов измерений в течение нескольких витков). Для решения задачи оперативного обнаружения КА в зоне радиовидимости с территории Украины и выдачи «грубых» целеуказаний в ряде случаев используются измерения радиолокационных станций.

С точки зрения решения задачи оперативного и достаточно точного траекторного контроля КА в целях управления его движением следует отметить ряд работ, в которых рассмотрены качественные характеристики различных схем организации измерений с использованием сигналов СРНС. Так, в работе [9] приведены результаты имитационного моделирования комплекса контроля траектории КА на низких (КА типа «Цикада» с высотой орбиты $H \approx 1000$ км) и промежуточных орbitах (КА типа INMARSAT-P; $H \approx 5\ldots15$ тыс. км) по сигналам СРНС. При этом рассматривались два варианта интервальной обработки результатов измерений псевдодальнестей (кодовых) и псевдоскоростей с реализацией фильтра Калмана на длительных (до 1000 с) интервалах наблюдений: вариант с обработкой наблюдений на борту КА; вариант с обработкой на наземной станции разностей наблюдений на трассах «навигационные спутники—КА—наземная станция» и «навигационные спутники—наземная станция» (дифференциальный режим измерений). Особенности реализации последнего варианта рассмотрены в [5] и кратко описаны ниже. В работах [1, 4] рассматриваются возможности, особенности и ожидаемые характеристики траекторных определений на борту геостационарных КА по сигналам систем GPS и ГЛОНАСС как на этапе их выведения, так и на заданной орбите.

С развертыванием в Украине сети контрольных станций дифференциальной подсистемы GNSS — национальной системы навигационно-временного обеспечения [2, 3, 20] — появляется новая привлекательная с технической и экономической точек зрения возможность организовать на основе соответствующих измерений многопозиционной сети пунктов высокоточные оперативные траекторные определения низкоорбитальных КА типа «Січ», «Микроспутник» и др. В данной работе предлагается анализ способов организации и выполнения высокоточных траекторных определений низкоорбитальных КА по результатам совместной обработки синхронных фазовых и кодовых измерений с

помощью бортового приемника сигналов GNSS и аналогичных измерений, полученных в сети КС спутниковой дифференциальной навигации. При этом рассматривается возможность и целесообразность интеграции дифференциальной подсистемы GNSS и наземного комплекса управления КА (центра контроля космического пространства).

ОРГАНИЗАЦИЯ ТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ ПОДСИСТЕМЫ GNSS. УРАВНЕНИЯ НАБЛЮДЕНИЙ

В настоящее время Национальное космическое агентство Украины координирует работы по созданию национальной системы навигационного обеспечения, основу которой будет составлять опорная сеть КС, организованная согласно принципам широкозонной дифференциальной навигации (ШДН) [2, 3, 20]. Функции данной системы могут быть достаточно обширны, что позволит, кроме решения основной задачи сети КС дифференциальной подсистемы — формирования поправок к навигационно-временным определениям и сигналов целостности GNSS, — решать комплекс других задач, в который может войти и задача траекторных определений национальных КА.

Организация высокоточных траекторных определений КА по сигналам GNSS (GPS + ГЛОНАСС + + ГСС INMARSAT-3) возможна при оснащении КА соответствующей бортовой навигационной аппаратурой (БНА) и при реализации совместной обработки результатов фазовых и кодовых измерений БНА и сети КС дифференциальной подсистемы.

Возможны три основных варианта организации процесса измерений с использованием сигналов GNSS:

1) на борту КА размещается специализированная аппаратура потребителей сигналов GNSS (БНА); текущие результаты навигационных определений (координаты, составляющие скорости и временное положение меток времени бортовых часов КА относительно шкалы времени UTC) используются в бортовой системе управления КА, а результаты измерений текущих навигационных параметров (кодовые и фазовые псевдодальности и псевдоскорости) совместно со вспомогательной измерительной и служебной информацией, полученной в ходе измерений, передаются в составе телеметрической информации в центр управления полетом КА для последующей обработки;

2) в дополнение к БНА на КА устанавливается аппаратура формирования и излучения навигационных сигналов в диапазонах L_1 и L_2 , подобных

сигналам GPS, с обеспечением передачи в составе цифровой информации результатов определения параметров орбиты КА и служебных сообщений, в состав которых может входить и дифференциальная корректирующая информация подсистемы GNSS; при этом КС сети дифференциальной подсистемы должны быть дооснащены аппаратно-программными средствами приема и обработки навигационных сигналов КА;

3) на борту КА устанавливается аналоговый или цифровой ретранслятор навигационных сигналов GNSS, обеспечивающий передачу наземному приемному пункту навигационных сигналов СРНС и ГСС с преобразованием частоты, подобно тому, как это реализовано в системе SATRACK [5].

Первый вариант организации измерений и состава бортового оборудования КА имеет достоинство в автономности навигационных определений на борту КА. При этом точность текущих определений координат КА в реальном масштабе времени может изменяться от 10 м (в зоне приема сигналов ГСС INMARSAT-3 и сигналов обеих СРНС) до 100—200 м (при функционировании только по сигналам GPS). Измерительная информация БНА КА, включающая координаты, составляющие вектора скорости и расхождения шкал времени и частоты КА, для целей определения точной орбиты и управления КА должна быть передана в составе бортовой телеметрической информации в центр управления, а это невозможно без достаточно точных целеуказаний наземному телеметрическому комплексу при организации процесса слежения за КА. Данный вариант организации измерений целесообразно использовать для координатно-временного обеспечения при решении научных и специальных задач. Для улучшения качества решения задачи координатно-временного обеспечения КА и обеспечения возможности изучения атмосферных эффектов целесообразно организовать прием сигналов СРНС как из верхней полусфера, так и из нижней полусфера, т. е. от спутников, входящих и выходящих из тени Земли, а при послесеансной обработке осуществить дифференциальный режим траекторных определений путем использования корректирующей информации сети наземных КС.

Второй вариант организации траекторных определений, несмотря на усложнение бортовой аппаратуры КА, имеет, по сравнению с первым, неоспоримое преимущество, заключающееся в следующем. При соответствующей доработке приемных устройств всех КС в составе сети ШДН, связанной с необходимостью измерений навигационных параметров КА, обладающих высокой динамикой (для низкоорбитальных КА радиальная скорость на

трассах «КА—КС» может достигать значений 8 км/с, в то время как на трассах «навигационные спутники—КС» — не превышает значения 1 км/с), возникает возможность обрабатывать измерения КС относительно КА совместно с измерениями, выполняемыми относительно навигационных спутников GNSS. Антенные устройства КС являются всенаправленными для обеспечения функционирования в режиме «all-in-view». Таким образом, для обеспечения процесса обнаружения, входления в слежение и наблюдения за сигналами КА не требуется сканирование диаграмм направленности антенных устройств в районе предполагаемой точки выведения КА, либо расчетного (спрогнозированного) значения координат точки его появления на начальных витках после запуска. КА, появившийся в зоне радиовидимости дифференциальной подсистемы, будет своевременно обнаружен, а измерения КС относительно КА могут быть переданы и обработаны на главной КС (ГКС) дифференциальной подсистемы совместно с измерениями параметров

движения навигационных спутников. Решение задачи точечной и интервальной оценки координат и скорости КА, а также определения параметров его орбиты может быть получено как в реальном масштабе времени, так и при послесеансной обработке. Такая схема организации измерений позволяет оперативно выдать точные целеуказания для телеметрического измерительного комплекса и после приема бортовой измерительной информации по сигналам GNSS включить ее в совместную обработку для прецизионных орбитальных определений.

Упрощенная структурная схема бортовой навигационной аппаратуры КА и предлагаемая схема организации траекторных определений национальных КА представлены на рис. 1 и 2.

Третий вариант организации траекторных определений КА характеризуется значительными энергетическими потерями при ретрансляции навигационных сигналов GNSS, особенно при одновременной ретрансляции сигналов GPS и ГЛОНАСС, занимающих широкую полосу частот (около

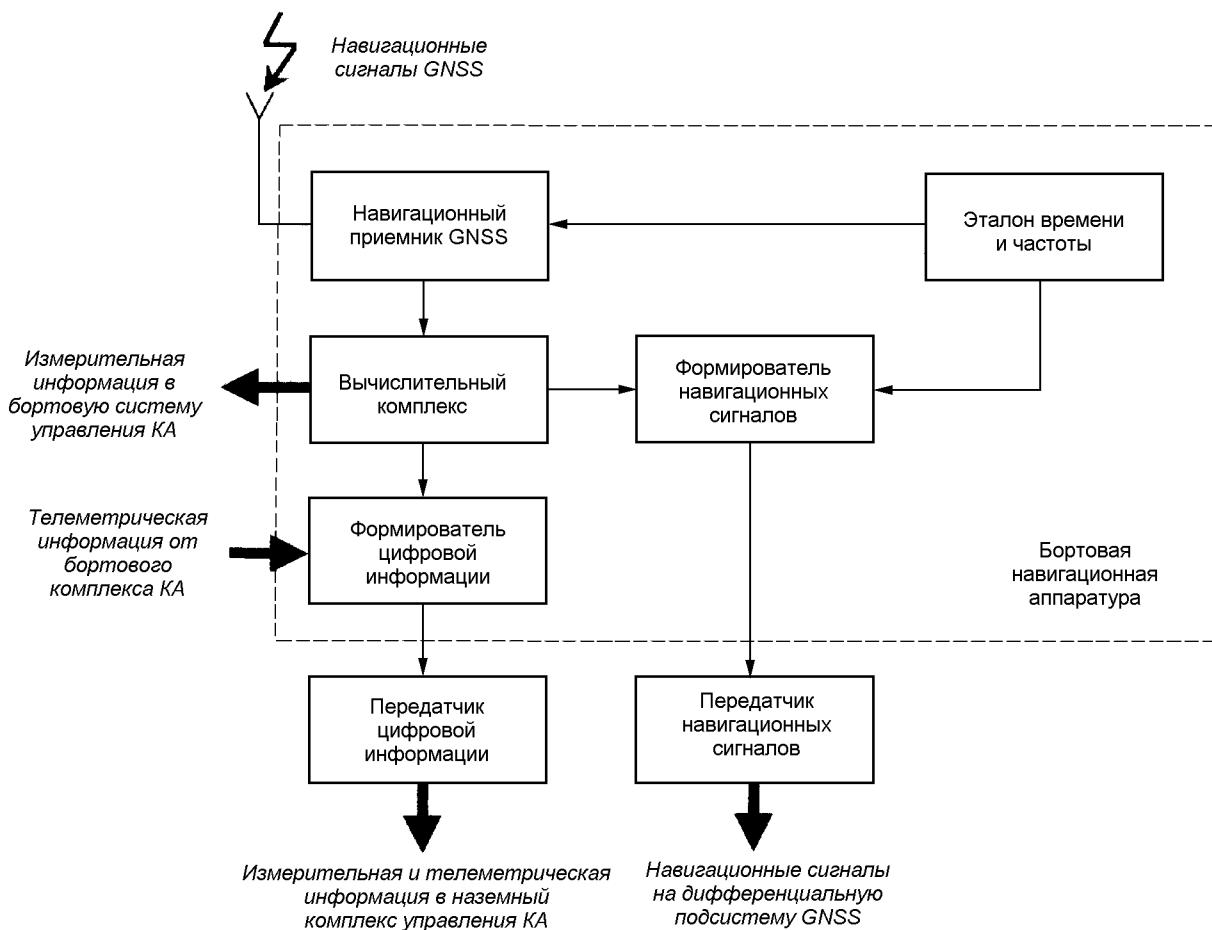


Рис. 1. Упрощенная структурная схема бортовой навигационной аппаратуры КА

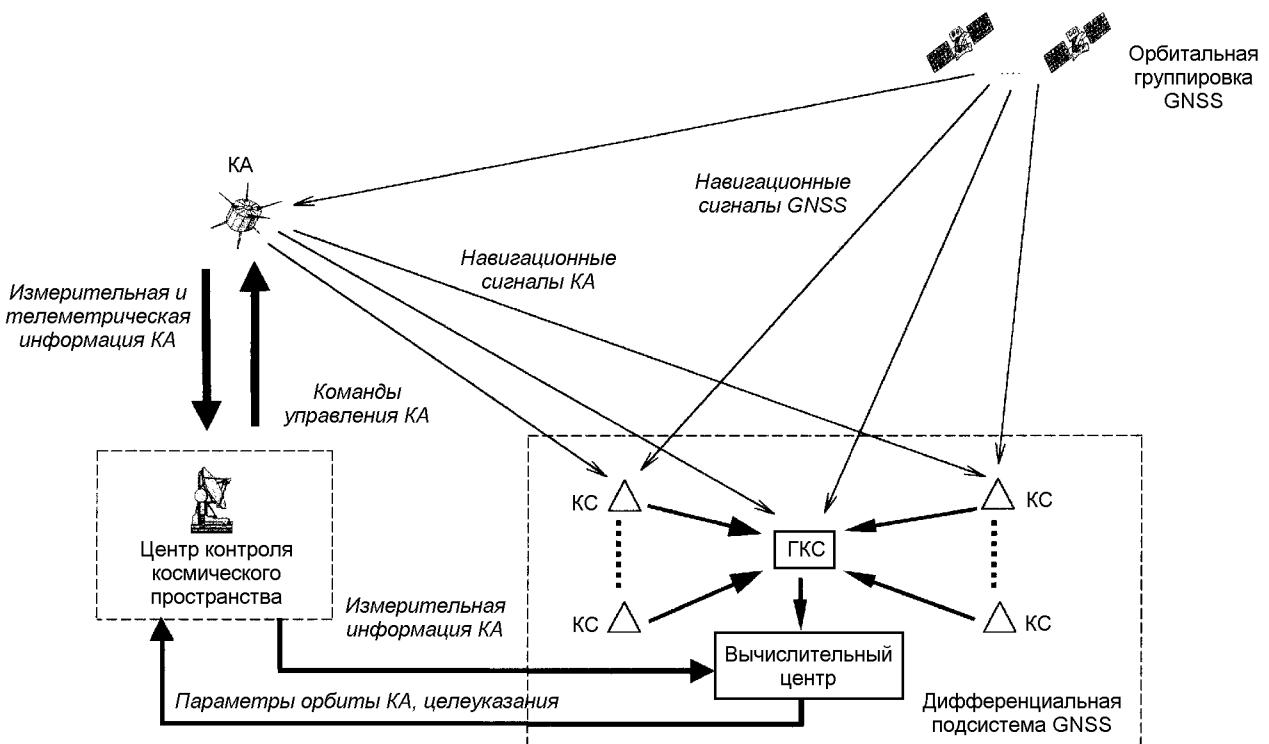


Рис. 2. Предлагаемая схема организации траекторных определений национальных КА

40 МГц). Кроме того, значительные технические проблемы возникают при ретрансляции сигналов двух диапазонов частот — $L1$ и $L2$. Поэтому приемлемым решением в этом случае является использование только сигналов С/A-кода GPS-диапазона $L1$ с шириной спектра около 2 МГц [5]. Минимизация энергетических потерь на трассе «КА—наземный приемный пункт» при данном принципе организации измерений достигается путем использования на наземном приемном пункте следящих узконаправленных антенн. Это, как показано в [5], реализуют путем дооснащения систем телеметрических измерений соответствующими аппаратно-программными средствами поиска и обработки принятых от КА ретранслированных сигналов СРНС. Рассматриваемый вариант организации траекторных определений характеризуется еще и таким существенным недостатком, как низкая пропускная способность системы, поскольку траекторные определения одновременно нескольких КА требуют развертывания такого же количества дорогостоящих наземных приемных пунктов. Наконец, в рассматриваемой схеме траекторных определений остается нерешенной проблема оперативного обнаружения КА после его выведения, поскольку приемная узконаправленная антенна наземного пункта

требует достаточно точных целеуказаний для входления в режим слежения и сопровождения объекта, от которого также должен излучаться вспомогательный пилот-сигнал [5].

Необходимо, кроме того, упомянуть еще один способ траекторных определений, предложенный в [6, 19], предлагающий автономную обработку на борту КА сигналов наземной сети радиомаяков DORIS-NG. Эта по ряду критериев привлекательная схема организации измерений лежит в основе одной из концепций реализации международной гражданской глобальной спутниковой навигационной системы второго поколения GNSS-2, базирующейся на низкоорбитальном космическом сегменте. Такая гораздо более широкая задача обеспечения траекторных определений целой орбитальной группировки КА выходит за рамки настоящей статьи. В то же время рассматриваемые здесь способы организации траекторных определений КА и способ, предложенный в [6, 19], могут быть сопоставлены по ряду технических, организационных и политических аспектов и критериев реализации системы GNSS-2 при отдельном рассмотрении.

Изложенное выше позволяет выбрать для подробного рассмотрения первые два варианта организации траекторных определений КА. Рассмотрим

наиболее общий вариант проведения измерений и совместной обработки бортовой измерительной информации КА и результатов наблюдений спутников GNSS и КА наземной сетью КС дифференциальной подсистемы (см. рис. 2).

Метод ШДН основан на потенциальной возможности раздельного оценивания основных источников погрешностей навигационных определений с помощью многобазисной сети. Принципы реализации дифференциальной подсистемы СРНС, предлагаемой для развертывания в Украине и основанной на методе ШДН, подробно изложены в [2, 3, 20]. Согласно [2] на КС национальной сети ШДН должны осуществляться кодовые и фазовые измерения навигационных параметров относительно всех спутников GNSS в зоне их радиовидимости, так что принципиальные уравнения, описывающие процесс измерений в сети КС ШДН, можно представить как:

$$\begin{cases} \Delta S_{i\Phi}^j(t) = R_i^j(t) - R_i^j(t) + \nabla_{ii}(t) + \delta \Delta S_{i\Phi}^j(t), \\ S_{iK}^j(t) = R_i^j(t) + \alpha^j(t) + \delta S_{iK}^j(t), \\ \dot{S}_{iK}^j(t) = R_i^j(t) + \alpha^j(t) + \nabla_{ii}(t) + \delta \dot{S}_{iK}^j(t), \\ \dot{S}_{i\Phi}^j(t) = \dot{R}_i^j(t) + \dot{\alpha}^j(t) + \delta \dot{S}_{i\Phi}^j(t), \\ \ddot{S}_{i\Phi}^j(t) = \ddot{R}_i^j(t) + \ddot{\alpha}^j(t) + \dot{\nabla}_{ii}(t) + \delta \ddot{S}_{i\Phi}^j(t), \end{cases} \quad (1)$$

где

$$R_i^j(t) = \sqrt{(X^j - x_i)^2 + (Y^j - y_i)^2 + (Z^j - z_i)^2}$$

— геометрическая дальность j -го спутника относительно i -й КС; X^j, Y^j, Z^j — текущие координаты j -го навигационного спутника GNSS; x_i, y_i, z_i — координаты фазового центра приемной антенны i -й КС;

$$\dot{R}_i^j(t) = \frac{1}{R(t)} [(X^j - x_i)\dot{X}^j + (Y^j - y_i)\dot{Y}^j + (Z^j - z_i)\dot{Z}^j]$$

— радиальная скорость j -го навигационного спутника относительно i -й КС; X^j, Y^j, Z^j — составляющие вектора скорости j -го навигационного спутника;

$$\alpha^j(t) = \Delta_1^{\text{GPS(GL)}}(t) + \Delta^j(t);$$

$\Delta_1^{\text{GPS(GL)}}(t)$ — величина, пропорциональная отклонению шкалы времени главной КС (ГКС) относительно системной шкалы СРНС GPS (ГЛОНАСС); $\Delta^j(t)$ — величина, пропорциональная уходу шкалы времени j -го навигационного спутника относительно системной шкалы СРНС (включая влияние режима селективного доступа GPS); $\dot{\alpha}^j(t)$ — скорость изменения параметра $\alpha^j(t)$; $\nabla_{ii}(t)$ и $\dot{\nabla}_{ii}(t)$ — текущее расхождение шкал времени i -й КС и шкалы ГКС и скорость его изменения соответственно; $\delta \Delta S_{i\Phi}^j(t)$,

$\delta S_{iK}^j(t)$ и $\dot{\delta S}_{i\Phi}^j(t)$ — остаточные погрешности соответствующих измерений, возникающие в результате неполной компенсации воздействия атмосферных эффектов, погрешностей геодезической привязки КС, эффектов многолучевости распространения НС, а также из-за шумов измерений; $j = 1, \dots, p(t)$ — порядковый номер навигационного спутника; $p(t)$ — общее число спутников в зоне радиовидимости сети КС; $i = 2, \dots, M$ — порядковый номер КС в составе сети; M — общее число КС.

Если дифференциальная подсистема GNSS (сеть ШДН) использует космический сегмент на базе геостационарного спутника INMARSAT-3, то система уравнений наблюдений (1) дополняется аналогичными уравнениями наблюдений относительно данного спутника.

ГКС является основным синхронизатором сети КС, оборудованным высокостабильным атомным стандартом частоты и времени, который должен подвергаться непрерывной высокоточной сверке с системными шкалами СРНС при традиционной обработке результатов измерений самой ГКС. По этой причине параметр $\alpha^j(t)$ несет информацию прежде всего об уходе шкалы времени j -го навигационного спутника. Для упрощения не будем останавливаться на том факте, что шкалы системного времени GPS и ГЛОНАСС различаются между собой, так как принятая идеология синхронизации часов различных СРНС позволяет достаточно просто и с высокой точностью обеспечить их взаимную синхронизацию путем длительного усреднения результатов временных определений ГКС.

Вектор оцениваемых сетью КС параметров согласно изложенному процессу измерений и принципам реализации комплекса ШДН, будет иметь вид

$$\Theta = \|\Theta_1^T, \Theta_2^T, \dots, \Theta_{p(t)}^T; \nabla^T\|, \quad \text{где } \Theta_j^T = \|X^j(t), Y^j(t), Z^j(t), \dot{X}^j(t), \dot{Y}^j(t), \dot{Z}^j(t), \alpha^j(t), \dot{\alpha}^j(t)\| \text{ — вектор координатно-временных и скоростных параметров } j\text{-го спутника; } \nabla^T = \|\nabla_{21}(t), \nabla_{31}(t), \dots, \nabla_{M1}(t); \dot{\nabla}_{21}(t), \dot{\nabla}_{31}(t), \dots, \dot{\nabla}_{M1}(t)\| \text{ — вектор текущих расхождений шкал времени КС и ГКС и скоростей их изменения на момент } t.$$

В предлагаемой схеме организации траекторных определений предполагается, что приемник сигналов GNSS на борту КА производит измерения, аналогичные измерениям в сети ШДН. Однако при включении результатов измерений бортового приемника в обработку измерительной информации сети ШДН дополнительно требуется определить параметры движения КА (КА выступает в роли дополнительной орбитальной КС сети).

При приеме контрольными станциями сигналов

КА (см. рис. 2) вектор измеряемых сетью ШДН параметров дополняется соответствующими измерениями относительно КА (КА в роли источника навигационных сигналов) и бортовыми измерениями самого КА относительно навигационных спутников. При совместной обработке бортовых и наземных измерений, как и при обработке измерений относительно навигационных спутников, весьма привлекательным является использование прецизионных, но неоднозначных измерений фазы несущих сигналов. Реализация высокоточных траекторных определений КА с использованием фазовых измерений зависит от надежности разрешения неоднозначности разностей фаз, измеренных на трассах «навигационные спутники — КА» и «навигационные спутники — КС». Здесь необходимо решить две проблемы: редукции измерений относительно приемной и передающей антенн КА к центру масс КА и высокоточной компенсации ионосферной и тропосферной составляющих погрешностей на трассах «навигационные спутники — КС» (на трассах «навигационные спутники — КА» при рассматриваемых высотах орбит КА тропосферная составляющая погрешности измерений отсутствует, а вклад ионосферной составляющей будет незначительным и практически полностью может быть исключен с использованием двухчастотных измерений). Первая проблема решается с использованием информации о положении фазовых центров приемной и передающей антенн КА (в связанной с КА системе координат) и с использованием телеметрической бортовой информации об угловой ориентации КА. Среднее квадратичное отклонение параметров угловой ориентации КА от их истинных значений не должно превышать 3—5 мрад в зависимости от пространственного разноса бортовых антенн. Вторая проблема может быть решена либо с использованием на ГКС (КС) радиометров водяных паров, либо путем оценивания по результатам наблюдений сети КС параметров тропосфера совместно с информационными параметрами (см., например, [11, 12]), что позволит компенсировать тропосферные погрешности измерений на уровне нескольких сантиметров. При указанных условиях надежное разрешение неоднозначности измерений разностей фаз на трассах «навигационные спутники — КА» и «навигационные спутники — КС» может быть достигнуто при использовании двухчастотных (L_1 и L_2) кодовых измерений и модели движения КА на коротких дугах (только на этапе разрешения фазовой неоднозначности). Проблема значительно облегчается при вовлечении в обработку разностей фазовых и кодовых измерений на трассах «КА — КС». В ходе решения этой задачи значимое суже-

ние области целочисленной неопределенности может быть достигнуто не только за счет кодовых измерений, но и за счет применения float-решения, эквивалентного интегрально-доплеровскому методу [21].

С учетом изложенного система уравнений наблюдений сети ШДН (1) для обеспечения решения задачи траекторных определений КА дополняется уравнениями

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta S_{KA,1\Phi}^j(t) = R_{KA}^j(t) - R_i^j(t) + \nabla_{KA,1}(t) + \delta \Delta S_{KA,1\Phi}^j(t), \\ S_{KA_K}^j(t) = R_{KA}^j(t) + \alpha^j(t) + \nabla_{KA,1}(t) + \delta S_{KA_K}^j(t), \\ \dot{S}_{KA_\Phi}^j(t) = \dot{R}_{KA}^j(t) + \dot{\alpha}^j(t) + \dot{\nabla}_{KA,1}(t) + \delta \dot{S}_{KA_\Phi}^j(t), \\ \Delta S_{i1\Phi}^{KA}(t) = R_i^{KA}(t) - R_1^{KA}(t) + \nabla_{i1}(t) + \delta \Delta S_{i1\Phi}^{KA}(t), \\ S_{i_K}^{KA}(t) = R_1^{KA}(t) - \nabla_{KA,1}(t) + \delta S_{i_K}^{KA}(t), \\ \dot{S}_{i_K}^{KA}(t) = \dot{R}_1^{KA}(t) - \nabla_{KA,1}(t) + \delta \dot{S}_{i_K}^{KA}(t), \\ \dot{S}_{i_\Phi}^{KA}(t) = \dot{R}_1^{KA}(t) - \dot{\nabla}_{KA,1}(t) + \delta \dot{S}_{i_\Phi}^{KA}(t), \\ \ddot{S}_{i_\Phi}^{KA}(t) = \ddot{R}_1^{KA}(t) - \dot{\nabla}_{KA,1}(t) + \dot{\nabla}_{i1}(t) + \delta \ddot{S}_{i_\Phi}^{KA}(t), \end{array} \right. \quad (2)$$

где $\nabla_{KA,1}(t)$, $\dot{\nabla}_{KA,1}(t)$ — параметры расхождений шкалы времени и частоты КА относительно шкалы ГКС, а все остальные обозначения соответствуют обозначениям системы (1) для соответствующих измерений; первые три уравнения системы (2) соответствуют измерениям бортового навигационного приемника КА относительно спутников GNSS, а последующие — измерениям наземной сети ШДН относительно КА (КА в роли навигационной точки).

Различие знаков перед параметрами $\nabla_{KA,1}(t)$ ($\dot{\nabla}_{KA,1}(t)$) в уравнениях системы (2) для случаев использования КА в роли КС и в роли источника навигационных сигналов связано с процессом формирования соответствующих псевдодальностей. В первом случае псевдодальности КА относительно навигационных спутников определяются разностью времени приема сигналов на КА и времени излучения сигналов спутником, а во втором случае — псевдодальности КА относительно сети КС определяются разностью времени приема сигналов на КС и времени их излучения от КА. Принципиальным в данном случае является именно отличие знаков перед параметрами $\nabla_{KA,1}(t)$ ($\dot{\nabla}_{KA,1}(t)$) в соответствующих уравнениях системы (2) независимо от того, «опережает» или «отстает» шкала времени КА относительно шкал времени ГКС или СРНС.

Таким образом, с учетом объединенной системы уравнений (1) и (2), т. е. информационного интегрирования КА в сеть ШДН при линейном комбинировании бортовых и наземных измерений, вектор оцениваемых сетью КС параметров дополняется

координатами и составляющими вектора скорости КА, а также параметрами уходов шкалы времени и частоты КА относительно КС. Таким образом, расширенный вектор определяемых параметров будет иметь вид:

$$\Theta^* = \|\Theta_1^T, \Theta_2^T, \dots, \Theta_{p(t)}^T; \Theta_{KA}^T; \nabla_*^T\|^T$$

где $\Theta_{KA}^T = \|X_{KA}(t), Y_{KA}(t), Z_{KA}(t), \dot{X}_{KA}(t), \dot{Y}_{KA}(t), \dot{Z}_{KA}(t)\|^T$ — вектор текущих координат и скоростных параметров КА; $\nabla_*^T = \|\nabla_{21}(t), \nabla_{31}(t), \dots, \nabla_{M1}(t), \dot{\nabla}_{21}(t), \nabla_{KA,1}(t); \dot{\nabla}_{31}(t), \dots, \dot{\nabla}_{M1}(t), \dot{\nabla}_{KA,1}(t)\|^T$ — расширенный вектор ∇ , включающий текущие расхождения шкал времени КА и ГКС.

Выполнение необходимого условия однозначного (невырожденного) решения системы (1), (2) относительно расширенного вектора искомых параметров Θ^* достигается за счет значительной избыточности синхронных наблюдений, оценить которую, по аналогии с [2], читатель может самостоятельно. Достаточные условия устойчивого однозначного совместного оценивания компонентов вектора Θ^* определяется взаимной геометрией «сеть КС — спутники GNSS — КА», т. е. степенью линейной зависимости наблюдений, аналитическая оценка которой для всей рассматриваемой геометрической конфигурации измерительной системы является достаточно сложной отдельной задачей. Поэтому ниже приводятся результаты расчетов точности определения совместно-эффективных оценок компонентов вектора Θ^* для ряда конкретных случаев, представляющих практический интерес.

РЕЗУЛЬТАТЫ ОЦЕНКИ ПОТЕНЦИАЛЬНОЙ ТОЧНОСТИ ТРАЕКТОРНЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ КА

Для анализируемого способа организации измерений и соответствующей объединенной системы уравнений (1) и (2) была проведена оценка потенциальной точности координатно-временного обеспечения низкоорбитального КА (высота орбиты выбиралась в диапазоне 1500—2000 км с наклонениями 64—89°). Оценка производилась для геометрического метода определений (без использования моделей движения КА и навигационных спутников GNSS) в фиксированные дискретные моменты наблюдений t в течение одних суток с привлечением для расчетов реальных альманахов систем GPS и ГЛОНАСС и точек выведения ГСС INMARSAT-3 (AOR-E и IOR) [15]. При проведении расчетов наземная сеть КС располагалась в пределах территории Украины, а размещение КС выбиралось из условий обеспечения равномерного покрытия охватываемой территории и организации промежуточ-

ных баз между КС для разрешения неоднозначности фазовых измерений [2]. Остаточные погрешности измерений КС сети и бортового приемника КА принимались равными 0.8 см, 0.5 м и 0.5 см/с (1σ) для измерений разностей фазовых псевдодальнестей, кодовых измерений псевдодальнестей и измерений псевдоскоростей соответственно.

Корреляционная матрица погрешностей оценки искомых параметров для текущего момента времени рассчитывалась согласно известному выражению:

$$K_Q = [A^T W A]^{-1}, \quad (3)$$

где $W = \text{diag}[W_1, W_2, \dots, W_{p(t)}, W_{KA}]$ — весовая матрица измерений сети КС и бортового приемника КА, обратная корреляционной матрице остаточных погрешностей измерений; матрица W предполагает статистическую независимость погрешностей измерений относительно каждого из спутников GNSS и КА, блоки W_j ($j = 1, 2, \dots, p(t)$; КА) учитывают коррелированность (с коэффициентом 0.5) первых разностей фазовых измерений между КС и ГКС сети, включая КА в роли орбитальной КС.

A — матрица частных производных измеряемых параметров по оцениваемым параметрам согласно объединенной системе уравнений (1) и (2):

$$A = \begin{bmatrix} A_1 & 0 & 0 & \dots & 0 & A_{1,KA} & B_1 \\ 0 & A_2 & 0 & \dots & 0 & A_{2,KA} & B_2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & A_{p(t)} & A_{p(t),KA} & B_{p(t)} \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & A_{KA} & B_{KA} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

A_j — блок-матрицы частных производных измерений КС (включая бортовые измерения КА) по эфемеридно-временным параметрам j -го навигационного спутника (аналогично A_{KA} — по координатно-временным параметрам КА); $A_{j,KA}$ — блок-матрицы частных производных измеряемых параметров сигналов навигационных спутников по координатам и составляющим скорости КА; B_j (B_{KA}) — блок-матрицы производных измерений в сети КС и на борту КА по параметрам расхождений шкал времени и частоты КС (и КА) и ГКС; $j = 1, \dots, p(t)$ — порядковый номер навигационного спутника в зоне радиовидимости сети КС.

Результаты расчетов, относящиеся к координатно-временному обеспечению низкоорбитального КА, для трех значений углов места относительно ГКС представлены в табл. 1. В табл. 2 представлены результаты аналогичных расчетов для варианта, когда бортовая аппаратура КА производит только автономные измерения по сигналам навигационных спутников и передает их результаты в сеть ШДН.

Таблица 1. Средние квадратичные отклонения оценки координатно-временных параметров КА по измерениям в наземной сети КС и на борту КА (КА в роли КС и источника навигационных сигналов)

Угол места КА относи- тельно ГКС	СКО оценки искомых параметров			
	координат, см	СВС, см/с	ухода ШВ КА, см	скорости ухода ШВ КА, см/с
11°	3.3—4.2	2.1—2.4	3.3	1.0
45°	0.97—1.6	0.72—1.05	1.7	0.92
85°	0.7—1.5	0.6—1.0	1.67	0.9

СВС — составляющие вектора скорости; ШВ — шкала времени.

Таблица 2. Средние квадратичные отклонения оценки координатно-временных параметров КА по измерениям в наземной сети КС и на борту КА (КА в роли КС)

Угол места КА относи- тельно ГКС	СКО оценки искомых параметров			
	координат, см	СВС, см/с	ухода ШВ КА, см	скорости ухода ШВ КА, см/с
11°	4.2—11	2.5—6.2	12.3	7.15
45°	2.0—2.7	0.9—1.3	2.9	1.4
85°	1.4—2.2	0.6—1.2	2.1	1.2

Данные табл. 1 и табл. 2 показывают значительные возможности предлагаемого способа координатно-временного обеспечения КА даже при геометрическом методе оценке искомых параметров (без использования модели движения КА). Использование совместной обработки результатов измерений бортовой аппаратуры КА и наземной сети КС ШДН, размещенной лишь на территории Украины, позволит определить параметры траектории КА с точностью до единиц сантиметров в реальном, квазиреальном времени или при послесеансной обработке информации.

Расчеты также показали, что включение в систему «сеть КС—GNSS» даже одного низкоорбитального КА в роли орбитальной КС позволит значительно повысить точность определения параметров синхронизации сети КС и, соответственно, повысить точность эфемеридного обеспечения спутников GNSS даже при относительно небольших (до 1000 км) базовых расстояниях между КС, характерных для территории Украины.

В табл. 3 представлены результаты оценки точности определения координатно-временных параметров навигационных спутников в сети КС при использовании низкоорбитального КА и без него.

Представленные результаты свидетельствуют о существенном повышении точности оценки искомых параметров в сети за счет улучшения геометрических условий наблюдений. Представленный способ траекторных определений позволяет свое-

Таблица 3. Средние квадратичные отклонения оценки искомых параметров в сети КС дифференциальной подсистемы GNSS

Вариант сети КС ШДН	СКО оценки искомых параметров					
	координат спутников, м	СВС спутников, м	ухода ШВ спутни- ков, м	скорости ухода ШВ спутников, м/с	расхож- дений ШВ КС, мм	скорос- тей рас- хожде- ний ШВ КС, мм/с
без КА	1—24	0.61—10	7.5—22	4.2—14.8	8—27	4—14
с КА	0.32—6.3	0.3—3.7	3—6.8	1.17—4.22	1.1—3	1.2—3

ременно обнаружить КА, находящийся в зоне радиовидимости сети ШДН, и оперативно выдать целеуказания наземному центру контроля космического пространства для проведения сеансов управления на любом этапе полета КА. Это может быть реализовано при интеграции на информационном уровне дифференциальной подсистемы GNSS и наземного комплекса управления КА.

ВЫВОДЫ

Приведенные результаты показывают значимый потенциал предлагаемого способа определения параметров траектории низкоорбитальных КА. Достигение точности координатного обеспечения уровня 1—5 см при использовании геометрического метода траекторных определений (без привлечения модели движения КА) позволит значительно расширить спектр решаемых КА научных и специальных задач, а также существенно улучшить качество их решения.

Значимым потенциалом обладает использование низкоорбитальных КА в роли дополнительных КС сети ШДН, размещенной на сравнительно небольшой территории (базовые расстояния между КС не превышают 1000 км), когда за счет измерений на борту КА и передачи измерительной информации на ГКС, удается улучшить геометрическую конфигурацию сети КС и с большей точностью (в два—шесть раз) оценить погрешности эфемеридных и частотно-временных параметров навигационных спутников. Соответственно, на ГКС сети может быть сформирована более точная корректирующая информация для компенсации указанных погрешностей в аппаратуре потребителей.

Для целей оперативного и точного управления национальными КА целесообразно осуществить интеграцию на информационном уровне дифференциальной подсистемы GNSS и наземного комплекса управления КА. Это может быть достигнуто при

доработке соответствующей наземной аппаратуры подсистемы GNSS и комплекса управления, а также бортовой аппаратуры КА.

Предлагаемый способ оценки параметров траектории низкоорбитальных КА, в части, касающейся использования КА в роли дополнительной навигационной точки, может рассматриваться в качестве альтернативного варианта реализации глобальной навигационной спутниковой системы нового поколения — GNSS-2.

1. Аверин С. В., Виноградов А. А., Иванов Н. Е., Салищев В. А. Адаптивный алгоритм комбинированного использования систем ГЛОНАСС и GPS в условиях частичного маскирования сигналов навигационных спутников // Планирование глобальной радионавигации: Сб. тр. Второй междунар. конф., Москва, 24—26 июня 1997 г. — М.: НТЦ «Интернавигация», 1997.—Т. 1.—С. 243—254.
2. Верещак А. П., Жалило А. А., Ноздрин И. Г., Флерко С. Н. Потенциальные возможности реализации широкозонной дифференциальной навигации по сигналам спутниковых радионавигационных систем GPS и ГЛОНАСС в Украине // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 5/6.—С. 56—61.
3. Верещак А. П., Пискорж В. В., Жалило А. А. и др. Концепция создания системы навигационного обеспечения Украины // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 5/6.—С. 46—55.
4. Жалило А. А., Кот А. А., Минервин И. Н. и др. Навигация космических аппаратов по сигналам космических навигационных систем ГЛОНАСС и NAVSTAR // Космічна наука і технологія.—1995.—1, № 1.—С. 69—73.
5. Иванов А. И., Романов Л. М. Полигонные навигационные измерения с использованием спутниковой радионавигационной системы NAVSTAR // Зарубежная радиоэлектроника.—1989.—№ 11.—С. 16—29.
6. Камп'ян П., Белон Б., Провенсан Ж.-П. SCNS — новейшая низкозатратная концепция GNSS // Планирование глобальной радионавигации: Сб. тр. Второй междунар. конф., Москва, 24—26 июня 1997 г. — М.: НТЦ «Интернавигация», 1997.—Т. 1. 1997.—С. 144—157.
7. Коцаренко М. Я., Корепанов В. С., Івченко В. М. Дослідження юносаферних провісників землетрусів (експеримент «Попередження») // Космічна наука і технологія.—1995.—1, № 1.—С. 96—99.
8. Планирование глобальной радионавигации: Сб. тр. Второй междунар. конф., Москва, 24—26 июня 1997 г. — М.: НТЦ «Интернавигация», 1997.—Т. 1.—254 с; Т. 2.—С. 255—489.
9. Хомяков Э. Н., Макаренко Б. И., Трикоз Д. В., Кащенко В. С. Возможности перспективной глобальной навигационно-связной спутниковой системы // Радиотехника.—1996.—№ 8.—С. 60—64.
10. Dennehy C. J., Kia T., Welch R. V. Attitude determination and control subsystem for the TOPEX satellite // AIAA guid. Navigation and control conf., Minneapolis, 15—17 August, 1988.—P. 655—665.
11. Dodson A., Baker H. The effect of tropospheric water vapor on GPS heights // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, October 23—25, 1998. — Vol. 1.—V-P-02.—P. 1—5.
12. Dodson A., Baker H., Elgerd G., Rius A., Rothacher M. The WAVEFRONT project on ground-based GPS water vapor estimation // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, October 23—25, 1998.—Vol. 1.—V-O-08.—P. 1 — 6.
13. Differential Satellite Navigational System // Proc. 5th Internat. Conf. on DSNS'96., St. Petersburg, Russia, May 20—24, 1996.—Vol. 1, 2.
14. Federal Radionavigation Plan 1996 // Department of Transportation and Department of Defense. — OMB N 0704-0188. — USA, 1996.—212 р.
15. Global Navigation Satellite Systems // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, France, October 23—25, 1998.—Vol. 1—3.
16. ICAO GNSS DRAFT SARPS (GNSS standards and recommended practices). Ver. 4.0. — August 28, 1997.
17. Riley S., Aardoom E., Daly P. et al. A high-precision GPS/GLONASS/Inmarsat-3 receiver for differential space and terrestrial applications // 5th Inter. Conf. on DSNS. — St. Petersburg, Russia, 1996. — Vol. 1, paper N 4.
18. Ripley M., Cooper J., Daly P. Development of a dual-frequency GNSS receiver for radio occultation measurements // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, France, October 23—25, 1998.—Vol. 2.—IX-O-05.—P. 1—6.
19. Tournier Th., Berthias J. P., Jayles C. et al. A precise on-board real time ephemeris and clock estimation for GNSS-2 concepts studied at CNES // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, France, October 23—25, 1998.—Vol. 2. IX-O-12.—P. 1—3.
20. Vereshchak A. P., Piskorzh V. V., Zhalilo A. A., et al. The navigation service concept and the possibilities of realization of GNSS-1 wide area differential subsystem in Ukraine // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, France, October 23—25, 1998. — Vol. 1.—II-P-03.—P. 1—5.
21. Zhalilo A. A., Yakovchenko A. I. The realization technique and features of the GPS/GLONASS relative geodetic adjustment using float solution // Proc. 2nd European Symp. on GNSS'98. — Toulouse, France, October 23—25, 1998. — Vol. 2. IX-P-02.—P. 1—5.

HIGH-PRECISION TRAJECTORY DETERMINATIONS OF LOW ORBITAL SPACE VEHICLES USING THE SIGNALS FROM THE GNSS GLOBAL NAVIGATION SATELLITE SYSTEM

A. A. Zhalilo, E. N. Khomyakov, S. N. Flerko, and K. F. Volokh

We propose and analyze several variants of organizing high-precision determination of low-orbital space vehicle trajectory parameters by the use of the GNSS global navigation satellite system. We also consider the peculiarities of realization and the accuracy of trajectory determination from the results of the joint processing of code and phase measurements made on board space vehicles and by the GNSS ground reference station network.

УДК 628.78

К построению новых форм уравнений возмущенного кеплерова движения

А. В. Пироженко

Інститут технічної механіки НАН України і НКА України, Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 17.03.98

Запропонована методика побудови рівнянь збуреного кеплерового руху. Показані можливості застосування методики та нові форми рівнянь для випадків руху супутників на круговій або близькій до кругової орбіті і руху супутників на сусідніх орбітах.

ВВЕДЕНИЕ

Небесная механика, разрабатываемая столетиями, содержит большое многообразие форм уравнений возмущенного кеплерова движения [6]. Эти уравнения охватывают практически все случаи орбитального движения спутников, и в большинстве задач механики космического полета используются в готовом виде. Однако для некоторых задач механики космического полета, постановка которых отлична от задач небесной механики, классические формы уравнений представляются излишне сложными, и введение новых переменных, описывающих орбитальное движение, может быть эффективным. Вместе с тем известные схемы вывода уравнений возмущенного кеплерова движения: схема, основанная на вычислении скобок Лагранжа для эллиптических элементов орбиты (см. курс небесной механики Тиссерана [7]), схема Дубошина [3], основанная на геометрических построениях, и схема Лурье [4], основанная на фиксировании векторных выражений невозмущенного движения, — представляются чрезмерно громоздкими, что затрудняет введение новых переменных, удобных для конкретной задачи.

Ниже будут показаны преимущества новой схемы вывода уравнений возмущенного кеплерова движения и ее возможности для построения новых форм уравнений.

© А. В. ПИРОЖЕНКО, 1999

СХЕМА ВЫВОДА УРАВНЕНИЙ

Рассматривается движение материальной точки в ньютоновском поле сил при воздействии возмущений. Исходные уравнения движения есть

$$\ddot{\mathbf{R}} = -\frac{\mu \mathbf{R}}{R^3} + \mathbf{F}, \quad (1)$$

где \mathbf{R} — радиус-вектор материальной точки относительно ньютоновского притягивающего центра, μ — гравитационный параметр, \mathbf{F} — возмущающие ускорения.

Введем правые системы координат с началом в притягивающем центре C : $CXYZ$ — абсолютная система координат, $Cxuz$ — подвижная система координат, ось Cx — направлена по \mathbf{R} , ось Cz — по вектору кинетического момента движения материальной точки. Ориентация $Cxuz$ в $CXYZ$ определяется эйлеровыми углами Ω , i , u , где Ω — долгота восходящего узла, i — наклонение, u — аргумент широты.

Первую группу уравнений возмущенного движения получим на основе теоремы изменения кинетического момента

$$\mathbf{L}' + \omega \times \mathbf{L} = \mathbf{M} = \mathbf{R} \times \mathbf{F}, \quad (2)$$

где ω — угловая скорость $Cxuz$ относительно $CXYZ$, $\mathbf{L} = \mathbf{R} \times \mathbf{R} = L e_3$; e_3 — орт оси Cz , штрихом обозначена производная по времени в системе $Cxuz$,

L — удельный кинетический момент (для кеплерова движения $L = \sqrt{\mu p}$, p — фокальный параметр орбиты).

Проекции уравнения (2) на оси подвижной системы координат имеют вид

$$\begin{aligned} \dot{L} &= M_3, \\ \omega_2 L &= M_1 = 0, \quad \omega_1 L = -M_2. \end{aligned} \quad (3)$$

Здесь индексами 1, 2, 3 обозначены проекции на оси Cx , Cy , Cz соответственно.

Используя соотношения между компонентами угловой скорости и производными эйлеровых углов

$$\begin{aligned} \omega_1 &= \dot{\Omega} \sin i \sin u + \frac{di}{dt} \cos u, \\ \omega_2 &= \dot{\Omega} \sin i \cos u - \frac{di}{dt} \sin u, \\ \omega_3 &= \dot{\Omega} \cos i + \dot{u}, \end{aligned}$$

из (3) получим первую группу уравнений возмущенного движения

$$\begin{aligned} \frac{di}{dt} &= -\frac{M_2 \cos u}{L} = \frac{RF_3 \cos u}{L} = \frac{R}{p} \cos u \tilde{F}_3, \\ \dot{\Omega} &= -\frac{M_2 \sin u}{L \sin i} = \frac{RF_3 \sin u}{L \sin i} = \frac{R}{p} \frac{\sin u}{\sin i} \tilde{F}_3, \end{aligned} \quad (4)$$

$$\dot{L} = RF_2, \quad \dot{p} = 2R\tilde{F}_2,$$

где $\tilde{F}_i = \sqrt{p/\mu} F_i$

Уравнение изменения угла u найдем из равенства

$$\mathbf{L} = L \mathbf{e}_3 = \mathbf{R} \times (\mathbf{R}' + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{R}) = R^2 \omega_3 \mathbf{e}_3. \quad (5)$$

Следовательно,

$$\dot{u} = \frac{L}{R^2} - \dot{\Omega} \cos i = \frac{\sqrt{\mu p}}{R^2} - \frac{R}{p} \sin u \operatorname{ctg} i \tilde{F}_3. \quad (6)$$

Учитывая, что $\ddot{\mathbf{R}} \mathbf{e}_1 = \ddot{\mathbf{R}} - \omega_3^2 \mathbf{R}$, где \mathbf{e}_1 — орт оси Cx , получим, проектируя (1) на ось Cx , уравнение изменения R :

$$\ddot{R} - \frac{L^2}{R^3} = -\frac{\mu}{R^2} + F_1. \quad (7)$$

Поскольку в кеплеровом движении

$$R = \frac{p}{1 + e \cos v}, \quad \dot{R} = \sqrt{\mu/p} e \sin v, \quad (8)$$

где e — эксцентриситет, v — истинная аномалия орбиты, то, фиксируя (8) и рассматривая эти выражения как формулы замены переменных, нетрудно получить уравнения изменения e и v в возмущенном движении. Еще проще получить эти уравнения из очевидных равенств

$$h = \frac{1}{2} \left(\dot{R}^2 + \frac{\mu p}{R^2} \right) - \frac{\mu}{R}, \quad \dot{h} = \dot{R} F_1 + \frac{1}{2} \frac{\mu \dot{p}}{R^2},$$

где h — постоянная удельной энергии невозмущенного движения, и учитывая, что

$$h = -\frac{\mu}{2a} = -\frac{\mu(1-e^2)}{2p}.$$

Тогда

$$\begin{aligned} \dot{a} &= \frac{2a^2 e \sin v}{p} \tilde{F}_1 + \frac{2a^2 \tilde{F}_2}{R}, \\ \dot{v} &= \tilde{F}_1 \sin v + \left[\cos v + (e + \cos v) \frac{R}{p} \right] \tilde{F}_2, \end{aligned} \quad (9)$$

$$\dot{v} = \frac{\sqrt{\mu p}}{R^2} + \frac{\tilde{F}_1 \cos v}{e} - \tilde{F}_2 \left(1 + \frac{R}{p} \right) \frac{\sin v}{e},$$

где a — большая полуось орбиты. Следовательно,

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_{\pi} &= \dot{u} - \dot{v} = -\frac{\tilde{F}_1 \cos v}{e} + \tilde{F}_2 \left(1 + \frac{R}{p} \right) \frac{\sin v}{e} - \\ &- \frac{r}{p} \sin u \operatorname{ctg} i \tilde{F}_3, \end{aligned} \quad (10)$$

где ω_{π} — аргументperiцентра.

Уравнение для времени прохождения через peri-
гей определяется дифференцированием по времени
равенства

$$t - \tau = \frac{p^{3/2}}{\sqrt{\mu}} \int_0^v \frac{d\nu}{(1 + e \cos v)^2}, \quad (11)$$

получаемого из

$$\frac{d\nu}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{R^2}.$$

Таким образом, получена обычная форма уравнений возмущенного кеплерова движения — уравнения Ньютона [6]. Схема их вывода основана на использовании теоремы изменения кинетического момента и на методике построения уравнений возмущенного движения нелинейного колебательного звена [5]. Основное отличие предлагаемой методики заключается в том, что при выводе уравнений возмущенного движения радиальных колебаний берутся за основу (фиксируются) не формы первых интегралов движения, а форма этих колебаний наиболее подходит для исследования конкретной задачи.

Отметим, что в [4] в качестве основы вывода уравнений возмущенного кеплерова движения использовались не первые интегралы, а формулы, непосредственно описывающие изменение переменных в невозмущенном движении. Это позволило значительно упростить вывод уравнений возмущенного кеплерова движения по сравнению с ранее известными. Однако громоздкое дифференцирова-

ние векторных величин, осуществляющее в [4], как видим, излишне.

Покажем, что разработанная методика позволяет достаточно просто строить новые формы уравнений возмущенного кеплерова движения.

СХЕМЫ ПОСТРОЕНИЯ НОВЫХ ФОРМ УРАВНЕНИЙ

Рассмотрим движение спутника на близкой к круговой орбите. Выведенные уравнения возмущенного движения имеют особенность при $e = 0$, поэтому их использование в случае эксцентрикитетов, близких к нулю, затруднительно. Да и понятие эксцентрикитета для близких к круговым орбитам спутников Земли часто не имеет особого смысла, поскольку учитываемые эксцентрикитетом отклонения орбиты от круговой соизмеримы с отклонением орбит от кеплеровых, вносимых возмущениями, например, нецентральностью гравитационного поля Земли.

Классически в случае малых эксцентрикитетов в уравнения, полученные для общего случая, вводятся новые переменные — переменные Лагранжа $\lambda_1 = esin\omega_x$ и $\lambda_2 = ecos\omega_x$. При этом уравнения возмущенного движения не будут иметь особенностей при $e = 0$, но в качестве опорной траектории для почти круговой орбиты сохраняется кеплерово движение на эллиптической орбите. Поскольку движения на эллиптических и круговых орбитах имеют качественные отличия, то введение переменных Лагранжа приводит к усложнению уравнений, и, как представляется, за введение переменных Лагранжа приходится «расплачиваться» излишней их громоздкостью. Так, например, λ_1 , λ_2 , описывающие форму орбиты, в уравнениях зависят от нормальной составляющей возмущающих сил, хотя очевидно, что нормальная составляющая не должна влиять на форму орбиты. Конечно, разработанный в небесной механике аппарат исследований этих уравнений и полученные результаты с лихвой покрывают излишнюю громоздкость исходных уравнений.

В случае почти круговой орбиты движения спутника в качестве опорной орбиты невозмущенного движения естественно рассматривать круговую кеплерову орбиту.

Тогда вместо (8) положим

$$R = p(1 + b_1), \quad \dot{R} = b_2\sqrt{\mu/p} \quad (12)$$

и будем рассматривать (12) в качестве формул введения новых переменных b_1 , b_2 . В силу постановки задачи b_1 , $b_2 \ll 1$.

Дифференцируя первое уравнение (12) по времени, получим

$$\dot{R} = \dot{p}(1 + b_1) + p\dot{b}_1 \Rightarrow \dot{b}_1 = b_2\sqrt{\mu/p^3} - 2(1 + b_1)^2\tilde{F}_2.$$

Дифференцируя второе равенство (12) с учетом (4), (7), получим

$$\ddot{R} = \dot{b}_2\sqrt{\frac{\mu}{p}} - \frac{1}{2}b_2\sqrt{\frac{\mu}{p^3}}\dot{p} = \frac{\mu p}{R^3} - \frac{\mu}{R^2} + \tilde{F} \Rightarrow$$

$$\dot{b}_2 = b_2(1 + b_1)\tilde{F}_2 + \tilde{F}_1 - \sqrt{\frac{\mu}{p^3}}\frac{b_1}{(1 + b_1)^3}.$$

Таким образом, уравнения возмущенного кеплерова движения для орбит, близких к круговым, будут иметь вид

$$\begin{aligned} \dot{\Omega} &= z \frac{\sin u}{\sin i} \tilde{F}_3, \quad \frac{di}{dt} = z \cos u \tilde{F}_3, \\ \dot{\gamma} &= 2z\tilde{F}_2, \\ \Delta\dot{u} &= \sqrt{\frac{\mu}{p_0^3}} \left(\frac{1}{s^{3/2}z^2} - 1 \right) - \dot{\Omega}\cos i, \end{aligned} \quad (13)$$

$$\dot{b}_1 = b_2\sqrt{\mu/p^3} - 2z^2\tilde{F}_2,$$

$$b_2 = b_2 z \tilde{F}_1 - \sqrt{\frac{\mu}{p^3}} \frac{b_1}{z^3},$$

где $z = 1 + b_1$, $s = 1 + \gamma$, $p = p_0(1 + \gamma)$, $\Delta U = u - u_0$, p_0 , u_0 — соответственно фокальный параметр и аргумент широты опорной невозмущенной круговой орбиты, $\dot{u}_0 = \sqrt{\mu/p_0^3}$, γ , в силу постановки задачи, малая величина.

При замене переменных вида

$$R = p_0(1 + b_1), \quad \dot{R} = b_2\sqrt{\frac{\mu}{p_0}}, \quad (14)$$

уравнения движения будут иметь вид

$$\begin{aligned} \dot{\Omega} &= z \frac{\sin u}{\sin i} \tilde{F}_3, \quad \frac{di}{dt} = z \cos u \tilde{F}_3, \\ \dot{\gamma} &= 2z\tilde{F}_2, \\ \Delta\dot{u} &= \sqrt{\frac{\mu}{p_0^3}} \left(\frac{\sqrt{s}}{z^2} - 1 \right) - \dot{\Omega}\cos i, \\ \dot{b}_1 &= b_2\sqrt{\frac{\mu}{p_0^3}}, \\ \dot{b}_2 &= \sqrt{\frac{\mu}{p_0^3}} \frac{\gamma - b_1}{z^3} + \sqrt{\frac{p_0}{\mu}} F_1, \end{aligned} \quad (15)$$

где сохранены те же обозначения, что и в (13).

Полученные новые формы уравнений (13), (15) могут эффективно использоваться в задачах быстрого численного анализа движений спутника на близких к круговым орбитах, когда результаты,

полученные в небесной механике, не могут быть использованы. Например — в задачах разработки и анализа систем уравнения ориентации и стабилизации спутников относительно центра масс, когда необходим расчет параметров орбитального движения. Обычно этот расчет не требует высокой точности, но часто, например из-за действия аэродинамических сил, нельзя воспользоваться приближенными конечными формулами.

Отметим, что численное интегрирование уравнений (13), (15) лучше осуществлять по новой независимой переменной u_0 — аргументу широты невозмущенной орбиты.

Отметим также, что уравнения (13), (15) позволяют существенно упростить получение приближенных формул изменения параметров орбиты. Так, известные формулы возмущений орбитального движения от второй зональной гармонии [6] для круговых орбит для уравнения (15) получаются в результате первой итерации метода последовательных приближений.

Рассмотрим теперь движение двух тел на соседних орbitах. Эта задача актуальна для расчетов движений групп спутников и движения основного спутника и субспутника, например, в проекте «Предупреждение». В таких задачах движение других тел естественно описывать относительно орбиты основного спутника (основной орбиты). Поскольку наклонение орбиты субспутника к основной орбите мало, и выведенные уравнения имеют особенность при $i = 0$, то их использование затруднительно. Очевидно, что это связано с выбором тройки углов ориентации и вырождением кинематических уравнений при малых углах нутации. В небесной механике, для того чтобы избежать вырождения, в уравнения, полученные для общего случая, вводятся новые переменные — средняя долгота или переменные Лагранжа [6].

С точки зрения механика такой прием представляется несколько искусственным. Все выше сказанное о введении переменных Лагранжа в случае движения спутников на почти круговых орбитах имеет место и в этом случае. В случае малых наклонений, естественно использовать другую тройку углов ориентации, а именно углы, удобные при малых наклонениях основных плоскостей.

Введем правые системы координат с началом в притягивающем центре C . $CX^*Y^*Z^*$ — невращающаяся система координат. $CXYZ$ — система координат, связанная с основной орбитой, причем ось CZ направлена по бинормали к орбите. $Cxyz$ — система координат, связанная с движением субспутника. Ось Cx направлена от притягивающего центра к центру масс субспутника, ось Cz — по

кинетическому моменту его орбитального движения (бинормали к орбите).

Возьмем в качестве углов ориентации $Cxyz$ в $CXYZ$ углы Брайнта $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ [2] (самолетные углы, $\varphi_1, \varphi_2, \varphi_3$ — соответственно углы рыскания, тангажа и крена).

Пусть ω есть вектор угловой скорости $Oxyz$ в $OXYZ$, а ω^* — вектор угловой скорости $OXYZ$ относительно $OX^*Y^*Z^*$. Тогда на основании теоремы изменения кинетического момента получим

$$\mathbf{L}' + (\omega + \omega^*) \times \mathbf{L} = \mathbf{R} \times \mathbf{F}^*. \quad (16)$$

Используя соотношения между проекциями угловой скорости на оси подвижной системы координат и производными углов Брайнта

$$\begin{aligned} \omega_1 &= \dot{\varphi}_1 \cos\varphi_2 \cos\varphi_3 + \dot{\varphi}_2 \sin\varphi_3, \\ \omega_2 &= -\dot{\varphi}_1 \cos\varphi_2 \sin\varphi_3 + \dot{\varphi}_2 \cos\varphi_3, \\ \omega_3 &= \dot{\varphi}_1 \sin\varphi_2 + \dot{\varphi}_3, \end{aligned}$$

аналогично (4), (6) получим

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_1 &= \frac{RF_3}{L} \frac{\cos\varphi_3}{\cos\varphi_2} + \frac{1}{\cos\varphi_2} (\omega_2^* \sin\varphi_3 - \omega_1^* \cos\varphi_3), \\ \dot{\varphi}_2 &= \frac{RF_3}{L} \sin\varphi_3 - (\omega_1^* \sin\varphi_3 + \omega_2^* \cos\varphi_3), \\ \dot{\varphi}_3 &= F_3 \frac{L}{R^2} - \omega_3^* - \dot{\varphi}_1 \sin\varphi_2. \end{aligned} \quad (17)$$

Или, выражая $\omega_1^*, \omega_2^*, \omega_3^*$ через проекции ω^* на оси $CXYZ$ $\omega_{01}^*, \omega_{02}^*, \omega_{03}^*$, получим

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_1 &= \frac{R}{p} \frac{\cos\varphi_3}{\cos\varphi_2} \tilde{F}_3 - \omega_{01}^* - \operatorname{tg}\varphi_2 (\omega_{02}^* \sin\varphi_1 - \omega_{03}^* \cos\varphi_1), \\ \dot{\varphi}_2 &= \frac{R}{p} \sin\varphi_3 \tilde{F}_3 - \omega_{02}^* \cos\varphi_2 - \omega_{03}^* \sin\varphi_1, \\ \dot{\varphi}_3 &= \frac{\sqrt{\mu p}}{R^2} + \\ &+ \frac{1}{\cos\varphi_2} \left[\omega_{02}^* \sin\varphi_1 - \omega_{03}^* \cos\varphi_1 - \frac{R}{p} \cos\varphi_3 \sin\varphi_2 \tilde{F}_3 \right]. \end{aligned} \quad (18)$$

В зависимости от системы координат, связанной с орбитальным движением основного спутника, $\omega_{01}^*, \omega_{02}^*, \omega_{03}^*$ будут иметь разный вид. Для орбитальной системы координат:

$$\begin{aligned} \omega_{01}^* &= \dot{\Omega}_a \sin i_a \sin u_a + \frac{di_a}{dt} \cos u_a, \\ \omega_{02}^* &= \dot{\Omega}_a \sin i_a \cos u_a - \frac{di_a}{dt} \sin u_a, \\ \omega_{03}^* &= \dot{u}_a + \dot{\Omega}_a \cos i_a. \end{aligned}$$

Для «перигейной» системы координат [1] ось CX

направлена по радиусу-векторуperiцентра основной орбиты:

$$\begin{aligned}\omega_{01}^* &= \dot{\Omega}_a \sin i_a \sin \omega_{\pi a} + \frac{di_a}{dt} \cos \omega_{\pi a}, \\ \omega_{02}^* &= \dot{\Omega}_a \sin i_a \cos \omega_{\pi a} - \frac{di_a}{dt} \sin \omega_{\pi a}, \\ \omega_{03}^* &= \omega_{\pi a} + \dot{\Omega}_a \cos i_a.\end{aligned}$$

Для полусвязной системы $CX^*Y^*Z^*$ ось CX^* лежит в экваториальной плоскости Земли и совпадает с направлением на восходящий узел основной орбиты:

$$\omega_{01}^* = \frac{di_a}{dt}, \quad \omega_{02}^* = \dot{\Omega}_a \sin i_a, \quad \omega_{03}^* = \dot{\Omega}_a \cos i_a.$$

Индексом a обозначены переменные, соответствующие движению на основной орбите (основного спутника).

Во всех случаях в силу постановки задачи φ_1, φ_2 — малые величины.

Для получения полных уравнений возмущенного относительного движения субспутника уравнения (18) должны быть дополнены уравнениями относительно изменения фокального параметра и расстояния от притягивающего центра.

Введем новые переменные γ_c, b_{c1}, b_{c2} следующим образом:

$$\begin{aligned}p_c &= p_a(1 + \gamma_c), \quad R_c = R_a(1 + b_{c1}), \\ \dot{R}_c &= \dot{R}_a + b_{c2} \sqrt{\mu/R_a}.\end{aligned}\quad (19)$$

Индексом c обозначены переменные орбитального движения субспутника.

Следуя методике, нетрудно получить следующие уравнения

$$\begin{aligned}\dot{\gamma}_c &= 2 \frac{R_a}{p_a} [(1 + b_{c1}) \tilde{F}_{2c} - \tilde{F}_{2a}(1 + \gamma_c)], \\ \dot{b}_{c1} &= b_{c2} \sqrt{\frac{\mu}{R_a^3}} - \frac{\dot{R}_a}{R_a} b_{c1}, \\ \dot{b}_{c2} &= \sqrt{\frac{\mu}{R_a^3}} \left[\frac{p_a}{R_a} \left(\frac{1 + \gamma_c}{(1 + b_{c1})^3} - 1 \right) + 1 - \frac{1}{(1 + b_{c1})^2} \right] + \\ &+ \sqrt{R_a/\mu} (F_{1c} - F_{1a}) + \frac{1}{2} b_{c2} \frac{\dot{R}_a}{R_a}.\end{aligned}\quad (20)$$

Уравнения (18), (20) возмущенного движения

субспутника относительно изменяющейся орбиты основного спутника легко линеаризуются вдоль основной орбиты.

При движении по круговой орбите можно использовать следующую замену переменных:

$$\begin{aligned}p_c &= p_a(1 + \gamma_c), \quad R_c = p_a(1 + b_{c1}), \\ \dot{R}_c &= b_{c2} \sqrt{\mu/p_a}.\end{aligned}\quad (21)$$

Тогда

$$\begin{aligned}\dot{\gamma}_c &= 2(1 + b_{c1}) \tilde{F}_{2c} - 2(1 + b_{a1}) \tilde{F}_{2a}(1 + \gamma_c), \\ \dot{b}_{c1} &= b_{c2} \sqrt{\mu/p_a^3} - 2(1 + b_{c1})(1 + b_{a1}) \tilde{F}_{2a},\end{aligned}\quad (22)$$

$$\dot{b}_{c2} = b_{c2}(1 + b_{a1}) \tilde{F}_{2a} + \sqrt{\frac{\mu}{p_a^3}} \frac{\gamma_c - b_{c1}}{(1 + b_{c1})^3} + \sqrt{\frac{p_a}{\mu}} F b_{c1},$$

где $\gamma_c \ll 1$ и $b_{c1} \ll 1$ в силу постановки задачи. Уравнения (18), (22) с учетом (15) позволяют построить эффективную расчетную схему.

Работа выполнена при поддержке INTAS, грант N 94-0644.

1. Белецкий В. В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. — М.: Наука, 1965.—416 с.
2. Виттенбург Й. Динамика систем твердых тел: Пер. с англ. — М.: Мир, 1980.—292 с.
3. Дубошин Г. Н. Небесная механика. Основные задачи и методы. — М.: Наука, 1975.—800 с.
4. Лурье А. И. Аналитическая механика. — М.: Физматгиз, 1961.—824 с.
5. Пироженко А. Г. К расчету первого приближения систем с существенно нелинейными колебательными звеньями // ПММ.—1993.—57, вып. 2.—С. 50—55.
6. Справочное руководство по небесной механике и астрономике / Под ред. Г. Н. Дубошина. — М.: Наука, 1976.—864 с.
7. Tisserand F. Traite de mecanique celeste. — Paris, 1889.—Vol. 1.—648 p.

ON CONSTRUCTING NEW FORMS OF EQUATIONS OF PERTURBED KEPLERIAN MOTION

A. V. Pirozhenko

A method for constructing equations of perturbed Keplerian motion is presented. Opportunities of the use of the method are shown in the cases of satellite motion in circular orbits and motion of satellites in neighbouring orbits. New forms of equations of perturbed Keplerian motion are presented for these cases.

Правовые аспекты проблемы космического мусора

С. А. Негода

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

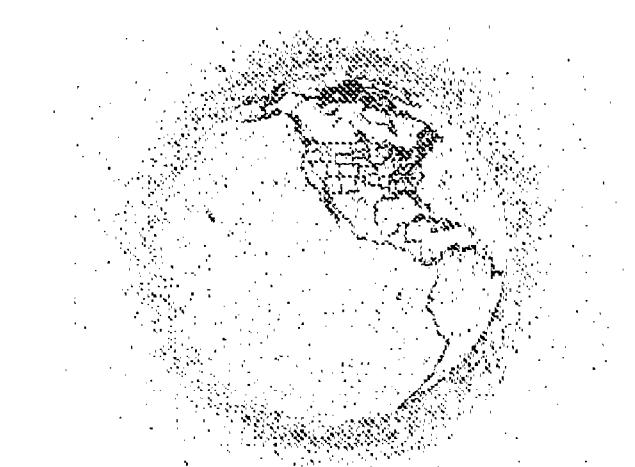
Надійшла до редакції 03.06.99

Розглядається стан правового забезпечення проблеми космічного сміття.

В соответствии с решением проходившей в 1995 г. тридцать восьмой сессии Комитета ООН по использованию космического пространства в мирных целях вопрос о космическом мусоре представляет собой часть более общей проблемы защиты и сохранения космического пространства [3]. Можно выделить шесть видов экологического ущерба вследствие осуществления космической деятельности [9].

1. Ущерб, нанесенный мусором, циркулирующим в космическом пространстве.
2. Ущерб, нанесенный выбросом вредных веществ.
3. Ущерб, нанесенный ядерными или радиоактивным источниками.
4. Ущерб, нанесенный озоновому слою;
5. Ущерб, нанесенный деятельностью космических станций;
6. Ущерб, нанесенный спутниками, применяющими солнечные источники энергии.

В настоящее время космический мусор существенно влияет на состояние космического пространства, и даже представляет большую опасность для дальнейшего его освоения. В каталог американской системы «Space Surveillance Network» занесено свыше 23 000 искусственных объектов, находившихся в космосе с момента запуска в 1957 г. советского космического аппарата «Спутник-1» до наших дней [10]. Часть из этих объектов снизились и сгорели в плотных слоях атмосферы. В соответствии с данными статистики, количество космического мусора увеличивается нарастающими темпами. Так, с начала 1991 г. до начала 1994 г. количество космиче-



Точками отмечены объекты, относящиеся к космическому мусору. Данные «Aerospace Corporation» по состоянию на 12.12.97

ского мусора возросло с 6745 до 7435 единиц. По состоянию на февраль 1997 г. осуществлялось слежение более чем за 8000 объектами, в число которых вошли находящиеся в эксплуатации космические аппараты и космический мусор (свыше 90 % находящихся на орbitах объектов относятся к космическому мусору) [5].

Основная опасность существования космического мусора состоит в возможности нанесения ущерба объектами, его составляющими, материального ущерба какому-либо действующему космическому

объекту или объекту, находящемуся или работающему на поверхности Земли, в воздушном или морском пространстве. Кроме того, космический мусор представляет собой серьезную проблему для экологической безопасности нашей планеты.

Примером причинения экологического ущерба космическим мусором» поверхности Земли могут послужить падение «Скайлэб» на территорию Австралии в 1979 г., а также падение частей спутника «Космос-954» на территорию Канады. Несколько американских ракет взорвались, когда их баки были пробиты неустановленными осколками. В июле 1996 г. французский спутник «Серис» был поврежден осколком французской ракеты «Ариан». Только для космической станции «Мир» за период с 1992 по 1997 гг. зафиксировано 124 опасных сближения с объектами, видимыми с Земли, то есть более 10 сантиметров [1].

В настоящее время проблема загрязнения космоса находится в стадии разработки. Определенные трудности ее технического решения делают невозможным скорое создание эффективного правового регулирования отношений, возникающих или могущих возникнуть между участниками освоения космоса в связи с его загрязнением. Работа юристов может и должна проходить только при наличии определенного прогресса, достигнутого в работе технических специалистов. Ведь право регулирует уже сложившиеся, или в крайнем случае, складывающиеся отношения, оно работает с уже апробированными организационными, техническими мотивами.

Однако некоторые юридические аспекты проблемы должны решаться уже сегодня. Это прежде всего:

- определение юридической ответственности за нанесение ущерба вследствие загрязнения космоса,
- создание международно-правового режима, обязывающего государства заботиться не только об избежании загрязнения космоса, но и об утилизации или уничтожении уже существующего мусора.

При проведении анализа проблемы космического мусора необходимо рассмотреть прежде всего существующие нормы права, которые могут быть применены для урегулирования этой проблемы. Несомненно, что первым должен быть назван основополагающий документ международного космического права — Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела (далее в тексте Договор по космосу 1967 г.). Данный документ содержит фундамен-

тальные положения правового регулирования деятельности человека в космосе, в том числе и нормы, относящиеся к исследуемой нами проблеме.

Так, Статья I устанавливает право государств исследовать и использовать космическое пространство. Данное право в этой же статье ограничивается двумя важными условиями: 1) исследование и использование космического пространства государствами должно осуществляться она благо и в интересах всех стран», и 2) космическое пространство является «достоянием всего человечества». Указанные ограничения создают правовые основания для охраны космического пространства от загрязнения в результате осуществления космической деятельности. Поскольку космическое право является отраслью международного публичного права, то принципы и положения последнего, касающиеся защиты окружающей среды, служат источником и гарантом исполнения Статьи I Договора по космосу 1967 г.

Статья III Договора устанавливает, что государства должны осуществлять космическую деятельность «в соответствии с международным правом, включая Устав Организации Объединенных Наций».

Статья IV Договора, устанавливает запрет на вывод на орбиту вокруг Земли или в космическое пространство «любых объектов с ядерным оружием или любыми другими видами оружия массового уничтожения».

Статья XI направлена на предупреждение загрязнения космического пространства, обязывая государства осуществлять космическую деятельность таким образом, чтобы избегать вредного загрязнения космоса, а также неблагоприятных изменений земной среды «вследствие доставки внеземного вещества». Для исполнения таких обязательств государства должны, в случае необходимости, принимать «соответствующие меры». Положения Статьи IX Договора по космосу 1967 г. получили свое развитие в части 1 Статьи 7 Соглашения о деятельности государств на Луне и других небесных тела (далее в тексте Соглашение о Луне 1979 г.) и выглядят так: «осуществляя исследование и использование Луны, государства-участники принимают меры для предотвращения нарушения сформировавшегося равновесия ее среды вследствие внесения неблагоприятных изменений в эту среду».

Существует ряд других международно-правовых документов, нормы которых можно применять при урегулировании проблем, связанных с космическим мусором.

Конвенция о международной ответственности за ущерб, причиненный космическими объектами

(далее в тексте Конвенция об ответственности 1972 г.) устанавливает режим юридической ответственности за ущерб, причиненный вследствие осуществления космической деятельности. Поскольку космический мусор является составной частью (продуктом) космической деятельности, а также существуют примеры нанесения космическим мусором ущерба, то использование положений Конвенции необходимо при правовом решении рассматриваемой нами проблемы.

Конвенция о регистрации объектов, запускаемых в космическое пространство (далее в тексте Конвенция о регистрации 1975 г.) важна тем, что ее нормы определяют статус космического объекта, а также ряд правил процессуального характера, на чем мы остановимся ниже. Для рассматриваемой нами проблемы в данной Конвенции важны статьи I (б), II, IV.

Также необходимо назвать такие юридические документы, как Договор, запрещающий испытания ядерного оружия в атмосфере, космическом пространстве и под водой (1963 г.), Конвенция о запрещении разработки, производства и распространения бактериологического (биологического) и токсического оружия, а также его уничтожения (1972 г.), Принципы и положения, содержащиеся в документах, изданных Международным Союзом Электросвязи, международными коммерческими организациями «Интелсат», «Интерспутник» и другими [9].

Решение проблемы загрязнения космоса, создание рекомендаций и конкретных правовых норм требует прежде всего четкого правового определения не только самой проблемы, но и ее составляющих.

Когда космический объект становится «мусором»? Современная точка зрения, которую отстаивают эксперты ряда международных организаций, такова: «объект может считаться мусором с того момента, когда полностью исчерпаны запасы горючего или другого энергоносителя, и объект не может более контролироваться» [9]. Чрезвычайно полезно для юристов наличие определения «космический объект» в Конвенции об ответственности (1972 г.), а также позднейшее подтверждение данного определения Конвенцией о регистрации 1975 г.

Так, в указанных документах термин «космический объект» включает составные части космического объекта, а также средства его доставки и его части [2]. По мнению Ченга [8], нет причины полагать, что нефункционирующий космический объект уже не является космическим объектом. Статус космического объекта не может определяться его применимостью или неприменимостью.

Однако из рассмотрения существующих правовых норм следует, что правовое регулирование вопроса ответственности за ущерб, причиненный космическим мусором может быть эффективным только в том случае, если последний определяется как космический объект. Ибо в существующих правовых документах не дается прямого определения космического мусора. Как справедливо замечает Дидерикс [9], в соответствии с существующими обстоятельствами сомнительно, будет ли ответственно государство в случае, если принадлежащий ему объект (мусор) нанесет ущерб какому-либо космическому объекту другого государства или поверхности Земли.

Одним из основных аспектов рассматриваемой проблемы является определение принадлежности (собственности) космического мусора. Механизм определения принадлежности (собственности) космического мусора — залог эффективного контроля и привлечения к ответственности виновных. Является ли юридической обязанностью государств заботиться о вышедших из строя космических объектах? По мнению Ченга [8], может быть рекомендована практика правового определения бесхозного космического мусора, который бы вносился в специальный регистр ООН. В таком случае, новый статус космического мусора сделал бы все государства ответственными за его уборку или уничтожение.

В настоящее время проблеме идентификации космических объектов, могущих нанести ущерб, имеющих опасный или вредоносный характер, посвящена Статья VI Конвенции о регистрации 1975 г. В ней предусматривается, что в тех случаях, когда применение положений Конвенции не позволило государству-участнику опознать космический объект, который причинил ущерб ему или любому его физическому или юридическому лицу, либо который может иметь опасный или вредоносный характер, другие государства-участники в том числе государства, располагающие средствами наблюдения за космическими объектами и их сопровождения, отвечают в максимально возможной степени на поступающего от этого государства-участника или представленную от его имени через Генерального секретаря ООН просьбу о помощи в идентификации объекта [6].

Решение юридических аспектов проблемы космического мусора находится в начальной стадии. Тем не менее, в правительствах государств, международных организациях, в том числе и ООН, проводится активная работа по поиску эффективных организационных, технических и юридических решений проблемы загрязнения космоса. Так, напри-

мер, в 1993 г. был создан Межучрежденческий координационный комитет по орбитальному мусору (МКОМ), членами которого являются (по состоянию на 1996 г.): NASA (США), ESA (Европа), NASDA (Япония), PКА (РФ), ISRO (Индия), космические агентства КНР и Франции, Национальный космический центр Великобритании [5]. Комитет был создан с тем, чтобы его члены могли обмениваться информацией о работе над проблемой космического мусора, облегчить возможности для развития сотрудничества при проведении исследований в этой области, рассматривать ход осуществления текущих мероприятий и выявлять возможности для ускорения решения проблемы космического мусора [3].

Существенную роль в деле решения проблемы загрязнения космоса играет Генеральная Ассамблея ООН, которая в своих резолюциях (например, 44/46 от 8 декабря 1989 г., 47/67 от 14 декабря 1992 г.), неоднократно отмечала важность проблемы космического мусора и подчеркивала приоритетность ее решения.

В 1995 г. Технический подкомитет Комитета по использованию космического пространства в мирных целях утвердил трехлетний рабочий план работы над проблемой космического мусора. Юридический подкомитет также приступил к рассмотрению этой проблемы. Недавние консультации в подкомитете привели к решению, что рассмотрение проблемы должно проводиться в двух направлениях: анализ существующих юридических инструментов, и правовые проблемы, возникающие или могущие возникнуть в результате существования космического мусора [7]. В своем докладе Секретариат Комитета по использованию космического пространства в мирных целях определил следующие направления технического решения проблемы загрязнения космоса: 1) прекращение загрязнения космического пространства вследствие осуществления космических полетов (отделение отработанных ступеней ракетоносителей, топливных баков, и т. п.); 2) повышение конструкционной целостности космических объектов; 3) спуск завершивших свою работу космических объектов с орбиты и перевод их на более высокие орбиты; 4) экранная защита космических аппаратов; 5) предотвращение столкновений [4].

По мнению ученых-юристов, проблема космического мусора может быть решена путем ее разработки в таких научных направлениях: 1) технологии; 2) новые конструкции космических аппаратов; 3) новые методы вывода полезных нагрузок на орбиту; 4) национальное и космическое законодательство [11].

Проблема загрязнения космоса активно решается и техническими специалистами. В процессе планирования запусков в США учитываются прогнозы в рамках программы предотвращения столкновений, цель которых состоит в том, чтобы еще до запуска пилотируемых космических аппаратов или аппаратов, пригодных для пилотирования, предостеречь от опасности потенциальных столкновений или ситуаций, близких к столкновениям. На пилотируемые полеты МТКК «Спейс Шаттл» распространяется полетное правило, которое касается предотвращения столкновений с орбитальным мусором. Центр управления космическим полетами (ЦУКП) космического командования Вооруженных сил США применяет компьютерную программу, позволяющую проводить анализ полета «Шаттл» на предстоящие 36 часов для определения возможности его сближения с засекаемыми космическими объектами в радиусе 100 км вокруг орбитального корабля [4]. Американские специалисты предлагают использовать МТКК «Колумбия» для снятия с орбиты спутников, отработавших свой срок, и возвращения их на Землю для повторного использования. Ведутся работы по созданию космических буксиров, которые будут доставлять нужные спутники к МТКК [5].

Завершены работы по исследованию системы удаления осколков с околоземной орбиты с помощью лазерных установок наземного базирования в рамках проекта «Orion» (США). Ожидается, что в течении двух-трех лет с помощью системы удастся удалить с околоземной орбиты 30 тысяч осколков малых размеров.

Существенное влияние на прогресс в решении проблемы космического мусора оказывают проводящиеся международные специализированные конференции. II Европейская конференция по проблемам космического мусора прошла в 1997 г. (Дармштадт), в которой приняли участие специалисты 14 стран-членов ЕКА, а также ученые РФ, Китая, США и Канады [1]. Среди решений, принятых на конференции, особо следует выделить предложение делегации Технического университета в Дельфте (Нидерланды) о необходимости принятия специального международного законодательства, которое бы ограничило загрязнения космоса [1]. Данное предложение уже претворяется в жизнь практически в Европейском центре космического права, где специалисты стран-участниц ЕКА работают над созданием проекта такого законодательства.

Большие надежды возлагаются на результаты III Всемирного конгресса ООН по проблемам космоса (ЮНИСПЭЙС), который пройдет в июле 1999 г. В проекте резолюции конференции проблеме уделено

внимание и проблеме загрязнения космоса космическим мусором. В частности, отмечается, что проблему немедленно следует решать любыми доступными практически методами.

Нам представляется, что для юридического решения проблемы космического мусора могут быть предприняты следующие правовые меры:

- четкое правовое определение проблемы загрязнения космоса, и ее составляющих;
- совершенствование существующих норм международного космического права, а также создание новых норм в виде международных режимов, договоров, соглашений;
- создание соответствующих норм в национальном космическом законодательстве. Правовая структура решения проблемы космического мусора должна быть создана и отработана прежде всего в рамках национальных законодательств;
- создание контролирующих организаций на международном уровне. Контроль, как наиболее эффективный организационно-правовой механизм международного сообщества, может послужить важным фактором существенного улучшения ситуации загрязнения космоса.

В заключении необходимо подчеркнуть, что решение проблемы загрязнения космоса требует участия всех государств — членов международного сообщества, и не только тех, которые осуществляют космическую деятельность. Активизация работы государств на международном, региональном и двустороннем уровнях по решению рассмотренной нации проблемы внушает надежду, что еще одна из многих задач космической деятельности и права будет успешно решена.

1. Голованов Я. На пыльных тропинках далекой звезды останутся гайки, бутылки, болты // Комс. правда.—1997.—28 мая.
2. Договоры и принципы Организации Объединенных Наций, касающиеся космического пространства // Управление по вопросам космического пространства. — Организация Объединенных Наций (Отделение Организации Объединенных Наций в Вене), 1994.
3. Доклад Комитета по использованию космического пространства в мирных целях // Генеральная Ассамблея. Официальные отчеты. Пятидесятая сессия. Дополнение № 20 (A/50/20). — Нью-Йорк Организация Объединенных Наций, 1995.
4. Меры, принимаемые космическими агентствами для снижения темпов образования космического мусора и его потенциальной опасности // Комитет по использованию космического пространства в мирных целях. Доклад Секретариата. — Нью-Йорк: Организация Объединенных Наций, 17 декабря 1997.
5. Сергеева Т. И. Проблема космического мусора // Экспресс-информация.—1997.—№ 18.
6. Словарь международного космического права / Под ред. В. С. Верещетина. — М.: 1992.
7. Battaglia. A Survey of the Italian space debris related activities // Internet publ.: [Http://apollo.cnue.cnr.it/~rossi/publications/iaf-pechino/iaf_html.html](http://apollo.cnue.cnr.it/~rossi/publications/iaf-pechino/iaf_html.html).
8. Bin Cheng. Studies in international space law. — Oxford: Clarendon Press, 1997.
9. Diederiks I. H. Ph. An introduction to space law. — Deventer—Boston: Verschoor. Kluwer Law and Taxation Pubs, 1993.
10. Orbital debris and space operations // Aerospace America.—February 1997.—P. 38.
11. Space Debris. An AIAA Position PaperPrepared by the AIAA Technical Committee on Space Systems. July 1981 // AIAA Web Site. [Http://www.aiaa.org](http://www.aiaa.org).

LEGAL ASPECTS IN THE PROBLEM OF SPACE DEBRIS

S. A. Negoda

The paper illustrates the state of legal guarantees in the problem of space debris.