

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

Том 17
5 + 2011

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

ЗМІСТ

Закржевский А. Е., Хорошилов В. С. Динамика космического аппарата с гиросгравитационной системой стабилизации при развертывании упругой кольцевой антенны

Кныш Л. И. Влияние геометрии концентратора на энергетические показатели системы приёма космической солнечной энергетической установки

Пуляев В. О., Богомаз О. В. Імітація сигналів некогерентного розсіяння з урахуванням висотного розподілу іоносферних параметрів, динаміки плазми та заводських складових

Шувалов В. А., Кулагин С. Н., Кочубей Г. С., Токмак Н. А. Моделирование эффектов МГД-взаимодействия тел с атмосферой Земли в потоке разреженной плазмы

Ищенко М. В., Хода О. А. Репроцессинг GPS-наблюдений, выполненных на перманентных станциях региональной сети, для GPS-недель 1390—1399

Артиушенко М. В., Дугин С. С., Федоровский А. Д. Моделирование и синтез орбитальной группировки космических аппаратов зонального наблюдения территории Украины

Кохан С. С. Застосування вегетаційних індексів на основі серії космічних знімків IRS-1D LISS-III для визначення стану посівів сільськогосподарських культур

CONTENTS

3 *Zakrzhevskii A. E., Khoroshilov V. S.* The dynamics of the spacecraft with gyro-gravity stabilization in the deployment of a flexible ring antenna

19 *Knysh L. I.* The influence of concentrator geometry on the energy parameters of the reception system of the space solar power plant

24 *Puliaiev V. O., Bohomaz O. V.* Imitation of incoherent scatter signals with consideration for altitudinal distribution of ionosphere parameters, plasma dynamics and noise components

29 *Shuvalov V. A., Kulagin S. N., Kochubei G. S., Tokmak N. A.* Simulation of effects of the MHD-interaction of bodies with the Earth's atmosphere in a rarified plasma flow

40 *Ischenko M. V., Khoda O. A.* Reprocessing of GPS observations at permanent stations of regional network for GPS weeks 1390—1399

50 *Artiushenko M. V., Dugin S. S., Fedorovsky A. D.* Simulation and synthesis of satellite constellation for zonal observations of the territory of Ukraine

58 *Kokhan S. S.* Application of vegetation indexes derived from satellite images IRS-1D LISS-III for determination of crop status

<i>Якимчук В. Г., Жолобак Г. М., Порушкевич А. Ю., Сахацький О. І.</i> Використання космічних і метеорологічних даних для оцінки врожайності озимої пшениці	64	<i>Yakimchuk V. G., Zholobak G. M., Porushkevich A. Yu., Sakhatsky O. I.</i> The use of satellite and meteorological data for the estimation of winter wheat yield
<i>Бонне Роже-Моріс.</i> Від Ф. Г. В. Струве до Джеймса Уебба	68	<i>Bonnet Roger-Maurice.</i> From F. G. W. Struve to James Webb
<i>Маров М. Я.</i> Предложения Российской федерации по изучению и освоению Луны как основы стратегии космических исследований Солнечной системы на период до 2030—2040 гг.	76	<i>Marov M. Ya.</i> Propositions of the Russian Federation relative to study of the Moon and settling it as the foundation for strategy of space investigation of the Solar system until 2030—2040
<i>Афанасьев И.</i> Россия, Украина и дальний космос	80	<i>Afanas'iev I.</i> The Russia, Ukraine and deep outer space
ДІЯЧІ КОСМІЧНОЇ НАУКИ		FIGURES OF SPACE INDUSTRY
Михаил Кузьмич Янгель (штрихи к портрету)	83	Mykhailo K. Yangel
НОВИНИ КОСМІЧНИХ АГЕНТСТВ СВІТУ	87	NEWS FROM SPACE AGENCIES
НАШІ АВТОРИ	89	OUR AUTHORS

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

Підписано до друку 26.10.11. Формат 84×108/16. Папір крейдований. Гарн. Ньютон. Друк офсет.
Ум. друк. арк. 9,45. Обл.-вид. арк. 9,92. Тираж 100 прим. Зам. № 3112.

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

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

УДК 531.13

А. Е. Закржевский¹, В. С. Хорошилов²

¹Институт механики ім. С. П. Тимошенка Національної академії наук України, Київ

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

ДИНАМИКА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ГИРОГРАВИТАЦИОННОЙ СИСТЕМОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ ПРИ РАЗВЕРТЫВАНИИ УПРУГОЙ КОЛЬЦЕВОЙ АНТЕННЫ

Побудовано узагальнену математичну модель і проведено комп'ютерне моделювання динаміки стабілізованого космічного апарата, що несе пружне тіло змінної геометрії, обумовленої розгортанням за заданою програмою компактно сформованої системи в кільцевий пружний елемент типу антени.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из основных компонентов современных космических систем являются конструкции, создаваемые из элементов, поставляемых на орбиту в компактной форме. Космические аппараты (КА) с длинными гибкими антеннами для исследования физических полей Земли, с большими кольцевыми антеннами и гравитационно стабилизированный космический аппарат, который развертывает длинный упругий стержень с массой на конце, использовались начиная с конца пятидесятих годов предыдущего столетия. Есть большое количество исследований, посвященных развертыванию упругих элементов как с неподвижного основания, так и с вращающегося КА [6, 8, 10, 12, 15, 21], включая развертывание гравитационного стабилизатора [13, 16]. В этих работах были оценены максимальные изгибающие моменты и отклонения стержней при различных упрощающих предположениях, а также оптимальное время развертывания. В работе [11] исследуется динамика КА, стабилизированного вращением, в процессе развертывания длинного гибкого стержня. Были определены максимальные углы нутации и прецессии после развертывания и максимальные изгибающие моменты и

отклонения стержня. Уравнения движения были получены методом Лагранжа, и упругие степени свободы были дискретизированы на основе модального анализа. В работах [17, 17, 22] динамика развертываемых упругих элементов также описана в терминах модального анализа с формами собственных колебаний, зависящими от времени.

В несколько ином подходе к рассматриваемой задаче в работе [6] была представлена новая методика для описания динамики балки, которая развертывается из твердого вращающегося тела или втягивается в него. Суть метода состояла в моделировании балки как цепочки упруго соединенных твердых тел. Метод работал с уравнениями движения, линеаризованными в модальных координатах для элементов балки, расположенных вне несущего тела. В работах [5, 7] анализ был расширен для случая больших отклонений с формулировкой порядка- n для переменного числа тел. Результаты моделирования показали, что отклонения конца балки были очень чувствительны к скорости развертывания/свертывания, и что процесс втягивания менее устойчив, чем процесс развертывания. Было показано, что значение угловой скорости несущего тела существенно влияет на поведение балки.

Особое место среди больших конструкций, которые развертываются в космосе, принадле-

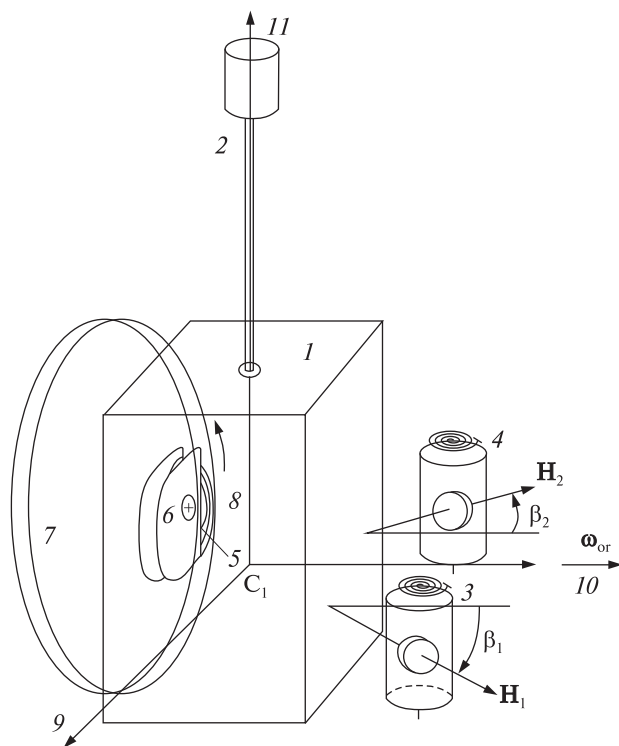


Рис. 1. Основные элементы космического аппарата: 1 — главный модуль КА, 2 — гравитационный стабилизатор, 3, 4 — гиродемпферы, 5 — лента, намотанная на барабан, 6 — корпус устройства развертывания, 7 — кольцо, которое будет сформировано из преднатянутой ленты, 8 — внешний конец ленты, 9 — направление полета, 10 — направление вдоль бинормали орбиты, 11 — местная вертикаль

жит связкам двух и более спутников, которые связаны тонкими длинными тросами. динамике связок посвящено много работ. Одна из самых важных операций во время полета связки — ее развертывание и свертывание. Здесь возможно упомянуть только отдельные работы по этой теме [9, 19, 20], посвященные аналитическому и численному изучению уравнений движения связок, имеющих целью оценить или создать законы управления их развертыванием. В работе [9] представлена стратегия оптимального управления натяжением развертываемого троса. Эта стратегия сравнивается со свободным развертыванием, а также с некоторыми другими известными стратегиями. В работе [20] описана стратегия оптимального управления, использующая

принцип максимума для достижения развертывания привязанного субспутника из положения равновесия относительно местной вертикали вблизи главного КА в положение равновесия относительно местной вертикали далеко от КА. В работе [19] был предложен закон оптимального управления, позволяющий перевести субспутник из положения равновесия относительно местной вертикали вдали от главного КА в такое же положение вблизи КА.

Только немногие из исследований, которые имеют дело с динамикой КА переменной конфигурации, принимают во внимание динамику механизма развертывания. Так, в работе [7] теоретически и экспериментально изучалось поперечное движение консольной фермы. Конструкция развертывалась из контейнера в горизонтальной плоскости и была подвешена к потолку здания, чтобы компенсировать силы тяжести.

Развертывание описанных элементов вносит значительные возмущения в динамику движения КА вокруг его центра масс. Описать эти возмущения простыми математическими моделями в рамках динамики систем тел невозможно. Работа [24] демонстрирует построение общей математической модели КА в процессе развертывания жесткого гравитационного стабилизатора по заданной программе. Динамика космического аппарата при развертывании упругого гравитационного стабилизатора изучена в работе [14].

ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ

В данной работе изучена динамика КА, который содержит гиросгравитационную систему стабилизации, в процессе развертывания кольцевой антенны. КА выведен на круговую орбиту радиуса 6600 км. Он включает упругую предварительно напряженную ленту с памятью формы, развертываемую согласно заданной программе в гибкую круговую антенну в орбитальной плоскости. Динамика механизма развертывания также учитывается. Сматываясь с барабана, лента принимает форму упругого кольца 30 м в диаметре. Внешний конец ленты установлен близко к точке, где лента покидает барабан. Эта точка становится ближе к поверхности барабана по мере развертывания ленты. Рис. 1 показывает

схематично космический корабль с механизмом разворачивания ленты и системой гирогравитационной стабилизации. Двухстепенные гироскопы установлены на гравитационно стабилизируемом КА для снижения амплитуд его колебаний вокруг центра масс.

МЕХАНИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ

Для случая разворачивания упругой кольцевой антенны на орбите механическая модель может быть представлена как главное твердое тело S_1 и тело S_2 переменной конфигурации, присоединенное к нему (рис. 2).

Здесь \overline{CXYZ} — связанная с Землей инерциальная система координат с \overline{CY} вдоль оси вращения Земли, \overline{CZ} направлена в точку весеннего равноденствия, \overline{CX} дополняет ортогональную триаду. C_1xyz — связанная с главным телом система координат с началом в его центре масс C_1 , с C_1z вдоль направления оси гравитационного стабилизатора. Тело S_1 — гиростатическая часть системы, включающая гиродемпферы (ГД), которые не изменяют вращательную инерцию тела. Гиростабилизатор, вообще говоря, не гиростатический элемент, потому что его тензор инерции может изменяться при упругих колебаниях. Но факторы, которые могут вызвать его колебания, отсутствуют в рассматриваемом эксплуатационном режиме, так как разворачивание антенны предполагается очень медленным. Тело S_2 — разворачиваемая часть системы с центром масс в точке C_2 . Оно не включает гиростатических компонентов. Движение тела S_1 определяется вектором скорости \mathbf{v}_{C_1} точки C_1 и вектором абсолютной угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ тела S_1 . Радиус-вектор \mathbf{r} определяет положение произвольной точки P относительно инерциального базиса \overline{CXYZ} , а радиус-вектор \mathbf{r}' — относительно базиса C_1xyz , связанного с главным телом. В отличие от задачи динамики относительного движения носимых тел, описанных Лурье [4], здесь рассматривается более общий случай. Выражение для \mathbf{r}' зависит от времени t явно, а не только через обобщенные координаты:

$$\mathbf{r}'_i = \mathbf{r}'_i(q_1, \dots, q_N, t), \quad (1)$$

поскольку разворачивание ленты происходит в

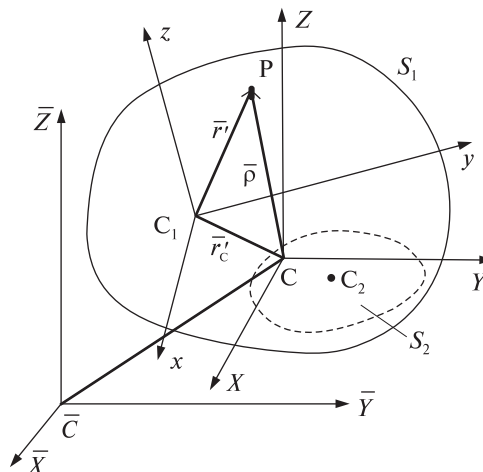


Рис. 2. Обобщенная механическая модель КА, содержащего элементы изменяемой конфигурации (см. текст)

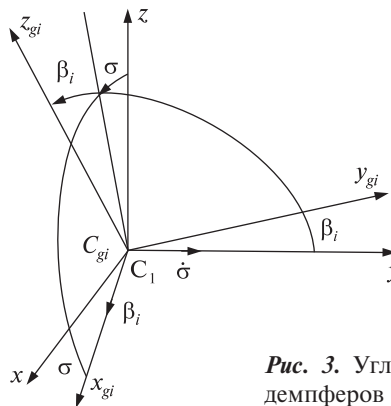


Рис. 3. Углы ориентации гиродемпферов

соответствии с предписанным законом. В результате \mathbf{r}' изменяется во времени в процессе разворачивания, даже когда величины обобщенных координат, которые определяют относительное упругое движение кольца, являются нулевыми.

Так как разворачивание по предположению является достаточно медленным, кольцевая антенна может быть моделирована на основе классического модального анализа, но модальные функции в некоторых случаях можно рассматривать как пространственные переменные с временной зависимостью [14]. Далее в качестве обобщенных координат, которые определяют относительное движение системы, выбраны относительные отклонения по двум формам колебаний

упругого кольца, закрепленного в одной точке, в ее плоскости и по его двум формам колебаний по нормали к плоскости. Углы вращения β_i ($i = 1, 2$) систем координат $C_{gi}x_{gi}y_{gi}z_{gi}$ ГД, которые показаны на рис. 3, также следует рассматривать как дополнительные обобщенные координаты. Оси роторов ГД направлены вдоль осей $C_{gi}y_{gi}$.

Барабан с лентой будем рассматривать как маховик с переменным моментом инерции. Тело S_2 с его центром масс C_2 перемещается относительно C_1 и имеет переменный тензор инерции.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ СИСТЕМЫ

Уравнения движения рассматриваемой системы становятся наиболее компактными и удобными для численного интегрирования (и для угловых, и для относительных движений), если выбрать в качестве полюса мгновенное положение центра масс C . В этом случае кинетическая энергия может быть представлена в форме

$$T_{S_1+S_2} = \frac{1}{2} \int_m v_i^2 dm = \frac{1}{2} \int_m (\mathbf{v}_C + \dot{\boldsymbol{\rho}} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho})^2 dm = \frac{1}{2} \int_m [v_C^2 + \dot{\boldsymbol{\rho}}^2 + (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho})^2 + 2\mathbf{v}_C \dot{\boldsymbol{\rho}} + 2\mathbf{v}_C (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho}) + 2\dot{\boldsymbol{\rho}} (\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\rho})] dm, \quad (2)$$

где $\boldsymbol{\rho}$ — радиус-вектор произвольной точки системы относительно мгновенного положения центра масс C .

После интегрирования кинетическая энергия всей системы равна

$$T = \frac{M}{2} \mathbf{v}_C^2 + T_r^{C_1} - \frac{M}{2} \dot{\mathbf{r}}_C^{*2} + \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega} \cdot \boldsymbol{\Theta}^C \cdot \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{K}_r^C. \quad (3)$$

Здесь M — полная масса системы, \mathbf{v}_C — абсолютная скорость центра масс, $T_r^{C_1}$ — кинетическая энергия относительного движения несомых тел, вычисленная при условии определения относительных скоростей их точек относительно C_1 . Легко показать, что если вычислить относительные скорости указанных точек относительно мгновенного положения центра масс C , выражение (3) преобразуется к более простой форме:

$$T = \frac{M}{2} \mathbf{v}_C^2 + T_r^C + \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega} \cdot \boldsymbol{\Theta}^C \cdot \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{K}_r^C.$$

Заметим, что хотя кинетическая энергия относительного движения — скаляр, для ее правиль-

ного вычисления необходимо указывать полюс, выбранный для определения относительных скоростей.

Применение оператора Эйлера $E_j(\cdot) = \frac{d}{dt} \frac{\partial(\cdot)}{\partial \dot{q}_j} - \frac{\partial(\cdot)}{\partial q_j}$ к выражению (3) приводит к уравнениям Лагранжа 2-го рода для обобщенных координат q_s следующего вида:

$$E_s(T_r^{C_1}) - M \dot{\mathbf{r}}_C^{*2} \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_C'}{\partial q_s} - \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega} \cdot \frac{\partial \boldsymbol{\Theta}^C}{\partial q_s} \cdot \boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \cdot \frac{\partial \mathbf{K}_r^C}{\partial \dot{q}_s} + \boldsymbol{\omega} \cdot E_s^*(\mathbf{K}_r^C) = Q_s, \quad (4)$$

где $E_j^*(\cdot) = \frac{\partial}{\partial t} \frac{\partial(\cdot)}{\partial \dot{q}_j} - \frac{\partial(\cdot)}{\partial q_j}$ — также оператор Эйлера, но дифференцирование по времени проводится здесь в связанном базисе, Q_s — обобщенные силы, которые учитывают упругие и диссипативные свойства конструкции.

Важно отметить, что член $E_s^*(\mathbf{K}_r^C)$ не приводится к виду $-2 \frac{\partial \mathbf{K}_r^C}{\partial q_s}$, как это показано в работе [4], так как случай, который рассматривается здесь, является более общим случаем нестационарных связей (см. выражение (1)).

Здесь используются следующие обозначения: $\boldsymbol{\Theta}^C$ — тензор инерции всей системы относительно точки C , $\mathbf{K}_r^C = \int_m \mathbf{r}' \times \dot{\mathbf{r}}' dm - M \mathbf{r}_C' \times \dot{\mathbf{r}}_C'$ — относительный кинетический момент разворачиваемой части относительно точки C , \mathbf{r}_C' — радиус-вектор мгновенного положения центра масс C в связанном базисе, звездочка над переменной обозначает дифференцирование по времени в связанном базисе.

Уравнение Эйлера — Лагранжа в векторной форме может быть получено достаточно просто, если использовать теорему изменения кинетического момента системы в целом. Полный кинетический момент системы имеет вид

$$\mathbf{K}^C = \boldsymbol{\Theta}^C \cdot \boldsymbol{\omega} + \mathbf{K}_r^C. \quad (5)$$

В результате применения указанной теоремы уравнение движения вокруг центра масс может быть получено в форме

$$\Theta^C \cdot \dot{\omega} + \dot{\Theta}^C \cdot \omega + \omega \times (\Theta^C \cdot \omega) + \mathbf{K}_r^C + \omega \times \mathbf{K}_r^C = \mathbf{m}^C, \quad (6)$$

которая совпадает с известным уравнением [4].

Если дополнить уравнения (4), (6) кинематическими уравнениями, можно получить замкнутую систему уравнений движения. Теперь можно сформулировать задачу Коши и исследовать поведение космического аппарата во время, когда его геометрия изменяется.

При постановке задачи могут быть полезными две системы отсчета (рис. 4). Система C_1xyz , как и выше, является системой отсчета, связанной с гиростатической частью КА. Система $Sx^{or}y^{or}z^{or}$ связана с центром масс всего КА. Эта система координат определяется традиционным способом [1]: ось Sx^{or} направлена вдоль вектора скорости КА, Sy^{or} — вдоль бинормали орбиты и Sz^{or} — вдоль местной вертикали. Угол Ω — долгота восходящего узла от точки весеннего равноденствия, i — наклон орбиты, u — аргумент долготы, ω^{or} — вектор орбитальной угловой скорости.

Пренебрегая прецессией орбиты, можно считать, что абсолютная угловая скорость орбитального базиса равна ω^{or} . В качестве кинематических параметров, которые определяют ориентацию главного тела в орбитальном базисе, рассматриваются параметры Родрига — Гамильтона, чтобы исключить возможные особенности в кинематических уравнениях КА в процессе моделирования. Эти уравнения могут быть записаны в скалярной форме следующим образом [2]:

$$\begin{aligned} 2\dot{\lambda}_0 &= -\tilde{\omega}_1\lambda_1 - \tilde{\omega}_2\lambda_2 - \tilde{\omega}_3\lambda_3, \\ 2\dot{\lambda}_1 &= \tilde{\omega}_1\lambda_0 + \tilde{\omega}_3\lambda_2 - \tilde{\omega}_2\lambda_3, \\ 2\dot{\lambda}_2 &= \tilde{\omega}_2\lambda_0 + \tilde{\omega}_1\lambda_3 - \tilde{\omega}_3\lambda_1, \\ 2\dot{\lambda}_3 &= \tilde{\omega}_3\lambda_0 + \tilde{\omega}_2\lambda_1 - \tilde{\omega}_1\lambda_2. \end{aligned} \quad (7)$$

Здесь $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ — компоненты кватерниона, которые определяют положение связанного базиса в орбитальном, $\tilde{\omega}_i = \omega_i - \omega'_{oi}$ ($i=1, 2, 3$), ω_i — проекции вектора абсолютной угловой скорости главного тела на оси связанного базиса, ω'_{oi} — проекции вектора угловой скорости на те же оси. Поскольку орбитальная угловая скорость коллинеарна оси Sy^{or} , ее проекции на оси базиса, связанного с КА, определяются матрицей соответствующих направляющих косинусов, запи-

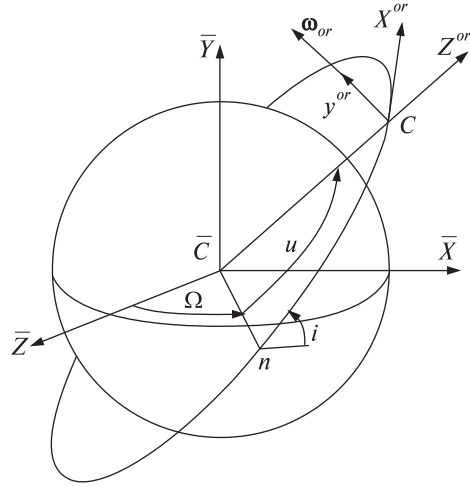


Рис. 4. Системы координат, определяющих положение КА

санных в компонентах кватерниона [4]. Это выглядит как

$$\begin{aligned} \omega'_{o1} &= 2(\lambda_0\lambda_3 + \lambda_1\lambda_2)\omega_o, \\ \omega'_{o2} &= (\lambda_0^2 + \lambda_2^2 - \lambda_1^2 - \lambda_3^2)\omega_o, \\ \omega'_{o3} &= 2(-\lambda_0\lambda_1 + \lambda_2\lambda_3)\omega_o. \end{aligned} \quad (8)$$

В процессе численного интегрирования уравнений (4), (6), (7) должно быть учтено условие $\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1$, чтобы корректировать норму кватерниона [2].

ГЕОМЕТРИЯ ЛЕНТЫ

Геометрия ленты в кольце и в устройстве разворачивания показана на рис. 6. Здесь C_1xyz — связанный базис главного тела, O' — центр кольца переменного радиуса r_k . Можно рассматривать центральную линию ленты, намотанной на барабан, как правую спираль Архимеда $\rho = \frac{\delta}{2\pi}\varphi_k$, $\varphi_k \in [0, \Phi]$, где δ — толщина ленты. Часть этой спирали, для которой $\varphi_k \in [0, \varphi_B]$, формирует тело барабана (на рис. 6 эта область серая, и спираль в ней показана пунктиром). Собственно лента до начала разворачивания соответствует значениям $\varphi_k \in [\varphi_B, \Phi]$. Точка A — это точка, где лента покидает барабан, и одновременно это точка фиксации свободного конца ленты. Точка G является произвольной точкой спирали. В начальный момент времени вся лента намотана на

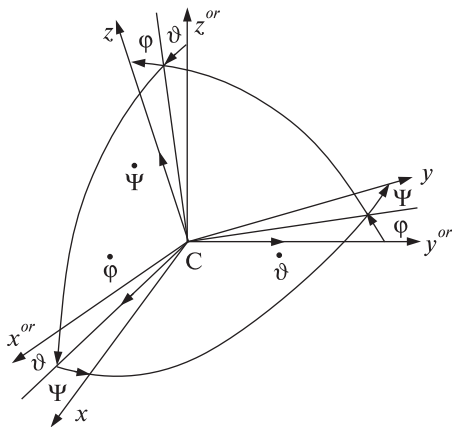


Рис. 5. Ориентация связанного базиса в орбитальном

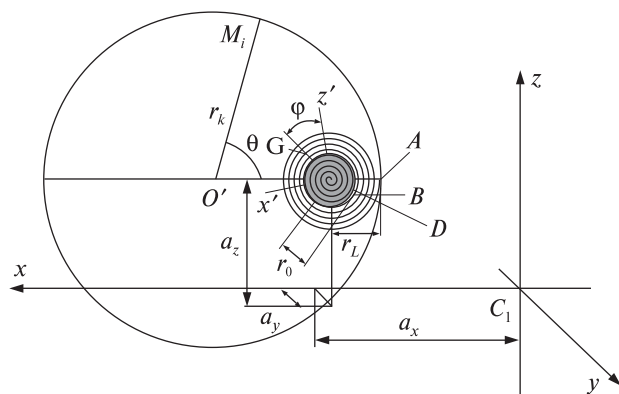


Рис. 6. Схема устройства для развертывания кольцевой антенны (см. текст)

барабан, и каждая точка ее срединной поверхности лежит на спирали. Точка *B* является началом ленты на барабане. Ей соответствует угловая координата спирали φ_B . Если r_0 — расстояние от точки *B* до центра барабана *D*, то $\varphi_B = 2\pi r_0 / \delta$.
 Длина спирали, занятой барабаном, равна

$$L_{DB} = \frac{\delta}{4\pi} \left[\varphi_B \sqrt{1 + \varphi_B^2} + \ln(\varphi_B + \sqrt{1 + \varphi_B^2}) \right]. \quad (9)$$

В начальный момент точка *A* находится на конце спирали. Значение φ_A может быть найдено численно по известной полной длине ленты, образующей кольцевую антенну в конце развертывания из условия

$$L_{AB} = \frac{\delta}{4\pi} \left[\varphi_A \sqrt{1 + \varphi_A^2} + \ln(\varphi_A + \sqrt{1 + \varphi_A^2}) \right] -$$

$$- \frac{\delta}{4\pi} \left[\varphi_B \sqrt{1 + \varphi_B^2} + \ln(\varphi_B + \sqrt{1 + \varphi_B^2}) \right] = 2\pi R_k, \quad (10)$$

где R_k — радиус развернутой антенны.

Даже до начала развертывания наружный виток спирали уже является исходным состоянием кольцевой антенны. Следовательно, начальная длина ленты, образующей кольцо, может быть вычислена по формуле

$$s_0 = \frac{\delta}{4\pi} \left[\varphi_A \sqrt{1 + \varphi_A^2} + \ln(\varphi_A + \sqrt{1 + \varphi_A^2}) \right] - \frac{\delta}{4\pi} \left[(\varphi_A - 2\pi) \sqrt{1 + (\varphi_A - 2\pi)^2} + \ln((\varphi_A - 2\pi) + \sqrt{1 + (\varphi_A - 2\pi)^2}) \right]. \quad (11)$$

Полный угол намотки ленты на барабан $\Phi = \varphi_A - \varphi_B$. Для того чтобы точка *B* совпала с точкой *A* и стала концом развернутого кольца, барабан следует повернуть на угол $\Psi = (\varphi_A - 2\pi) - \varphi_B = \Phi - 2\pi$. Длина ленты s , образующей кольцо радиуса r_k при повороте барабана на произвольный угол ψ_d , составит

$$s = \frac{\delta}{4\pi} \left[\varphi_A \sqrt{1 + \varphi_A^2} + \ln(\varphi_A + \sqrt{1 + \varphi_A^2}) \right] - \frac{\delta}{4\pi} \left[(\varphi_A - 2\pi - \psi) \sqrt{1 + (\varphi_A - 2\pi - \psi)^2} + \ln((\varphi_A - 2\pi - \psi) + \sqrt{1 + (\varphi_A - 2\pi - \psi)^2}) \right]. \quad (12)$$

При $\psi_d = 0$, т. е. до начала развертывания, это выражение совпадает с (9). Продифференцировав дважды выражение (12) по времени, можно получить выражения для \dot{s} и \ddot{s} , которые необходимы для вычисления коэффициентов уравнений движения.

КИНЕМАТИКА ТОЧЕК ЛЕНТЫ

В процессе развертывания точки ленты совершают сложное движение. Во-первых, они все время находятся на кольце переменного радиуса, центр которого смещается в связанном базисе (его положение в связанном базисе можно однозначно определить тремя координатами $a_{xr}(t), a_y, a_z$, из которых первая является известной функцией времени, а остальные две постоянны), во-вторых, каждая частица ленты на кольце, выйдя из точки *A*, изменяет свою угловую координату ϑ_k

(по аналогии с механикой сплошной среды ее можно рассматривать как эйлерову координату) (рис. 6), которая описывает положение произвольной точки кольцевой траектории движения ленты от нуля до некоторой конечной величины. Каждой материальной точке по длине ленты можно поставить в однозначное соответствие ее удаление l от зафиксированного в точке A конца ленты (на рис. 6 зафиксирован правый край нижней ветви ленты). Эту величину можно рассматривать как лагранжеву координату частиц ленты). Очевидно, что угловая координата любой точки ленты теперь может быть определена как $\sigma(t) = 2\pi - l / r_k(t)$. Очевидно также, что $l \in [0, s(t)]$, где $s(t)$ — текущая длина ленты в кольце. Переменная $\sigma(t)$ имеет такой же геометрический смысл, как и угол ϑ_k , однако для конкретной материальной точки ленты ее значение переменнo во времени, поскольку она зависит от $r_k(t)$.

В процессе разворачивания кольцевой антенны несущее тело может совершать сложные угловые движения, приводящие при малой жесткости кольца к возникновению упругих колебаний как в его плоскости, так и поперечных колебаний. В дальнейшем рассмотрении будем учитывать две парциальные формы упругих колебаний кольца, заземленного в одной точке (на рис. 6 это точка A), в плоскости кольца и две парциальные формы такого кольца при поперечных колебаниях. В некоторых случаях колебаниями кольца из плоскости можно пренебречь. Это допустимо при большой изгибно-крутильной жесткости кольца из плоскости по сравнению с такими же характеристиками в плоскости, а также при раскрытии антенны, плоскость которой совпадает с главной плоскостью КА, а начальные возмущения угловой скорости при этом невелики.

Не останавливаясь на подробностях, укажем, что первые две нормализованные формы колебаний кольца в его плоскости выглядят так, как показано на рис. 7, *а, б* жирными линиями [25], а первые две нормализованные формы колебаний кольца из его плоскости выглядят так, как показано на рис. 7, *в, г* также жирными линиями. Точка заземления соответствует угловой координате $\vartheta_k = 0^\circ$.

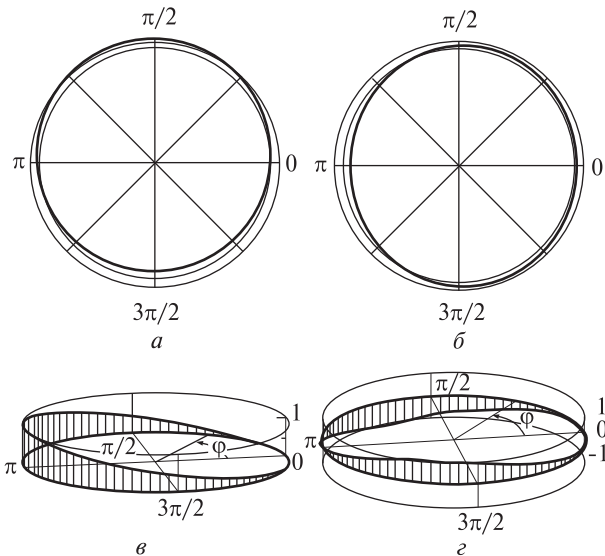


Рис. 7. Первая (*а*) и вторая (*б*) форма упругих колебаний в плоскости и первая (*в*) и вторая (*г*) форма упругих колебаний из плоскости

Можно предположить, что формы упругих колебаний кольца не зависят от времени ввиду малости периодов его собственных колебаний по сравнению с продолжительностью разворачивания. Такое предположение позволяет записать следующее выражение для радиуса-вектора любой материальной точки M_i ленты в пределах границ кольца в системе отсчета $C_1xуz$:

$$\begin{aligned} r'_x &= a_{xr}(t) - \cos(2\pi - l / r_k(t)) r_k(t) + \\ &+ q_{u1}(t) uv1cs(\vartheta_k) + q_{u2}(t) uv2cs(\vartheta_k), \\ r'_y &= a_y + q_{w1}(t) w_1(\vartheta_k) + q_{w2}(t) w_2(\vartheta_k), \\ r'_z &= a_z + \sin(2\pi - l / r_k(t)) r_k(t) + \\ &+ q_{u1}(t) uv1sc(\vartheta_k) + q_{u2}(t) uv2sc(\vartheta_k). \end{aligned} \quad (13)$$

Здесь $uv1cs(\vartheta_k)$, $uv2cs(\vartheta_k)$, $uv1sc(\vartheta_k)$, $uv2sc(\vartheta_k)$ — первые и вторые формы колебаний кольца в его плоскости на проекциях на оси O_1x и O_1z , принимая во внимание и радиальные, и касательные движения (рис. 7, *а, б*), $w_1(\vartheta_k)$, $w_2(\vartheta_k)$ — первые и вторые формы поперечных колебаний кольца в проекциях на оси C_1y (рис. 7, *в, г*).

Дифференцирование выражений (13) по времени в связанном базисе дает относительные

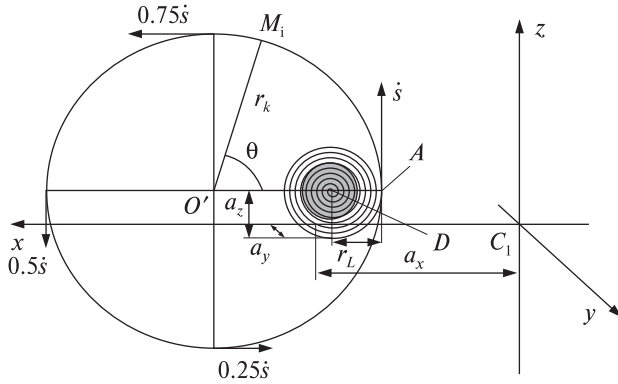


Рис. 8. Относительные скорости точек ленты при развертывании антенны

скорости точек материала ленты как функции времени и координаты ϑ_k :

$$\begin{aligned} \mathbf{r}'_x &= \mathbf{a}'_{xt}(t) + \sin(2\pi - l/r_k(t)) \frac{lr'_k(t)}{r_k(t)} - \\ &\quad - \cos(2\pi - l/r_k(t)) \mathbf{r}'_k(t) + \\ &\quad + \mathbf{q}'_{u1}(t) uv1cs(\vartheta_k) + \mathbf{q}'_{u2}(t) uv2cs(\vartheta_k), \\ \mathbf{r}'_y &= \mathbf{q}'_{w1}(t) w_1(\vartheta_k) + \mathbf{q}'_{w2}(t) w_2(\vartheta_k), \\ \mathbf{r}'_z &= \cos(2\pi - l/r_k(t)) \frac{lr'_k(t)}{r_k(t)} + \\ &\quad + \mathbf{r}'_k(t) \sin(2\pi - l/r_k(t)) + \\ &\quad + \mathbf{q}'_{u1}(t) uv1sc(\vartheta_k) + \mathbf{q}'_{u2}(t) uv2sc(\vartheta_k). \end{aligned} \quad (14)$$

Принимая во внимание, что начало системы отсчета C_1xyz выбрано в центре масс гиростатической части КА (в данном случае это КА без ленты), выражение для радиуса-вектора центра КА массы может быть записано как

$$\begin{aligned} \mathbf{r}'_C &= \left(\int_{m_{KL}} \mathbf{r}'_i dm_{KL} + m_{DL} \mathbf{r}'_D \right) / M = \\ &= \left(\mu \int_0^{s(t)} \mathbf{r}'_{i_rig} dl + \mu r'_k \int_0^{2\pi} \mathbf{r}'_{i_fl} d\vartheta_k + m_{DL} \mathbf{r}'_D \right) / M. \end{aligned} \quad (15)$$

Здесь \mathbf{r}'_{i_rig} и \mathbf{r}'_{i_fl} — очевидные из системы (13) обозначения компонентов радиуса-вектора произвольной точки ленты, которые зависят только от развертывания и от упругих колебаний кольца соответственно, $m_{DL}(t)$ — текущая масса ленты на барабане.

Точно так же выражение для относительной скорости центра КА массы, принимая во внимание правило дифференцирования интеграла в переменной по времени области, может быть записано как

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{r}}'_C &= \left(\frac{\partial}{\partial t} \int_{m_{KL}} \mathbf{r}'_i dm_{KL} + m_{DL} \dot{\mathbf{r}}'_D \right) / M = \\ &= \left(\mu \int_0^{s(t)} \dot{\mathbf{r}}'_{i_rig} dl + \dot{s}(t) \mu \mathbf{r}'_{i_rig} \Big|_{l=s(t)} + \right. \\ &\quad \left. + \mu \dot{r}'_k(t) \int_0^{2\pi} \mathbf{r}'_{i_fl} d\vartheta_k + \mu r'_k(t) \int_0^{2\pi} \dot{\mathbf{r}}'_{i_fl} d\vartheta + \dot{m}_{DL} \dot{\mathbf{r}}'_D \right) / M. \end{aligned} \quad (16)$$

Выражения для \mathbf{r}'_i и $\dot{\mathbf{r}}'_i$, полученные выше, также удобны для определения \mathbf{r}'_C и $\dot{\mathbf{r}}'_C$, но они неудобны для вычисления таких значений, как $\mathbf{K}_r^{C_1}$, $\mathbf{\Theta}^{C_1}$ и их производных по времени в системе C_1xyz . Более удобно рассмотреть мгновенное положение материальной точки ленты на круговой траектории переменного радиуса, по которой точки ленты перемещаются. Некоторая точка кольца в каждый момент движется через точку ленты M_i , имеющую угловую координату ϑ_{ki} . Если известна относительная скорость точки кольца M_i и скорость смещения ленты относительно этой точки, можно определить намного проще выражения, которые необходимы для построения уравнений движения.

Движение ленты вдоль кольца происходит со скоростью, которая является переменной относительно угловой координаты. Как видно из рис. 8, эта скорость линейно зависит от угловой координаты ϑ_k . Если лента имеет скорость $\dot{s}(t)$ относительно точки кольца с угловой координатой $\vartheta_k = 0$ в точке схода ленты с барабана, то эта скорость вдвое меньше в точке кольца с угловой координатой $\vartheta_k = \pi$, и равна нулю в точке $\vartheta_k = 2\pi$.

В результате скорость любой материальной точки ленты, которая проходит в данный момент через любую точку M_i круговой траектории относительно этой точки, может быть записана в проекциях на C_1xyz следующим образом:

$$\begin{aligned} \tilde{v}'_x &= (2\pi - \vartheta_k) \sin(\vartheta_k) \dot{r}'_k, \quad \tilde{v}'_y = 0, \\ \tilde{v}'_z &= (2\pi - \vartheta_k) \cos(\vartheta_k) \dot{r}'_k. \end{aligned} \quad (17)$$

Выражения (13) могут быть написаны по-другому:

$$\begin{aligned} r'_x &= a_{xr}(t) - \cos(\vartheta_k) r'_k(t) + \\ &+ q_{u1}(t) uv1cs(\vartheta_k) + q_{u2}(t) uv2cs(\vartheta_k), \\ r'_y &= a_y + q_{w1}(t) w_1(\vartheta_k) + q_{w2}(t) w_2(\vartheta_k), \quad (18) \\ r'_z &= a_z + \sin(\vartheta_k) r'_k(t) + \\ &+ q_{u1}(t) uv1sc(\vartheta_k) + q_{u2}(t) uv2sc(\vartheta_k). \end{aligned}$$

Легко показать, что при $l = (2\pi - \vartheta_k) r'_k(t)$ выражения (13) совпадают с (18). Однако дифференцирование по времени выражений (18) в системе отсчета C_1xyz не дает выражения для полной относительной скорости любой точки ленты. Оно дает только скорости относительного движения точек траектории, у которых угловая координата равна ϑ_k . Чтобы получить такое выражение, необходимо учесть движение кольцевых точек как дополнительное переносное движение. Тогда можно записать

$$\mathbf{v}'_i = \tilde{\mathbf{v}}'_i + \mathbf{r}'_i, \quad (19)$$

где последний член получен в результате дифференцирования по времени выражения (18) в C_1xyz . Нетрудно показать, что выражения для проекций этого вектора на C_1xyz совпадают с выражениями (14) при $l = (2\pi - \vartheta_k) r'_k(t)$.

Выражение для радиус-вектора центра масс C теперь выглядит следующим образом:

$$\begin{aligned} \mathbf{r}'_C &= \left(\int_{m_{KL}} \mathbf{r}'_i dm_{KL} + m_{DL} \mathbf{r}'_D \right) / M = \\ &= \left(\mu r'_k(t) \int_0^{2\pi} \mathbf{r}'_i d\vartheta_k + m_{DL} \mathbf{r}'_D \right) / M. \quad (20) \end{aligned}$$

Точно так же выражение для вектора относительной скорости центра масс может быть получено в результате дифференцирования по времени (20), и теперь можно написать:

$$\begin{aligned} \mathbf{v}'_C &= \left(\frac{\partial}{\partial t} \int_{m_{KL}} \mathbf{r}'_i dm_{KL} + m_{DL} \mathbf{r}'_D \right) / M = \\ &= \left(\mu r'_k(t) \int_0^{2\pi} \dot{\mathbf{r}}'_i d\vartheta_k + \mu \dot{r}'_k(t) \int_0^{2\pi} \mathbf{r}'_i d\vartheta_k + \dot{m}_{DL} \mathbf{r}'_D \right) / M. \quad (21) \end{aligned}$$

ОСНОВНЫЕ ДИНАМИЧЕСКИЕ ВЕЛИЧИНЫ

Все аналитические выражения для коэффициентов уравнений движения получены в Mathematica5 ©.

Радиусы-векторы характерных точек рассматриваемой системы в связанном базисе: центра массы барабана — $\mathbf{r}_D = \{a_x, a_y, a_z\}$, центра кольца — $\mathbf{r}'_0 = \{a_x - r_L(t) + r_k(t), a_y, a_z\}$. Текущая масса ленты на барабане равна $m_{dl} = m_l(L_{AB} - s)$, внешний радиус ленты, намотанной на барабан, равен $r_L = r_0 + \kappa(\Phi - \alpha)$. Здесь $\kappa = \delta / 2\pi$, δ — толщина ленты, m_l — погонная масса ленты.

Компоненты кинетического момента относительного движения определяются вращением барабана, движением части ленты вместе с барабаном и движением ленты, формирующей круговую антенну. Кинетический момент относительного движения ленты, образующей кольцо и находящейся на барабане, может быть вычислен как сумма моментов элементарных количеств относительного движения точек ленты по формуле $\mathbf{K}_{rL}^C = \int_{m_L} \mathbf{r}'_i \times \mathbf{v}'_i dm_L$, где m_L — полная масса

ленты, \mathbf{v}'_i — вектор относительной скорости любой точки ленты, в соответствии с представлением (19). Подставив сюда необходимые выражения, можно получить после интегрирования векторные компоненты \mathbf{K}_{rL}^C в проекциях на оси C_1xyz . Теперь кинетический момент относительного движения ленты может быть определен относительно мгновенного положения центра масс КА в целом. В результате

$$\mathbf{K}_{rL}^C = \mathbf{K}_{rL}^{C_1} - M \mathbf{r}'_C \times \mathbf{v}'_C. \quad (22)$$

Компоненты этого вектора могут быть получены после подстановки выражений (20), (21) в (22).

При дальнейших операциях дифференцирования по времени в системе отсчета C_1xyz достаточно дифференцировать компоненты полученных векторов и тензоров как скалярные величины.

Слагаемые, соответствующие движению по упругим обобщенным координатам, опущены здесь ввиду их громоздкости.

Для ГД в их системах отсчета относительный кинетический момент равен

$$\mathbf{K}_{r-GD}^{C_{ij}} = \{J_{cs} \dot{\beta}_i, H_g, 0\} \quad (i = 1, 2).$$

В связанном с КА базисе он равен

$$\mathbf{K}_{r_GD}^{C_1} = \mathbf{T}_{c_GD}(i) \{J_{cs} \dot{\beta}_i, H_g, 0\} \quad (i = 1, 2).$$

Матрица преобразования $\mathbf{T}_{c_GD}(i)$ имеет форму, которая определяется последовательностью поворотов систем координат гравитационного стабилизатора вокруг осей связанного базиса главного тела (см. рис. 3):

$$\begin{vmatrix} \cos \sigma & \sin \beta_i \sin \sigma & \cos \beta_i \sin \sigma \\ 0 & \cos \beta_i & -\sin \beta_i \\ -\sin \sigma & \cos \sigma \sin \beta_i & \cos \beta_i \cos \sigma \end{vmatrix}.$$

Выражение для кинетического момента относительного движения подвижных частей, без учета упругих перемещений, после интегрирования по полной массе всех этих элементов имеет вид

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_r^{C_1} = & \{0, J_d + m_{dL}(r_0^2 + r_L^2) / 2 \dot{\psi}_k + \\ & + m_{kL}((2a_z + \pi r_k) \dot{r}_k - a_z \dot{r}_L), \\ & m_{kL} a_y (2\dot{r}_k - \dot{r}_L)\} + \mathbf{K}_{r_GD}^{C_1}. \end{aligned} \quad (23)$$

Компоненты тензора инерции, Θ^{C_1} , которые не зависят от обобщенных координат, в базисе C_1xyz могут быть записаны в следующей форме:

$$\begin{aligned} \Theta_{xx}^{C_1} = & J_{xx} + m_{dl}(3r_L^2 + 3r_0^2 + b_L^2) / 12 + m_{dl}(a_y^2 + a_z^2) + \\ & + m_{kl}(6r_k^2 + 3\delta^2 / 2 + b_L^2) / 12 + m_{kl}(a_y^2 + a_z^2), \\ \Theta_{yy}^{C_1} = & J_{yy} + m_{dl}(r_L^2 + r_0^2) / 2 + m_{dl}(a_x^2 + a_z^2) + \\ & + m_{kl}(r_k^2 + \delta^2 / 4) + m_{kl}(r_{0'x}^2 + a_z^2), \\ \Theta_{zz}^{C_1} = & J_{zz} + m_{dl}(3r_L^2 + 3r_0^2 + b_L^2) / 12 + m_{dl}(a_x^2 + a_y^2) + \\ & + m_{kl}(6r_k^2 + 3\delta^2 / 2 + b_L^2) / 12 + m_{kl}(a_{axr}^2 + a_y^2), \\ \Theta_{xy}^{C_1} = & m_{kl} a_{xr} a_y, \\ \Theta_{xz}^{C_1} = & m_{kl} a_{xr} a_z, \\ \Theta_{yz}^{C_1} = & m_{kl} a_y a_z. \end{aligned} \quad (24)$$

Здесь J_{xx}, J_{yy}, J_{zz} — компоненты диагонального тензора инерции всех негиростатических частей системы, m_{dl} — масса ленты на барабане, m_{kl} — массы ленты в кольце, b_L — ширина ленты, a_x, a_y, a_z — координаты центра масс барабана в базисе C_1xyz , $a_{xr} = a_x - r_L(t) + r_k(t)$. Дополнительные слагаемые, которые связаны с упругими перемещениями, вычислены с использованием 101

интеграла по угловой координате ϑ_k кольца от различных комбинаций проекций собственных форм на оси координат: $uv1cs(\vartheta_k), uv1sc(\vartheta_k), uv2cs(\vartheta_k), uv2sc(\vartheta_k), w_1(\vartheta_k), w_2(\vartheta_k)$. Ввиду громоздкости этих членов они также опущены.

Потенциальная энергия упругих колебаний кольца имеет вид [26]

$$\begin{aligned} \Pi_L = & \frac{EJ}{2r_k^3} \int_0^{2\pi} (u'' - u)^2 d\vartheta_k + \\ & + \frac{r_k}{2} \int_0^{2\pi} e \left(\frac{x_3''}{r_k^2} + \frac{x_4}{r_k} \right)^2 d\vartheta_k + \\ & + \frac{r_k}{2} \int_0^{2\pi} g \left(\frac{x_3'}{r_k^2} - \frac{x_4'}{r_k} \right)^2 d\vartheta_k. \end{aligned} \quad (25)$$

Здесь $u(\vartheta_k, t)$ — смещение точки кольца вдоль радиуса кольца, $x_3(\vartheta_k, t)$ — смещение точки кольца вдоль нормали к плоскости кольца, $x_4(\vartheta_k, t)$ — угол между осевой линией кольца и его плоскостью.

Потенциальная энергия ГД определяется жесткостью их пружин:

$$\Pi_{GD} = \frac{c_s}{2} [(\beta_1 - \beta_{01})^2 + (\beta_2 - \beta_{02})^2]. \quad (26)$$

Обобщенные силы Q_s в уравнениях (4) могут быть определены достаточно просто, принимая во внимание представления (13) после дифференцирования Π по обобщенным координатам.

Относительная кинетическая энергия T_r системы определяется относительным движением ленты и ГД.

Относительная кинетическая энергия ГД может быть написана как

$$\begin{aligned} T_r^{(gd_i)} = & \omega_{rot_i} \cdot \Theta_{rot_i}^{O_i} \cdot \omega_{rot_i} / 2 + \omega_{cs_i} \cdot \Theta_{cs_i}^{O_i} \cdot \omega_{cs_i} / 2 \\ & (i = 1, 2), \end{aligned} \quad (27)$$

где $\omega_{rot_i} = \{\dot{\beta}_i, \Omega_{rot_i}, 0\}, \omega_{cs_i} = \{\dot{\beta}_i, 0, 0\}$ в базисах ГД, $\Theta_{rot_i}^{O_i}, \Theta_{cs_i}^{O_i}$ — тензоры инерции ротора и корпусов ГД относительно их систем отсчета.

Относительная кинетическая энергия ленты равна

$$T_{rL} = m_L r_k / 2 \int_0^{2\pi} (v_x'^2 + v_y'^2 + v_z'^2) d\vartheta_k.$$

После подстановки (19) с учетом (14), (17) для v'_x, v'_y, v'_z , выражение для T_{rL} может использоваться в уравнении движения. Это выражение очень громоздко и также здесь опущено.

После добавления демпфирующих моментов в обобщенные силы ГД уравнения движения ГД могут быть представлены в виде

$$Q_{\beta_1, \beta_2} = -k_{3\beta_1, \beta_2} \dot{\beta}_{1,2} - k_{4\beta_1, \beta_2} \beta_{1,2}. \quad (28)$$

Другие выражения, которые входят в уравнения движения, могут быть получены аналогичным образом.

МОДЕЛИРОВАНИЕ

Ключевые значения параметров КА собраны в таблице.

Начальные значения кватернионов выбраны соответствующими нулевым значениям угловых отклонений, начальные значения составляющих угловой скорости КА в орбитальной системе отсчета в момент начала развертывания выбираются в пределах диапазона $0.0—0.0005 \text{ с}^{-1}$, в качестве основы для закона развертывания во времени взят достаточно гладкий закон, который соответствует оптимальному вращению гибкого КА с минимальными динамическими перегрузками упругих элементов в относительном движении, как это описано в работе [23]. В рассматриваемом случае такой закон также создает минимально возможные возмущения, возбуждающие упругие колебания во время развертывания.

Наклонение орбиты i выбрано равным 1, долгота восходящего узла Ω принята нулевой. Момент центрального ньютоновского поля соответствует круговой орбите 600-километровой высоты рассматривается как внешний возмущающий момент. Хотя движение КА вдоль орбиты здесь не рассматривается, параметры орбиты позволяют вычислять гравитационный момент и проекции полного кинетического момента КА на оси абсолютной системы координат. Это необходимо для контроля ошибок численного интегрирования задачи с начальными условиями. Эта задача решалась методом Рунге — Кутты четвертого порядка с шагом интегрирования в диапазоне $0.0001—0.001 \text{ с}$ в зависимости от значения самой высокой частоты собственных колебаний.

На рис. 9, а показаны законы изменения во времени угла вращения барабана ψ_k , длины развернутой ленты s и радиуса кольца r_k . Рис. 9, б показывает поведение диагональных составляющих тензора инерции КА. Здесь можно видеть, что эти значения существенно увеличиваются из-за развертывания антенны. Составляющая $\Theta_{2,2}^C$ увеличивается больше всего. Заметные здесь гармонические составляющие связаны с колебаниями кольца. Особенно они заметны на рис. 9, в, где показана скорость изменения составной тензора инерции $\Theta_{2,2}^C$.

Если попытаться развернуть антенну на КА, который не содержит гравитационного стабилизатора, КА начинает вращаться вокруг его оси тангажа. Это видно на рис. 10, а, где показано изменение во времени углов ориентации для такого случая и проекций абсолютной угловой скорости в связанном базисе главного тела (рис. 10, б).

Ключевые значения параметров

Параметр	Обозначения	Значение
Масса главного тела	m_1	1400 кг
Погонная масса ленты	m_l	0.148 кг/м
Толщина ленты	δ	0.002 м
Максимальный радиус кольца	r_k	15 м
Изгибная жесткость ленты в плоскости	EJ	1.5 Н·м ²
Изгибная жесткость ленты из плоскости	EJ1	366.4 Н·м ²
Декремент колебаний	ϑ	0.001
Момент инерции барабана	J_{dr}	0.01 кг м ²
Ненулевые компоненты тензора инерции главного тела	J_{xx}	10000 кг м ²
	J_{yy}	12000 кг м ²
	J_{zz}	2000 кг м ²
Координаты центра барабана в связанном базисе	a_x	1 м
	a_y	0.2 м
	a_z	0.2 м
Радиус барабана	r_0	0.10 м
Кинетический момент ротора ГД	h_{rot}	20 кг·м ² /с
Коэффициент демпфирования ГД	$k_{3\beta_1, \beta_2}$	40 Н·м/с
Длительность развертывания	$T_f - T_0$	500 с

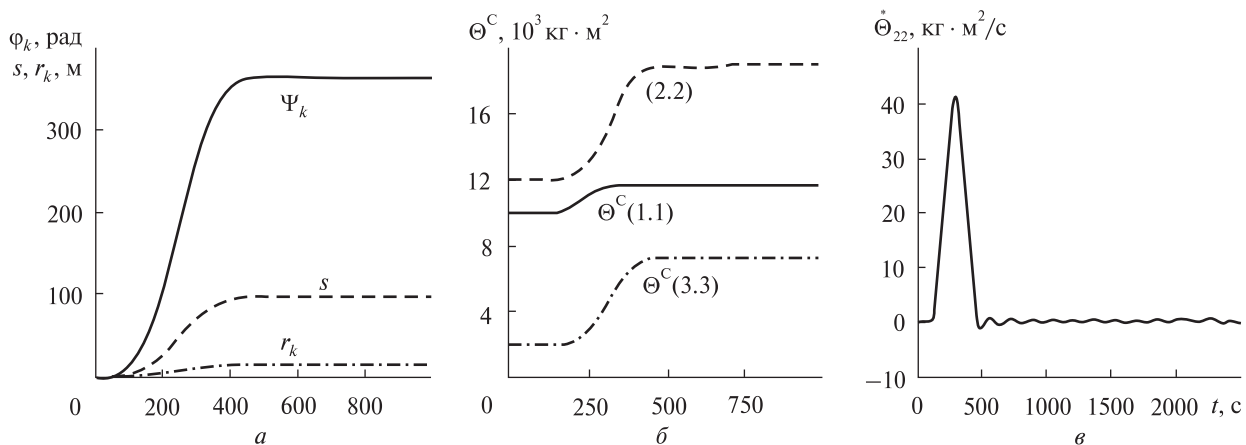


Рис. 9. Изменение во времени: a — длины s ленты в кольце, угла Ψ поворота барабана и радиуса кольца r_k , b — диагональных составляющих тензора инерции КА, θ — величины $\Theta_{2,2}^C$

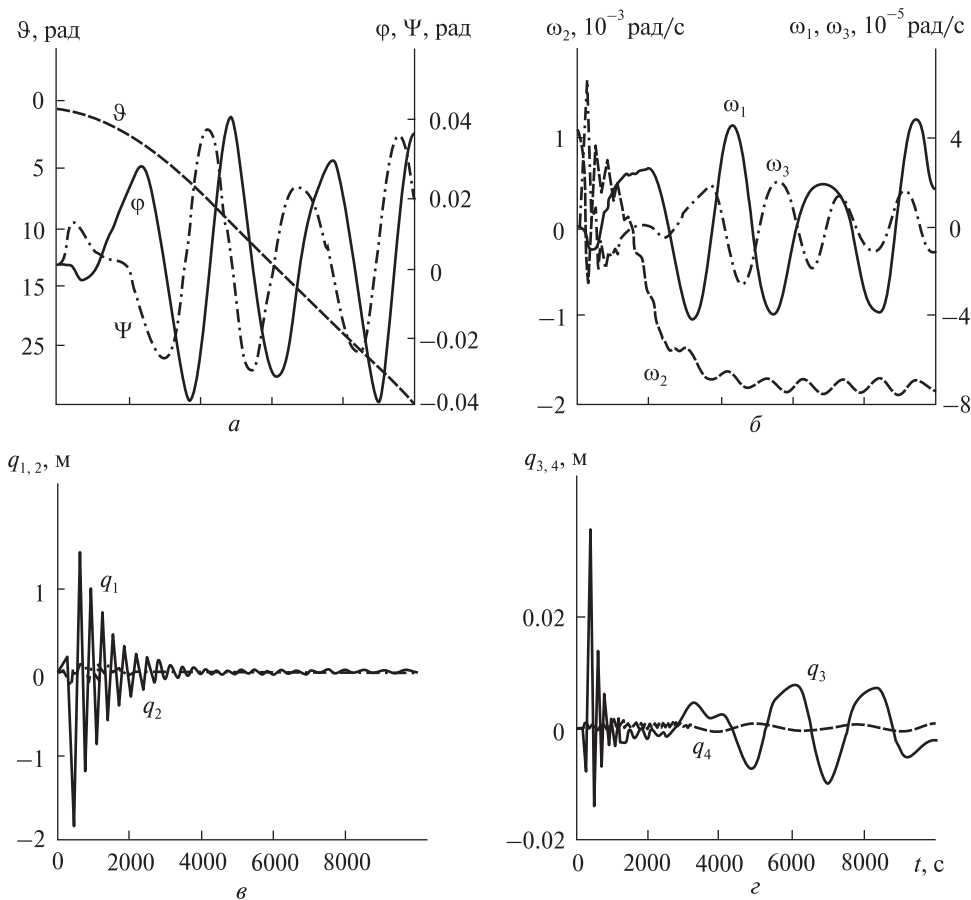


Рис. 10. Изменение во времени углов ориентации θ , φ , ψ (a) и составляющих ω_i (b), амплитуд $q_{1,2}$ (θ) и $q_{3,4}$ (φ) колебаний антенны КА без гиродемпферов

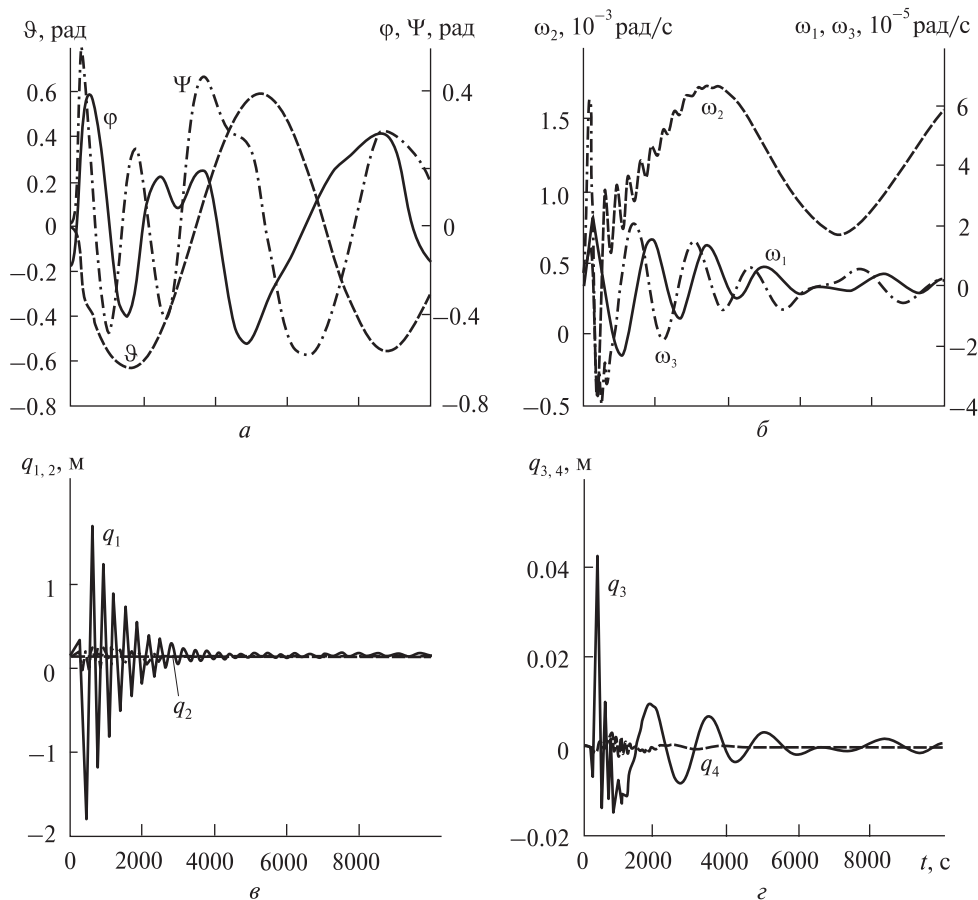


Рис. 11. То же для КА с гиродемпферами

Максимальная амплитуда колебаний кольца при этом приблизительно 1.8 м для первой формы колебаний q_1 в плоскости кольца (рис. 10, в), которая затем существенно уменьшается в результате конструктивного демпфирования, оставаясь однако на постоянном уровне в результате взаимодействия с пространственными движениями КА. Поведение амплитуды q_2 второй формы в плоскости аналогично. Поперечные колебания кольца ведут себя немного иначе, хотя их амплитуды (рис. 10, г) существенно меньше ввиду более высокой изгибной жесткости. Амплитуда q_3 первой поперечной формы, которая линейно связана с колебаниями КА вокруг оси курса, сначала уменьшается, а затем увеличивается, явно взаимодействуя с ними. Амплитуда q_4 второй поперечной фор-

мы, которая нелинейно связана с колебаниями КА вокруг оси курса, постепенно затухает, повторяя квазистатически угловые движения КА по курсу.

Показанные законы демонстрируют, что разворачивание круговой антенны с КА, имеющего только систему гравитационной стабилизации, приводит к режиму движения КА, в котором его гравитационная стабилизация по существу нарушается и едва ли может быть восстановлена до состояния, приемлемого для практики, без использования вспомогательных средств.

Поэтому дальнейшее моделирование динамики КА было выполнено, принимая во внимание установку на нем блока ГД. На рис. 11, а показано изменение углов ориентации для такого случая, а на рис. 11, б — проекции абсолютной

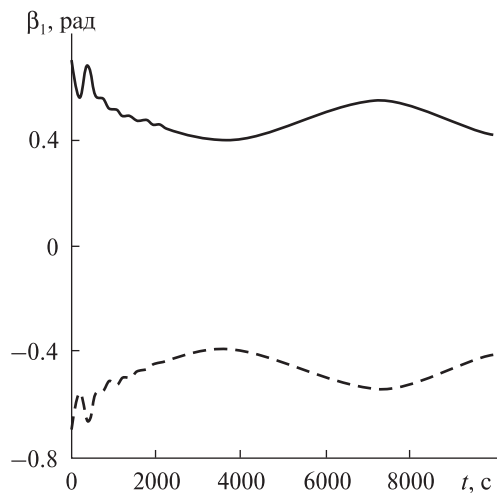


Рис. 12. Изменение углов отклонения гиродемпферов

угловой скорости на связанный базис главного тела. Видно, что поведение КА изменяется существенно: КА не входит во вращение вокруг оси тангажа, есть только колебания вокруг этой оси. С увеличением инерционных и демпфирующих свойств ГД значительно улучшается процесс стабилизации относительно местной вертикали. Видно, что угловая скорость вращения вокруг оси тангажа в процессе демпфирования упругих колебаний начинает колебаться с небольшой амплитудой, со средним значением, равным орбитальной угловой скорости.

Колебания в плоскости кольца, возникающие в то же самое время, имеют максимальную амплитуду q_1 для первой формы в плоскости приблизительно 1.8 м в стадии разворачивания (рис. 11, в), которая затем существенно уменьшается в результате конструктивного демпфирования, оставаясь однако на постоянном уровне в результате взаимодействия с угловым движением КА, хотя она вдвое меньше, чем в предыдущем случае. Характер поведения амплитуды q_2 второй формы в плоскости кольца похожий. В отличие от предыдущего случая, при наличии ГД поперечные колебания (рис. 11, г) быстро исчезают, несмотря на взаимодействие с колебаниями главного модуля, который взаимодействует с ГД.

Это относится как к амплитуде q_3 первой поперечной формы, взаимодействующей с колеба-

ниями КА вокруг оси курса, так и к амплитуде q_4 второй поперечной формы. Движение по этой форме не содержит больше квазистатических колебаний, связанных с угловыми движениями КА по курсу.

Упругие колебания не могут непосредственно взаимодействовать с ГД. Они имеют взаимное влияние только через угловые движения КА. В процессе стабилизации КА углы отклонения гироскопов изменяются почти симметрично (рис. 12). По мере того как упругие колебания кольца затухают, в движении по этим углам остаются только длиннопериодические составляющие. Эти составляющие связаны с медленным демпфированием существенных колебаний вокруг угла тангажа.

Проанализированные графики показывают, что развертывание кольцевой антенны с КА с применением его гирогравитационной стабилизации приводит со временем к фактически приемлемому способу движения КА.

Дальнейшее моделирование процесса разворачивания позволяет сделать следующие выводы. Увеличение изгибной жесткости ленты в 10 раз при прочих равных условиях приблизительно настолько же увеличивает максимальные амплитуды упругих колебаний. При разворачивании этой же антенны с очень тяжелой идеально стабилизированной космической станции (когда массой ленты можно пренебречь по сравнению с полной массой станции, и упругие колебания не влияют на угловые движения) в течение 500 с явно увеличивается амплитуда колебаний для первой формы, а частоты немного уменьшаются.

Этот на первый взгляд парадоксальный результат может быть легко объяснен. При разворачивании антенны с небольшого КА часть возмущений, которые создаются системой разворачивания, поглощаются угловыми движениями главного тела. В случае отсутствия угловых движений КА все эти возмущения поглощаются упругим кольцом. Некоторое уменьшение частот вызвано дополнительной жесткостью установки кольца.

Полученные результаты сравнивались со случаем увеличения жесткости ленты вплоть до абсолютно твердой ленты, поведение кото-

рой описано в работе [14]. Здесь было получено асимптотическое совпадение результатов. Чтобы подтвердить результаты вычислений, проводился также контроль полной величины кинетического момента. Согласно известной теореме [4] $\mathbf{K}^C(t) = \mathbf{K}^C(t_0) + \int_{t_0}^t \mathbf{m}^C(\tau) d\tau$. Член в левой части вычислялся на каждом шагу интегрирования как полный текущий кинетический момент системы. Первый член в правой части вычислялся с использованием начальных условий, второй вычислялся на каждом шаге интегрирования. Хорошее совпадение левых и правых значений части указывает на отсутствие ошибок в уравнениях движения и в вычислительной программе. Такая проверка была включена в вычислительную программу. Во время контроля, как правило, совпадали 6–8 значащих цифр для каждой проекции.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Данная работа имеет дело с исследованием динамики гирогравитационно стабилизированного космического корабля в режиме разворачивания упругой кольцевой антенны, сделанной из гибкой ленты с памятью формы после завершения предварительной стабилизации беспорядочного вращения КА вокруг его центра масс. Математическая модель, разработанная для этого случая, может быть рассмотрена как обобщение теории системы упругих тел с переменной во времени конфигурацией. Подход может быть успешно распространен на моделирование динамики разворачивания других космических конструкций с существенным изменением конфигурации в процессе эксплуатации. У вычислительного пакета на языке ФОРТРАН, разработанного для числового моделирования, есть общие свойства, которые могут быть легко адаптированы для других разворачиваемых систем. Полученные данные иллюстрируют успешную математическую формулировку динамики системы, описывающей запрограммированное изменение ее геометрии, так же как поведение реального космического аппарата в процессе разворачивания упругой конструкции большого размера. Эти данные позволяют выбрать на-

иболее приемлемое разворачивание и параметры системы стабилизации.

1. *Белецкий В. В.* Движение искусственного спутника относительно центра масс. — М.: Наука, 1965. — 416 с.
2. *Бранец В. Н., Шмыглевский И. П.* Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. — М.: Наука, 1973. — 320 с.
3. *Закржевский А. Е., Ткаченко В. Ф., Хорошилов В. С.* Динамика разворачивания круговой антенны на космическом аппарате без стабилизации // *Космічна наука і технологія*. — 2009. — **15**, № 6. — С. 57–65.
4. *Лурье А. И.* Аналитическая механика. — М.: Физматгиз, 1961. — 824 с.
5. *Banerjee A. K.* Order- n formulation of extrusion of a beam with large bending and rotation // *J. Guidance, Control, and Dynamics*. — 1992. — **15**, N 1.
6. *Banerjee A. K., Kane T. R.* Extrusion of a beam from a rotating base // *J. Guidance, Control, and Dynamics*. — 1989. — **12**, N 2. — P. 140–146.
7. *Banerjee A. K., Nagarajan S.* Efficient simulation of large overall motion of beams undergoing large deflection // *Multibody System Dynamics*. — 1997. — N 1. — P. 113–126.
8. *Barakat R.* Transverse vibrations of a moving thin rod // *J. Acoust. Soc. Amer.* — 1968. — **43**, N 3. — P. 533–539.
9. *Barkow B., Steindl A., Troger H., Wiedermann G.* Various methods of controlling the deployment of a tethered satellite // *J. Vibration and Control*. — 2003. — N 9. — P. 187–208.
10. *Bowers E. J., Williams C. E.* Optimization of RAE satellite boom deployment timing // *J. Spacecraft and Rockets*. — 1970. — **7**, N 9. — P. 1057–1062.
11. *Cherchas D. B.* Dynamics of spin-stabilized satellites during extension of long flexible booms // *J. Spacecraft and Rockets*. — 1971. — **8**, N 7. — P. 802–804.
12. *Cloutier G. J.* Dynamics of deployment of extendible booms from spinning space vehicles // *J. Spacecraft and Rockets*. — 1968. — **5**, N 5. — P. 547–552.
13. *Creamer N. G.* Deployment of a flexible beam from an oscillating base // *J. Guidance, Control, and Dynamics*. — 1987. — **15**, N 2. — P. 527–529.
14. *Dranovskii V. I., Khoroshylov V. S., Zakrzhevskii A. E.* Spacecraft dynamics with regard to elastic gravitational stabilizer deployment // *Acta Astronautica*. — 2009. — **64**, N 5-6. — P. 501–513.
15. *Lang W. E., Honeycutt G. N.* Simulation of deployment dynamics of spinning spacecraft, TN D-4074, Aug. 1967, NASA.
16. *Lewis J. A., Zajac E. E.* A two-gyro, gravity-gradient satellite attitude control system // *Bell Syst. Techn. J.* — 1964. — **43**, N 6. — P. 2705–2765.
17. *Lips K. W., Graham W. B., Vigneron F. R., Hunter D. G.* Dynamics and control characteristics for the WISP 300 m dipole antenna/shuttle configuration // *AAS Paper 85-365*. — 1985. — N 8.

18. *Lips K. W., Modi V. J.* Three-dimensional response characteristics for spacecraft with deploying flexible appendages // *J. Guidance and Control*. — 1981. **4**, N 5. — P. 650—656.
19. *Steindl A., Steiner W., Troger H.* Optimal control of retrieval of a tethered subsatellite // *Solid mechanics and its applications* / Ed. by G. Rega, F. Vestroni. — IUTAM; Springer-Verlag, 2005. — P. 441—450.
20. *Steindl A., Troger H.* Optimal Control of Deployment of a Tethered Subsattelite // *Nonlinear Dynamics*. — 2003. — **31**. — P. 257—274.
21. *Tabarrok B., Leech C. M., Kim Y. I.* On the dynamics of an axially moving beam // *J. Franklin Inst.* — 1974. — **297**, N 3. — P. 201—220.
22. *Tsuchiya K.* Dynamics of a spacecraft during extension of flexible appendages // *J. Guidance, Control, and Dynamics*. — 1983. — **6**, N 2. — P. 100—103.
23. *Zakrzhevskii A. E.* Slewing of flexible spacecraft with minimal relative flexible acceleration // *J. Guidance, Control, and Dynamics*. — 2008. — **31**, N 3. — P. 563—570.
24. *Zakrzhevskii A. E., Matarazzo G., Khoroshilov V. S.* Dynamics of systems of bodies with configuration changing by a program // *Int. Appl. Mechanics*. — 2004. — **40**, N 3. — P. 345—350.
25. *Zakrzhevskii A. E., Tkachenko V. F., Khoroshylov V. S.* Eigen-modes and eigen-frequencies of plane oscillations of a flexible ring fixed in one point // *Int. Appl. Mechanics*. — 2010. — **46**, N 12. — P. 124—136.
26. *Timoshenko S. P.* *Vibrations problems in engineering*. — Toronto, New York London: D. Van Nostrand company, Inc., 1955.

Надійшла до редакції 04.07.11

A. E. Zakrzhevskii, V. S. Khoroshilov

THE DYNAMICS OF THE SPACECRAFT WITH GYRO-GRAVITY STABILIZATION IN THE DEPLOYMENT OF A FLEXIBLE RING ANTENNA

We constructed a generalized mathematical model and performed a numerical simulation of the dynamics of a stabilized spacecraft which carries a body of changeable geometry. This model describes the deployment of a compact body into a flexible ring antenna.

УДК 629.73

Л. И. Кныш

Дніпропетровський національний університет ім. О. Гончара

ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИИ КОНЦЕНТРАТОРА НА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ПОКАЗАТЕЛИ СИСТЕМЫ ПРИЁМА КОСМИЧЕСКОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ УСТАНОВКИ

Наведено результати чисельного дослідження енергетичних характеристик системи прийому тепла космічної сонячної енергетичної установки з концентратором. Виявлено суттєвий вплив аберацій поверхні дзеркала на теплообмін в системі «параболічний концентратор — теплоприймач». Визначено найбільш раціональний кут розкриття дзеркала. Показано неможливість відхилення апертури теплоприймача від фокальної площини концентратора без втрат теплової потужності системи.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из перспективных направлений крупномасштабного использования солнечной энергии на Земле и в космическом пространстве являются солнечные энергетические станции, имеющие в своём составе концентраторы. В настоящее время космическая энергетика идёт по пути совершенствования фотоэлектрического преобразования, повышая КПД как самих ФЭП, так и установки в целом. В тоже время параллельно рассматривается множество проектов, в основе которых лежит использование на орбите концентрированного солнечного излучения для энергоснабжения космических аппаратов, а также для решения других космических задач, требующих серьёзных энергетических затрат:

- уничтожение космического мусора;
- получение электроэнергии в космосе с последующей передачей её на Землю;
- освещение Земли с орбиты и др.

Некоторые из этих проектов уже прошли успешную апробацию на орбите. Так, в 1993 г. в России был реализован демонстрационный проект «Знамя-2», когда после расстыковки грузового корабля «Прогресс М-15» на нём был развер-

нут 20-метровый отражатель, с помощью которого была подсвечена значительная территория Европы. После неудачной попытки развернуть солнечный парус в 1999 г., проект решили не сворачивать и сейчас работы по нему продолжают [src.space.ru/ infor-n.html].

В настоящее время в рамках создания российской «силиконовой долины» рассматривается создание лазерно-оптической системы для передачи солнечной энергии из космоса на Землю [www.intech-tr.ru].

Не прекращаются исследования по созданию на орбите солнечных электрических станций, работающих по замкнутому газотурбинному циклу Брайтона [7]. Основной элемент каждой из этих систем — концентратор солнечного излучения, как правило, в виде параболоида вращения. В Украине есть серьёзные наработки по технологии изготовления таких систем. В Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины разработаны технологические процессы и изготовлены экспериментальные образцы концентраторов диаметром до 1.6 м, но есть возможность изготовить концентраторы значительно больших размеров [2].

Не менее важной задачей является создание математической модели теплообмена в системе

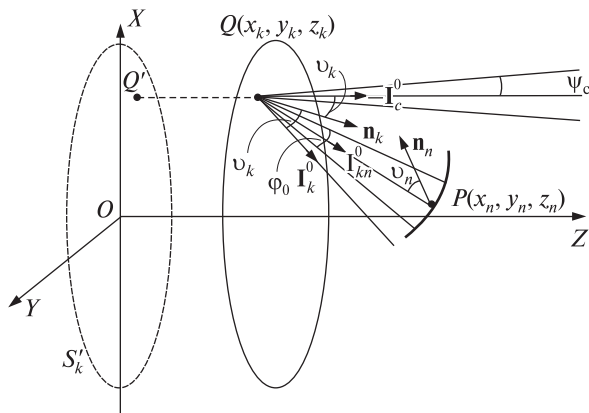


Рис. 1. Схема хода лучей в системе «концентратор — теплоприёмник»

концентрации солнечного излучения и проведения на её основе теоретических исследований, чему и посвящена настоящая статья.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА КОНЦЕНТРАЦИИ

На рис. 1 показан ход лучей в системе «концентратор — теплоприёмник» космической солнечной энергетической установки. Солнечное излучение улавливается концентратором, отражается от него и многократно увеличивая плотность своего потока, попадает на теплоприёмник, который располагается в фокальной плоскости концентратора. В теплоприёмнике организована система преобразования, тип которой зависит от типа и назначения энергетической установки.

Эффективность системы преобразования во многом зависит от геометрии концентратора. В связи с этим для создания математической модели процесса концентрации применялся комплексный подход, основанный на интегральном методе исследования лучистого теплообмена с элементами, свойственными задачам фотометрии и оптики [1]. Интегральные соотношения получены из фундаментальных законов теории лучистого теплообмена с учётом специфики процесса — наличие отражающих поверхностей с ярко выраженной шероховатостью (абберациями), что приводит к анизотропности диффузного отражения [5].

Полученное уравнение, характеризующее распределение потока энергии на поверхности теплоприёмника, расположенного в фокальной плоскости концентратора, имеет вид

$$E_{\text{ПР}} = \frac{E_C}{2\pi} \times \iint_{S_k} \frac{\beta_K f(\varphi) \cdot \xi(\mathbf{l}_{\text{КП}}) \cdot \chi(\mathbf{l}_{\text{КП}}) \cos(-\mathbf{l}_C^0, \mathbf{n}_K) \cos(\mathbf{l}_{\text{КП}}^0, -\mathbf{n}_{\text{ПР}}) dS_K}{l_{\text{КП}}^2 \int_0^{\varphi_0} f(\varphi) \sin \varphi d\varphi},$$

где S_K — площадь поверхности концентратора, м^2 ; E_C — солнечная постоянная, $\text{Вт}/\text{м}^2$; β_K — отражательная способность материала зеркала; $\cos(\mathbf{l}_{\text{КП}}^0, -\mathbf{n}_{\text{ПР}})$ — величина, характеризующая взаимное расположение концентратора и теплоприёмника в пространстве; $\cos(-\mathbf{l}_C^0, \mathbf{n}_K)$ — величина, характеризующая ориентацию концентратора на Солнце; $l_{\text{КП}}$ — длина вектора, соединяющего произвольную точку концентратора и теплоприёмника, м ; $f(\varphi) = \frac{dI(\varphi)}{dI(0)}$, $0 \leq \varphi \leq \varphi_0$ —

вид функции индикатрисы, показывающий неравномерность распределения энергии в пучке, который идёт от Солнца к концентратору и от концентратора к теплоприёмнику; $\chi(\mathbf{l}_{\text{КП}}) = \begin{cases} 1, & \text{если } \mathbf{l}_{\text{КП}} \cap S_{\text{ВХ}} \neq 0 \\ 0, & \text{если } \mathbf{l}_{\text{КП}} \cap S_{\text{ВХ}} = 0 \end{cases}$ — функция типа Хевисайда, характеризующая условие попадания отражённого луча в отверстие теплоприёмника;

$\xi(\mathbf{l}_{\text{КП}}) = \begin{cases} 1, & \text{если } (\mathbf{l}_{\text{КП}}^0 \cdot \mathbf{l}_K^0) \geq \cos \varphi_0 \\ 0, & \text{если } (\mathbf{l}_{\text{КП}}^0 \cdot \mathbf{l}_K^0) < \cos \varphi_0 \end{cases}$ — функция

типа Хевисайда, показывающая, попал ли рассматриваемый луч, идущий от концентратора, в пучок лучей, падающий на теплоприёмник.

Необходимость введения функции $\xi(\mathbf{l}_{\text{КП}})$ связана с особенностями первичного и вторичного излучателя. Неравномерное распределение энергии в пучке, идущем от Солнца, которое, как правило, не учитывается, в задачах концентрации становится критичным и подлежащим учёту. Кроме того, как было сказано выше, поверхность концентратора не является идеально гладкой, она имеет неточности (абберации), возникающие в процессе изготовления и эксплуатации.

ВЫБОР МЕТОДА РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ КОНЦЕНТРАЦИИ

Метод учёта аббераций на поверхности зеркала предлагается согласовывать с выбранным методом решения задачи, который включает в себя и выбор упрощающих допущений.

Очевидно, что универсальным является экспериментальный метод определения неточностей поверхности концентратора. Он основан на разложении пространственного угла δ_K между нормалью реального \mathbf{n}_K и математически идеального концентратора \mathbf{n}_K^H на два плоских угла $\Delta\gamma_K, \Delta\nu_K$, для определения величины которых есть специальные методики. На рис. 2 схематично показаны эти углы, при этом $\mathbf{n}_K = \mathbf{n}_K(\mathbf{n}_K^H, \Delta\gamma_K, \Delta\nu_K)$.

Эксперимент проводится для реального концентратора. Для проведения теоретических исследований необходимо определить метод учёта неточностей. Большинство современных теоретических исследований проведено, используя не угловые, а линейные параметры неточности. В частности, в работе [4] параметр неточности определяется как отношение возможного радиуса фокального пятна к координате крайней внешней точки концентратора. Такой подход хорошо согласуется с методами расчёта, основанными на геометрическом подходе. Для задачи, поставленной выше, предлагается метод, основанный на предположении, что распределение угловых неточностей на поверхности реального концентратора подчиняется какому-то вероятностному закону.

Это может быть закон нормального распределения Гаусса [8], что согласуется с экспериментальными данными:

$$P(\Delta\gamma_K, \Delta\nu_K) = \frac{1}{2\pi\sigma_\gamma\sigma_\nu} \exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{\Delta\gamma_K^2}{\sigma_\gamma^2} + \frac{\Delta\nu_K^2}{\sigma_\nu^2}\right)\right).$$

Выбор вероятностного закона распределения неточностей связан и с выбором метода решения задачи. Она была решена численно методом Монте-Карло. Отметим, что всякий кратный интеграл допускает двойную вероятностную трактовку, соответственно этому есть два способа статистического интегрирования [3]. В основе одного из них лежит известное соотноше-

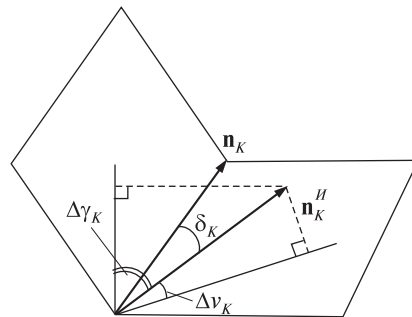


Рис. 2. К определению плоских углов $\Delta\gamma_K$ и $\Delta\nu_K$

ние между интегралом и вероятностью события, другой предполагает вычисление интеграла как математического ожидания функции некоторого двумерного случайного вектора. Так как первый способ требует предварительного задания экстремальных значений подынтегральной функции и обладает меньшей точностью, предпочтение было отдано второму.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Моделирование проводилось в предположении, что концентратор точно ориентирован на Солнце, угловой размер отраженного пучка равен угловому размеру Солнца ($\varphi_0 = \psi_C$), а распределение лучистых потоков в пучке по направлениям является равномерным ($f(\varphi) = 1$).

В качестве тестовой для численных экспериментов рассматривалась задача, которая была решена теоретически для случая концентратора идеальной геометрической формы [9].

Среднее квадратичное отклонение σ_γ нормали реального концентратора от идеального выбиралось в долях угла раскрытия Солнца $\sigma_\gamma = A \cdot \psi_C$. Предварительно были исследованы относительно точные зеркала, в которых $A = 0 \dots 0.5$.

По рис. 3 можно проследить, как влияет небольшая неточность зеркала на энергетические характеристики теплоприёмника. Величину $E_{\text{пр}} / E_C$, которая представляет собой отношение плотности теплового потока в рассматриваемой точке теплоприёмника к плотности теплового потока, падающего на концентратор (солнечной постоянной), можно рассматривать как относительную облучённость теплоприём-

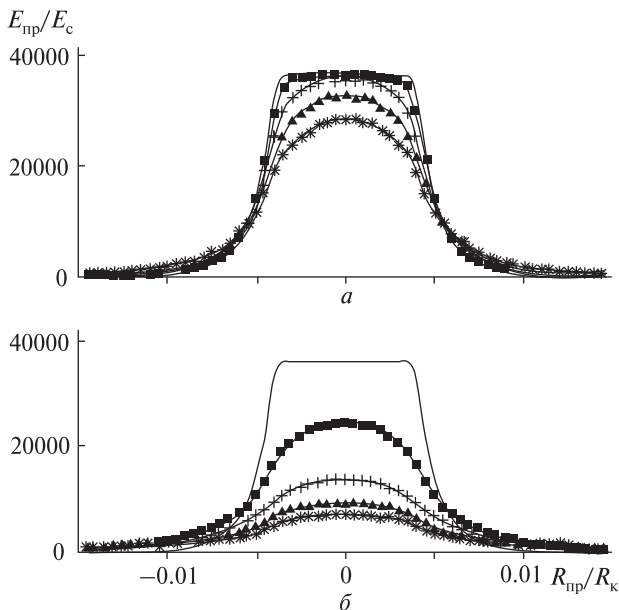


Рис. 3. Влияние неточности поверхности зеркала при разных значениях A (кривые сверху вниз): a — $A = 0, 0.125, 0.25, 0.375, 0.5$; b — $A = 0, 0.5, 1.0, 1.5, 2.0$

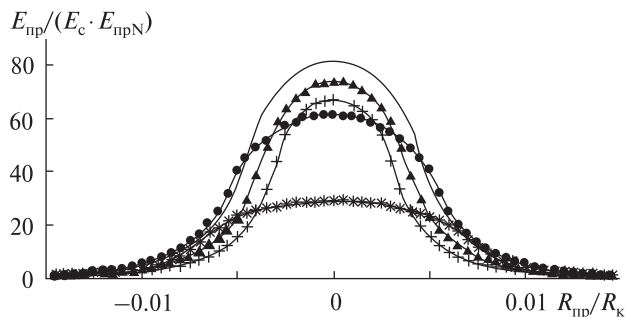


Рис. 4. Влияние угла раскрытия U_k концентратора при $A = 0.375$ (кривые сверху вниз): для $U_k = 60^\circ, 70^\circ, 80^\circ, 50^\circ, 40^\circ$

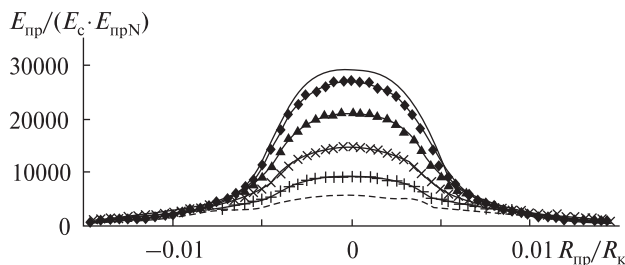


Рис. 5. Изменение облучённости приёмника при отклонении теплоприёмника от фокальной плоскости на величину (сверху вниз): $0, 0.2R_{пр}, 0.4R_{пр}, 0.6R_{пр}, 0.8R_{пр}, 1.0R_{пр}$

ника. Множитель A показывает, во сколько раз среднее квадратичное отклонение величины угла между нормальными реальными и математически идеальными концентраторами (неточность поверхности) отличается от угла раскрытия Солнца $\psi_c \approx 16'$. Как видно, при угловом отклонении поверхности зеркала порядка 0.5° ($A \approx 2$), облучённость снижается практически на порядок. При этом распределение тепловых потоков на поверхности теплоприёмника становится более равномерным, а радиус фокального пятна растёт. В этом случае возникают проблемы, связанные с использованием теории подобия при исследовании рассматриваемого явления. Трудности с введением обобщённых переменных вообще характерны для задач лучистого теплообмена, сформулированных на фотометрической основе.

Тем не менее, на основе полученной математической модели удалось установить некоторые закономерности, характерные для параболических зеркал. В частности, был определён оптимальный угол раскрытия концентратора. На рис. 4 проиллюстрировано влияние угла раскрытия концентратора на энергетику теплоприёмника. По оси ординат отложена размерная величина $(E_{пр} / E_c) \cdot 1 / E_{прN}$, в которой $E_{прN}$ — облучённость крайней точки теплоприёмника, попадающей в фокальное пятно. Введение такой величины позволило учесть размер фокального пятна. Как видно, энергетические характеристики наиболее высоки при угле порядка 60° , что полностью соответствует экспериментальным данным работы [8].

Третий фактор, влияние которого на теплообмен было исследовано — это расположение теплоприёмника относительно фокальной плоскости концентратора.

На рис. 5 представлено изменение энергетических характеристик теплоприёмника при незначительном отдалении его от фокуса. Как видно из графика, удаление от фокуса концентратора на расстояние, равное радиусу фокального пятна, почти на порядок снижает энергетические характеристики теплоприёмника. Для наглядности можно привести пример в абсолютных величинах. Так, для концентратора радиу-

сом 2 м радиус фокального пятна не превосходит 3 см, и отклонение теплоприёмника на такое расстояние существенно сказывается на его энергетике. Это свидетельствует о значительных проектных и технологических трудностях, связанных с вводом в эксплуатацию подобных систем в космосе и на Земле.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы.

1. При проектировании концентрирующих систем космического базирования для последующего высокотемпературного преобразования солнечной энергии требования точности изготовления и эксплуатации поверхности зеркал являются решающими.

2. Расположение входного отверстия теплоприёмника должно чётко совпадать с фокальной плоскостью концентратора для систем, проектируемых на определенный температурный уровень. Расположение входного отверстия в афокальных плоскостях существенно влияет на показатели теплообмена на поверхности теплоприёмника.

3. Наиболее рациональным можно считать угол раскрытия концентратора, близкий к 60°.

4. Созданная математическая модель позволяет рассчитывать зеркала любой геометрической формы с различными теплоприёмниками. В частности, на основании созданной математической модели были рассчитаны параболоцилиндрические зеркала с трубчатыми теплоприёмниками, которые являются перспективными для использования на Земле. Результаты расчётов практически полностью совпали с результатами экспериментальных исследований на базе солнечного полигона АН Узбекистана [6].

1. *Гриликс В. А., Матвеев В. М., Полуектов В. П.* Солнечные высокотемпературные источники тепла для космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1975. — 248 с.

2. *Гудрамович В. С., Гайдученко А. П., Коваленко А. И.* Технологии изготовления устройств антенно-волновой техники и солнечной энергетики, основанные на методе электролитического формирования // *Космічна наука і технологія*. — 2001. — 7, № 2/3. — С. 66—77.
3. *Ермаков С. М., Михайлов Г. А.* Статистическое моделирование. — М.: Физматлит, 1982. — 295 с.
4. *Клычев Ш. И., Мухитдинов М. М., Бахрамов С. А.* Методика расчёта системы параболический концентратор-трубчатый приёмник солнечных теплоэнергетических установок // *Гелиотехника*. — 2004. — № 4. — С. 50—55.
5. *Кныш Л. И., Давыдов В. И.* Применение метода статистических испытаний для расчёта облучённости приёмника тепла концентрированным потоком солнечной энергии // *Вісник Дніпропетровського ун-ту. Механіка*. — 2009. — 17, № 5. — С. 51—59.
6. *Кохова И. И., Кабаков В. И., Эргашев С. Ф., Дробязгина О. С.* Результаты испытаний солнечной параболицилиндрической установки // *Гелиотехника*. — 1991. — № 2. — С. 14—16.
7. *Семёнов Ю. П.* Новые российские технологии в ракетно-космической технике последних лет // *Вестник Российской Академии наук*. — 2000. — 70, № 8. — С. 696—709.
8. *Сильверн Д.* Анализ требований к точности концентрирующих зеркал для солнечных энергетических установок // *Энергетические установки для космических аппаратов / Пер. с англ. под ред. Д. Д. Невяровского*. — М.: Мир, 1964. — С. 84—94.
9. *Simon A.* Calculation of the solar energy concentration in the focal spot of parabolic reflector // *J. Solar Energy Sci. and Engineering*. — 1968. — 2, N 2. — P. 25—28.

Надійшла до редакції 16.05.11

L. I. Knysh

THE INFLUENCE OF CONCENTRATOR GEOMETRY ON THE ENERGY PARAMETERS OF THE RECEPTION SYSTEM OF THE SPACE SOLAR POWER PLANT

We give our results of numerical investigation of energy parameters for the heat reception system of a space solar power plant with the concentrator. A considerable influence of the mirror surface aberrations on the heat exchange in the system parabolic concentrator—heat receiver is revealed. The most rational aperture angle of the mirror is determined. It is shown that the heat receiver aperture can not be deflected from the concentrator focal plane without losses of heat power of the system.

УДК 621.396

В. О. Пуляєв, О. В. Богомаз

Інститут іоносфери Національної академії наук та Міністерства освіти і науки України, Харків

ІМІТАЦІЯ СИГНАЛІВ НЕКОГЕРЕНТНОГО РОЗСІЯННЯ З УРАХУВАННЯМ ВИСОТНОГО РОЗПОДІЛУ ІОНОСФЕРНИХ ПАРАМЕТРІВ, ДИНАМІКИ ПЛАЗМИ ТА ЗАВАДОВИХ СКЛАДОВИХ

Представлено способи синтезу некогерентно розсіяних сигналів, що враховують висотний розподіл іоносферних параметрів (температури іонів та електронів, концентрацію електронів, відносний вміст іонів різних сортів), наявність динамічних процесів у плазмі (колективний рух і струми), а також наявність шумоподібних завад.

ВСТУП

Задача оцінювання похибок визначення параметрів іоносферної плазми при використанні методу некогерентного розсіяння (НР) [11] є досить складною. По-перше, НР-сигнал є випадковим, його прийом та обробка здійснюються в умовах потужних завад різного походження. По-друге, математичні моделі, що описують вимірювальний радіолокаційний канал, дуже громіздкі, а деякі їхні характеристики та параметри є випадковими та нестационарними. Внаслідок цього аналітичне дослідження похибок у загальному випадку є неможливим. Достовірні оцінки похибок можна отримати лише за допомогою статистичного моделювання. Тому задача розробки та вдосконалення способів формування контрольного сигналу — сигналу зі статистичними характеристиками, близькими до характеристик сигналу НР, — залишається дуже актуальною. До того ж бажано не лише моделювати контрольний сигнал за допомогою комп'ютерних програм, а і забезпечити можливість його синтезу у вигляді електричних сигналів.

Найпростішим з точки зору формування контрольного сигналу з потрібними характеристиками можна вважати спосіб [7], який базується на пропусканні шуму крізь вузькосмуговий фільтр. Також використовується спосіб, за яким

контрольний сигнал формується як сума гармонічних коливань. Апаратну реалізацію цього способу представлено у роботі [6], програмну — у роботі [1].

Недоліком першого способу є недостатня гнучкість. Спектральна густина потужності (СГП) вихідного сигналу визначається амплітудно-частотною характеристикою лінійного фільтра, крізь який пропускається сигнал типу «білий шум». Це означає, що за допомогою одного фільтра можна імітувати сигнал, що відповідає лише одному зі станів іоносфери (заданим значенням температур іонів та електронів та заданому іонному складу). Створення ж фільтра зі змінними параметрами є складною інженерною задачею.

Другий спосіб позбавлений описаного вище недоліку, проте є складнішим з точки зору його реалізації. Спосіб полягає у формуванні сигналу з потрібною СГП за допомогою N окремих незалежних синусоїдальних генераторів, які виробляють рівномірно розподілені вздовж осі частот гармонічні складові з керованою амплітудою. Число N визначається необхідною відстанню між частотами спектральних складових.

Сумарний сигнал у цьому випадку має вигляд

$$S^{\text{сигн}}(t) = \sum_{i=1}^N A_i^{\text{сигн}} \sin(\omega_i t + \theta_i), \quad (1)$$

де ω_i — кругова частота, θ_i — випадкова фаза,

рівномірно розподілена на інтервалі $[-\pi; \pi]$, $A_i^{\text{сигн}}$ — амплітуда i -го гармонічного коливання, що пов'язана із заданими значеннями W_i СГП НР-сигналу співвідношенням

$$A_i^{\text{сигн}} = \sqrt{W_i^{\text{сигн}}} \quad (2)$$

Обидва варіанти не враховують наявність завод, які завжди мають місце в реальних умовах та додаються до корисного сигналу. Задачею досліджень є розробка способу синтезу суми сигналу НР та заводи з довільними СГП. Додатково передбачено можливість оперативної зміни СГП НР-сигналу відповідно до зміни значень параметрів плазми.

ФОРМУВАННЯ СУМИ НР-СИГНАЛУ ТА СИГНАЛУ ЗАВАДИ

Спосіб синтезу суми сигналу НР та сигналу заводи полягає у наступному.

За відомими параметрами іоносферної плазми спочатку розраховується СГП НР-сигналу $W_i^{\text{сигн}}$ [9]. Після цього у відповідності з (2) обчислюються N амплітуд гармонік $A_i^{\text{сигн}}$. Потужність цього сигналу прямо пропорційна сумі квадратів амплітуд:

$$P^{\text{сигн}} \propto \sum_{i=1}^N (A_i^{\text{сигн}})^2 \quad (3)$$

Аналогічно за допомогою M амплітуд $A_j^{\text{зав}}$, які також пов'язані залежністю (2) з СГП заводи $W_j^{\text{зав}}$, задається потужність сигналу заводи:

$$P^{\text{зав}} \propto \sum_{j=1}^M (A_j^{\text{зав}})^2 \quad (4)$$

Внаслідок того, що абсолютні значення складових СГП $W_i^{\text{сигн}}$ та $W_j^{\text{зав}}$ (а значить, і амплітуд $A_i^{\text{сигн}}$ та $A_j^{\text{зав}}$) задаються у довільному масштабі (це пов'язано з тим, що у більшості випадків при моделюванні відомі лише форми СГП сигналу та заводи), для виконання умови $q = \frac{P^{\text{сигн}}}{P^{\text{зав}}}$ (де q — задане значення відношення сигнал/завада) необхідно вводити регулювальний коефіцієнт k , значення якого знаходять зі співвідношення

$$q = \frac{\sum_{i=1}^N (k \cdot A_i^{\text{сигн}})^2}{\sum_{j=1}^M (A_j^{\text{зав}})^2},$$

тобто

$$k = \sqrt{q} \cdot \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^M (A_j^{\text{зав}})^2}{\sum_{i=1}^N (A_i^{\text{сигн}})^2}} \quad (5)$$

Тоді кінцева формула для миттєвих значень суми сигналу та сигналу заводи з довільними СГП для заданого значення q буде мати вигляд [3]

$$S^{\text{сигн+зав}}(t) = k \cdot \sum_{i=1}^N [A_i^{\text{сигн}} \sin(\omega_i t + \theta_i)] + \sum_{j=1}^M [A_j^{\text{зав}} \sin(\omega_j t + \theta_j)] \quad (6)$$

МОДЕЛЮВАННЯ ВИСОТНОГО РОЗПОДІЛУ НР-СИГНАЛУ НА ФОНІ ЗАВАДИ

Очевидно, що формула (6) для забезпечення можливості оперативної зміни СГП НР-сигналу відповідно до зміни значень параметрів плазми з висотою потребує узагальнення. По-перше, амплітуди $A_i^{\text{сигн}}$ мають бути функціями висоти. А по-друге, функцією висоти має бути коефіцієнт k , оскільки відношення сигнал/завада q теж залежить від параметрів плазми та відстані до об'єктів іоносфери, що досліджуються:

$$k(h) = \sqrt{q(h)} \cdot \sqrt{\frac{\sum_{j=1}^M [A_j^{\text{зав}}(h)]^2}{\sum_{i=1}^N [A_i^{\text{сигн}}(h)]^2}} \quad (7)$$

Таким чином, узагальнена формула набуває вигляду [4]

$$S^{\text{сигн+зав}}(t, h) = k(h) \cdot \sum_{i=1}^N [A_i^{\text{сигн}}(h) \sin(\omega_i t + \theta_i)] + \sum_{j=1}^M [A_j^{\text{зав}}(h) \sin(\omega_j t + \theta_j)] \quad (8)$$

Для розрахунку $A_i^{\text{сигн}}(h)$ залучаються висотні розподіли температур іонів $T_i(h)$ і електронів $T_e(h)$, концентрація електронів $N_e(h)$ та іонний склад $[N(\text{NN}^+)/N_e](h)$, де NN^+ — загальне позначення іонної складової. Заводові складові $A_j^{\text{зав}}(h)$ теж приймаються як функція висоти.

Висотні розподіли параметрів плазми можна отримати з реальних вимірювань, або з моделей іоносфери, наприклад IRI-2001. Для цього

їхні значення розраховуються для заданих геомагнітних або географічних координат згідно з вказаною датою. В результаті, залучаючи ще й інформацію про значення константи R радіолокатора [11], яка для конкретної радіолокаційної системи і дати вимірювань пов'язана з потужністю радіопередавача, ефективною поверхнею антени, чутливістю радіоприймального пристрою тощо, можна залучити для модельного сигналу реальну зміну вздовж висоти відношення сигнал/завада на вході антени.

МОДЕЛЮВАННЯ НР-СИГНАЛУ З УРАХУВАННЯМ ДИНАМІКИ ІОНОСФЕРНОЇ ПЛАЗМИ

Розглянемо ще один варіант моделювання [5], який дозволяє синтезувати сигнал, подібний до НР-сигналу, але вже з урахуванням динаміки іоносферної плазми. В цьому варіанті синтезу поставлено мету задати зсув СГП НР-сигналу, який виникає в результаті колективного руху (дрейфу) електронів та іонів, а також мати змогу вводити асиметрію СГП, імітуючи появу струму в плазмі.

Відомо, що коли електрони з іонами вздовж променя радіолокатора рухаються в плазмі як одне ціле зі швидкістю $V_D(h)$, СГП прийнятого сигналу набуває зсуву на величину частоти Доплера f_D :

$$f_D(h) = \frac{2f_0}{c} V_D(h), \quad (9)$$

де f_0 — частота випромінювання радіолокатора, c — швидкість світла. Якщо ж у плазмі електрони рухаються незалежно від іонів зі швидкістю $V_e(h)$, то виникає струм, який при проекції на промінь радіолокатора має значення [2]

$$j(h) = e \cdot N_e(h) \cdot [V_D(h) - V_e(h)], \quad (10)$$

де e — заряд електрона.

СГП розсіяного сигналу при цьому відносно кожного висотного інтервалу набуває асиметрії, тобто в ньому починають різнитися ліва і права частини по відношенню до центральної частоти f_0 . Ця розбіжність росте зі збільшенням відносної швидкості електронів, яку характеризує величина $V_e(h)/\bar{V}_e(h) = 0, 0.1, 0.2, \dots$, де $\bar{V}_e(h) = \sqrt{2KT_e(h)/m_e}$ — середня теплова швидкість електронів, K — постійна Больцмана, m_e — маса електрона.

У роботі [11] приведено складні вирази, які демонструють, як величина $V_e(h)/\bar{V}_e(h)$ впливає на асиметрію форми СГП НР-сигналу. Якщо поставити за мету створення спрощеного алгоритму, що забезпечує синтез контрольного сигналу з допустимою похибкою моделювання, можна використати підібрані експериментальним шляхом модульовальні множники. Наприклад, один із них має вигляд $B_i(h) = 1 + \frac{10i}{N} \cdot \frac{V_e(h)}{\bar{V}_e(h)} \cdot \sin\left(\pi \frac{2i - N}{N}\right)$

[5], задача якого в тому, щоб одночасно з обчисленням амплітуд гармонік симетрично відносно центра СГП «піднімати» її праву частину та «опускати» ліву у відповідності до відносної швидкості електронів $V_e(h)/\bar{V}_e(h)$ (ефект, приведений у роботі [11]).

Остаточна формула, що, як показала практика моделювання, з достатнім ступенем достовірності відображує динаміку іоносферної плазми, набуває вигляду

$$S^{\text{сигн}}(t, h) = \sum_{i=1}^N B_i(h) A_i^{\text{сигн}}(h) \sin \{2\pi [f_i + f_D(h)]t + \theta_i\}. \quad (11)$$

РЕЗУЛЬТАТИ МОДЕЛЮВАННЯ

На рис. 1 показано висотний розподіл в іоносфері кінетичних температур T_i та T_e , електронної концентрації N_e та відносного вмісту основних іонів — кисню O^+ , водню H^+ , гелію He^+ і важких іонів M^+ . Ці параметри представляють собою результат аналізу [8] експериментальних даних, а саме — статистичних характеристик сигналу розсіяння у вигляді його кореляційних функцій $r(\tau)$ та відповідного цим значенням СГП НР-сигналу $W(f)$, одержаних 28 травня 2003 р. о 12:00 за київським часом за допомогою радіолокатора НР обсерваторії Інституту іоносфери (м. Харків) [10], у складі якого є антена діаметром 100 м, орієнтована вертикально.

Для подальшого моделювання сигналу НР з використанням цих даних було взято параметри іоносферної плазми з висоти $h = 511$ км: $T_i = 1050$ К, $T_e = 2400$ К, $q = 2.05$ і $N(O^+)/N_e = 100$ %. За цими даними шляхом розв'язання прямої радіофізичної задачі було отримано відповідну

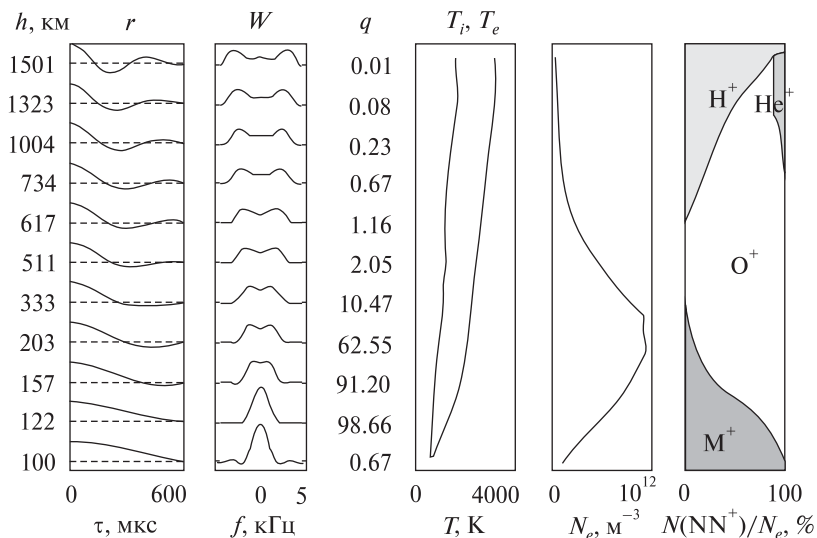


Рис. 1. Висотний розподіл статистичних характеристик сигналу НР та відповідних їм іоносферних параметрів

СГП НР-сигналу. На базі цієї СГП згідно з (2) були розраховані значення амплітуд НР-сигналу $A_i^{\text{сигн}}$. У відповідності до (7), вважаючи заваду білим шумом (що виконується в умовах даного експерименту), обчислено регульовальний коефіцієнт k . За формулою (8) отримано миттєві значення суми НР-сигналу та завади $S^{\text{сигн+зав}}$.

Для оцінювання достовірності результатів, які дає запропонований спосіб моделювання, було проведено порівняння СГП змодельованої суми НР-сигналу та завади $W^{\text{сигн+зав}}$ (СГП була обчислена за допомогою спектрального аналізу функції $S^{\text{сигн+зав}}(t)$) з сумою СГП НР-сигналу $W^{\text{сигн}}$, отриманого за результатами розв'язання прямої радіофізичної задачі, та СГП білого шуму $W^{\text{зав}}$ (інтенсивність спектральних складових якого підібрана таким чином, щоб задовольняти задане значення відношення сигнал/завада q). Функції $W^{\text{сигн+зав}}$, $W^{\text{сигн}}$ та $W^{\text{зав}}$ показано на рис. 2. Видно, що сума залежностей для $W^{\text{сигн}}$ та $W^{\text{зав}}$ добре узгоджується із залежністю для $W^{\text{сигн+зав}}$.

Очевидно, що застосування алгоритму (2), (7), (8) для будь-якої іншої висоти h дозволяє моделювати висотний розподіл НР-сигналу.

Наступне моделювання сигналу НР було проведено для значень іоносферних параметрів на висоті $h = 203$ км, тобто $T_i = 930$ К, $T_e = 1900$ К, $q = 62.55$ і $N(M^+)/N_e = 5\%$, $N(O^+)/N_e = 95\%$. При цьому додатково імітувався випадок наявності доплерівської добавки $f_D = 0.1$ кГц та струму

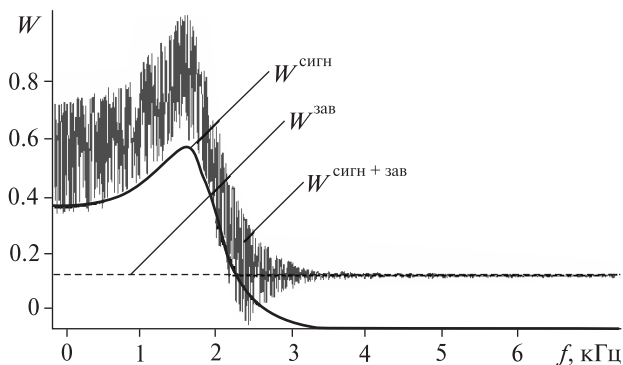


Рис. 2. Результати моделювання НР-сигналу за наявності завадових складових

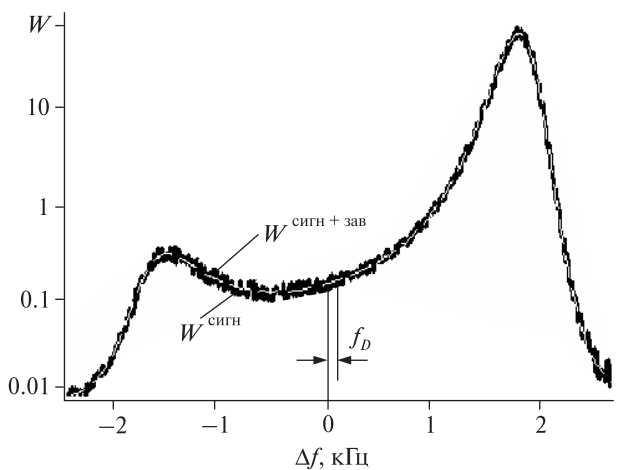


Рис. 3. Результати моделювання НР-сигналу з урахуванням динаміки іоносферної плазми

у плазмі, який відповідає $V_e(h)/\overline{V_e(h)} = 0.4$. За допомогою методики (11) було отримано миттєві значення вибірки змодельованого сигналу $S^{\text{сигн+зав}}$. Перевірка результатів моделювання показала добре узгодження форм теоретичної та експериментальної СГП НР-сигналу (рис. 3).

ВИСНОВКИ

Розглянуто реалізацію ряду способів формування НР-сигналу з заданою формою СГП, який призначено для контрольної перевірки правильності функціонування апаратури обробки радіолокаторів НР. При синтезі такого сигналу враховуються такі особливості обробки прийнятого сигналу.

1. Наявність завод з різною формою СГП під час прийому НР-сигналу.

2. Зміну характеру НР-сигналу та завади вздовж радіолокаційної розгортки дальності.

3. Динаміку плазми, а саме колективний рух заряджених частинок та струм у плазмі.

1. Богомаз А. В. Моделирование случайного сигнала с заданной спектральной плотностью мощности // Вестник НТУ «ХПИ»: Автоматика и приборостроение. — 2009. — № 23. — С. 29—32.
2. Брюнелли Б. Е., Намгаладзе А. А. Физика ионосферы. — М.: Наука, 1988. — 521 с.
3. Декларацийний патент України на корисну модель UA № 42311. Спосіб імітації суміші шумоподібного сигналу та завади із заданими спектрами / В. О. Пуляев, О. В. Богомаз, Д. В. Котов. — 2009. — Бюл. № 12.
4. Декларацийний патент України на корисну модель UA № 45547. Спосіб імітації висотного розподілу сигналу некогерентного розсіяння та завади / О. В. Богомаз. — 2009. — Бюл. № 21.
5. Декларацийний патент України на корисну модель UA № 58665. Спосіб імітації сигналу некогерентного розсіяння згідно до стану та динаміки іоносферної

плазми / В. О. Пуляев, А. Є. Мірошніков, Л. Я. Ємельянов и др. — 2011. — Бюл. № 8.

6. Лысенко В. Н. Синтез модели НР-сигнала // Вестник ХПИ: Исследование ионосферы методом НР. — 1987. — № 248, вып. 5. — С. 21—22.
7. Лысенко В. Н., Капустян А. А., Бруско А. В. Имитация НР-сигнала // Вестник ХПИ: Исследование ионосферы методом НР. — 1986. — № 234, вып. 4. — С. 60—64.
8. Пуляев В. А., Дзюбанов Д. А., Домнин И. Ф. Определение параметров ионосферы методом некогерентного рассеяния радиоволн. — Харьков: НТУ «ХПИ», 2011. — 240 с.
9. Пуляев В. А., Сокол Е. И., Богомаз А. В. и др. Особенности функционирования прямой задачи рассеяния при расчете параметров ионосферной плазмы // Радиотехника. — 2010. — № 160. — С. 280—285.
10. Рогожкин Е. В., Пуляев В. А., Лысенко В. Н. Зондирующие сигналы для исследования ионосферы методом некогерентного рассеяния. — Харьков: НТУ «ХПИ», 2008. — 256 с.
11. Эванс Дж. В. Теоретические и практические вопросы исследования ионосферы методом некогерентного рассеяния радиоволн // ТИИЭР. — 1969. — 57, № 4. — С. 139—175.

Надійшла до редакції 12.03.11

V. O. Puliaiev, O. V. Bohomaz

IMITATION OF INCOHERENT SCATTER SIGNALS WITH CONSIDERATION FOR ALTITUDINAL DISTRIBUTION OF IONOSPHERE PARAMETERS, PLASMA DYNAMICS AND NOISE COMPONENTS

Some methods for the synthesis of incoherent scattering signals which take into account several factors are described. These factors are the following: the altitudinal distribution of ionosphere parameters (temperature variation of ions and electrons, electron density, change in the relative composition of ions of different varieties), the ionosphere plasma dynamics (the movement of electrons and ions as a whole and with the creation of plasma currents), and the presence of noise during the operation of a radar station

УДК 533.95

В. А. Шувалов, С. Н. Кулагин, Г. С. Кочубей, Н. А. Токмак

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

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭФФЕКТОВ МГД-ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ТЕЛ С АТМОСФЕРОЙ ЗЕМЛИ В ПОТОКЕ РАЗРЕЖЕННОЙ ПЛАЗМЫ

Показано, що в гіперзвуковому потоці розрідженої плазми за умов МГД-наближення може реалізуватися часткове фізичне моделювання ефектів, які притаманні МГД-взаємодії (зниження конвективного теплового потоку та збільшення сили лобового опору) під час спуску тіл в атмосфері Землі.

ВВЕДЕНИЕ

Технологии создания компактных источников сильных магнитных полей (≥ 1 Тл) на основе сверхпроводящих материалов сделали идею МГД-управления летательными аппаратами вполне реальной. Появились проекты AJAX, OREX, “Mariach”, начался новый этап численных и экспериментальных исследований МГД-взаимодействия гиперзвуковых летательных аппаратов с атмосферой Земли [1–3, 19, 29–33, 38]. Экспериментальные исследования, посвященные проблеме взаимодействия «намагниченных» тел с атмосферой Земли, как правило, выполнены в ударных трубах и на специализированных газодинамических стендах с электродуговым или ВЧ-нагревом потока в условиях, близких либо имитирующих по параметрам газа движение спускаемых аппаратов, как правило, при сравнительно небольших значениях параметра МГД-взаимодействия — числа Стюарта $Q_B \leq 10$ [2, 19, 29, 32, 38] («намагниченное» тело — диэлектрическое тело с внутренним источником магнитного поля). Исследования аэродинамического (теплового и силового) взаимодействия намагниченных тел с высокоэнthalпийным потоком проводились в основном в импульсном режиме с длительностью регист-

рации в несколько миллисекунд. Такой режим экспериментальных исследований требует повышенного контроля точности определения параметров плазмы, а довольно узкий диапазон параметров генерируемого потока затрудняет проведение параметрического анализа, пригодного для сравнения с результатами различных численных экспериментов. Численные исследования для спускаемого модуля OREX свидетельствуют, что для тел с характерным размером $R_w \geq 1.0$ м на высотах 50–75 км реализуется режим МГД-взаимодействия с числами Стюарта $Q_B \gg 1$ [31]. Физическое моделирование в наземных условиях сильного МГД-взаимодействия «намагниченных» тел с характерным размером $R_w \geq 1.0$ м сопряжено с необходимостью реализации значений числа Стюарта $Q_B > 10$. При очевидных достоинствах ударных труб и специализированных МГД-стендов в части воспроизведения условий движения тел в атмосфере Земли к настоящему времени практически отсутствуют данные о результатах экспериментальных исследований влияния собственного магнитного поля на потоки тепла и силы, действующие на тело, для значений $Q_B > 10$.

Цель данной работы — показать, что частичное физическое моделирование МГД-взаимодействия спускаемого аппарата (СА) с атмосферой Земли в гиперзвуковом потоке разреженной плазмы позволяет выявить эффекты, характеризующие «слабое» ($Q_B \leq 10$) и «сильное» ($Q_B > 10$)

© В. А. ШУВАЛОВ, С. Н. КУЛАГИН, Г. С. КОЧУБЕЙ,
Н. А. ТОКМАК, 2011

взаимодействие «намагниченной» сферы для широкого диапазона чисел Стюарта.

ПАРАМЕТРЫ ПОТОКА И КРИТЕРИИ ПОДОБИЯ

При входе в плотные слои атмосферы Земли за ударной волной у поверхности затупленного тела, обтекаемого гиперзвуковым потоком нейтрального воздуха, образуется плазма. Собственное магнитное поле тела взаимодействует с частично ионизованным газом за ударной волной.

В данной работе при исследовании взаимодействия в системе «намагниченное» тело — плазма в вакуумной камере стенда Института технической механики для рабочего давления 0.07 Н/м^2 реализованы следующие параметры набегающего потока частично ионизованного атомарно-молекулярного азота: концентрация ионов $N_i \approx 10^{16} \text{ м}^{-3}$, скорость направленного движения ионов $U_i = 10.5 \text{ км/с}$, степень диссоциации ионного компонента плазмы $\xi_{di} \approx 0.6$, средняя масса ионов $m_i = 19.6$, температура ионов $T_i \approx 7000 \text{ К}$, температура электронов $T_e \approx 35000 \text{ К}$, температура нейтральных частиц $T_n \approx 2000 \text{ К}$, концентрация нейтралов $N_n \approx 2.5 \cdot 10^{18} \text{ м}^{-3}$, средняя скорость направленного движения нейтральных частиц $U_n = 600 \text{ м/с}$, степень ионизации плазмы $\varepsilon_i \approx 0.01$, проводимость плазмы $\sigma \approx 280 \text{ Ом}^{-1}\text{м}^{-1}$,

индукция внешнего магнитного поля в рабочем сечении струи $B_\infty = 1 \text{ мТл}$, диаметр ядра струи — области с равномерным (линейным) распределением скорости направленного движения, концентрации ионов и индукции внешнего магнитного поля — составляет 27 см .

Для тела с характерным диаметром $2R_W \approx 10.5 \text{ см}$ (сфера, поперечный цилиндр, диск) в потоке разреженной плазмы на стенде выполняются условия МГД-приближения [15, 18]:

1) $\tau_{R_{n,i}} \gg v_{em}^{-1}$, где $\tau_{R_{n,i}} = 2R_W/U_{n,i}$ — временной масштаб макроскопических изменений ($\tau_{R_n} \approx 170 \text{ мкс}$, $\tau_{R_i} \approx 10 \text{ мкс}$, $v_{em} = v_{ei} + v_{en}$ — средняя частота соударений электронов с ионами и нейтралами плазмы ($v_{em} \approx 1 \text{ мкс}$);

2) $\tau_{R_i} \gg \omega_{ep}^{-1}$, где ω_{ep} — плазменная частота ($\omega_{ep}^{-1} \approx 10^{-10} \text{ с}$);

3) $\tau_{R_i} \gg v_{em}/\omega_{ep}^2$.

Для сравнения в табл. 1 приведены значения основных кинетических параметров потоков разреженной плазмы на стенде и за ударной волной у поверхности спускаемого модуля OREX на высотах $h \approx 60 \text{ км}$ и 75 км . При оценках использовались данные из работ [30, 31]. Для спускаемого модуля OREX ($R_W^{(A)} = 1.35 \text{ м}$ — радиус сферической части) при обтекании потоком разреженной плазмы за ударной волной также реализуются условия МГД-приближения.

Таблица 1. Параметры потока разреженной плазмы на стенде и СА OREX

	$T_n, \text{ К}$	$T_i, \text{ К}$	$m_i, \text{ а. е. м.}$	ξ_{di}	$U_n, \text{ м/с}$	$\sigma, \text{ Ом}^{-1}\text{м}^{-1}$	$V_i, \text{ м/с}$	ε_i
Стенд	2000	7000	19.6	0.6	600	280	10500	0.01
СА OREX, $h \approx 60 \text{ км}$	5500	5500	21.0	0.6	410	115	410	0.001
СА OREX, $h \approx 75 \text{ км}$	5200	5200	20.5	0.6	380	770	380	0.01

Таблица 2. Критерии подобия для взаимодействия в системе «намагниченное тело — плазма»

	Pr_n	Pr_i	M_n	M_i	γ_i	Re_m	ω_{eB}/v_{em}	Q_B	M_{A_∞}	Kn_{nn}	Kn_{ii}	Re_n
Стенд	0.69	0.67	0.55	5.6	1.1	0.18	$100 \gg 1$	10—1000	$0.2 \ll 1$	16	2.3	0.04
СА OREX, $h \approx 60 \text{ км}$	0.68	0.68	0.25	0.25	1.2	0.08	$10-15 \gg 1$	20.5	$0.1 \ll 1$	$1.2 \cdot 10^{-5}$	$1.7 \cdot 10^{-4}$	$1.8 \cdot 10^4$
СА OREX, $h \approx 75 \text{ км}$	0.70	0.70	0.24	0.24	1.2	0.37	$10 \gg 1$	740	$0.04 \ll 1$	$4.9 \cdot 10^{-5}$	$13 \cdot 10^{-3}$	$3.2 \cdot 10^3$

Примечание: M_{A_∞} — число Альвена в невозмущенном магнитным полем тела потоке плазмы, Kn — число Кнудсена; ω_{eB}/v_{em} — параметр Холла.

Приведенным значениям кинетических параметров разреженной плазмы соответствуют значения критериев подобия, характеризующих взаимодействие в системе «намагниченное тело — плазма». При значениях собственного магнитного поля тела $0.001 \leq B_W^{(M)} \leq 0.1$ Тл с характерным размером $R_W^{(M)} \approx 5.25$ см для потока разреженной плазмы на стенде и для СА OREX ($B_W^{(A)} \leq 0.5$ Тл, $R_W^{(A)} \approx 1.35$ м; индекс «М» — модели, «А» — аппарат) значения основных критериев подобия приведены в табл. 2. При вычислении критериев подобия (чисел Прандтля Pr, Рейнольдса Re, Маха М) и отношения γ удельных теплоемкостей использовались данные [7, 14, 17] о коэффициентах динамической вязкости и теплопроводности.

При вычислении чисел Рейнольдса Re_n для нейтральных частиц и магнитного числа Re_m за ударной волной использовались соотношения $Re_{n2} \approx \rho_2 U_2 R_W / \eta_2$ в потоке на стенде и $Re_{m2} \approx \mu_2 \sigma_2 U_2 R_W$ за ударной волной у поверхности СА (индекс «2» соответствует значениям параметров плазмы за ударной волной, η — коэффициент динамической вязкости, μ — магнитная проницаемость среды, ρ — плотность среды). В отсутствие собственного магнитного поля тела в потоке разреженной плазмы на стенде при $B_\infty^{(M)} \approx 1$ мТл и в атмосфере Земли при $B_\infty^{(A)} \approx 0.03$ мТл для отношений характерного размера тела R_W к тепловым ларморовским радиусам ионов $r_{i\infty}$ и электронов $r_{e\infty}$ получены следующие значения:

- на стенде $R_W^{(M)} / r_{i\infty} \approx 0.1 \ll 1$; $R_W^{(M)} / r_{e\infty} \approx 9.0 \gg 1$;

- за ударной волной СА OREX $R_W^{(A)} / r_{i\infty} \approx 0.095 \ll 1$; $R_W^{(A)} / r_{e\infty} \approx 17.8 \gg 1$.

При обтекании затупленного ненамагниченного тела за ударной волной для СА в атмосфере Земли вблизи критической точки реализуется режим дозвукового обтекания столкновительной плазмой, для моделей на стенде — режим бесстолкновительного обтекания ионами и нейтралами потока разреженной плазмы.

По данным табл. 1, 2 расхождение определяется в основном различием значений чисел Рейнольдса Re, Кнудсена Kn и Маха М для ионов и нейтралов плазмы в потоке на стенде и за ударной волной у поверхности СА.

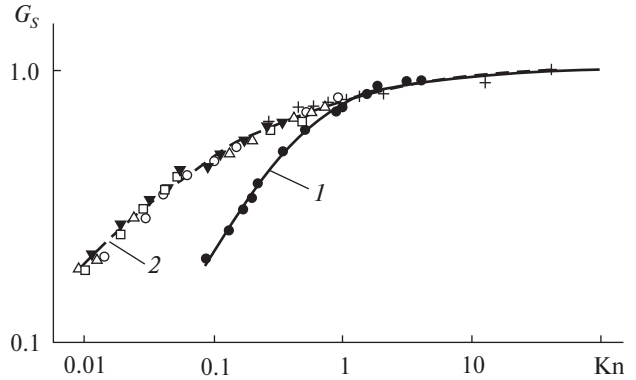


Рис. 1. Зависимость функции $G_s = q_w^{(tr)} / q_w^{(FM)}$ от числа Кнудсена Kn для сферы: точки — данные [13] при $M_n = 0$, кривая 1 — аппроксимация (3) авторов при $0 \leq M_n \leq 0.7$ для «тепловых» и дозвуковых потоков, треугольники — данные [36], темные треугольники — результаты измерений [12] в сверхзвуковом потоке воздуха при $2 \leq M_n \leq 6$, квадраты — данные [13] для воздуха при $2 \leq M_n \leq 8$, крестики — данные [9], кружки — данные [37] для $M_n \approx 6.5$, кривая 2 — аппроксимация (4) авторов для сверхзвуковых потоков

Для теплообмена затупленного тела с плоским торцом, сферы или поперечного цилиндра в потоке разреженного нейтрального газа связь между режимами свободномолекулярного и континуумного обтекания может быть представлена зависимостью [13, 36, 39]

$$St_{cont} = St_{FM} g(Kn_n, M_n), \quad (1)$$

где St — число Стантона, а индексы «cont» и «FM» соответствуют режимам континуумного и свободномолекулярного обтекания. Из выражения (1) следует

$$q_w^{(cont)} = q_w^{(FM)} g(Kn_n, M_n) = q_w^{(FM)} \left(\frac{G}{1-G} \right). \quad (2)$$

Здесь q_w — поток тепла на поверхность тела; $G = q_w^{(tr)} / q_w^{(FM)}$, индекс «tr» соответствует переходному режиму обтекания.

Для сферы зависимость $G_s(Kn_n, M_n) = q_w^{(tr)} / q_w^{(FM)}$ иллюстрирует рис. 1. Кривая 1 — аппроксимация авторов

$$\frac{q_w^{(tr)}}{q_w^{(FM)}} = \left[1 + \frac{\gamma(2-\gamma)}{(\gamma+1)Kn_n} \right]^{-1} \quad (3)$$

при $0 \leq M_n \leq 0.7$ для «тепловых» и дозвуковых потоков; кривая 2 — аппроксимация авторов для сверхзвуковых потоков

$$\frac{q_W^{(tr)}}{q_W^{(FM)}} = \left[1 + \frac{\gamma(2-\gamma)}{(\gamma+1)\sqrt{Kn_n}} \right]^{-1}. \quad (4)$$

Поток тепла на поверхность сферы при сверхзвуковом обтекании в свободномолекулярном режиме определен в работе [8]:

$$q_W^{(FM)} = \frac{\alpha_n p_n V_n A_p}{4} \left[f_1(M_n) - \frac{T_W}{T_n} f_2(M_n) \right], \quad (5)$$

где α_n — коэффициент аккомодации нейтральных частиц на поверхности тела, $p_n = N_n k T_n$ — статическое давление, k — постоянная Больцмана, $V_n = \sqrt{2kT_n/m_n}$ — средняя тепловая скорость нейтральных частиц, m_n — масса нейтралов, A_p — площадь поверхности, T_W — температура тела, f_1, f_2 — функции чисел Маха.

Для поперечного цилиндра зависимости $G_C = \frac{q_W^{(tr)}}{q_W^{(FM)}}$ при «тепловых» и дозвуковых скоростях $0 \leq M_n \leq 0.7$ и в сверхзвуковых потоках G_C ($1.3 \leq M_n \leq 5.8$) приведены в работе [26]. При этом для поперечного цилиндра в свободномолекулярном потоке [20]

$$q_W^{(FM)} = \frac{\alpha_n p_n V_n A_p}{2\pi^{3/2}} \left[\psi_1(M_n) - \frac{T_W}{T_n} \psi_2(M_n) \right],$$

где ψ_1, ψ_2 — функции чисел Маха. Аналогичные зависимости для плоского торца, круглого диска, пластины приведены в работе [14].

В неподвижном газе (при «тепловых» скоростях) независимо от формы тела

$$q_W^{(FM)} = \frac{\alpha_n p_n V_n A_p}{4\sqrt{\pi}} \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left[1 - \frac{T_W}{T_n} \right]. \quad (6)$$

С появлением собственного магнитного поля изменяется температура поверхности тела T_W , что влечет за собой изменение потока тепла, переносимого нейтральными частицами разреженной плазмы. При дозвуковом обтекании «намагниченного» тела нейтральными частицами за ударной волной в атмосфере Земли и на стенде с учетом зависимости (2) следует

$$\Delta q_W^{(cont)} = (q_{0W}^{(cont)} - q_{BW}^{(cont)}) / q_{0W}^{(cont)} \approx \Delta q_W^{(FM)},$$

где индекс «0W» соответствует взаимодействию в отсутствие собственного магнитного поля ($B_W = 0$), а индекс «BW» — режиму при $B_W \neq 0$. Изменение конвективного теплового потока при континуумном обтекании «намагниченно-

го» тела $\Delta q_W^{(cont)}$ практически равно изменению конвективного теплового потока $\Delta q_W^{(FM)}$, переносимого нейтралами при свободномолекулярном обтекании.

Поверхность твердого тела, обтекаемого потоком разреженной плазмы, приобретает равновесный («плавающий») потенциал ϕ_W , величина которого определяется из условия $I_\Sigma = I_e + I_i = 0$, т. е. $I_e = I_i$ (I_Σ — суммарный ток на поверхность тела, $I_{e,i}$ — электронный и ионный токи).

Количество тепла, переданное твердому телу заряженными частицами, характеризуется процессами передачи кинетической энергии, нейтрализации и поглощения частиц на поверхности [6, 21]:

$$q_W \approx I_i (h_i + E_e + E_i + e |\phi_W|) / e = I_i W_\Sigma.$$

Здесь h_i — энергия ионизации газового иона, $E_{i,e}$ — кинетическая энергия ионов и электронов, ϕ_W — потенциал поверхности тела относительно потенциала плазмы, e — заряд электрона.

При континуумном обтекании «намагниченного» тела

$$q_{BW}^{(cont)} \approx I_{0i}^{(cont)} \xi_{(cont)}(B_W) W_{0\Sigma}^{(cont)} = q_{0W}^{(cont)} \xi_{(cont)}(B_W).$$

В свободномолекулярном потоке плазмы

$$q_{BW}^{(FM)} \approx I_{0i}^{(FM)} \xi_{(FM)}(B_W) W_{0\Sigma}^{(FM)} = q_{0W}^{(FM)} \xi_{(FM)}(B_W).$$

Функции $\xi_{(cont)}(B_W)$ и $\xi_{(FM)}(B_W)$ характеризуют влияние собственного магнитного поля на собиране ионного тока поверхностью тела. Следовательно,

$$\Delta q_W^{(cont)} = \left| \frac{q_{0W}^{(cont)} - q_{BW}^{(cont)}}{q_{0W}^{(cont)}} \right| = 1 - \xi_{(cont)}(B_W)$$

и

$$\Delta q_W^{(FM)} = 1 - \xi_{(FM)}(B_W).$$

В отсутствие собственного магнитного поля $\xi_{(cont)}(B_W = 0) \approx 1$ и $\xi_{(FM)}(B_W = 0) \approx 1$. Тогда изменение тепловых потоков на поверхность тела, обусловленное влиянием собственного магнитного поля при континуумном ($\Delta q_W^{(cont)}$) и свободномолекулярном ($\Delta q_W^{(FM)}$) обтекании пропорционально отношению

$$\Delta q_W^{(FM)} / \Delta q_W^{(cont)} = \left(\frac{1 - \xi_{(FM)}(B_W)}{1 - \xi_{(cont)}(B_W)} \right).$$

Так как на стенде и для СА OREX при $B_W = 0$ условия замагниченности плазмы по ионам и

электронам практически идентичны, то значения функции $\xi(B_W)$, если следовать оценкам [5, 11], определяются параметром R_W/r_i для $B_W \neq 0$. При равенстве массы и тепловой энергии ионов плазмы на стенде и у поверхности СА OREX $B_W^{(A)} > B_W^{(M)}$ и $r_i^{(A)} < r_i^{(M)}$. Следовательно, при $B_W \neq 0$ $R_W^{(A)}/r_i^{(A)} \gg R_W^{(M)}/r_i^{(M)}$: степень замагниченности разреженной плазмы у поверхности СА OREX выше, чем на стенде, и по оценкам [5, 11] $\xi_{(cont)}^{(A)}(B_W) \leq \xi_{(FM)}(B_W)$. Другими словами, $\Delta q_W^{(cont)} \geq \Delta q_W^{(FM)}$.

Для коэффициентов сил лобового сопротивления c_x тел простой геометрической формы (сфера, поперечный цилиндр, диск) в работах [4, 10, 13, 22, 23, 34] установлено, что для широкого диапазона чисел Кнудсена (Рейнольдса) при дозвуковом и сверхзвуковом обтекании выполняется условие

$$c_x^{(cont)} = c_x^{(FM)} \zeta(\text{Kn}). \quad (7)$$

Сила давления потока разреженной плазмы F_x , действующая на поверхность диэлектрического тела при «плавающем» потенциале, определяется ионной и нейтральной составляющими, а также силой $F_{i\phi}$ кулоновского взаимодействия: $F_x = (F_i + F_{i\phi}) + F_n$, ($F_{i,n} \gg F_e$). При $R_W/\lambda_d \gg \gg 10$ (λ_d — дебаевский радиус в невозмущенной плазме) и «плавающем» потенциале на поверхности тела составляющая силы кулоновского воздействия $F_{i\phi} \ll F_{i,n}$, т. е. $F_x = F_i + F_n$. Таким образом, в потоке разреженной плазмы для «намагниченного» диэлектрического тела $\frac{c_x^{(FM)}}{c_{0x}^{(FM)}} = \frac{c_{Bxi}^{(FM)}}{c_{0x}^{(FM)}} + 1$, где $c_{0x}^{(FM)}$ — коэффициент лобового сопротивления при $B_W = 0$, $c_{Bxi}^{(FM)}$ — коэффициент лобового сопротивления, обусловленный ионной составляющей при $B_W \neq 0$.

В импульсных потоках плазмы, создаваемых в установках с электродуговым подогревом, в ударных трубах [2, 19, 29, 32, 38] при $R_W/\lambda_d \gg \gg 10$ сила давления потока также определяется суммарным воздействием ионного и нейтрального компонентов и для «намагниченных» диэлектрических тел

$$\left(\frac{c_x}{c_{0x}} \right)^{(cont)} = \frac{c_{Bxi}^{(cont)}}{c_{0x}^{(cont)}} + 1.$$

Наличие условия (7) позволяет предположить, что изменение коэффициента силы лобового сопротивления диэлектрического тела из-за влияния собственного магнитного поля в потоке разреженной плазмы $(c_x/c_{0x})^{(FM)}$ пропорционально либо равно изменению $(c_x/c_{0x})^{(cont)}$ при непрерывном обтекании.

ТЕХНИКА ЭКСПЕРИМЕНТА

Экспериментальные исследования динамического взаимодействия в системе «тело — плазма» проводились на плазмодинамическом стенде ИТМ. Схемы измерений и описание стенда приведено в [28]. Наличие безмасляной откачивающей системы производительностью около 100 м³/с и криопанелей, охлаждаемых жидким азотом (LN₂), позволяет реализовать в вакуумной камере стенда — цилиндре из немагнитной стали диаметром 1.2 м и длиной 3.5 м — статическое разрежение 10 мкН/м², а при натекании газа — давление 0.1—100 мН/м². В качестве источника сверхзвуковых потоков разреженной плазмы используется газоразрядный ускоритель с накаленным катодом, ионизацией рабочего тела электронным ударом при осцилляции электронов во внешнем магнитном поле. Ускоритель электрически изолирован от вакуумной камеры: установлен на внешней поверхности камеры, закреплен через диэлектрический патрубок с помощью диэлектрических креплений.

Для измерения и контроля параметров плазменных потоков служит система электрических зондов и зондов давления, СВЧ-интерферометры, работающие на частотах 5.45 и 9.8 ГГц и масс-спектрометр МХ-7303. Диагностические средства и исследуемые модели размещены на подвижных платформах верхнего и нижнего координатников с четырьмя степенями свободы каждый. Точность отсчета перемещений контролируется с помощью потенциометрических датчиков и составляет для линейных перемещений 0.5 мм, для угловых — 0.5°. Осевое и радиальное распределения концентрации заряженных частиц в плазменной струе приведены в [27].

ТЕПЛООБМЕН «НАМАГНИЧЕННОГО» ТЕЛА ПРИ ОСЕСИММЕТРИЧНОМ ОБТЕКАНИИ ПОТОКОМ РАЗРЕЖЕННОЙ ПЛАЗМЫ

В качестве исследуемого тела (модель 1) использовалась полусфера из фторопласта-4 диаметром 8.7 см с цилиндрической юбкой длиной 4.5 см. Поверхность полусферы дренирована термопарами. В полости модели на подвесе нижнего координатника, позволяющем менять ориентацию вектора индукции магнитного поля \mathbf{B}_w относи-

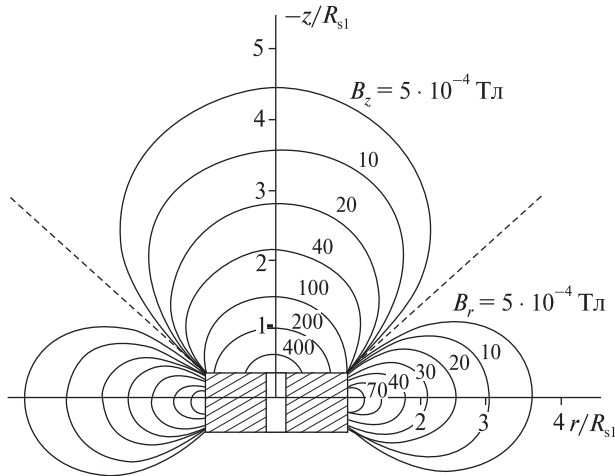


Рис. 2. Структура магнитного поля соленоида модели 1 (линии равной индукции осевой (\mathbf{B}_z) и радиальной (\mathbf{B}_r) составляющих), штриховая линия — сепаратриса

тельно вектора скорости набегающего потока плазмы \mathbf{U} , расположен соленоид длиной 3.2 см и радиусом $R_{s1} = 3.6$ см. Структура поля соленоида — линии равной индукции осевой (\mathbf{B}_z) и радиальной (\mathbf{B}_r) составляющих магнитного поля — показана на рис. 2. На расстоянии $-z \geq 3R_{s1}$ индукция магнитного поля спадает обратно пропорционально R_{s1}^3 .

В качестве второй модели использовалась диэлектрическая (фторопласт-4) дренированная термопарами сфера диаметром 10.5 см, в полости которой размещен соленоид радиусом $R_{s2} = 3$ см и длиной 6 см. При кратковременном пропускании тока силой до 10 А на торце диэлектрического цилиндра создавалось магнитное поле с индукцией до $B_w \approx 0.1$ Тл. Структура магнитного поля соленоида показана на рис. 3. Для измерения индукции магнитного поля на поверхности тела B_w , модуля и вектора магнитного момента P_m использовался магнитометр. Погрешность измерения P_m не превышала $10 \text{ мА} \cdot \text{м}^2$.

Для определения тепловых потоков и температуры поверхности тела термопары предварительно тарировались: снимались зависимости $T_w = T_w(q_w)$ и $T_w = T_w(E)$, где E — ЭДС термопары. Использовались два одинаковых calorиметрических зонда. Процедура тарировки приведена в работе [28]. Погрешность измерения темпе-

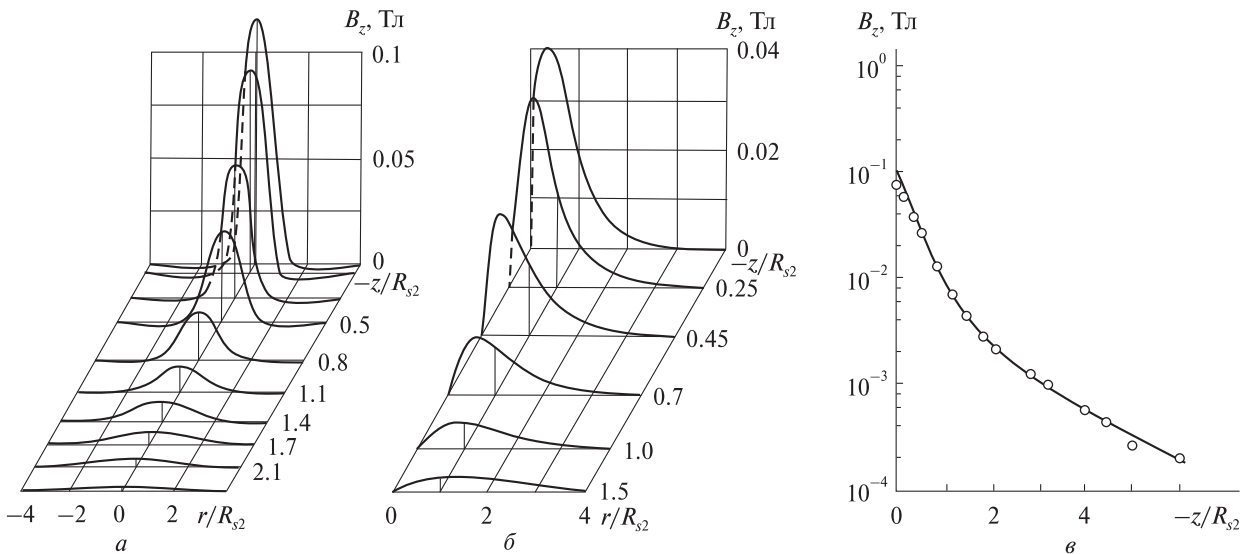


Рис. 3. Структура магнитного поля соленоида модели 2

ратуры T_W — не более 0.5° . Тепловой поток на поверхность сферы в струе разреженной плазмы равен $q_{0W}(B_W=0) = q_{0n} + q_{0k} - q_{0v} + q_p + q_c$, где q_{0n} — поток тепла, переносимый нейтральными частицами, $q_{0k} = q_{0i} + q_{0e}$ — конвективный тепловой поток, переносимый на поверхность тела ионами и электронами, $q_{0v} = \varepsilon_v \sigma_v T_{0W}^4$ — поток излучения Стефана — Больцмана, ε_v — постоянная Стефана — Больцмана, σ_v — постоянная Стефана — Больцмана, ε_v — излучательная способность поверхности тела, q_p — поток тепла от излучения плазмы; q_c — поток тепла, обусловленный излучением от накаливаемого катода источника плазмы. При $B_W \neq 0$ поток равен $q_{BW} = q_{Bn} + q_{Bk} - q_{Bv} + q_p + q_c + q_s$, где q_s — поток тепла от нагретого соленоида модели.

Составляющие потока тепла, обусловленные излучением от накаливаемого катода q_c и излучением плазмы q_p определялись калибровкой в вакууме и в струе разреженной плазмы. В отсутствие разряда оценивался вклад нейтрального потока, создаваемого натеканием рабочего газа при накаливаемом катодом. Значение q_s для каждой термопары получено также по результатам тарировки в вакууме. Поток тепла, переносимый нейтральными и заряженными частицами на поверхность сферы соответствует свободномолекулярному режиму. Для фторопласта-4 коэффициент accommodation нейтральных частиц $\alpha_n \approx 0.7$ [24], а излучательная способность поверхности $\varepsilon_v \approx 0.5$ [16]. При «плавающем» потенциале в лобовой точке на поверхности диэлектрической сферы $\Phi_W = e\varphi_W/kT_e \approx -3.5$ и температуре $T_{0W} \approx 402$ К в потоке разреженной плазмы оценки значений q_c , q_p , q_s и расчетные значения величин q_v и q_n позволяют выделить вклад заряженных частиц q_{0k} и q_{Bk} в суммарные потоки тепла на поверхности сферы q_{0W} и q_{BW} при $B_W = 0$ и $B_W \neq 0$ для каждой термопары.

Рис. 4 иллюстрирует уменьшение теплового потока $\Delta q_W = |q_{BW} - q_{0W}|/q_{0W}$ на поверхности «намагниченной» диэлектрической сферы при $\mathbf{B}_W \parallel \mathbf{U}$. Зависимость Δq_W от числа Стюарта Q_B для лобовой точки диэлектрической сферы приведена на рис. 5. Следует отметить, что за исключением измерений данной работы все приведенные значения и зависимости Δq_W соответствуют режиму сверхзвукового МГД-обтекания при

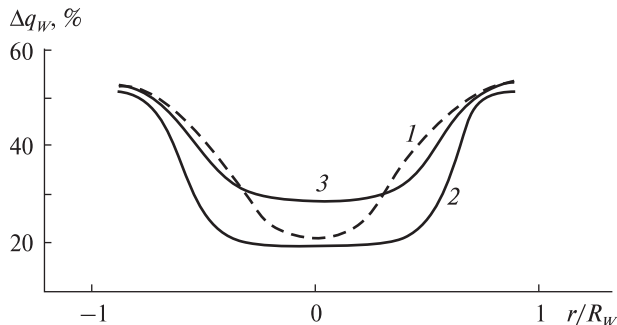


Рис. 4. Уменьшение величины теплового потока Δq_W на поверхности «намагниченной» диэлектрической сферы при $\mathbf{B}_W \parallel \mathbf{U}$: кривая 1 — измерения данной работы при $Q_B \approx 27$, кривая 2 — расчетные значения для сферической части спускаемого модуля OREX при $Q_B \approx 20.5$, $h = 60$ км [30], кривая 3 — расчетные значения для модуля OREX при $Q_B \approx 30.3$, $h = 75.3$ км [31]

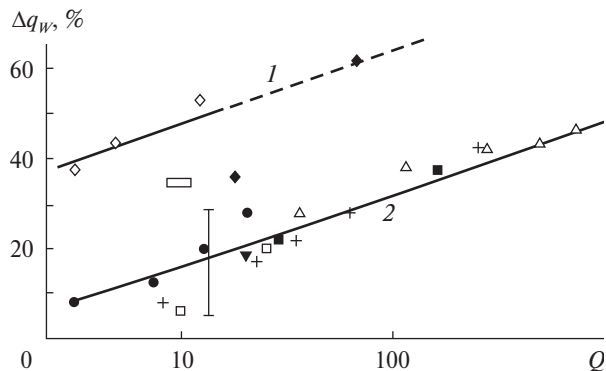


Рис. 5. Зависимость Δq_W от числа Стюарта Q_B в лобовой точке диэлектрической сферы: точки, светлые треугольники — расчетные значения в лобовой точке сферической части модуля OREX на высотах $h = 60$ км и $h = 75.3$ км соответственно [31], темный треугольник — расчет для $Q_B \approx 20.5$, $h = 60$ км, модуль OREX [30]; темные квадраты — измерения данной работы в лобовой точке сферы; прямые крестики — измерения авторов для полусферы с цилиндрической юбкой; прямоугольник — измерения [32] для полусферы с цилиндрической юбкой (при оценке Q_B принято $B_W \approx 0.5$ Тл [2]); вертикальные штрихи — расчетные значения из [33] для полусферы с цилиндрической юбкой (верхний предел — численное моделирование методом Монте-Карло, нижний — решение уравнений Навье — Стокса; $Kn_n \approx 0.05$), светлые ромбы — расчетные значения для лобовой точки сферической части затупленного конуса при гиперзвуковом МГД-обтекании (рис. 4 из [1]); темный ромб — расчетные значения (рис. 3 из [2]) для «умеренного» ($Q_B \approx 17$) и «сильного» ($Q_B \approx 70$) взаимодействия; светлые квадратики — расчетные и экспериментальные данные (таблицы из работы [2]) для сферы в аргоновой плазме при $B_W \approx 0.28$ Тл и $B_W \approx 0.25$ Тл

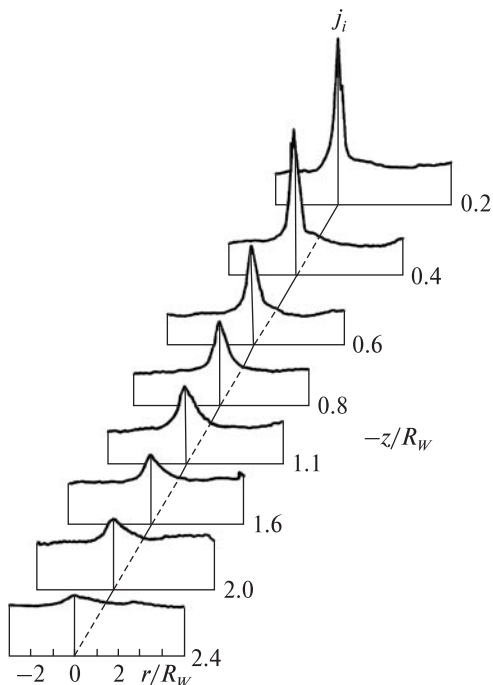


Рис. 6. Распределение плотности ионного тока у фронтальной поверхности диэлектрической «намагниченной» сферы при сверхзвуковом обтекании потоком разреженной плазмы для $Q_B \approx 27$

$Kn_n \leq 0.05$. Линии 1 и 2 рис. 5 ограничивают разброс измеренных и рассчитанных к настоящему времени значений $\Delta q_w = \Delta q_w(Q_B)$ для лобовой точки диэлектрической сферы. Приведенные на рис. 5 значения и зависимости $\Delta q_w(Q_B)$ по сути подтверждают наличие эффекта уменьшения теплового потока в лобовой точке и выполнение для теплообмена «намагниченного» осесимметричного тела в потоке разреженной плазмы соотношения $\Delta q_{FM} = f \cdot \Delta q_{cont}$, где $f \leq 1$ — коэффициент пропорциональности.

Распределение плотности ионного тока у фронтальной поверхности диэлектрической «намагниченной» сферы при сверхзвуковом обтекании потоком разреженной плазмы для $Q_B \approx 27$ иллюстрирует рис. 6. Картина обтекания диэлектрической «намагниченной» сферы в потоке разреженной плазмы на стенде ИТМ при $Q_B \approx 27$ и 165 показана на рис. 7 и свидетельствует о струйной структуре поля течения. Распределения плотности ионного тока $j_{i,max}(-z/R_w) / j_{i,min}(r = 4R_w)$ вдоль осевой линии,

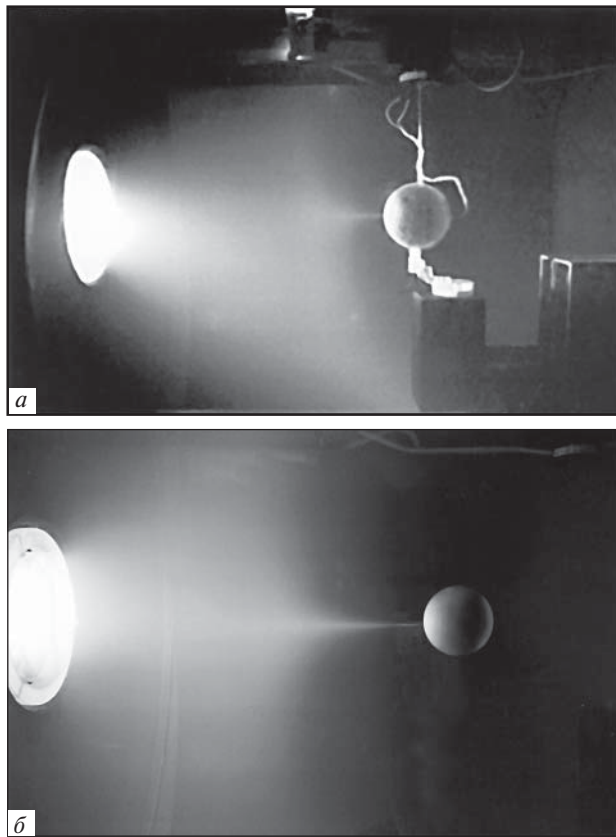


Рис. 7. Картина обтекания диэлектрической «намагниченной» сферы в потоке разреженной плазмы на стенде ИТМ: а — $Q_B \approx 27$, б — $Q_B \approx 165$

проходящей через лобовую точку сферы, при $Q_B \approx 27$ и 165 приведены на рис. 8 ($j_{i,min}$ — плотность ионного тока в том же сечении струи, что и $j_{i,max}$ на расстоянии $r = 4R_w$ от осевой линии). Граница области экранирования определяется из условия $j_{i,max} / j_{i,min} \approx 1$. При $Q_B \approx 27$ положение границы соответствует значению $-z/R_w \approx 2.6$; при $Q_B \approx 165$ — значению $-z/R_w \approx 6.5$ (отсчет от лобовой точки сферы).

С увеличением параметра Стюарта граница области экранирования в потоке разреженной плазмы отодвигается от поверхности тела. Тепловая нагрузка на тело уменьшается. Распределение теплового потока на поверхности «намагниченной» сферы в струе разреженной плазмы при $Q_B \approx 27$ показано на рис. 4. При $Q_B \approx 165$ теплонагрузка остается только область в окрестности лобовой точки сферы (рис. 7, б). Периферийная

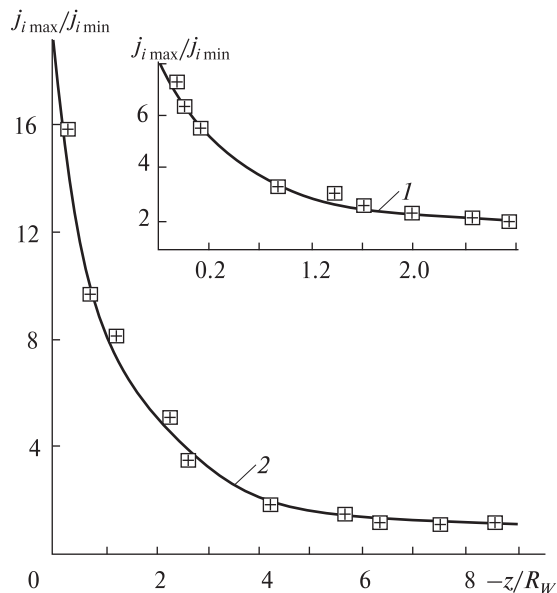


Рис. 8. Распределения плотности ионного тока $J_{i \max} / J_{i \min}$ на осевой линии, проходящей через лобовую точку сферы: кривая 1 — $Q_B \approx 27$, кривая 2 — $Q_B \approx 165$

поверхность сферы практически полностью экранирована от набегающего потока плазмы.

При непрерывном режиме обтекания следствием увеличения параметра Q_B является рост толщины ударного слоя (рис. 5 из работы [31]), торможение «намагниченного» тела и уменьшение тепловой нагрузки на его поверхность. В потоке разреженной плазмы при $\mathbf{V}_W \parallel \mathbf{U}$ собственное магнитное поле осесимметричного тела гидродинамизирует картину обтекания, формирует магнитный барьер — препятствие для заряженных частиц, их потоки и потоки тепла на поверхность тела уменьшаются.

ТОРМОЖЕНИЕ «НАМАГНИЧЕННОГО» ОСЕСИММЕТРИЧОГО ТЕЛА В ПОТОКЕ РАЗРЕЖЕННОЙ ПЛАЗМЫ

При исследовании силового взаимодействия «намагниченного» тела с потоком разреженной плазмы использовались несколько диэлектрических моделей, изготовленных из картона, покрытого пленкой фторопласта-4: сферы диаметром 8.7, 10.5 и 13 см, полусфера диаметром 8.7 см с цилиндрической юбкой длиной 4.5 см, а также затупленный конус с полууглом 22.5° , радиусом

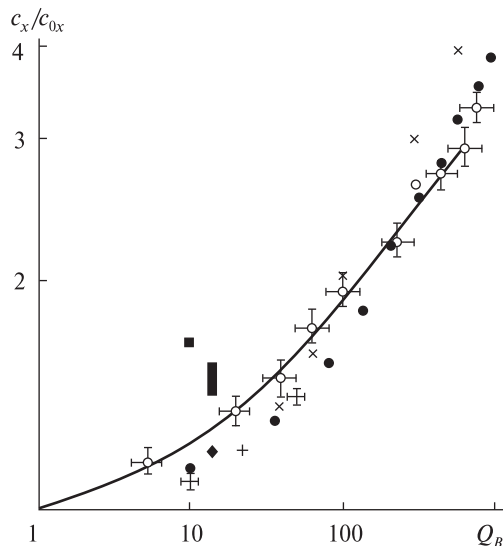


Рис. 9. Зависимости коэффициентов лобового сопротивления диэлектрических «намагниченных» тел от числа Стюарта при $\mathbf{V}_W \parallel \mathbf{U}$: точки — результаты вычислений $c_x / c_{0x} = 1 + c_{Bx} / c_{0x}$ для орбитального модуля OREX на высоте $h = 75.3$ км при скорости полета $U \approx 7.2$ км/с [31], прямые крестики — численные данные для полусферы с цилиндрической юбкой [40], косые крестики — расчеты для полусферы при $\rho_\infty / \rho_2 \approx 0.2$ [35], ромбик — экспериментальные данные [33], темный квадратик — расчеты для непроводящей сферы работы [3], вертикальный прямоугольник — расчетные значения для полусферы с цилиндрической юбкой из [33] (нижний предел — решение уравнений Навье — Стокса, верхний — дискретное моделирование методом Монте-Карло), кружки — результаты измерений данной работы, штрихи — предельные значения c_x / c_{0x} и Q_B для трех диэлектрических сфер и полусферы с цилиндрической юбкой

сом основания $R_W \approx 58.5$ см; затуплением в виде секущей сферы радиусом $r_W \approx 2.5$ см; и высотой модели $l_W \approx 10.5$ см. Источник магнитного поля расположен у основания конуса.

Для измерения силового давления потока на «намагниченные» диэлектрические модели применялись мировесы компенсационного типа с магнитоэлектрической системой управления. Схема микровесов и подробное описание измерений приведены в [25, 28].

На рис. 9 представлены зависимости измеренных и вычисленных значений коэффициентов лобового сопротивления диэлектрических «намагниченных» тел от числа Стюарта при $\mathbf{V}_W \parallel \mathbf{U}$. Рис. 10 иллюстрирует зависимость $c_x(Q_B) / c_{0x}$

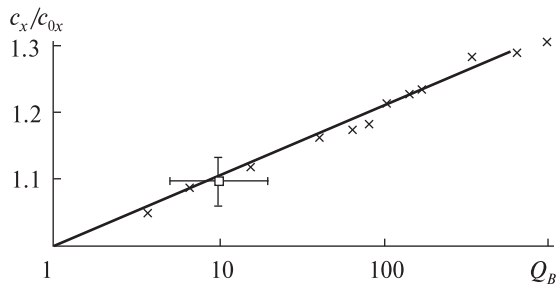


Рис. 10. Зависимость $c_x(Q_B)/c_{0x}$ для затупленного диэлектрического конуса при $\mathbf{V}_w \perp \mathbf{U}$: кресты — измерения данной работы, квадрат — измерения для диэлектрического «намагниченного» конуса с полууглом 22.5° и диаметром основания $2R_w \approx 6$ см при непрерывном обтекании в потоке плазмы аргона [29], штрихи — разброс значений параметра Q_B , обусловленный неоднородным распределением магнитного поля на поверхности конуса

для затупленного диэлектрического конуса при $\mathbf{V}_w \perp \mathbf{U}$. При $\mathbf{V}_w \parallel \mathbf{U}$ для затупленного конуса зависимость $c_x(Q_B)/c_{0x}$ аналогична приведенной на рис. 9. Видно, что в гиперзвуковом потоке разреженной плазмы при выполнении условий МГД-приближения для случая $\mathbf{V}_w \parallel \mathbf{U}$ реализуется эффект торможения «намагниченного» диэлектрического тела, а измеренные значения $c_x(Q_B)/c_{0x}$ согласуются с результатами численных и экспериментальных исследований, выполненных для условий, близких к режиму взаимодействия СА с атмосферой Земли на высотах 50–75 км.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Показано, что в гиперзвуковом потоке разреженной плазмы в рамках бесстолкновительной магнитной газовой динамики при выполнении условий МГД-приближения возможно частичное физическое моделирование эффектов, характеризующих взаимодействие «намагниченного» СА (уменьшение величины конвективного теплового потока и увеличение силы лобового сопротивления) с атмосферой Земли на высотах 50–75 км.

Установлено, что уменьшение теплового потока в лобовой точке «намагниченного» тела при осесимметричном обтекании потоком разреженной плазмы пропорционально изменению q_w при непрерывном обтекании.

Подтверждено, что в потоке разреженной плазмы реализуется эффект торможения «намагниченного» диэлектрического тела, а изменение коэффициента лобового сопротивления $c_x^{(FM)}/c_{0x}^{(FM)}$ пропорционально значениям величины c_x^{cont}/c_{0x}^{cont} , вычисленным и измеренным при непрерывном обтекании.

1. Битюрин В. А., Бочаров А. Н. Магнитогидродинамическое взаимодействие при обтекании затупленного тела гиперзвуковым воздушным потоком // Изв. РАН. Мех. жидкости и газа. — 2006. — № 5. — С. 188–203.
2. Битюрин В. А., Бочаров А. Н. О наземных МГД-экспериментах в гиперзвуковых потоках // Теплофиз. высокие температур. — 2010. — 48, № 6. — С. 916–923.
3. Битюрин В. А., Ватажин А. Б., Гусков О. В., Коченов В. И. Обтекание головной сферической части тела гиперзвуковым потоком при наличии магнитного поля // Изв. РАН. Мех. жидкости и газа. — 2004. — № 4. — С. 169–179.
4. Блик Е. Ф. Аэродинамические коэффициенты при течении со скольжением и переходном режиме // Ракетная техника и космонавтика. — 1963. — 1, № 11. — С. 246–248.
5. Бойд Р. Зонды Ленгмюра на космическом корабле // Методы исследования плазмы / Под ред. В. М. Лохте-Хольтгревена. — М.: Мир, 1971. — С. 506–538.
6. Грановский В. Л. Электрический ток в газе. — М.: Гостехиздат, 1952. — 430 с.
7. Дресвин С. В., Донской А. В., Гольдфарб В. М., Клубникин В. С. Физика и техника низкотемпературной плазмы. — М.: Атомиздат, 1971. — 436 с.
8. Зауэр Ф. Теплопередача конвекцией у сферы в свободномолекулярном течении // Механика. — 1952. — № 1. — С. 14–16.
9. Калихман Л. Е. Аэродинамика разреженного газа. — М.: ГОНТИ, 1961. — 187 с.
10. Кинслоу М., Поттер Дж. Л. Сопротивление сфер в разреженном гиперзвуковом потоке // Ракетная техника и космонавтика. — 1963. — 1, № 11. — С. 3–11.
11. Козлов О. В. Электрический зонд в плазме. — М.: Мир, 1969. — 291 с.
12. Кошмаров Ю. А., Горская Н. М. Теплообмен и равновесная температура шара в сверхзвуковом потоке разреженного газа // Изв. АН СССР. Мех. жидкости и газа. — 1966. — № 4. — С. 175–177.
13. Кошмаров Ю. А., Рыжов Ю. А. Прикладная динамика разреженного газа. — М.: Машиностроение. — 1977. — 184 с.
14. Краснов Н. Ф. Аэродинамика. — М.: Высш. шк., 1971. — 632 с.
15. Митчнер М., Кругер И. Частично ионизованные газы. — М.: Мир, 1976. — 496 с.

16. Новицкий Л. А., Степанов Б. М. Оптические свойства материалов при низких температурах. — М.: Машиностроение, 1980. — 224 с.
17. Райзер Ю. П. Физика газового разряда. — М.: Наука, 1987. — 592 с.
18. Саттон Дж., Шерман А. Основы технической магнитной газодинамики. — М.: Мир, 1968. — 492 с.
19. Сахаров В. А., Менде Н. П., Бокашев С. В., Van Wie D. М. Магнитогазодинамическое управление сверхзвуковым обтеканием тела // Письма в ЖТФ. — 2006. — 32, № 14. — С. 40—45.
20. Столдер Дж., Гудвин Г., Кригер М. Сравнение теории и эксперимента для высокоскоростного свободномолекулярного потока // Механика. — 1954. — № 3. — С. 74—85.
21. Толбот Л. Теория зонда Ленгмюра в критической точке // Механика. — 1961. — № 5. — С. 75—87.
22. Филинс В. М., Култау А. Р. Переходный режим сопротивления сферы вблизи предельного значения, соответствующего свободномолекулярному обтеканию // Ракетная техника и космонавтика. — 1971. — 9, № 7. — С. 277—278.
23. Хаджимихалис К., Брандин К. Влияние температуры стенки на сопротивление сферы в гиперзвуковом потоке разреженного газа // Динамика разреженных газов / Под ред. В. П. Шидловского. — М.: Мир, 1976. — С. 274—282.
24. Шувалов В. А. О передаче импульса и энергии газовых ионов электропроводящей поверхности, частично покрытой тонким слоем диэлектрика // Прикл. мех. и техн. физика. — 1986. — № 4. — С. 17—25.
25. Шувалов В. А., Бандель К. А., Приймак А. И., Кочубей Г. С. Магнитогазодинамическое торможение «намагниченных» планет в потоке плазмы солнечного ветра // Космічна наука і технологія. — 2009. — 15, № 6. — С. 3—13.
26. Шувалов В. А., Кочубей Г. С., Лазученков Д. Н. Диагностика неравновесной столкновительной плазмы термоанемометрическим зондом // Теплофиз. высоких температур. — 2011. — 49, № 1. — С. 28—35.
27. Шувалов В. А., Кочубей Г. С., Приймак А. И. и др. Изменение свойств материалов солнечных батарей КА под воздействием атомарного кислорода // Космические исследования. — 2007. — 45, № 4. — С. 314—324.
28. Шувалов В. А., Приймак А. И., Бандель К. А. и др. Управление теплообменом и торможением «намагниченного» тела в потоке разреженной плазмы // Теплофиз. высоких температур. — 2011. — 49, № 3. — С. 343—351.
29. Cristofolini A., Borghi C. A., Neretti G., et al. Magnetohydrodynamics interaction over an axisymmetric body in a hypersonic flow // J. Spacecraft and Rockets. — 2008. — 45, N 3. — P. 438—444.
30. Fujino T., Sugita H., Mizuno M., et al. Influences of electrical conductivity of wall on magnetohydrodynamic control of aerodynamic heating // J. Spacecraft and Rockets. — 2006. — 43, N 1. — P. 63—70.
31. Fujino T., Yoshino T., Ishikawa M. Numerical analysis of reentry trajectory coupled with magnetohydrodynamic flow control // J. Spacecraft and Rockets. — 2008. — 45, N 5. — P. 911—920.
32. Gulhan A., Esser B., Koch U., et al. Experimental verification of heat-flux mitigation by electromagnetic fields in partially-ionized - Argon flows // J. Spacecraft and Rockets. — 2009. — 46, N 2. — P. 274—283.
33. Katsurayama H., Kawamura M., Matsuda A., Abe T. Kinetic and continuum simulations of electromagnetic control of a simulated reentry flow // J. Spacecraft and Rockets. — 2008. — 45, N 2. — P. 248—254.
34. Matting F. W. Approximate bridging relations in the transitional regime between continuum and free-molecule flow // J. Spacecraft and Rockets. — 1971. — 8, N 1. — P. 35—40.
35. Porter R. W., Cambell A. B. Hall effect in flight magnetogasdynamics // AIAA Journal. — 1967. — 5, N 12. — P. 2208—2215.
36. Probst R. F. Heat transfer in rarefied gas flow // Theory and Fundament. Res. Heat Transfer. — 1963. — N 4. — P. 33—60.
37. Riabon V. V. Heat transfer a hypersonic sphere with diffuse rarefied gas injection // J. Spacecraft and Rockets. — 2004. — 41, N 4. — P. 698—708.
38. Shang J. S., Kimmel R., Hayes J., et al. Hypersonic experimental facility for magnetoaerodynamic interactions // J. Spacecraft and Rockets. — 2005. — 42, N 5. — P. 780—789.
39. Sherman F. S. A survey of experimental results and methods for the transition regime of rarefied gas dynamics // Rarefied gas dynamics. — 1967. — 2, N 4. — P. 228—260.
40. Yoo C. Y., Porter B. W. Numerical analysis of the viscous hypersonic MHD blunt body problem // AIAA Journal. — 1973. — 11, N 3. — P. 383—384.

Надійшла до редакції 12.07.11

V. A. Shuvalov, S. N. Kulagin,
G. S. Kochubei, N. A. Tokmak

SIMULATION OF EFFECTS OF THE MHD-INTERACTION OF BODIES WITH THE EARTH'S ATMOSPHERE IN A RARIFIED PLASMA FLOW

We show that some partial physical simulation of effects of the MHD-interaction of re-entry spacecrafts with the Earth's atmosphere is possible for a hypersonic rarified plasma flow under MHD-approximation conditions. These effects are a decrease in a convective heat flow and increase in the drag force.

УДК 528.2:629.78

М. В. Ищенко, О. А. Хода

Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

РЕПРОЦЕССИНГ GPS-НАБЛЮДЕНИЙ, ВЫПОЛНЕННЫХ НА ПЕРМАНЕНТНЫХ СТАНЦИЯХ РЕГИОНАЛЬНОЙ СЕТИ, ДЛЯ GPS-НЕДЕЛЬ 1390—1399

Спостереження GPS-супутників на перманентних станціях, які розташовані на території України та Східної Європи, було оброблено за допомогою програмного забезпечення «Bernese GPS Software ver. 5.0» з використанням нових моделей та методик обробки, впроваджених IGS з GPS-тижня 1400. Визначені координати GPS-станцій для GPS-тижнів 1390—1399 порівнюються з координатами, отриманими в ході попередньої регулярної обробки цих даних.

В 1994 г. Международной геодезической ассоциацией была создана Международная ГНСС-служба (IGS). Главными задачами новой организации были проведение постоянных наблюдений GPS-спутников по единым стандартам и обеспечение пользователей точными эфемеридами ГНСС-спутников. С этого времени обработка ГНСС-наблюдений выполняется несколькими центрами анализа данных с использованием единых стандартов и методик с целью получения точных эфемерид ГНСС-спутников, коррекций к часам спутников, параметров вращения Земли и т. д. Финальное комбинированное решение получается путем объединения решений этих центров анализа ГНСС-данных. С течением времени используемые модели и методики обработки улучшались, что приводило к уменьшению погрешности получаемых продуктов. Так, на рис. 1 видно уменьшение погрешности оценки финальных эфемерид GPS-спутников, полученных в Центре анализа CODE.

Начиная с GPS-недели 1400 (5 ноября 2006 г.) IGS вводит новые модели и методики обработки. Во-первых, рекомендуется вместо относительных использовать абсолютные модели вариаций фазовых центров комбинаций антенна-купол; во-вторых, рекомендуется использовать мо-

дель океанической нагрузки FES2004 [5] вместо GOT00.2_PP. С этого же момента все продукты IGS, включая комбинированные точные эфемериды ГНСС-спутников, координаты и скорости перманентных ГНСС-станций, выражаются в системе координат IGS05 (IGS-реализация системы координат ITRF2005).

В 2008 г. IGS начала кампанию репроцессинга (переобработки) архивных наблюдений с использованием новых моделей и методик обработки. Целью этой кампании было получение согласующегося ряда продуктов для всего периода наблюдений, в том числе точных эфемерид GPS-спутников, в системе координат IGS05 [8].

В Центре анализа ГНСС-наблюдений Главной астрономической обсерватории Национальной академии наук Украины (ГАО НАН Украины) была выполнена регулярная обработка наблюдений спутников для GPS-недель 1236—1399 (14 сентября 2003 г. — 4 ноября 2006 г.) на 29 станциях, расположенных на территории Восточной Европы, 12 из которых — на территории Украины (рис. 2) [1]. Обработка была выполнена с помощью программного комплекса «Bernese GPS Software ver. 4.2» [2] согласно требованиям Европейской перманентной ГНСС-сети (EPN), действующим до GPS-недели 1400. В результате выполненной обработки были получены координаты GPS-станций в системе отсчета IGS00b

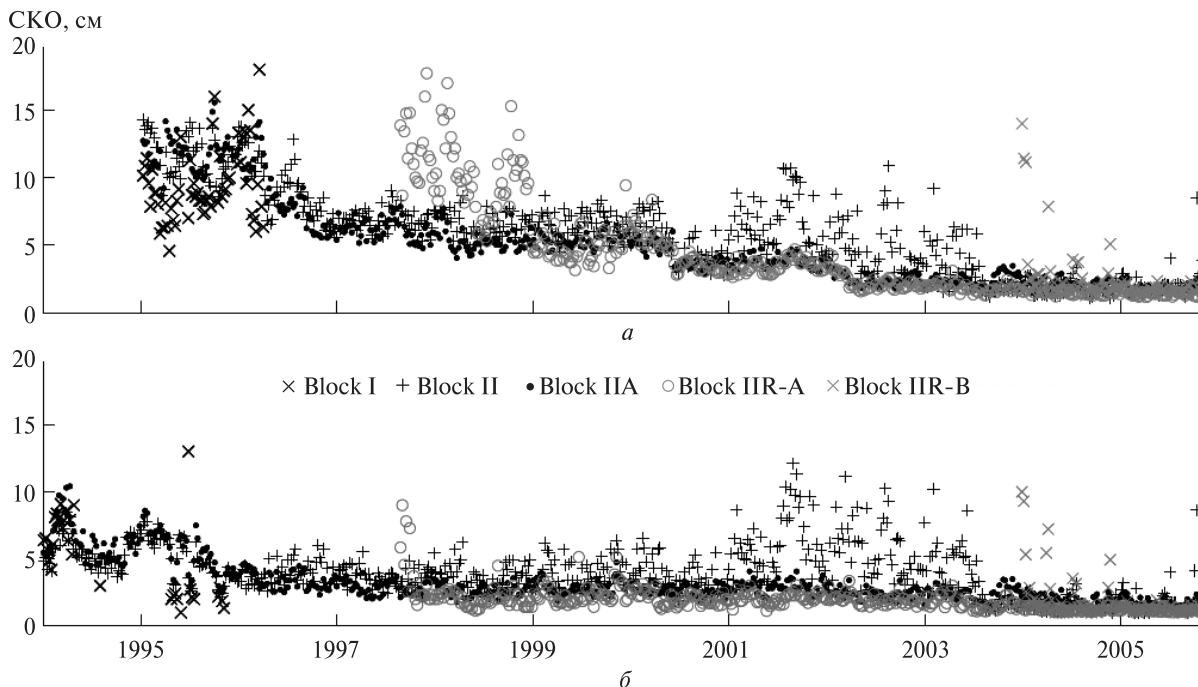


Рис. 1. Точность финальных эфемерид как результат регулярной обработки CODE и кампании репроцессинга IGS [8]

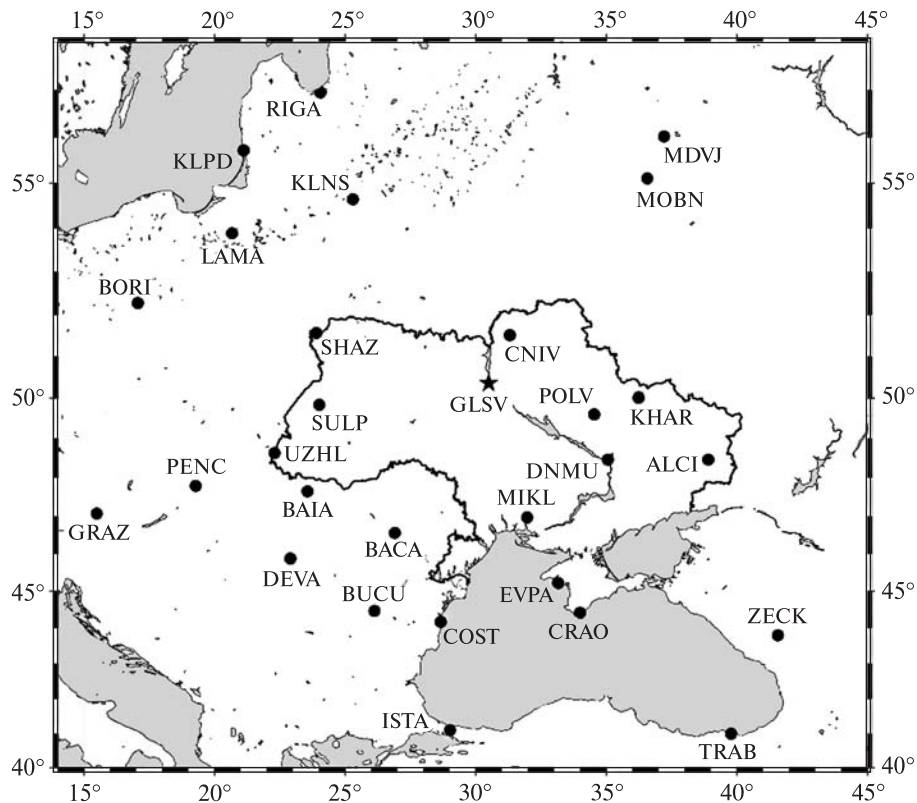


Рис. 2. Расположение GPS-станций, наблюдения которых использовались при репроцессинге

(вторая IGS-реализация ITRF2000) и значения зенитной тропосферной рефракции для каждой станции сети. Обозначим это решение как *MAO*.

Наличие точных эфемерид GPS-спутников в системе координат IGS05, полученных в результате кампании репроцессинга, выполненной IGS, дало возможность организовать репроцессинг архивных наблюдений GPS-спутников в соответствии с новыми рекомендациями EPN (www.epncb.oma.be/_organisation/guidelines/guidelines_analysis_centres.pdf).

Цель данного репроцессинга — получить однородные ряды координат перманентных ГНСС-станций (прежде всего украинских) и сравнить полученные значения со значениями координат, полученными в ходе регулярной обработки.

В данной работе приведены первые результаты репроцессинга наблюдений GPS-спутников на 29 перманентных станциях для GPS-недель 1390—1399 (27 августа — 4 ноября 2006 г.), выполненных с помощью программного комплекса «Bernese GPS Software ver. 5.0» [3]. Диаграмма наблюдений на перманентных станциях показана на рис. 3. Чтобы исключить возможное влияние набора сформированных баз (первых разностей) на оценки координат станций, при репроцессинге использовались наборы баз из решения *MAO*. Для задания системы координат использовалось ограничение «No-Net Translation» (отсутс-

твие общего смещения) на координаты станций GLSV, POLV, MDVJ, BOR1 и TRAB. Обозначим полученное решение как *MA1*. Основные различия между моделями и априорными данными, использовавшимися для получения решений *MAO* и *MA1*, приведены в табл. 1.

Процесс получения решения для отдельной GPS-недели можно разделить на четыре этапа:

- 1) предварительная обработка суточных сессий наблюдений,
- 2) получение оценок координат для отдельного дня наблюдений,
- 3) получение оценок координат для отдельной недели,
- 4) получение финальных значений зенитных тропосферных рефракций для всех станций.

Основными входными данными на этапе предварительной обработки служили:

- наблюдения GPS-спутников, зафиксированные на перманентных станциях, в формате RINEX;
- комбинированные точные эфемериды GPS-спутников, полученные в результате кампании репроцессинга IGS;
- параметры вращения Земли, согласующиеся с точными эфемеридами GPS-спутников;
- солнечно-лунные эфемериды DE200, предоставляемые Лабораторией реактивного движения (JPL);

Таблица 1. Основные модели и априорные данные для решений *MAO* и *MA1*

	Решение <i>MAO</i>	Решение <i>MA1</i>
Система координат точных эфемерид	IGS00b	IGS05
Система координат априорных координат и скоростей станций	IGS00b	IGS05
Задание системы координат	Жёсткие ограничения (0.1 мм) на координаты станции GLSV	Ограничение «No-Net Translation» на координаты станций GLSV, POLV, MDVJ, BOR1, TRAB
Модель океанической нагрузки	GOT00.2_PP	FES2004
Модель ионосферы	Формируется во время обработки	CODE
Априорная модель тропосферы	Не используется	DRY_NIELL
Модели калибровки фазовых центров комбинаций антенна — купол	Относительные	Абсолютные
Минимальный угол места GPS-спутников	10°	3°

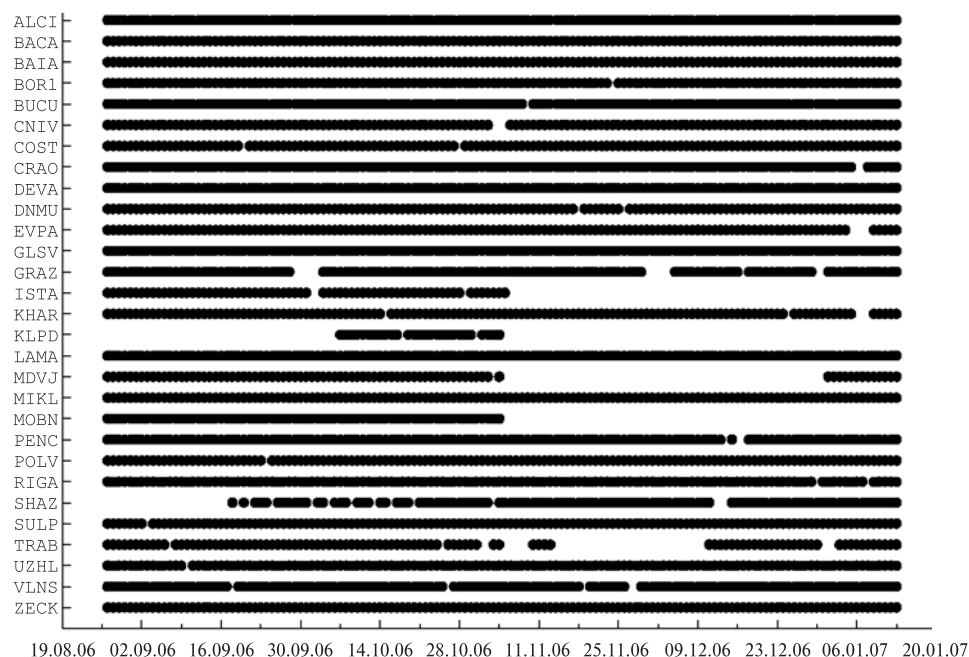


Рис. 3. Диаграмма наблюдений GPS-спутников

• DCB-файлы, предоставляемые CODE, и содержащие оценки разностей кодовых наблюдений для каждого GPS-спутника.

В качестве априорных координат использовались координаты из каталога IGS05, из файла решения для предыдущего дня (для станций, которых нет в каталоге IGS05) или из заголовков RINEX-файлов (для новых станций).

На этапе предварительной обработки сначала выполнялась проверка качества наблюдений на уровне RINEX-файлов и преобразование входных данных во внутренние форматы. После этого в рамках предварительной обработки кодовых наблюдений (SPP) оценивались поправки к часам приемников, расположенных на GPS-станциях. Файлы первых разностей формировались согласно набору баз из решения MAO, как было указано выше. Предварительная обработка фазовых наблюдений позволила определить моменты скачков фазы, выявить выбросы, малые интервалы наблюдения и наблюдения спутников с углом места меньше 3° , которые маркировались на следующем шаге. Спутники с большим количеством маркированных наблюдений исключались из обработки. Также исключались

из обработки станции, содержащие большое количество плохих наблюдений.

На следующем этапе получались суточные решения с действительными значениями фазовых неоднозначностей. Наряду с этим выполнялась оценка параметров тропосферы. Фиксирование фазовых неоднозначностей выполнялось с помощью методики QIF [6]. При этом использовалась глобальная модель ионосферы, предоставляемая CODE, и тропосферные параметры, полученные на предыдущем шаге обработки.

На втором этапе выполнялась обработка наблюдений с фиксированными фазовыми неоднозначностями с целью получить нормальные уравнения. Зенитная тропосферная задержка оценивалась с использованием априорной модели. После уравнивания выполнялась проверка качества оценки координат референчных станций. Параметры преобразования Гельмerta (только сдвиг) между системой координат, которая задавалась полученными координатами референчных станций, и системой координат, задаваемой координатами референчных станций из каталога IGS05, должны были быть равными нулю в пределах ошибок. Если остатки после

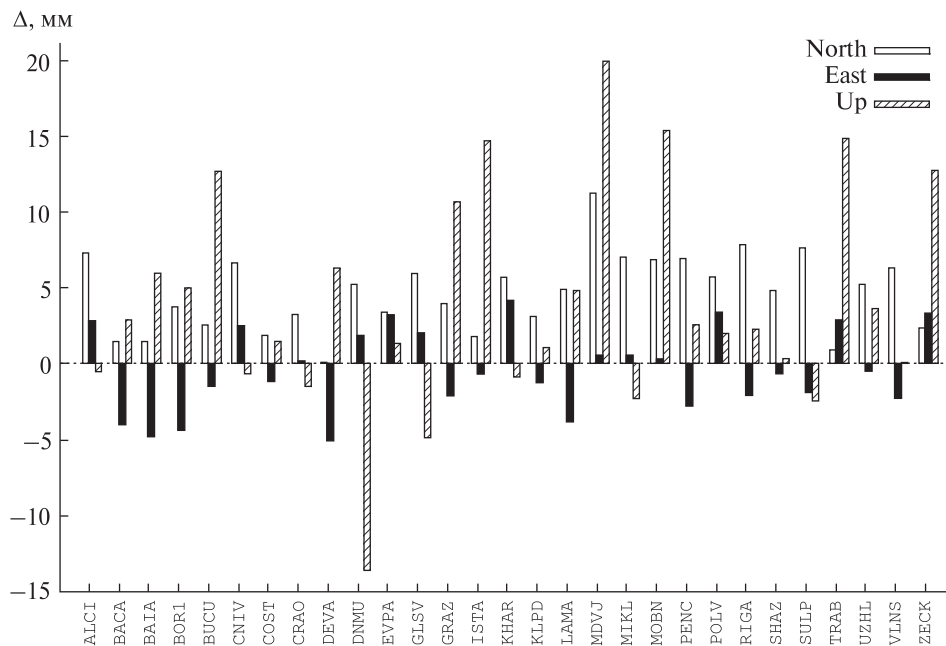


Рис. 4. Средние разности координат между решениями MA1 и MAO

преобразования для какой-либо компоненты координат какой-нибудь станции превышали задаваемые максимальные значения, то эта станция исключалась из списка референчных станций для этого дня, и выполнялось повторное уравнивание с использованием уменьшенного количества референчных станций. Финальное уравнивание позволяло получить оценки координат для суточных решений и нормальные уравнения. Результаты сохранялись также в формате SINEX.

После того как были получены решения для всех дней недели, проводилось уравнивание суточных файлов нормальных уравнений. Задание системы координат и проверка качества оценки координат референчных станций выполнялись аналогично, как и для суточного решения.

На последнем этапе выполнялась финальная оценка зенитной тропосферной рефракции отдельно для каждого суток. При этом фиксировались координаты всех станций, полученные на третьем шаге.

Так как для решения MAO координаты были оценены в системе координат IGS00b, а для решения MA1 — в системе координат IGS05, то для сравнения полученных координат было необходимо преобразовать координаты для реше-

ния MAO из системы IGS00b в IGS05. Преобразование было выполнено с помощью сервиса, предоставляемого на сайте Европейской перманентной ГНСС-сети (http://www.epncb.oma.be/_dataproducs/coord_trans/).

На рис. 4 показаны средние разности координат перманентных станций между решениями MA1 и MAO для северной, восточной и высотной составляющих. Для прямоугольных координат значения средних разностей составили от -5.0 до 4.1 мм по оси X, от 0.1 до 10.4 мм по оси Y, от -13.7 до 19.8 мм по оси Z. Наименьшие разности прямоугольных координат получены для станции COST (Констанца, Румыния): 0.1, 2.1 и 1.8 мм, а наибольшие — для станции MDVJ (Менделеево, Россия): 0.4, 12.8 и 19.8 мм по осям X, Y и Z соответственно.

Наличие двух решений MAO и MA1 в единой системе координат позволило найти параметры

Таблица 2. Диапазон значений параметров преобразований Гельмерта между решениями MAO и MA1

Смещение, мм		Вращение, мсд		Масштабный множитель, 10 ⁻⁹
X	от -22.2 до 1.1	X	от -0.97 до 0.22	
Y	от -25.6 до 20.5	Y	от -0.05 до 0.64	
Z	от -29.6 до 19.5	Z	от -0.54 до 0.30	

Гельмерта между решениями для каждой GPS-недели (рис. 5). Минимальные и максимальные значения полученных параметров приведены в табл. 2.

Остатки после преобразования Гельмерта позволяют получить информацию о влиянии перехода от относительных к абсолютным моделям вариаций фазовых центров комбинаций антенна — купол на координаты GPS-станций.

В табл. 3 приведены средние значения остатков между решениями MA1 и MA0 (обозначено как M1) для высотной составляющей для каждой комбинации антенна — купол. Для сравнения также приведены остатки для высотной составляющей после преобразований Гельмерта между решениями с абсолютными и относи-

Таблица 3. Остатки высотной компоненты после преобразований Гельмерта

Антенна — купол	Количество станций	$U \pm dU$, мм
AOAD/M_T NONE	1 (M1)	8.58 ± 1.56
	14 (B3)	-0.89 ± 7.51
AOAD/M_T SCIS	1 (M1)	-6.29 ± 1.47
	N/A	N/A
ASH700936A_M NONE	1 (M1)	-3.25 ± 1.06
	3 (B3)	1.14 ± 3.57
ASH700936D_M NONE	1 (M1)	-0.77 ± 0.91
	1 (B3)	8.80 ± 5.94
ASH700936D_M SNOW	4 (M1)	8.58 ± 1.56
	8 (B3)	13.54 ± 10.39
ASH700936E NONE	1 (M1)	0.46 ± 0.79
	1 (B3)	-1.77 ± 1.81
ASH700936F_C SNOW	1 (M1)	1.57 ± 1.09
	N/A	N/A
ASH701945B_M NONE	1 (M1)	-3.14 ± 1.37
	4 (B3)	-2.59 ± 3.55
ASH701945C_M SCIS	1 (M1)	11.87 ± 1.05
	N/A	N/A
JPSREGANT__DD_E NONE	1 (M1)	16.50 ± 1.10
	3 (B3)	12.49 ± 7.08
LEIAT504 LEIS	3 (M1)	0.90 ± 1.83
	17 (B3)	-10.86 ± 3.15
TRM14532.00 NONE	1 (M1)	-17.86 ± 0.83
	2 (B3)	-10.56 ± 1.92
TRM29659.00 NONE	7 (M1)	-2.40 ± 4.56
	36 (B3)	1.12 ± 5.72
TRM41249.00 NONE	5 (M1)	-4.19 ± 2.41
	6 (B3)	-4.13 ± 3.78

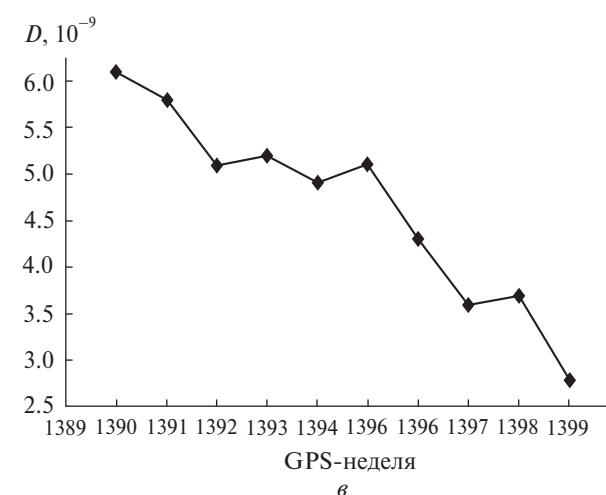
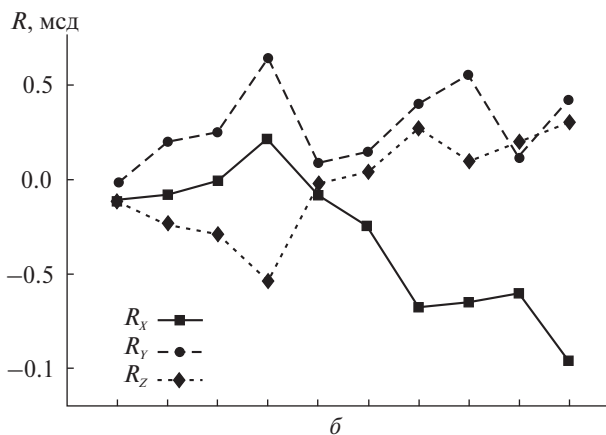
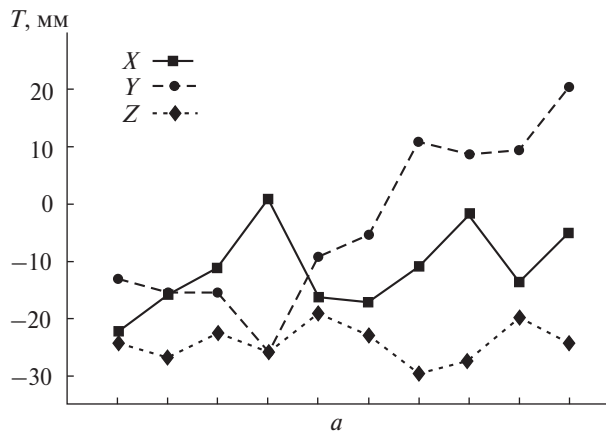


Рис. 5. Параметры преобразований Гельмерта между решениями MA1 и MA0: a — смещение, b — вращение, v — масштабный множитель

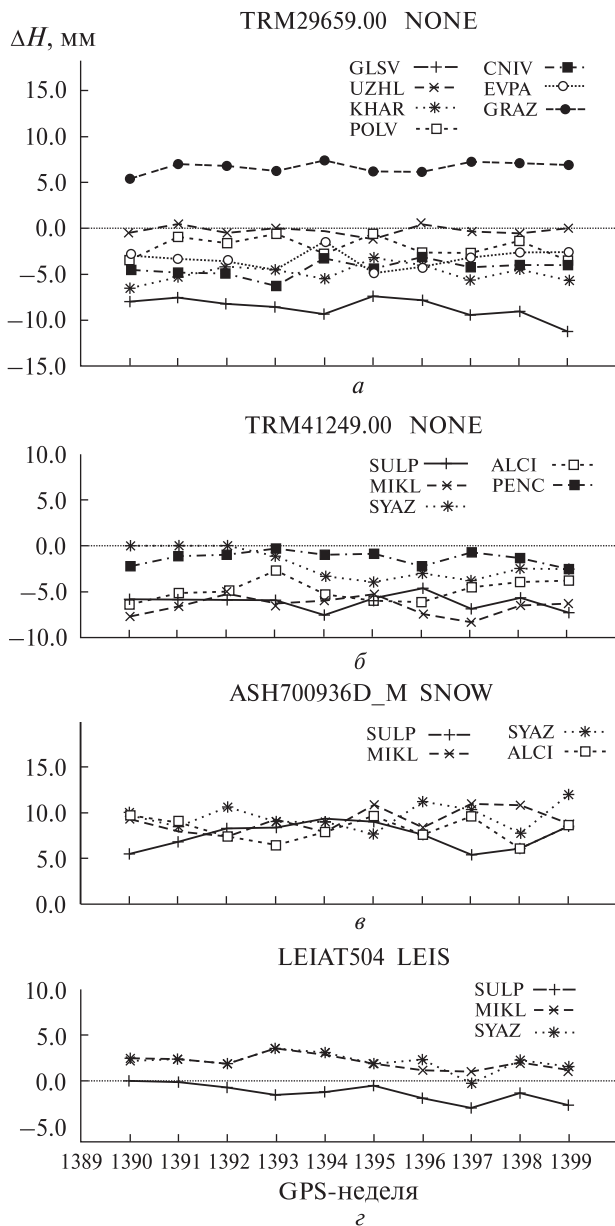


Рис. 6. Значения остатков для высотной компоненты после преобразований Гельмерта между решениями *MA0* и *MA1*

тельными моделями вариаций фазовых центров комбинаций антенна — купол для региональной сети из работы [4] (обозначено как *V3*). Видно, что средние значения остатков для большинства комбинаций антенна — купол близки, значительные различия значений наблюдаются в случаях больших отличий количества станций

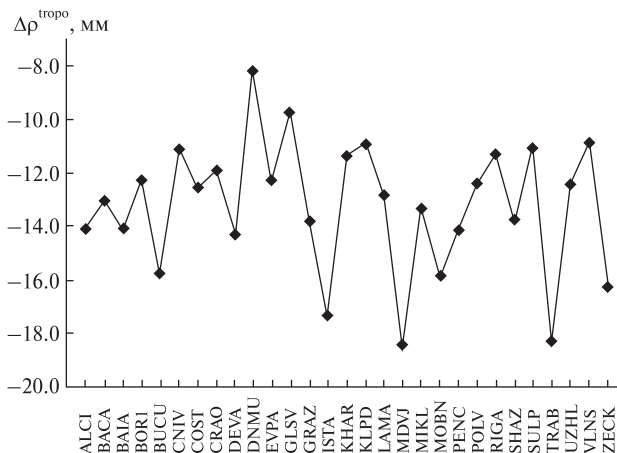


Рис. 7. Средние значения разностей зенитной тропосферной рефракции для станций сети

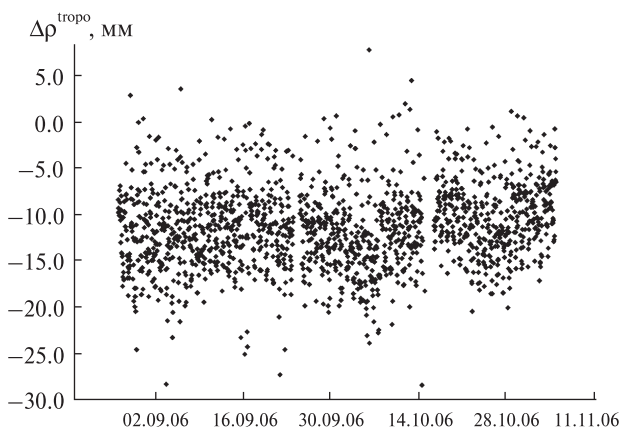


Рис. 8. Средние значения разностей зенитной тропосферной рефракции для GPS-станции KHAR

для одной и той же комбинации антенна — купол. На рис. 6 показаны остатки для высотной составляющей для комбинаций антенна — купол, наиболее часто используемых в данной сети. Полученные результаты дают основания утверждать, что несмотря на различие используемых моделей и разных методик для регулярной обработки и репроцессинга, основной вклад в разности координат привнесен изменением использованных моделей вариаций фазовых центров комбинаций антенна — купол (абсолютных вместо относительных).

Оценка тропосферной рефракции рассчитывается по формуле

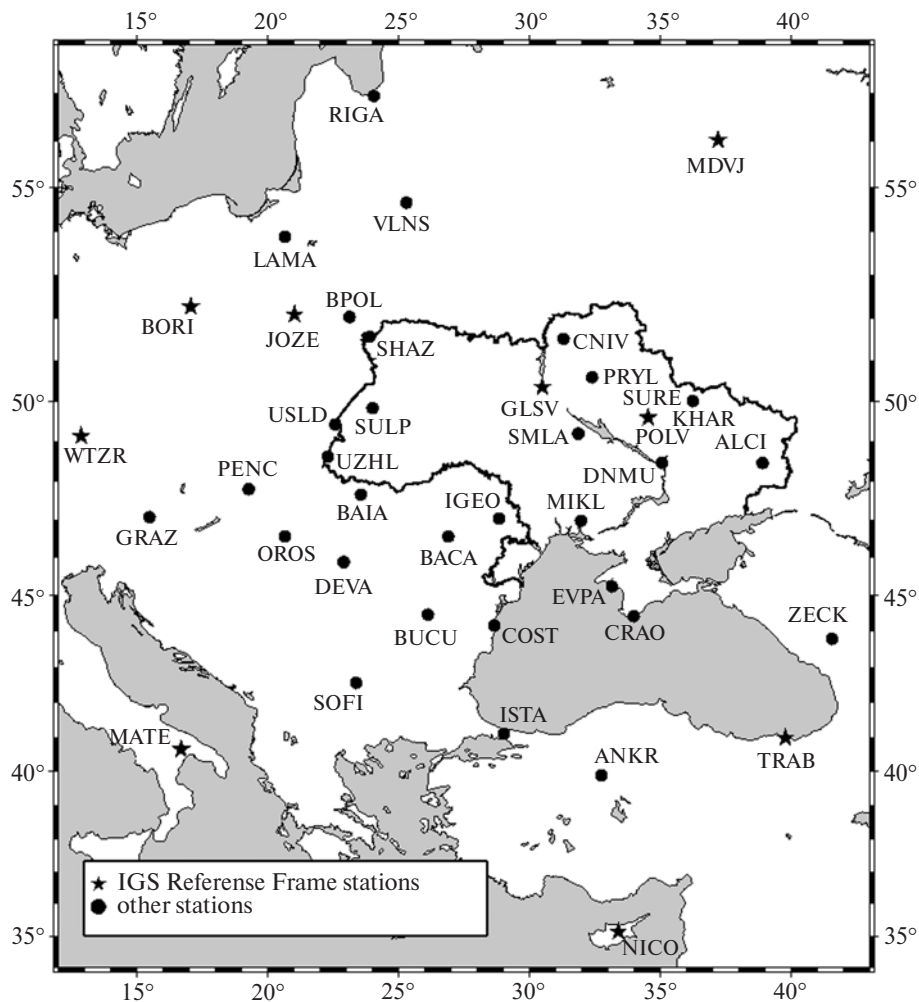


Рис. 9. Расположение ГНСС-станций, наблюдения которых используются при регулярной обработке

$$\Delta\rho_R^S = f_{apr}(Z_R^S)\Delta\rho_{apr,R} + f(Z_R^S)\Delta\rho_R(t) + \Delta\rho_{hg}(Z_R^S, A_R^S, t),$$

где $\Delta\rho_R^S$ — тропосферная рефракция для спутника S на станции R , $\Delta\rho_{apr,R}$ — зенитная тропосферная рефракция (ZTD) в соответствии выбранной априорной модели, $f_{apr}(Z_R^S)$ — функция наклона для априорной модели, Z_R^S и A_R^S — зенитное и азимутальное расстояния спутника S на станции R , $\Delta\rho_R(t)$ — оцениваемая зенитная тропосферная рефракция на станции R (зависит от времени), $f(Z_R^S)$ — функция наклона для оцениваемого параметра ZTD, $\Delta\rho_{hg}(Z_R^S, A_R^S, t)$ — горизонтальный тропосферный градиент для учета азимутальной асиммет-

рии локальной тропосферы (зависит от времени, зенитного и азимутального расстояний спутника S на станции R).

Для получения решения *MA0* априорная модель тропосферы не использовалась и не выполнялась оценка тропосферного градиента. Для задания функции наклона *nmfh2.0* [7] использовалась опция *DRY_NIELL*.

В решении *MA1* для задания априорной модели использовалась опция *DRY_NIELL*, которая задавала модель Саастамойнена и функцию наклона *nmfh2.0*. Для задания функции наклона оцениваемого параметра ZTD использовалась опция *WET_NIELL*. При определении параметра ZTD, рассчитываемый по априорной модели сухой компонент и оцениваемый влаж-

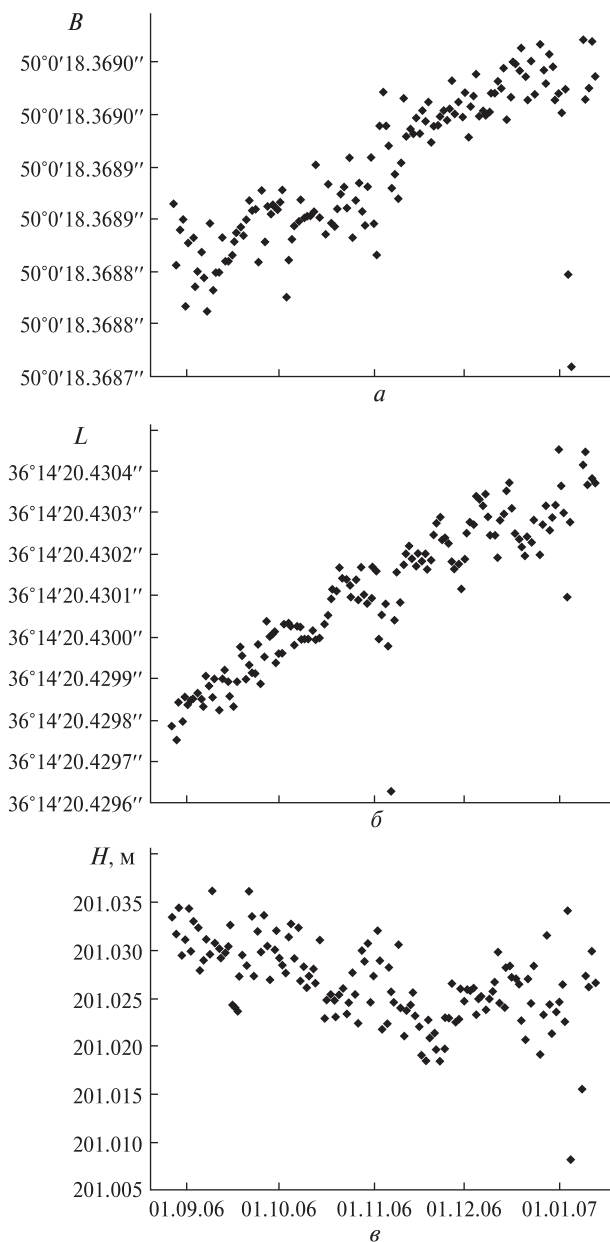


Рис. 10. Изменения координат GPS-станции КНАР: *a* — широта, *b* — долгота, *в* — высота

ный компонент (с использованием функций WET_NIELL и DRY_NIELL) должны согласовываться между собой. Для получения тропосферного градиента задавалась опция TILTING, что позволило использовать наблюдения со спутников с низкими углами места.

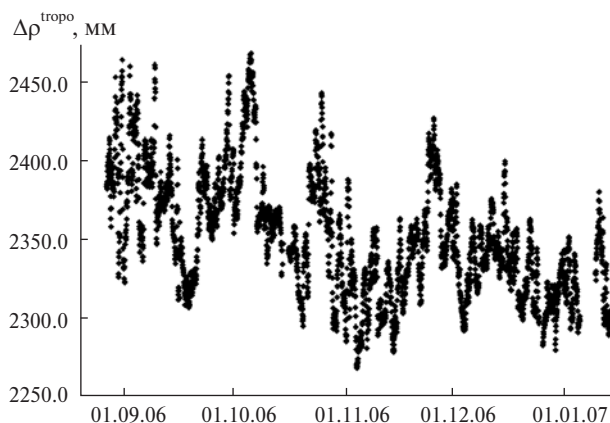


Рис. 11. Зенитная тропосферная рефракция на GPS-станции КНАР

На рис. 7 показаны средние значения разностей тропосферной рефракции между решениями *MA1* и *MA0*. Значения лежат в диапазоне от -18.45 (для станции MDVJ, Менделеево, Россия) до -8.18 мм (для станции DNMU, Днепропетровск, Украина). На рис. 8 представлены средние разности тропосферной рефракции для станции КНАР. Видно, что разности лежат в основном диапазоне от -5 до -20 мм.

В Центре анализа ГНСС-данных ГАО НАН Украины выполняется регулярная обработка ГНСС-наблюдений с помощью программного комплекса «Bernese GPS Software ver. 5.0» согласно текущим требованиям EPN. Обработываются наблюдения на 41 станции, расположенных на территории Восточной Европы (рис. 9), начиная с GPS-недели 1400 (5 ноября 2006 г.). Координаты станций оцениваются в системе координат IGS05. Таким образом, схема данной обработки отличается от схемы представленного репроцессинга лишь количеством станций, включенных в обработку (т. е. геометрией сети). Кроме того, в данную регулярную обработку, в отличие от репроцессинга, включены наблюдения ГЛОНАСС-спутников.

Для оценки качества полученных результатов репроцессинга (координат станций и значений зенитной тропосферной рефракции на станциях) временные ряды координат и ZTD проверены на разрыв в момент начала GPS-недели 1400. Для этого взяты оценки координат станций и

ZTD из регулярной обработки Центра анализа для GPS-недель 1400—1409 (5 ноября 2006 г. — 21 января 2007 г.). Диаграмма наблюдений на станциях, которые также использовались при репроцессинге, представлена на рис. 3. Характерные временные ряды координат станций и зенитной тропосферной рефракции для станции КНАР (Харьков, Украина) показаны на рис. 10 и 11 соответственно. Видно, что разрывов в указанный момент не было. Небольшие изменения поведения временных рядов, скорее всего, вызваны различными геометриями сетей перманентных станций и формированием другого набора файлов первых разностей для регулярной обработки.

Итак, можно сделать следующие выводы. Хотя для получения решений *МА1* и *МА0* использовались разные модели и методики обработки (например, различные модели океанических нагрузок, различные способы задания систем координат и т. д.), основной вклад в изменения координат GPS-станций привнесено изменением использованных моделей вариаций фазовых центров комбинаций антенна — купол (абсолютных вместо относительных).

Использование горизонтального тропосферного градиента позволяет учитывать наблюдения низких GPS-спутников, что дало возможность улучшить оценку параметров зенитной тропосферной рефракции.

1. *Хода О. А.* Центр анализа GPS-данных ГАО НАН Украины: результаты обработки наблюдений для GPS-недель 1236—1399 // Кинематика и физика небес. тел. — 2010. — 26, № 6. — С. 56—67.

2. *Bernese GPS Software Version 4.2* / Eds U. Hugentobler, P. Fridez, S. Schaer. — Berne: Astron. Institute, University of Berne, 2001. — 515 p.
3. *Bernese GPS Software Version 5.0* / Eds R. Dach, U. Hugentobler, P. Fridez, M. Meindl. — Berne: Astron. Institute, Univ. of Berne, 2007. — 612 p.
4. *Khoda O., Bruyninx C.* Switching from Relative to Absolute Antenna Phase Center Variations in a Regional Network: Stability of the Coordinates Differences // *Mitteilungen des BKG*. — 2009. — 42, EUREF Publ. N 17. — P. 331—334.
5. *Lyard F., Lefèvre F., Letellier T., Francis O.* Modelling the global ocean tides: a modern insight from FES2004 // *Ocean Dynamics*. — 2006. — 56. — P. 394—415.
6. *Mervart L.* Ambiguity resolution techniques in geodetic and geodynamic applications of the Global Positioning System: PhD thesis // *Geodätisch-geophysikalische Arbeiten in der Schweiz*. — 1995. — 53. — 155 p. — (Astronomical Institute, Inauguraldissertation der Philosophisch-naturwissenschaftlichen Fakultät der Universität Bern).
7. *Niell A.* Global mapping functions for the atmosphere delay at radio wavelengths // *Geophys. J. Res.* — 1996. — 202D, N 2. — P. 3227—3246.
8. *Steigenberger P., Rothacher M., Fritsche M., et al.* Quality of reprocessed GPS satellite orbits // *J. Geodesy*. — 2008. — 83, N 3-4. — P. 241—248.

Надійшла до редакції 09.06.11

M. V. Ischenko, O. A. Khoda

REPROCESSING OF GPS OBSERVATIONS AT PERMANENT STATIONS OF REGIONAL NETWORK FOR GPS WEEKS 1390—1399

Observations of GPS satellites at permanent stations located in Ukraine and in the Eastern Europe were reprocessed with the Bernese GPS Software ver. 5.0 using new models and processing procedures adopted by the IGS since GPS week 1400. Estimated coordinates of GPS stations for GPS weeks 1390—1399 are compared with the GPS station coordinates obtained from the previous regular processing.

УДК 528.8:629.78:681.5.013

М. В. Артюшенко, С. С. Дугин, А. Д. Федоровский

Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі
Інституту геологічних наук Національної академії наук України, Київ

МОДЕЛИРОВАНИЕ И СИНТЕЗ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ЗОНАЛЬНОГО НАБЛЮДЕНИЯ ТЕРРИТОРИИ УКРАИНЫ

Розглядається динамічна задача синтезу орбітальних супутникових систем зонального огляду Землі. Синтез проводиться при умові мінімізації статистичного критерію часу повторного огляду з урахуванням обмежень на змінні стани системи і вимог ефективної експлуатації. Приводиться приклад моделювання і синтезу орбітальної системи спостереження території України для вирішення задач екології.

ВВЕДЕНИЕ

Космический мониторинг объектов и процессов на территории Украины предназначен для оперативного решения многочисленных задач экологии, чрезвычайных ситуаций техногенного и природного происхождения, а его эффективность во многом определяется допустимым для решения задачи временем разрыва в наблюдениях и обеспечением наземными заверочными работами на заранее выбранных тестовых участках. Принципиально сократить разрывы в наблюдениях и даже осуществлять непрерывный сплошной зональный обзор определенной области на поверхности Земли возможно путем построения группировки космических аппаратов (КА), действующих как единая система. Для приложений, в которых допустимы разрывы в наблюдениях контролируемой зоны, ключевым элементом проектирования мониторинговой системы зонального наблюдения является выбор параметров орбит КА группировки с минимальными разрывами. Одной из таких задач, которая может стать актуальной в ближайшее время для Украины, является контроль эмиссии

парниковых газов, связанных с антропогенной деятельностью.

Современные ИК- и радиометрические СВЧ-приборы, установленные на КА и имеющие небольшую массу, позволяют получать данные наблюдений полей собственного излучения участков земных покровов, акваторий, атмосферы. В отличие от приборов оптического диапазона, в которых принимается отраженное солнечное излучение, они допускают круглосуточный мониторинг участков как на освещенной, так и на теневой поверхности Земли. Принципиальная возможность аппаратуры осуществлять наблюдения зональной поверхности независимо от ее освещенности позволяет существенно сократить, при выборе соответствующих параметров рабочих орбит группировки, разрывы в наблюдениях или количество КА в составе группировки. Другая возможность сокращения разрывов в наблюдениях основана на том, что сохранив сплошной обзор шарового пояса, в котором расположена контролируемая зона, и допуская образование лакун (пропусков) на широтах ближе к экватору, можно существенно уменьшить периодичность зонального обзора. Под сплошным обзором некоторой зоны земной поверхности (территории) понимают покрытие ее полосами обзора без образования лакун. Угловое смеще-

ние полос обзора вследствие суточного вращения Земли на любой геоцентрической широте одинаково, однако в линейных единицах межвитковое расстояние увеличивается при приближении к экватору и достигает максимального значения на экваторе. Возможность реализации рассмотренных выше предпосылок в сочетании с небольшой массой бортовой ИК- и СВЧ-аппаратуры позволит реализовать мониторинговую систему зонального наблюдения в виде недорогой микроспутниковой группировки. Уже на ранней стадии рассмотрения проектных вариантов важно правильно оценить возможности системы осуществлять мониторинг с допустимыми для решения задачи характеристиками покрытия наблюдаемой поверхности. Для этого необходимо провести предварительный расчет структуры и параметров орбит КА группировки, предоставить мотивированные технические требования к приборам полезной нагрузки КА, в частности к допустимым углам обзора аппаратуры. К рассматриваемым в данной работе мониторинговым системам территории Украины могут быть также отнесены и КА с радиолокационной аппаратурой, однако их реализация возможна в классе малых или мини КА. Все перечисленные выше предпосылки к рациональному построению орбитальной системы мониторинга территории Украины были реализованы при проведении синтеза группировки, ее моделировании и представлены в разделе результатов.

В настоящее время теоретическая и практическая разработка методов расчета оптимальной структуры и орбит группировок КА ввиду сложности задачи далеко не завершена. При достаточно полной постановке задачи, учитывающей возмущения орбит, в настоящее время нет регулярных методов нахождения допустимого решения при минимальном значении целевой функции, о чем свидетельствуют многочисленные исследования на протяжении полувека. Несмотря на то что наиболее обоснованными для круглосуточного глобального обзора Земли являются орбитальные группировки, построенные по дельта-схемам Д. Уолкера [9], кинематически правильным системам ИСЗ Г. В. Можяева [2], а также группировки на полярных орбитах

У. Адамса [6], в настоящее время обнаруживаются структуры группировок и их невозмущенные орбиты, которые превосходят упомянутые выше группировки по различным критериям обзора Земли [3, 7]. В частности, для решения задач синтеза группировок и аппаратурных комплексов используют методы поискового проектирования, наиболее развитыми из которых являются различные модификации генетических алгоритмов [4, 7]. Однако отсутствие обоснования сходимости методов чаще всего приводит к нахождению решения по принципу «лучше предыдущего», что присуще всем алгоритмам поискового проектирования.

МЕТОДЫ И МОДЕЛИ

Принятые в работе модели и параметры орбитального движения *. Орбитальное движение КА характеризуется шестью классическими (кеплеровскими) орбитальными элементами в экваториальной геоцентрической инерциальной системе координат (СК). Начало СК расположено в центре масс Земли, ось OX расположена в экваториальной плоскости и направлена в точку весеннего равноденствия, ось OZ направлена на северный полюс, ось OY лежит в плоскости экватора и дополняет систему до правой. Классические элементы орбиты: i — наклонение; Ω — долгота восходящего узла (прямое восхождение восходящего узла); a — большая полуось эллипса (или p — фокальный параметр); e — эксцентриситет; ω — аргумент перигея; τ — время прохождения перигея (или ϑ — истинная аномалия заданной точки на орбите). Положение эллиптической орбиты в пространстве определяется пятью элементами i , Ω , p , e , ω . Элементы i , Ω определяют ориентацию плоскости орбиты в принятой СК. Фокальный параметр $p = a(1 - e^2)$ и эксцентриситет $e = c/a$ характеризуют геометрию орбиты в ее плоскости, где c — половина фокусного расстояния, a — большая полуось эллипса. Аргумент перигея ω определяет ориентацию орбиты в ее плоскости. Шестой параметр τ (время прохождения перигея) определяет положение

* Необходимые дополнительные сведения можно найти в литературных источниках, например [1, 5, 8]

КА на орбите в каждый момент времени t , вычисляется из уравнения Кеплера

$$t = \tau + \frac{a^{3/2}}{\sqrt{K}}(E - e \sin E),$$

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2},$$

где E — эксцентрическая аномалия рассматриваемой точки орбиты, ϑ — истинная аномалия, $K = 398\,620 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационная постоянная. Основные силы, возмущающие орбиту спутника, вызваны влиянием Солнца и Луны, несферическим распределением массы Земли, аэродинамическим сопротивлением и давлением солнечного света. Под действием возмущающей силы классические орбитальные элементы изменяются во времени. Элементы орбиты есть некоторые функции времени кинематических параметров $i(t)$, $\Omega(t)$, $p(t)$, $e(t)$, $\omega(t)$, $\vartheta(t)$ и находятся как решение системы дифференциальных уравнений

$$\frac{di}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \frac{r}{p} \cos u W, \quad (1)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \frac{r}{p} \frac{\sin u}{\sin i} W, \quad (2)$$

$$\frac{dp}{dt} = 2 \sqrt{\frac{p}{K}} r T, \quad (3)$$

$$\frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left\{ S \sin \vartheta + T \left[\left(1 + \frac{r}{p}\right) \cos \vartheta + e \frac{r}{p} \right] \right\}, \quad (4)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left[-S \frac{\cos \vartheta}{e} + T \left(1 + \frac{r}{p}\right) \frac{\sin \vartheta}{e} - W \frac{r}{p} \operatorname{ctg} i \sin u \right], \quad (5)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left[\frac{K}{r^2} + S \frac{\cos \vartheta}{e} - T \left(1 + \frac{r}{p}\right) \frac{\sin \vartheta}{e} \right], \quad (6)$$

где S , T , W — проекции возмущающих ускорений на радиальное, трансверсальное и бинормальное направления, аргумент широты $u = \omega - \vartheta$, $r = p/(1 + e \cos \vartheta)$. При отсутствии возмущающих сил, в частности при движении КА в центральном поле, возмущающие ускорения S ,

T , W равны нулю, и решением системы уравнений (1)–(6) являются постоянные кеплеровские элементы. Для круговых орбит уравнения (4), (5) из рассмотрения исключаются, и орбиты характеризуются наклоном i , долготой восходящего узла Ω , радиусом r , аргументом широты u .

Несмотря на то что спутники ДЗЗ стараются выводить на круговые орбиты, на практике приходится рассматривать околокруговые орбиты с малыми значениями эксцентриситета. Уравнения (5) и (6) при малых эксцентриситетах имеют особенность: при $e \rightarrow 0$ их правые части стремятся к бесконечности. Для устранения этого вместо элементов e , ω рассматривают элементы $q = e \cos \omega$, $l = e \sin \omega$, а в систему уравнений (1)–(6) вместо уравнений (4), (5), (6) включают соответственно уравнения

$$\frac{dq}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left\{ S \sin u + \left[(q + \cos u) \frac{r}{p} + \cos u \right] T + \frac{r}{p} l W \operatorname{ctg} i \sin u \right\},$$

$$\frac{dl}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left\{ S \cos u + \left[(l + \sin u) \frac{r}{p} + \sin u \right] T - \frac{r}{p} q W \operatorname{ctg} i \sin u \right\},$$

$$\frac{du}{dt} = \frac{\sqrt{K p}}{r^2} \left(1 - \frac{r^3 W}{K p} \operatorname{ctg} i \sin u \right),$$

где $r = p/(1 + q \cos u + l \sin u)$.

Влияние несферичности и вращения Земли на поле сил земного притяжения в основном определяется вторым членом разложения потенциала нормального поля в ряд по сферическим функциям. При движении КА в нормальном поле Земли проекции S , T , W вектора возмущающего ускорения на оси системы координат, связанной с КА, равны

$$S = \frac{\varepsilon}{r^4} (3 \sin^2 i \sin^2 u - 1),$$

$$T = -\frac{\varepsilon}{r^4} \sin^2 i \sin 2u,$$

$$W = -\frac{\varepsilon}{r^4} \sin 2i \sin u,$$

где $\varepsilon = 2.634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5/\text{с}^2$.

Алгоритм расчета трассы космического аппарата. Каждому моменту времени при заданных элементах орбиты отвечает своя подспутниковая точка (точка на поверхности Земли, из которой КА наблюдается в зените) с координатами λ (долгота), ψ (геоцентрическая широта) или B (геодезическая широта). Геометрическое место подспутниковых точек называется трассой. Расчет трассы сводится к преобразованию координат. В качестве исходных данных используются элементы орбиты i, Ω, p, e, ω или i, Ω, p, q, l , полученные в результате интегрирования дифференциальных уравнений (1)–(6) на заданном промежутке времени $[t_0, t_k]$. Если трасса КА строится на поверхности земного эллипсоида, то ее расчет производится в соответствии с алгоритмом

$$\left. \begin{aligned} x &= r(\cos\Omega\cos u - \sin\Omega\cos i \sin u), \\ y &= r(\sin\Omega\cos u + \cos\Omega\cos i \sin u), \\ z &= r\sin i \sin u; r = p/(1+e \cos \vartheta), \\ \vartheta &= u - \omega, \\ \xi_* &= \sqrt{x^2 + y^2}, \\ \eta_* &= z, \\ \left. \begin{aligned} \frac{b^2}{a^2} \frac{\xi}{\eta} + \frac{\xi_* - \xi}{\eta_* - \eta} &= 0, \\ \frac{\xi^2}{a^2} + \frac{\eta^2}{b^2} &= 1, \end{aligned} \right\} \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} B &= \arctg \frac{a^2}{b^2} \frac{\eta}{\xi}, \quad \left(-\frac{\pi}{2} \leq B \leq \frac{\pi}{2} \right), \\ \operatorname{tg} \frac{E}{2} &= \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2}, \\ M &= \tau + \frac{\left(\frac{p}{1-e^2} \right)^{3/2}}{\sqrt{K}} (E - e \sin E), \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} S &= S_0 + kM, \\ \cos(S + \lambda) &= \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}}, \\ \sin(S + \lambda) &= \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}}, \end{aligned}$$

где S, S_0, M — звездное время, звездное время на гринвичском меридиане в гринвичскую полночь, всемирное время; k — коэффициент перевода единиц времени, λ — долгота подспутниковой точки; $\alpha = 1/293.3$ — коэффициент сжатия Земли. В алгоритме по формулам (7) положение КА на орбите задается аргументом широты u , а соответствующее ему время M вычисляется из уравнения Кеплера (8). При необходимости этот алгоритм можно перестроить на случай, когда задана дискретная последовательность времени. Для этого вначале необходимо решить уравнение Кеплера (8) относительно эксцентрической аномалии E , а затем вычислить истинную аномалию ϑ и аргумент широты u . Расчет трассы на сфере упрощается, так как при этом не нужно определять вспомогательные координаты ξ_*, η_*, ξ, η , необходимые для вычисления геодезической широты B . Геоцентрическая широта ψ определяется соотношением $\sin \psi = z/r$. Если известны гринвичские координаты КА, то расчет трассы сводится к преобразованию координат

$$\begin{aligned} \cos \lambda &= \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}}, \\ \sin \lambda &= \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}}, \\ \sin \psi &= \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}. \end{aligned}$$

Геодезическая широта B связана с геоцентрической широтой ψ соотношением $B = \Psi - \alpha \sin 2\Psi$. Орбиты, трассы которых повторяются через определенное количество витков КА, будем называть квазисинхронными. Условием квазисинхронности орбит является выполнение соотношения между смещением трассы по долготе за один виток (межвитковый сдвиг) и суточным сдвигом трассы $\Delta\lambda_{\text{мв}} / \Delta\lambda_{\text{сут}} = \mu / \nu$, где μ, ν — натуральные числа, т. е. в интервал ν межвитковых расстояний полностью укладывается μ суточных сдвигов (суток). При выполнении этого условия через μ суток трасса повторяется, и наблюдение Земли из космоса будет упорядоченным. Если рассматриваемое соотношение не может быть представлено рациональной дробью, то в этом случае трасса ИСЗ не повторяется при любой

продолжительности полета. Свойство квазисинхронности присуще как круговым, так и эллиптическим орбитам.

Критерий покрытия. Покрытие земной поверхности — это та часть Земли, которая может быть однократно просмотрена или просматривается некоторое время бортовой аппаратурой КА. Возможность покрытия определенных районов является ключевым элементом проектирования группировок КА. Выделяют два важных элемента при оценке покрытия. *Мгновенное поле зрения* (мгновенные зоны обзора) — зона, просматриваемая прибором в любой произвольный момент — первый элемент. На низких околоземных орбитах спутник движется быстро, поэтому вторым важным элементом является *скорость покрытия* — скорость, с которой новая поверхность попадает в поле зрения при движении спутника. Аналитические модели высокой степени детализации покрытия не позволяют простым способом проследить, как часто будет просматриваться точка, где находятся лакуны в покрытии, возможность обзора целей при различных углах Солнца, получить интегральные характеристики оценки покрытия, а также не позволяют определять статистические характеристики покрытия. Всех этих недостатков лишены использованные в работе численные модели *точечного покрытия*. Вычисление статистических характеристик покрытия предусматривает создание по всей поверхности территории Украины равномерной модельной сетки с шагом 0.5° (55.6 км), состоящей из точечных объектов наблюдений; путем решения уравнений моделируются орбитальные движения КА группировки, определяются трассы на вращающемся эллипсоиде Земли и по заданным углам обзора бортовой аппаратуры отслеживаются характеристики просмотра для каждой точки в сетке. Сбор статистических данных по каждому рассматриваемому варианту группировки с последующим вычислением критерия покрытия производился на протяжении 48 сут модельного времени. Критерий оценки эффективности орбитальной группировки для решения мониторинговых задач на территории Украины формулируется как задача минимизации максимального времени $F = \max(\text{RT})$ повторно-

го осмотра всех 216 точечных объектов наблюдения на территории Украины. Время повторного осмотра (Revisit time) — это показатель, обычно используемый для оценки орбитальных группировок, которые не добиваются непрерывного покрытия области на поверхности Земли. Время повторного осмотра — это время, за которое данное местоположение на Земле не наблюдается орбитальной системой КА. Лучшим признается такой вариант группировки, для которого значение статистики $F = \max(\text{RT})$ наименьшее ($\min F$).

Синтез системы орбитальной группировки. В общем случае при учете действия возмущающих сил (ускорений), орбитальная система со структурой N КА рассматривается как динамическая система, состояние которой в каждый момент времени t определяется $6 \cdot N$ -мерным вектором состояний $\mathbf{x}(t)$. В терминах уравнений системы (1) — (6) это вектор $\mathbf{x}(t) = \{i_j(t), \Omega_j(t), p_j(t), e_j(t), \omega_j(t), \vartheta_j(t)\}$, $j = 1, \dots, N$, где N — общее количество КА, действующих в орбитальной системе. Задача синтеза состоит в том, чтобы при минимальных значениях N и b (ширина полосы обзора) определить начальные условия $\mathbf{x}_0 = \mathbf{x}(t_0)$, удовлетворяющие критерий покрытия территории Украины $\min(\max \text{RT})$ на достаточно большом интервале времени $t \in [t_0, t_{\max}]$. Для системы, построенной на круговых орбитах, и с учетом возмущающих воздействий $4 \cdot N$ -мерный вектор $\mathbf{x}(t) = \{i_j(t), \Omega_j(t), r_j(t), u_j(t)\}$, определяет состояние системы. При рассмотрении движения системы в центральном гравитационном поле значения вектора состояний системы в любой момент времени t равны вектору начальных условий $\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0$. С точки зрения механики движения орбитальная система, состоящая из N функционально независимых КА, естественным образом декомпозируется на N независимых подсистем, однако при выборе любого критерия покрытия появляются функциональные связи, в рассматриваемом случае — статистические. Функциональные связи КА в группировке включают также характеристики бортовой аппаратуры, которые задаются величинами углов γ обзора аппаратуры с круговым полем зрения и связаны с шириной b полосы обзора зависимостью

$$b = 2R \left[\frac{\pi}{2} - \gamma - \arccos \left(\frac{R+H}{R} \sin \gamma \right) \right],$$

где R — расчетный радиус Земли, H — высота полета. Таким образом, поисковое множество D параметров системы ДЗЗ группировки КА состоит из множества значений начальных условий \mathbf{x}_0 системы орбитального движения и характеристик обзора аппаратных комплексов γ_j или b_j всех N КА группировки $D = \{\mathbf{x}_0, b_j\}$, $j = 1, \dots, N$.

Ограничения. При проектировании группировки, кроме обеспечения наилучшего покрытия зоны, следует учитывать и требования эксплуатации КА, масштабов регистрируемой информации, финансовые ограничения на количество КА, их обслуживание и так далее. Такие требования задают дополнительные ограничения на структуру и параметры движения КА. Синтез производится с учетом таких ограничений:

- орбиты всех КА круговые (требование получения равномасштабной информации);

- орбиты квазисинхронные (наблюдения упорядочены во времени);

- КА в группировке имеют одну высоту H и наклонение i . Микроспутники в группировке, как правило, имеют одну высоту орбит и наклонений потому, что характеристики дрейфа орбит существенно зависят от этих параметров. КА на орбитах с различными высотами или наклонениями дрейфуют друг относительно друга, что приводит к изменению их взаимной ориентации с течением времени, поэтому КА с различной высотой и наклонением не могут хорошо работать как группировка длительное время. Их орбиты прецессируют с разной скоростью, и набор плоскостей, имеющих определенную геометрическую структуру, в течение времени будет изменяться. На поддержание такой группировки расходуется большой запас энергии и такую тактику не следует применять к микроспутникам;

- диапазон высоты $H = 650 - 750$ км;

- количество КА группировки $N = 2$ (финансовые ограничения).

Синтез проводился методом поискового проектирования на компьютерных реализациях рассмотренных моделей и ограничений, в соответствии с постановкой задачи синтеза. В качестве

начального приближения была выбрана схема компоновки КА Уолкера с долготой восходящего узла $\Omega = 0^\circ$ и аргументом широты $u = 0^\circ$ для КА-1. Орбитальная система общей численностью N КА состоит из N_1 групп по N_2 КА в каждой группе, так что $N = N_1 N_2$. В каждой группе КА движется по единой для группы трассе. Для рассматриваемого примера $N_1 = 2$, $N_2 = 1$, $N = 2$. Дальнейшее наращивание группировки с целью сокращения разрывов в наблюдениях может проводиться по следующей схеме. Рост количества аппаратов, движущихся по одним орбитам, уменьшает ширину полосы обзора, а рост количества плоскостей орбит позволяет увеличить численность КА, движущихся по единой трассе, и сократить разрывы в наблюдениях. По такой схеме компоновки количество КА во всех орбитальных плоскостях должно быть одинаковым.

РЕЗУЛЬТАТЫ

На рис. 1 приведена компьютерная визуальная модель двухспутниковой орбитальной группировки сплошного круглосуточного зонального обзора Украины. Показано взаимное расположение КА и плоскостей орбит. Параметры кру-

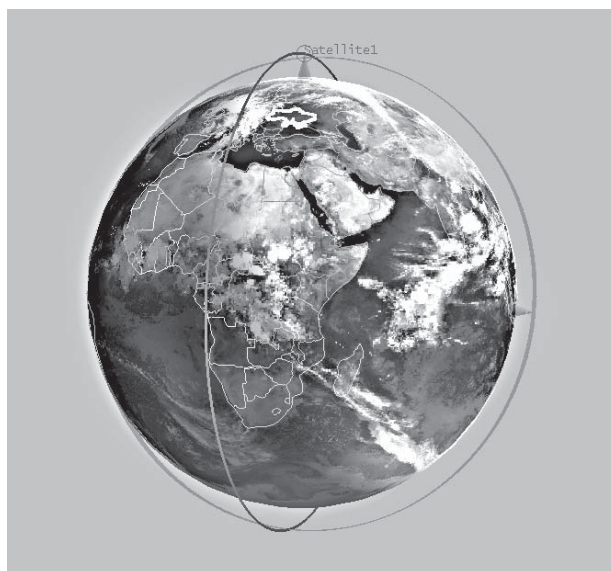


Рис. 1. Наглядное представление орбитальной группировки в составе двух космических аппаратов для сплошного зонального обзора Украины



Рис. 2. Фрагмент моделирования прохождения по территории Украины трасс двух космических аппаратов группировки

говых орбит: наклонение $i = 87.633^\circ$, радиус $r = 7099.137$ км (высота $H = 721$ км), период обращения $P = 5952.77$ с ≈ 1.65355 ч. КА-1: долготы восходящего узла $\Omega = 0^\circ$, аргумент широты $u = 0^\circ$; КА-2: $\Omega = 89.3^\circ$, $u = 270^\circ$. Максимальное время повторного осмотра всех объектов, расположенных на территории Украины, составляет 2.7 сут. Визуализация процесса компьютерного моделирования двухспутниковой группировки (трассы, полосы обзора, покрывающих территорию Украины) на географической карте приведена рис. 2. Изомаршрутные трассы двухспутниковой космической системы обеспечивают ускоренный обзор территории Украины. ИСЗ-2 следует по трассе ИСЗ-1, что сокращает периодичность обзора Украины по сравнению с односпутниковой системой примерно в два раза. Применен также принцип рациональной «стыковки» группы «дневных» полос обзора с группой «ночных» полос обзора. Участки трасс, образованные восходящими (дневными) участками орбит (в верхней части рисунка имеют наклон вправо) и нисходящими (ночными) участками (наклон влево), уменьшают периодичность обзора дополнительно еще в два раза при использовании аппаратуры круглосуточного обзора. В режиме трассовой съемки сплошное покрытие

территории Украины производится с использованием аппаратуры круглосуточного обзора полосами обзора шириной $b = 207.8$ км (угол бортового обзора $\gamma = 8.2^\circ$). На рис. 2 можно видеть участки территории, которые на данный момент уже осмотрены орбитальной группировкой, и мгновенную круговую зону обзора аппаратуры, принятую в модели.

ВЫВОДЫ

Найденные в результате синтеза параметры орбит рациональной космической группировки КА служат для предварительной оценки обоснования реализуемости космических проектов, оценки их ожидаемой эффективности, в частности создания микроспутниковых группировок ДЗЗ территории Украины, предъявления обоснованных требований к аппаратуре полезной нагрузки, а также носят демонстрационный характер применения методов поискового проектирования в сочетании с классическими схемами расчетов. Продемонстрирована принципиальная возможность создания экономной микроспутниковой группировки мониторинга территории Украины, проведено моделирование характеристик наблюдения объектов, приведены алгоритмы анализа статистических характе-

ристик зонального спостереження групуваннями КА ДЗЗ при зміні геометрії їх орбіт в процесі експлуатації (перехід на окологруові і еліптичні).

1. *Барінов К. Н., Бурдаєв М. Н., Мамон П. А.* Динаміка і принципи побудови орбітальних систем космічних апаратів. — М.: Машинобудування, 1975. — 232 с.
2. *Можаяєв Г. В.* Синтез орбітальних структур супутникових систем. — М.: Машинобудування, 1989. — 304 с.
3. *Саульський В. К.* Многочасний неперервний огляд Землі на основі многосупутникових систем з лінійною структурою // Исслед. Землі из космоса. — 2009. — № 2. — С. 164—175.
4. *Федоровський А. Д., Артюшенко М. В., Козлов З. В.* Параметричний синтез космічних систем зондування Землі на основі генетичного методу: постановка задачі і шляхи рішення // Космічна наука і технологія. — 2004. — **10**, № 1. — С. 54—60.
5. *Эльясберг П. Е.* Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. — М.: Наука, 1965. — 494 с.
6. *Adams W. S., Rider L.* Circular Polar Constellations Providing Continuous Single or Multiple Coverage Above a Specified Latitude // J. Astronaut Sci. — 1987. — **35**, N 2. — P. 155—192.

7. *Crossley W. A., Williams E. A.* Simulated Annealing and Genetic Algorithm Approaches for Discontinuous Coverage Satellite Constellation Design // Engineering Optimization. — 2000. — **32**. — P. 353—371.
8. *Space Mission Analysis and Design* / Ed. by W. J. Larson, J. R. Wertz. — Second ed. — Torrance, California: Microcosm, 1997. — Chapters 5—7.
9. *Walker J. G.* Some Circular Orbit Patterns Providing Continuous Whole-Earth Coverage // J. British Interplanetary Soc. — 1971. — **24**. — P. 369—384.

Надійшла до редакції 01.06.11

M. V. Artiushenko, S. S. Dugin, A. D. Fedorovsky

SIMULATION AND SYNTHESIS OF SATELLITE CONSTELLATION FOR ZONAL OBSERVATIONS OF THE TERRITORY OF UKRAINE

The dynamic problem on the synthesis of satellite constellations for zonal observations of the Earth is examined. The synthesis is conducted under the condition of the minimization of revisit time statistical criterion with consideration for limitations on system state variables and for requirements of effective operation. We give an example of simulation and synthesis of the satellite constellation for zonal observations of the territory of Ukraine to solve some ecological problems.

УДК 528.854:528.88

С. С. Кохан

Національний університет біоресурсів і природокористування України, Київ

ЗАСТОСУВАННЯ ВЕГЕТАЦІЙНИХ ІНДЕКСІВ НА ОСНОВІ СЕРІЇ КОСМІЧНИХ ЗНІМКІВ IRS-1D LISS-III ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ СТАНУ ПОСІВІВ СІЛЬСЬКОГОСПОДАРСЬКИХ КУЛЬТУР

Розроблено шкалу густоти посівів сільськогосподарських культур на основі використання значень NDVI із серії космічних знімків IRS-1D LISS-III, одержаних протягом весняно-літнього періоду та з урахуванням наземних даних спостережень.

ВСТУП

Використання аерокосмічних засобів дистанційного зондування Землі дає можливість забезпечити об'єктивну і достовірну інформацію щодо екологічних умов, властивостей та стану агро-екосистем, просторової структури природно-територіальних комплексів, їхньої динаміки, в тому числі сприяє накопиченню даних для створення та розробки систем моніторингу природних ресурсів та агроресурсів [1].

Провідними складовими моніторингу агроресурсів є:

- проведення спостережень за станом агроресурсів, визначення чинників впливу на них та факторами взаємодії;

- контроль стану агроресурсів та їхньої динаміки;

- оцінка стану та прогноз стану агроресурсів.

До важливих задач сучасного розвитку агропромислового комплексу належить прийняття і впровадження управлінських рішень щодо контролю та оцінки стану посівів сільськогосподарських культур за фазами вегетації на різних рівнях господарювання — від локального (базового) до національного рівня; визначення строків дозрівання посівів та контроль продуктивного процесу культур; контроль сільськогосподарських робіт.

Застосування аерокосмічного моніторингу забезпечує можливість розробки інформаційної бази для прогнозу стану і розвитку рослинництва. Сучасні космічні системи набули широкого застосування у моніторингу агроресурсів у країнах СНД, Європейського союзу, Північної та Південної Америки. Спектр задач моніторингу постійно розширюється поряд із появою нових серій супутників та сенсорів. У дослідженнях агроресурсів широкого використання набули дані, одержані на основі мультиспектральних сенсорів із супутників «RapidEye», SPOT 5, IRS-P6, «Terra/Aster». Великий доробок науковців присвячено використанню даних супутників «Landsat 7/ETM+», «Landsat 5 TM», «Terra/Modis» [2, 3, 6–8].

ДЖЕРЕЛА ДАНИХ ТА МЕТОДИ

Використання даних дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) забезпечує визначення об'єктивного стану культур (густоти, кількісних і якісних змін посівів, одержання інформації щодо проведення обробок засобами хімізації) на великих площах. Використання поряд з цим даних наземних досліджень виступає обов'язковою умовою ефективного дешифрування аерокосмічних даних. Тому розробка показників та їхніх характеристик про стан сільськогосподарських культур на основі комплексу наземних спостережень і використання даних ДЗЗ є важливою складовою ефективного застосування аерокосмічних ме-

тодів у дослідженнях агроресурсів. Наземні спостереження виступають цілісним комплексом характеристик, які включають специфічні ознаки культур у конкретних ґрунтово-кліматичних умовах з урахуванням фаз росту і розвитку культур, агротехнологій, аномальних явищ, впливу несприятливих факторів навколишнього середовища тощо.

В основу даного дослідження покладено завдання розробки шкали стану культур на основі використання наземних спостережень та серії мультиспектральних знімків протягом весняно-літнього періоду вегетації культур. Збір наземних даних проводили в основні фази росту і розвитку досліджуваних культур синхронно з космічними зніманнями.

Використання даних ДЗЗ у дослідженнях агроресурсів значно залежить від строків одержання знімків у мультиспектральному діапазоні для вивчення змін відбивальної здатності посівів та визначення вегетаційних індексів. У проведених дослідженнях використані космічні знімки, одержані із супутника IRS-1D LISS-III протягом травня — серпня 2008 р. Просторове розрізнення — 23 м. Територія досліджень — Маньківська державна сортовипробувальна станція (центральний правобережний лісостеп) та виробничий підрозділ Агрономічна дослідна станція Національного університету біоресурсів і природокористування України (Київська область, північний лісостеп). Попередня обробка космічних знімків проводилась за допомогою програм «Erdas Imagine v.9.3», трансформування зображень і тематична обробка — в «Idrisi Taiga».

РЕЗУЛЬТАТИ

Використання вегетаційного індексу нормалізованої різниці (NDVI) як одного із найбільш поширених та обґрунтованих науковцями індексів пов'язане насамперед з його здатністю характеризувати густоту рослинного покриву, що дозволяє дати оцінку схожості культур, обґрунтувати продуктивність посівів та угідь. На величину індексу впливає тип рослинності, зімкнутість рослин, стан, експозиція та кут нахилу поверхні.

Перш ніж використовувати вегетаційний індекс NDVI, слід врахувати, що одна нормалізо-

вана різниця двох спектральних каналів містить лише частину первинної інформації, яка може бути необхідною для оцінки стану рослинності, а сам індекс надає ту частку інформації, що наявна у первинних даних спектрального відбиття. Тому будь-які вегетаційні індекси не забезпечують абсолютних кількісних показників властивостей рослинності, а їхні значення залежать від великої кількості чинників (просторового розрізнення, умов зйомки, стану атмосфери тощо). Одержані на основі вегетаційних індексів відносні характеристики властивостей рослинності інтерпретують з урахуванням наземних даних, одержаних при конкретних польових дослідженнях.

Для кількісного порівняння знімків та аналізу об'єктів дешифрування здійснено переведення «сирих значень» (DN) у фізичні одиниці для усунення впливу різної освітленості, зумовленої геометрією зйомки, впливу рельєфу, атмосфери, усунення дефектів зображення з використанням характеристик, наданих у файлі метаданих.

Для конвертування «сирих значень» у значення випромінення на сенсорі ми використовували такі параметри: діапазон значень DN у зображенні ($\text{Вт}\cdot\text{м}^{-2}\text{стер}^{-1}\text{мкм}^{-1}$); найнижче і найвище значення випромінення на сенсорі (L_{\min} , L_{\max}). У своїй більшості значення L_{\min} представлені спектральним випроміненням, що відповідає мінімальному значенню DN (звичайно дорівнює 0). Випромінення L_{\max} відповідає максимальному значенню DN. При проведенні радіометричної корекції зображень спектральних каналів використано підходи, обґрунтовані в роботах [4, 5].

На рис. 1 представлені «сирі» і відкалібровані дані спектральної яскравості (СЯ) в інфрачервоному каналі для різних груп культур протягом весняно-літнього періоду. Для зернових культур відмічається тенденція суттєвого зниження СЯ після проведення калібрування у весняний період. Характерним було варіювання випромінення для озимої пшениці залежно від попередника, що свідчить про накопичення потужнішої біомаси рослинами пшениці після гороху та гірчиці. Для цукрового буряку та соняшнику спостерігалось зростання випромінення у період максимального накопичення надземної біомаси.

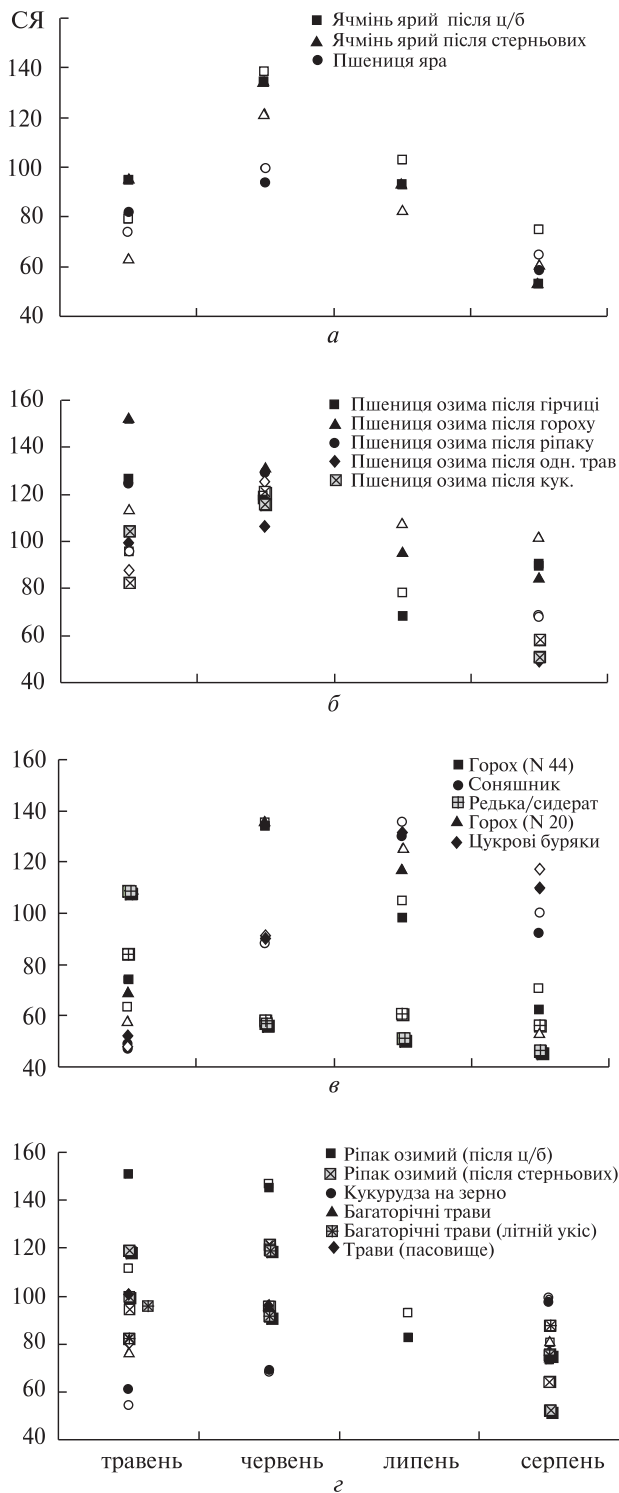


Рис. 1. Спектральна яскравість СЯ культур в інфрачервоному каналі: темні символи — «сірі» дані, світлі — скориговані значення

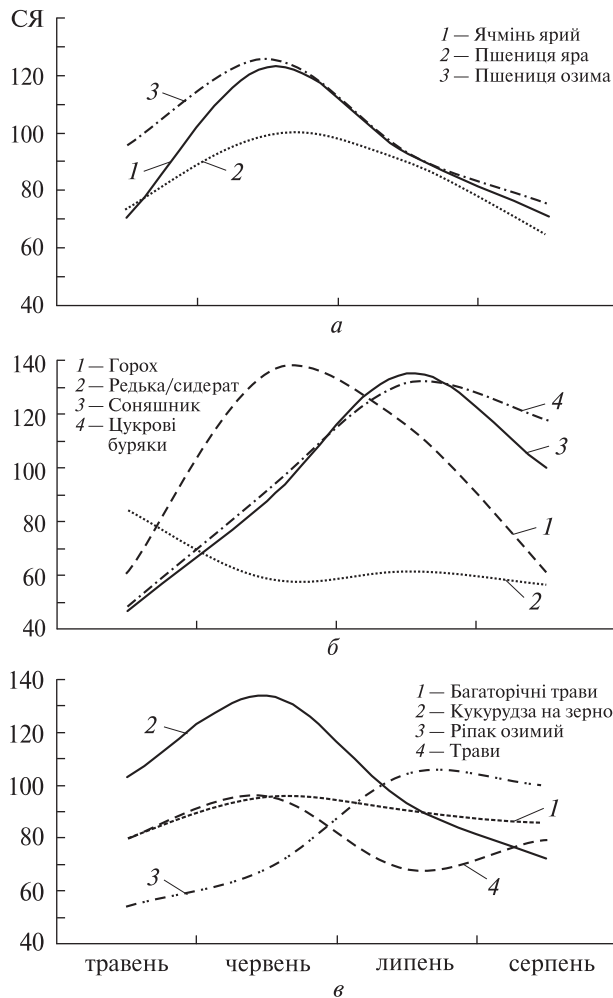


Рис. 2. Середні скориговані значення спектральної яскравості в інфрачервоному каналі для різних культур

Динаміка змін СЯ в інфрачервоному каналі на основі усереднення даних спостережень в північній Лісостеповій зоні та центральному правобережному лісостепу для різних груп культур зображена на рис. 2. Одержані результати дають можливість встановити періоди, найбільш сприятливі для використання даних космічних зніманих з метою ідентифікації різних груп культур. Так, стрімке наростання біомаси у травні — червні характеризує ярі зернові культури; максимальне накопичення потужної біомаси у липні і поступове її зниження у серпні характеризує цукровий буряк та соняшник. Чергування періодів наростання та зниження надземної

біомаси властиве багаторічним травам протягом усього весняно-літнього періоду. Різде зниження спектральної яскравості у липні пов'язане зі скошуванням трав.

Визначення індексу нормалізованої різниці для сільськогосподарських культур зображено на рис. 3. Ярі зернові культури мають швидке зростання індексу від періоду «3-й листок — кущіння» до фази колосіння, що пов'язано з динамікою накопичення надземної біомаси. Значення індексу у ранньовесняний період для даної групи культур дуже залежить від дати посіву, повноти сходів, коефіцієнту кущіння, проективного вкриття.

Для озимої пшениці спостерігалось варіювання індексу залежно від попередника культури (найвищий NDVI відмічено в озимій пшениці після гороху, проміжні значення характерні для культур після ріпаку, сидерального пару, однорічних трав, найнижчі — після кукурудзи на силос). У фазі виходу в трубку (перша декада — початок другої декади травня) озима пшениця відзначалась значеннями $NDVI = 0.31 \pm 0.12$, що суттєво відрізняє її від інших культур у даний міжфазний період. Аналогічну тенденцію має ріпак озимий.

Для цукрового буряку та соняшнику NDVI починає суттєво зростати на протязі літнього сезону (у період інтенсивного росту листя і коренеплоду в цукрових буряків та в період утворення кошика і до початку цвітіння у соняшника) і поступово знижується у серпні. Для кукурудзи на зерно величина індексу досягає максимального значення у липні — серпні.

Визначені вегетаційні індекси на основі серії космічних знімків забезпечили можливість розробки шкали стану культур з урахуванням густоти рослин (табл. 1, 2) для умов північного та центрального правобережного лісостепу (відповідно станом на II—III і I—II декади місяців). Градації шкали характеризують стан певної культури за величиною NDVI і пов'язані з проективним покриттям (ПП), густотою посівів, надземною біомасою. Проективне покриття визначають як проекцію біомаси на поверхні ділянок та відсоткове відношення її до всієї площі поля з урахуванням зрідженості. Густота посіву характеризує загальну кількість стебел, рослин, пагонів на

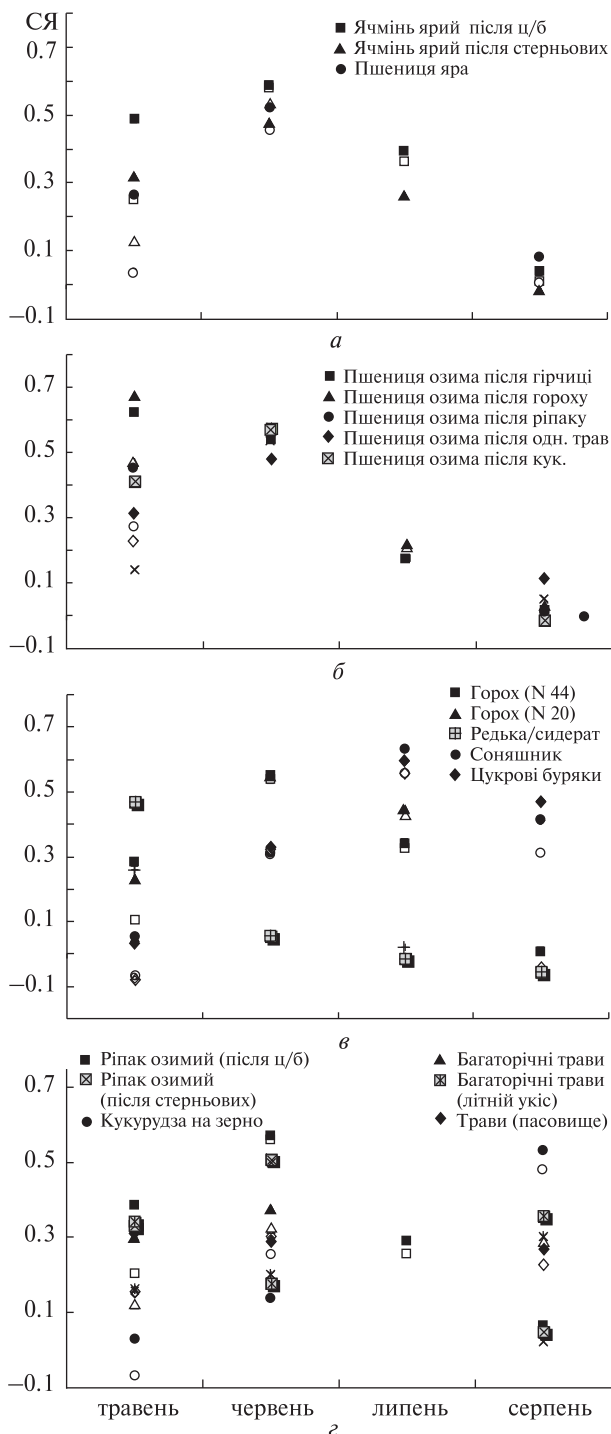


Рис. 3. Вегетаційний індекс нормалізованої різниці, визначений за серією мультиспектральних знімків: а, б — зернові культури, в, г — зернобобові, ефіро-олійні, кормові трави, технічні культури. Темні символи — «сирі» дані, світлі — скориговані значення

обліковій площі залежно від фаз розвитку культури. Для зернових колосових визначають кількість рослин і пагонів (шт./м²); кукурудзи на зерно, соняшнику — кількість стебел (тис./га); цукрових буряків — кількість рослин (тис./га). Так, дуже зріджені посіви мають проективне покриття менше 20 % (дуже низька густина), значення ПП 20–30 % характеризують низьку густоту; 30–40 % — від низької густоти до середньої; 50–60 % — середню, 60–70 % — від середньої до помірно високої густоти, помірно висока густина характерна для ПП = 70–80 %, висока — для ПП = 80–90 %, дуже висока — для ПП > 90 %.

Враховуючи значення NDVI по фазах росту і розвитку культур та проективне покриття ми визначили міру щільності зв'язку двох ознак (кофіцієнт кореляції Пірсона) як відношення ко-

Таблиця 1. Стан густоти посівів сільськогосподарських культур за значеннями індексу NDVI для умов північного та центрального правобережного лісостепу (відповідно станом на II–III і I–II декади місяців)

Культура	Градація густоти (бал)			
	травень	червень	липень	серпень
Ячмінь ярий	3	7	3/4	1
Ріпак озимий	3	7	4	1
Пшениця озима	5	7	3	1
Пшениця яра	2	6	3	1
Горох	2	7	5	1
Соняшник	1	5	7	5
Цукрові буряки	1	5	7	6
Кукурудза на зерно	1	4	5/7	6
Багаторічні трави	3	5	6	4/5
Редька/сидерат	4	1	1	1

Таблиця 2. Шкала градацій густоти, використана у табл. 1

Бал	ПП	Примітка
1	0–0.05	Голий ґрунт / стерня
2	0.05–0.1	Дуже низька густина
3	0.1–0.2	Низька густина
4	0.2–0.3	Густина від низької до середньої
5	0.3–0.4	Середня густина
6	0.4–0.5	Густина від середньої до помірно високої
7	0.5–0.6	Помірно висока густина
8	>0.6	Висока густина

варіації ознак до їхньої варіації. У травні і червні значення R^2 становили 0.94 і 0.91 відповідно, у липні і серпні — 0.95 і 0.92 відповідно (для культур із зеленою біомасою) на рівні значущості $\alpha = 0.01$.

Для розробки шкали на основі одержаних значень індексу NDVI проведено кластеризацію (метод К–середніх). Виділені кластери відповідають градаціям шкали за величиною NDVI з урахуванням густоти посівів. У випадку перехідного відмежування кластера використано проміжні варіанти градації. Аналогічна шкала розроблена автором для «Landsat TM/ETM+», яка має більше градацій і ширший діапазон значень. Шкала є однією із складових моделі ідентифікації сільськогосподарських культур, обґрунтованої автором на основі використання даних мультиспектральних знімків, одержаних на основі сенсорів різних космічних апаратів (IRS-1D LISS-III, «Landsat TM/ETM+», «RapidEye»). Вибір тестових полігонів обґрунтований за даними мультиспектральних знімків високого розрізнення («QuickBird»).

ВИСНОВКИ

Запропоновані у дослідженні методичні підходи та розроблена шкала забезпечують характеристику дійсного стану сільськогосподарських культур за густиною посівів протягом вегетаційного періоду з урахуванням даних вегетаційних індексів та наземних спостережень.

1. *Бабич С. М.* Методичні аспекти аналітичного опрацювання інформації при аерокосмічному моніторингу посівів // Системні дослідження та моделювання в землеробстві. — Київ: Нива, 1998. — 410 с.
2. *Жолобак Г. М., Сахацький О. І.* Завірково-калібрувальні дані в задачах природокористування, пов'язаних із сільськогосподарськими культурами // Багатоспектральні методи дистанційного зондування Землі в задачах природокористування / За ред. В. І. Лялька, М. О. Попова. — Київ: Наук. думка, 2006. — С. 262–268.
3. *Лялька В. І., Сахацький О. І., Жолобак Г. М.* Особливості прогнозування врожайності зернових культур за багато спектральними даними ДЗЗ // Багатоспектральні методи дистанційного зондування Землі в задачах природокористування / За ред. В. І. Лялька, М. О. Попова. — Київ: Наук. думка, 2006. — С. 176–191.

4. *Chavez P. S.* An improved dark-object subtraction technique for atmospheric scattering correction of multispectral data // *Remote Sens. Environ.* — 1988. — **24**. — P. 459–479.
5. *Chavez P. S.* Radiometric calibration of Landsat Thematic Mapper multispectral images // *Photogrammetric Engineering and Remote Sensing.* — 1989. — **55**, N 9. — P. 1285–1294.
6. *Fritz S., et al.* The use of MODIS data to derive acreage estimations for larger fields: A case–study in the south–western Rostov region of Russia // *Int. J. Appl. Earth Obs. Geoinf.* — 2008. — **10**. — P. 453–466.
7. *Martinez-Casasnovas J. A., et al.* Mapping multi-year cropping patterns in small irrigation districts from time–series analysis of Landsat TM images // *Eur. J. Agron.* — 2005. — **23**. — P. 159–169.
8. *Turker M., Arikan M.* Sequential masking classification of multi-temporal Landsat 7 ETM+ images for field-based crop mapping in Karacabey, Turkey // *Int. J. Remote Sens.* — 2005. — **26**. — P. 3813–3830.

Надійшла до редакції 12.08.11

S. S. Kokhan

APPLICATION OF VEGETATION INDEXES DERIVED FROM SATELLITE IMAGES IRS–1D LISS–III FOR DETERMINATION OF CROP STATUS

A scale for the determination of crop density is developed on the basis of normalized vegetation index value derived from the series of satellite images IRS-1D LISS-III for the spring and summer season and with the use of ground data.

УДК 502:519.2

В. Г. Якимчук, Г. М. Жолобак, А. Ю. Порушкевич, О. І. Сахацький

Державна установа «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі
Інституту геологічних наук НАН України», Київ

ВИКОРИСТАННЯ КОСМІЧНИХ І МЕТЕОРОЛОГІЧНИХ ДАНИХ ДЛЯ ОЦІНКИ ВРОЖАЙНОСТІ ОЗИМОЇ ПШЕНИЦІ

Розглядається залежність врожайності озимої пшениці від температури, кількості опадів і космічного параметра NDVI у вигляді рівнянь множинної регресії. Врожайність прогнозується шляхом обчислення значення функції множинної регресії для конкретних значень кількості опадів і середньої температури або параметра NDVI, отриманих у попередні до прогнозування місяці вегетації пшениці.

Методи прогнозування врожайності [4] вимагають численних контактних вимірювань характеристик ґрунту та рослин. На сьогодні для цього доцільно використовувати параметри стану середовища вегетації, отримувани за допомогою космічних апаратів або метеостанцій. Метод розрахунку значення врожайності з використанням середньої декадної температури повітря і суми опадів за декаду, описано в роботі [1]. Тут поряд з метеопараметрами розглядається також нормалізований відносний індекс рослинності NDVI (Normalized Difference Vegetation Index) — простий якісний показник кількості біомаси.

Метою роботи є дослідження можливості прогнозування врожайності озимої пшениці шляхом визначення множинної регресії, що описує взаємозв'язок ознак-факторів (температура, кількість опадів і NDVI) та результативної ознаки (врожайність).

Для проведення аналізу були взяті дані про врожайність озимої пшениці і метеоумови у Барішівському, Білоцерківському, Миронівському і Яготинському районах Київської області у 1992—2002 рр. [1].

Спочатку були проаналізовані взаємозв'язки між об'єктивними процесами вегетації зерно-

вих культур і метеорологічними умовами. Припускається, що між зазначеними величинами є залежність, яка включає кореляційні і регресійні зв'язки. Між згаданими величинами необхідно виявити зв'язок та вивчити й встановити його форму, що і є основною задачею регресійного аналізу.

Необхідно знайти оптимальний варіант моделі, що відображає основні закономірності досліджуваного явища з достатнім ступенем статистичної надійності. Для прогнозування врожайності у певний момент часу між посівом і збиранням врожаю необхідно мати рівняння, що виражає залежність врожайності від декадних значень температури й опадів за період від посіву до часу прогнозу, за винятком зимових місяців. Наприклад, прогноз на початок травня повинен враховувати температуру й опади після посіву для всіх декад до кінця квітня.

У загальному вигляді багатовимірної лінійної регресійної моделі залежності урожайності u від температури й опадів як факторних змінних x_1, x_2, \dots, x_k має вигляд [1]

$$u = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + \dots + b_kx_k. \quad (1)$$

Для оцінки невідомих коефіцієнтів b_j беруться архівні дані за n років врожайності u_1, u_2, \dots, u_n і подекадні значення температури й опадів.

У матричній формі модель має вид

$$U = X \cdot B, \quad (2)$$

$$\mathbf{X} = \begin{pmatrix} 1 & x_{11} & x_{12} & \dots & x_{1k} \\ 1 & x_{21} & x_{22} & \dots & x_{2k} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & x_{n1} & x_{n2} & \dots & x_{nk} \end{pmatrix}, \mathbf{U} = \begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ \dots \\ \dots \\ u_n \end{pmatrix}, \mathbf{B} = \begin{pmatrix} b_0 \\ b_1 \\ \dots \\ b_k \end{pmatrix},$$

де \mathbf{U} — вектор-стовпець фактичних значень залежної змінної (врожайності) розмірності n , \mathbf{X} — матриця значень впливових змінних (метеоданих) розмірності $n(k+1)$, \mathbf{B} — вектор-стовпець оцінюваних коефіцієнтів параметрів розмірності $k+1$.

Оцінки коефіцієнтів b_j знаходяться методом найменших квадратів за значеннями врожаю, опадів і температури з виразу

$$\mathbf{B} = (\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1} (\mathbf{X}^T \mathbf{Y}). \quad (3)$$

Процедура реалізації описаного методу прогнозування врожайності складається з двох етапів. На першому етапі провадиться обчислення коефіцієнтів b_0, b_1, \dots рівняння регресії за архівними даними врожайності й метеопараметрів. На другому етапі в рівняння з отриманими коефіцієнтами вводяться значення опадів і температури попередніх місяців вегетації й обчис-

люється прогнозоване значення врожайності. Перевірка методу показала можливість прогнозування з точністю, яка у рамках проведеного експерименту не нижча за результати прогнозування за контактними вимірюваннями стану рослин і ґрунту [1].

На відміну від опадів і температури значення NDVI є фактором, який не впливає на стан пшениці, а відображає його. З огляду на одержані коефіцієнти рівняння регресії (1) на врожайність пшениці переважно впливають температурні показники, а опади мають незначний вплив. Виходячи з наявних даних SPOT-Vegetation [http://free.vgt.vito.be/] та розглянутих вище результатів, зроблено спробу визначити існування зв'язку динаміки NDVI та врожайності.

Дані NDVI вегетаційного періоду з 1998 до 2005 рр. були отримані з серії подекадних знімків SPOT Vegetation з просторовим розрізненням 1 км. У межах господарств Барішівського району Київської області були вибрані поля озимої пшениці з достатньо великою площею посівів, щоб забезпечити використання даних NDVI низького просторового розрізнення (рис. 1).

З метою автоматизації отримання даних NDVI відповідної області з серії наявних знімків і збе-

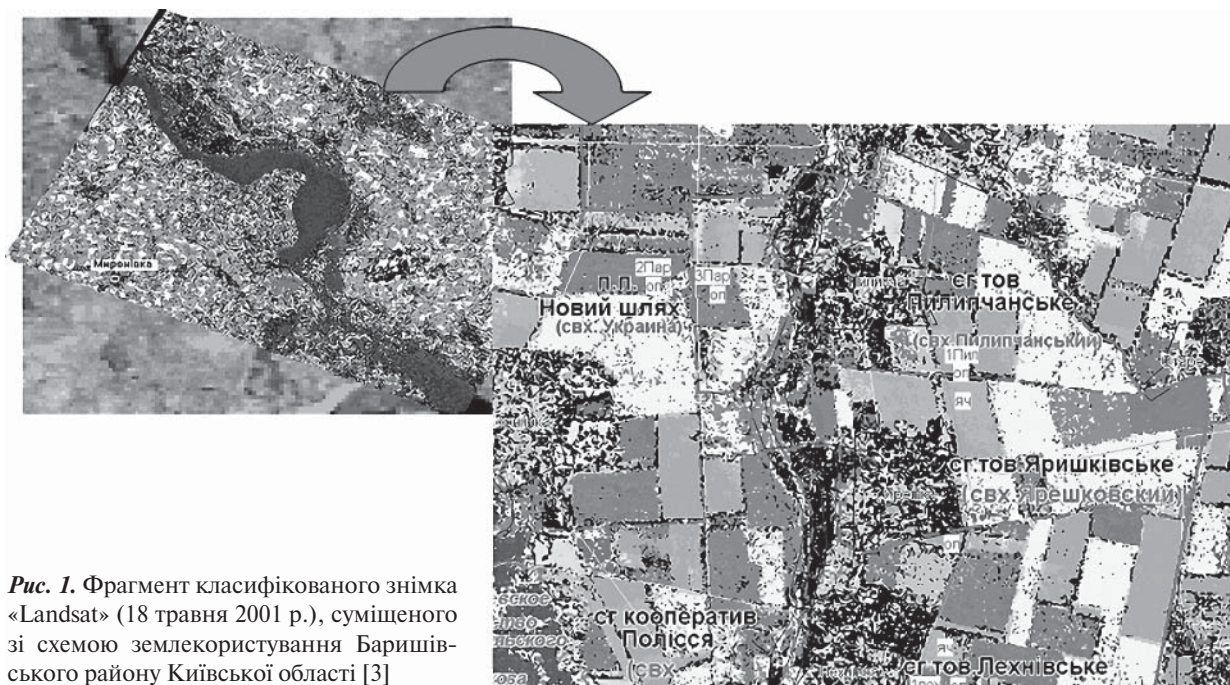


Рис. 1. Фрагмент класифікованого знімка «Landsat» (18 травня 2001 р.), сумішеного зі схемою землекористування Барішівського району Київської області [3]

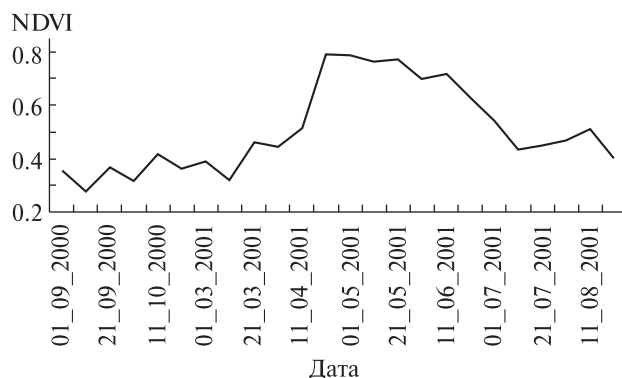


Рис. 2. Графік NDVI озимої пшениці в межах Київської області

Значення найбільших за модулем коефіцієнтів b_i множинної регресії

b_{21}	-15.79	t_{03-2}
b_{47}	12.68	t_{07-3}
b_{11}	8.70	t_{10-3}
b_{39}	-8.66	t_{06-2}
b_{29}	-8.56	t_{04-3}
b_{33}	8.51	t_{05-2}
b_{37}	7.58	t_{06-1}
b_{45}	6.33	t_{07-2}
b_5	-6.13	t_{09-3}
b_{41}	5.39	t_{06-3}
b_3	4.92	t_{09-2}
b_{27}	-4.89	t_{04-2}
b_{25}	4.83	t_{04-1}
b_{31}	-4.60	t_{05-1}
b_9	-3.96	t_{10-2}
b_7	-3.46	t_{10-1}
b_{35}	3.26	t_{05-3}
b_{24}	-2.95	d_{03-3}

реження отриманої інформації у зручному для подальшого аналізу форматі, розроблено відповідну утиліту на мові програмування C++ з використанням відкритої бібліотеки GDAL/OGR. На вхід утиліти подається інтервал часу та координати центра площі посівів, яка нас цікавить. Координати задаються у системі WSG-84 [2]. На виході утиліти одержуємо таблицю, рядки якої містять значення NDVI у вигляді числа з плаваючою точкою для відповідної дати. Графік NDVI

наведено на рис. 2 (дані за листопад — грудень 2000 р. та січень — лютий 2001 р. не показано).

Аналіз ознак-факторів показав, що кореляція величини NDVI з температурою дорівнює 0.73 ± 0.13 , а із кількістю опадів — 0.24 ± 0.12 .

У рівнянні множинної регресії, одержаному для Київської області [1], найбільшими за модулем є коефіцієнти при подекадних значеннях температури. У таблиці після 17 найбільших за модулем коефіцієнтів ($b_{21}, b_{47}, \dots, b_{24}$) при температурах ($t_{03-2}, t_{07-3}, \dots, t_{05-3}$) лише 18-м є перший коефіцієнт $b_{24} = -2.95$ при величині опадів d_{03-3} . Позначення у таблиці: t_{03-2} — середня температура другої декади 3-го місяця, t_{07-3} — середня температура третьої декади 7-го місяця і d_{03-3} — сума опадів третьої декади 3-го місяця.

У відповідності до виразу (1) урожайність є сумою добуток коефіцієнтів на значення метеопараметрів, і саме величина добутку показує вклад кожного часового періоду параметра в прогнозоване значення врожайності. Відсотковий вклад абсолютних значень добуток тільки для температурних показників становить понад 81 % загальної суми.

Це може бути підставою, щоб у випадку відсутності метеоданих для прогнозування врожайності скористатися значеннями NDVI. Для обчислень використовується вираз (1), в якому відсутні коефіцієнти при подекадних значеннях опадів а коефіцієнти при температурних показниках множаться на масштабовані значення NDVI, які відповідають тій же даті. Перевірка цього припущення виконувалася на значеннях вегетаційного періоду 2004—2005 рр. на території Баришівського р-ну порівнянням результатів прогнозування на основі метеоданих і NDVI. Величина похибки за час вегетації має спадний характер, що пояснюється додаванням нових даних, похибка за даними NDVI для різних строків прогнозування перевищувала в середньому на 10 % похибку за метеоданими.

ВИСНОВКИ. Отримані рівняння у формі множинної регресії зв'язують врожайність озимої пшениці як зі значеннями температури й кількості опадів, так і зі значеннями космічних вимірювань NDVI. Коефіцієнти рівнянь обчислюються за архівними даними врожайності,

опадів, температури і NDVI. Прогнозування врожайності виконується шляхом обчислення значення функції множинної регресії, де аргументами є кількість опадів і середня температура або космічні вимірювання NDVI, отримані у попередні до прогнозування місяці вегетації пшениці.

1. Жолобак Г. М., Якимчук В. Г., Сахацький О. І. та ін. Моделювання і прогнозування в задачах природокористування (на прикладі оцінки врожайності озимої пшениці) // Доп. Нац. академії наук. — 2010. — № 4. — С. 164—168.
2. Кеннеді М., Корр С. Картографические проекции. — К.: ЕСОММ Со, 2003. — 112 с.
3. Лялько В. И., Сахацкий А.И., Ходоровский А. Я. и др. Возможности прогнозирования урожайности зерновых культур на основе совместного использования многозональных космических снимков AVHRR, NOAA и «Landsat TM» (на примере Киевской облас-

ти) // Космічна наука і технологія. — 2002. — 8, № 2/3. — С. 249—255.

4. Платонова Т. Ф. Прогнозирование динамики урожайности сельскохозяйственных культур. — Кишинев: Штиинца, 1983. — 88 с.

Надійшла до редакції 11.07.11

V. G. Yakimchuk, G. M. Zholobak, A. Yu. Porushkevich,
O. I. Sakhatsky

THE USE OF SATELLITE AND METEOROLOGICAL DATA FOR THE ESTIMATION OF WINTER WHEAT YIELD

We consider the relationship between winter wheat yield and temperature, rainfall and satellite NDVI measurements in the form of multiple regression equations. The yield estimation is performed by calculating the value of the multiple regression function for concrete values of rainfall and average temperature or NDVI parameter which are obtained in previous months of wheat growing season.

Roger-Maurice Bonnet

FROM F.G.W. STRUVE TO JAMES WEBB *



Diploma

F.G.W. Struve,

*The Founder and First Director of Pulkovo Observatory,
Commemorative Medal*

is awarded to

*Professor **Roger-Maurice Bonnet**
former President of COSPAR.*

for his Outstanding Contribution to Astronomy and Space Science

The Academic Board of the Pulkovo Observatory
Director **Alexander Stepanov**

Saint-Petersburg, Pulkovo 2011



Dear Professor Stepanov,
Dear Thierry,
Dear friends and colleagues,

It is a great honour to be presented today with the Friedrich-Georg-Wilhelm Struve Award. The award has been given in the past to an impressive series of scientists and space personalities. Let me quote among many others, my friend Academician Alexander Boyarchuk, Evgueny Mazets and Astronauts Goergy Grechko and Serguei Krikalev. I would like to express my warmest acknowledgments and appreciation to the Pulkovo Observatory for that great honour that allows me to celebrate today the famous scientist and astronomer who has given his name to the award. In the history of science F.G.W. Struve will indeed be remembered as a great astronomer and a promoter of astronomical knowledge.

As several of his contemporaries, he associated his talents in astronomical observation to those of an instrumentalist, which he applied in particular to the field of geodesy, as illustrated by the most ambitious long meridian arc measurement he made between 1816 and 1819 in the framework of the triangulation of Livonia on the Eastern coast of the Baltic Sea. As a space astronomer and an instrumentalist myself, I feel a lot of sympathy for that great scientific personality and for his associating talents in both the development of new techniques and using them for observation, two talents without which astronomy would not exist to the level it has reached today.

My own involvement in science was totally determined by the launch of Sputnik-1 in 1957. That event triggered my passion for space and for astronomy. Since then, my career has been fully devoted to these two great achievements of the last century and particularly to space thanks to two Great Russian engineers and scientists: Serguei Korolev and Mstislav Keldysh, the fathers of space exploration and of space science. A few years ago, we celebrated in this country the 50th anniversary of the historical launch of Sputnik-1, the

* Неофіційний переклад див. на с. 72–75.

creation of Serguei Korolev, and this year the 100th anniversary of the birth of Academician M. Keldysh.

Their legacy and that of the Soviet space program cannot be minimized: they have led a true revolution! In the past 50 years, we have extensively travelled through the Solar System; we have landed on the Moon, on Mars, Venus, Titan, and on asteroids. Soon, ESA Rosetta mission will land on the nucleus of a comet and plans are that we will soon explore asteroids and the icy moons of Jupiter and return to the Moon and possibly to Titan. With the “Voyagers” of NASA, we are reaching the limits of the Heliosphere and exploring the virgin territories of deep space, leaving our Solar System behind us and entering the interstellar medium of our Milky Way.

By observing the sky from above the Earth’s atmosphere we have accessed all the hidden portions of the electromagnetic spectrum: the UV, the X and the gamma rays (thanks in particular to INTEGRAL to which the Pulkovo Observatory and your ISDC, dear Thierry, have contributed so much), the infrared, and the sub-millimetre wavelengths. We have started exploiting with an enormous amount of success that nearly inexhaustible and inestimable reserve of discoveries and knowledge that is called space astronomy.

Today, space-based astronomy is an integral part of contemporary astronomical research, resting on a set of powerful operational telescopes developed by major space agencies, encompassing the whole electromagnetic spectrum: e.g. Fermi and Integral at gamma-ray energies, Chandra and XMM-Newton for X-rays, Hubble in the near-ultraviolet, visible and near infrared wavelengths, and Herschel and Planck in the far infrared and sub-millimetre domain. However, I would like to temper my enthusiasm for the potential of these tremendous possibilities and express a concern here that I shared with my friend Johan Bleeker in a recent policy forum published in [1]. Part of what follows results from reflections that Isabelle Grenier, Pietro Ubertini, Johan Bleeker and I recently shared in analyzing the future of space astronomy. Let me thank all three here for their illuminating thoughts.

The present golden age of space astronomy based on these large missions may soon come to a rest as several of them are supposed to reach the end of their scientific and technical capabilities, and they may not

be replaced. The situation is particularly critical in the high-energy domain as no successors to XMM-Newton, Chandra, Integral and Fermi are in development. Certainly, in the past three to four years, a considerable effort has been made by the scientific community in the formulation of future plans. The most famous among them are the Decadal Surveys of the US National Academy of Science for astronomy and planetary scientific exploration [2, 3], and also the ESA “Cosmic Vision” [4] and the Europe-led Astronet “Science Vision for European Astronomy” [5]. Their identified scientific priorities give preference to missions addressing the topics of dark energy, dark matter and exoplanet research, as well as the detection of gravitational waves with the Laser Interferometer for Space Astronomy (LISA) under study at ESA and NASA. In planetary science priority is given to Mars, Jupiter and its satellites as well as Uranus. Unfortunately, none of the identified projects are ready to start soon. Why?

At NASA, the development of the 6.5 m James Webb Space Telescope (JWST) is now blocking the start of all other new large missions. The cost of the successor of Hubble has increased almost tenfold since its start in the mid 1990s and its launch keeps slipping, from the original goal of 2007, to now 2018 or even beyond. These cost overruns cast serious doubts on the feasibility of implementing within the decade the US Decadal Survey priorities, WFIRST, LISA and IXO. Regrettably, within the ESA Cosmic Vision program, no new large mission has been approved in the last ten years. The sad conclusion is that apart from identifying obvious priorities, the US and European surveys will not likely deliver any of these large flagship missions apart from the JWST. These time-consuming and expensive planning exercises may have to be done again if ever, using different approaches and different management schemes. The context is even more sterile that several missions presently foreseen to be developed in cooperation between ESA and NASA are threatened of being abandoned or very substantially descope. That is the case in particular of IXO for which ESA recently announced unexpectedly that cooperation with NASA was no longer considered feasible because of the incompatibility between the two agencies on schedules and budgets, and for the possible merg-

ing into a single project of the NASA WFIRST and the ESA Euclid missions, both aiming at mapping the geometry of the universe and the distribution of dark matter and dark energy. In the planetary science domain, all foreseen missions cannot be developed unless they undergo a drastic descope: there also the anticipated scenarios for international cooperation must be drastically revisited because of lack of financial means.

How did that situation develop? All these missions have been designed in the framework of tightly connected international cooperation scenarios and both ESA and NASA programs on big missions are now complexly imbricate with no control mechanism in place for each partner to control the schedule slippage and cost overruns of the other. It seems that the two major space agencies of the world have indeed lost their ability to properly manage their big missions. NASA seems not to have realized that it is not anymore living in the Apollo era when money was flowing in with billions of dollars granted by the government whenever necessary. Unfortunately, JWST does not represent the same political challenge as the landing of Man on the Moon and money is much more scarce and difficult to get from the President and the Congress. As to ESA, it has abandoned many of the approaches that made the success of its Horizon 2000 Program based on design-to-cost, scientific balance and built-in independence from third partners. The Cosmic Vision program has resulted in no mission decided, because all those foreseen were more costly than the available budget, and relied essentially on the good will of another agency, in particular NASA, which unfortunately, as said, is blocked by the JWST present impasse. On both sides of the Atlantic, we witness a lack of management competence, exacerbated by a lack of a common and more global strategic planning.

When the cost of individual missions exceeds annual national space science budgets, a balanced long-term (10–20 years) program should be established that fits into an overall multi-year budget envelope. ESA's Horizon 2000 was a plan to be implemented! It rested on a set of large missions fulfilling the aspirations of the European scientific community in four selected areas of balanced excellence, definitely included in the plan, and not supposed to be aban-

doned through regular competitive selection processes. The plan was to be fulfilled through the development of specific Cornerstone missions in a period of 20 years after approval by the ESA Council, which was granted in 1985. Flexibility was added to the program through smaller size missions regularly selected in competition, and opened to all domains of space science. Last but certainly not least, the budget allocated to each mission was capped, allowing to maintaining the program scientific balance, and sticking within realistic financial limits fixed *a priori*. The program was to be implemented fully with European means alone, however some projects were open *a posteriori* to international cooperation in particular with NASA and all other interested agencies, thereby increasing the scientific scope of the missions.

The full program, and even more (including the re-launch of Cluster), was accomplished in 24 years instead of the 22 foreseen, a very honourable performance, with all Cornerstones launched between 1995 and 2009, all operating flawlessly. Furthermore, twelve medium-size missions, among whom we find Hipparcos, ISO, Giotto, the Huygens probe, Planck, Integral etc, and two small technology missions complemented them. Thanks to that program, Europe acquired a leadership position in Solar-Terrestrial physics, Comet science, X-ray and far infrared astronomy with Herschel, the largest space telescope yet launched, and also in planetary science through Huygens, Mars Express and Venus Express.

The dull situation confronting space astronomy in the near future, forces a profound reflexion on the way big missions ought to be implemented and managed in the future. We do believe that large scale space facilities required for ground breaking astronomy in the coming decades can only be accommodated by global pooling of financial resources and technological expertise. The present "piece meal" individual project approach inevitably leads to an open-ended design, budgeting and scheduling process, to the detriment of the science discipline (the JWST problem might not have arisen in its present magnitude if JWST had been part of a coherent program incorporating other missions, approved and all to be implemented within fixed schedules and budget). The disconnected approach with separate surveys in Europe, the U.S. and elsewhere seems to be no longer viable. Strategic long

term planning is needed to establish a science driven roadmap based on global cooperation with clearly identified science priorities and leadership sharing.

Recently, the Committee on Space Research (COSPAR) set up a working group chaired by P. Ubertini that involves representatives of the astronomy community from the main space fairing nations, aiming at establishing such a global program in space astronomy [6]. That exercise will be integrated within a similar one formulated by the IAU for ground based astronomy, and should result in a sort of international road map for contemporary astronomy. We fully support that approach and commend both COSPAR and the IAU for having initiated that exercise.

The implementation of the road map/global survey for space astronomy will undoubtedly be delicate! It should obviously reside in the space agencies through the establishment of an inter-agency coordination group for large observatory-class facilities and planetary missions. That interagency group would have to agree on the selection established by the scientific community for major flagship missions, contingent on an agreed mission concept, on the development of the necessary technologies, and on a cost-to-completion budget shared and affordable by all parties involved. Such an interagency roadmap should preferably extend over at least two decades given the long lead times for the development and qualification of the key cutting edge technologies.

New resources may also come from new partners that are increasingly demonstrating their capability to become main players in space science, like Russia, China, India and Brazil. They also have impressive plans for the future, including collaborative ventures with NASA, ESA and JAXA, and need to become involved in discussing priorities for these future interagency roadmaps. Tapping into these new resources would both offer a broader spectrum of competences and talents and open the door to more ambitious projects. It is therefore very important to fully involve these new partners in the planning exercise. After all, they are potential leaders and we must all witness their development with interest as the presently dull economic situation in the main space faring countries may not evolve positively in the future.

Over the past 200 years or so that elapsed since the birth of F. G. W. Struve (1793) and since the launch of Sputnik-1 (1957) astronomers have accessed the most unthinkable extremes of distances, of temperature, of vacuum, of density and gravity, and of time. They have discovered black holes everywhere, water everywhere in the Universe. The frontier of knowledge has constantly been pushed further opening new questions, challenging our ingenuity to observe the unobservable. Today, we are reaching another limit: that of our ability to finance and timely develop the big facilities required for pushing the frontier even further.

It is time for all space agencies to take part in the development of future large astronomy missions that would be included in a global road map established by the world scientific community through their national academies or their equivalent. The JWST example has put in clear evidence the danger of developing scientific ambitions without possessing and mastering the management structures and practices necessary to implement them, placing in real risk of elimination all other missions in the road map. We do hope that this example, as well as my message today will offer a possibility for saving the future of space astronomy through vision and political will, with a clear appreciation that leadership of large space missions should now be globally shared and accepted by all.

Thank you all for your attention. Thank you again Thierry for your help in reading these lines.

1. *Bonnet R. M., Bleeker J.* // *Science*. — 2011. — **333**. — P. 161—162.
2. *National Research Council: New Worlds, New Horizons in Astronomy and Astrophysics*, Washington, DC, National Academy of Science, 2010.
3. *National Research Council: Vision and Voyages for Planetary Sciences in the Decade 2013—2022*. — Washington, DC, National Academy of Science, 2011.
4. *Bignami G. F., Cargill P., Schutz P., Turon C.* *Cosmic Vision: Space Science for Europe 2015—2025*. — Noordwijk, Netherlands, ESA, 2005. — ESA BR-247.
5. *The Astronet Infrastructure Roadmap, A strategic Plan for European Astronomy* / Eds M. F. Bode, M. J. Cruz, F. J. Molster. — Paris, Astronet, 2008.
6. *Ubertini P., et al.* *Future of Space Astronomy: a Global Road Map for the Next Decades* // *Advs in Space Res.* — 2011.

Роже Моріс Бонне

ВІД Ф.Г.В. СТРУВЕ ДО ДЖЕЙМСА ВЕББА

Шановний професоре Степанов,
Шановний Тьєррі¹,
Дорогі друзі та колеги!

Для мене велика честь отримати сьогодні відзнаку ім. Фрідріха Георга Вільгельма Струве². Цією нагородою раніше були відзначені видатні науковці та діячі космічної галузі. Дозвольте мені з-поміж багатьох інших назвати мого друга, академіка Олександра Боярчука, Євгена Мазеца, а також космонавтів Георгія Гречка і Сергія Крикальова. Хотів би висловити мою найсердечнішу вдячність Пулковській обсерваторії, що я маю велику честь урочисто відзначити сьогодні відомого вченого та астронома, іменем якого названа пам'ятна медаль. В історії науки Ф. Г. В. Струве безумовно запам'ятався як видатний астроном і промотор астрономічних знань.

Як багато хто з його сучасників, він поєднував свої обдаровання в астрономічних спостереженнях з хистом інструменталіста, який він застосовував зокрема в галузі геодезії, про що свідчать найамбітніші вимірювання великої дуги меридіана, виконані ним упродовж 1816—1819 рр. в межах триангуляції Ліфляндії на східному узбережжі Балтійського моря. Я, як космічний астроном і інструменталіст, відчуваю глибоку симпатію до такої видатної наукової постаті і до його поєднаних обдарованостей, як у розвитку нової техніки, так і у використанні її для спостережень — два таланти, без яких астрономія не досягнула б теперішнього рівня.

Моє власне залучення в науку остаточно визначилось запуском «Супутника-1» в 1957 р. Ця подія стимулювала мою пристрасть до космосу і до астрономії. З того часу моя кар'єра повністю присвячена цим двом великим досягненням останнього століття й особливо космосу, завдяки

двом Великим російським інженерам і вченим: Сергієві Корольову і Мстиславові Келдишу, основоположникам космічних досліджень і космічної науки. Кілька років тому ми відзначали в цій країні 50-ту річницю історичного запуску «Супутника-1», творіння Сергія Корольова, а в цьому році — 100-ту річницю з народження академіка М. Келдиша.

Їхній спадок і те, що роль радянської космічної програми не може бути применшеною, зробили справжню революцію! Упродовж останніх 50 років ми екстенсивно подорожували Сонячною системою; висаджувалися на Місяць, Марс, Венеру, Титан та на астероїди. Незабаром місія ЄКА «Розетта» (Rosetta) здійснить посадку на ядро комети, плануються дослідження астероїдів і крижаних супутників Юпітера та повернення до Місяця, а можливо і до Титана. З допомогою «Вояджерів» (Voyagers) (НАСА) ми досягаємо меж геліосфери і досліджуємо незаймані території глибокого космосу, залишаючи позаду нашу Сонячну систему і вступаючи у міжзоряне середовище Молочного Шляху.

Спостерігаючи небо поза межами земної атмосфери, ми маємо доступ до всієї прихованої частини електромагнітного спектру: УФ-, рентгенівські і гамма-промені (особливо завдяки проекту «Інтеграл» (INTEGRAL), якому Пулковська обсерваторія і Ваш Центр даних (INTEGRAL Science Data Centre, ISDC), шановний Тьєррі, так багато посприяли), інфрачервоні і суб-міліметрові довжини хвиль. Ми взялися за розробки з великою кількістю досягнень, близьких до невичерпних і неоціненних резервів відкриттів і знань, які називаються космічною астрономією.

Нині космічна астрономія є невід'ємною частиною сучасних астрономічних досліджень, які базуються на серії створених головними космічними агентствами потужних діючих телескопів, які охоплюють весь електромагнітний спектр: наприклад космічні телескопи «Фермі» (Fermi)

¹ Тьєррі Курвуаз'є (Thierry Courvoisier) — президент Європейського астрономічного товариства (Ед.)

² В Росії став відомим як Василь Якович Струве (Ед.)

і «Інтеграл» — в гамма-діапазоні, «Чандра» (Chandra) і «Ньютон» (XMM-Newton) — для рентгенівських променів, «Габбл» (Hubble) — в близьких ультрафіолетових, видимих та близьких інфрачервоних довжинах хвиль, а також «Гершель» (Herschel) і «Планк» (Planck) — в далекій інфрачервоній і субміліметровій областях. Не дивлячись на це, я хотів би стримати свій ентузіазм стосовно потенціалу цих приголомшливих можливостей і висловити тут занепокоєння, яке я розділив з моїм другом Йоганом Блікером (Johan Bleeker), щойно опубліковане в роботі [1]. Частина з них випливає з міркувань, якими нещодавно поділилися Ізабелла Грен'є (Isabelle Grenier), П'єтро Убертіні (Pietro Ubertini), Йоган Блікер і я, аналізуючи майбутнє космічної астрономії. Дозвольте мені подякувати всім трьом за їхні просвітницькі роздуми.

Сучасний золотий період космічної астрономії, який ґрунтується на цих великих місіях, може невдовзі перерватися, бо деякі з них очевидно досягнуть завершення своїх наукових і технічних можливостей, і їх не можна замінити. Ситуація особливо критична у високоенергетичній області, оскільки спадкоємці місій «Ньютон», «Чандра», «Інтеграл» і «Фермі» не розробляються. Безумовно, за останні 3-4 роки науковим співтовариством докладено значних зусиль для розробки майбутніх планів. Найвідомішими з них є «Декадні огляди» (Decadal Surveys) Національної академії наук США з астрономії і планетних наукових дослідженнях [2, 3], а також «Космічне бачення» (Cosmic Vision) (ЄКА) [4] і європейський Астронет-проект «Бачення науки для європейської астрономії» (Science Vision for European Astronomy) [5]. Встановлені ними наукові пріоритети надають переваги місіям, спрямованим на розв'язання проблем дослідження темної енергії, темної речовини і екзопланет, а також виявлення гравітаційних хвиль за допомогою космічного інтерферометра LISA (Laser Interferometer for Space Astronomy), який розглядається нині в ЄКА і НАСА. В планетній науці пріоритет надається Марсу, Юпітеру та його супутникам, а також Урану. На жаль, жоден із зазначених проектів не готовий до скорого запуску. Чому?

У НАСА розробка 6.5-метрового космічного телескопа ім. Джеймса Вебба (James Webb Space Telescope, JWST) блокує запуск усіх інших нових великих місій. Вартість наступника «Габбла» збільшилась майже вдвічі з моменту його започаткування в середині 1990-х, і його запуск весь час зміщується від початкової дати (2007 р.) — тепер до 2018 р. або навіть далі. Ці перевищення вартості вносять серйозні сумніви щодо можливості здійснення в межах десятиріччя пріоритетів «Декадних оглядів» США: WFIRST, LISA і FHO. Прикро, але в рамках програми ЄКА «Космічне бачення» не затверджено жодної великої місії за останні 10 років. Сумний результат полягає в тому, що крім зазначених очевидних пріоритетів, без JWST американські та європейські служби, імовірно, не виконають жодної з цих великих флагманських місій. Ці довготривалі та дорогі заплановані експерименти можуть бути виконаними колись в разі використання інших підходів та управлінських схем. Ситуація видається навіть ще безрезультатнішою від того, що деякі місії, які передбачалося здійснити в кооперації між ЄКА і НАСА, перебувають під загрозою закриття або суттєвого скорочення. Така ж ситуація, зокрема, з ІХО, відносно якої ЄКА нещодавно несподівано заявило, що кооперація з НАСА більше не вважається здійсненою через невідповідність між двома агентствами у графіках і бюджетах та внаслідок можливого злиття в єдиний проект місій WFIRST (НАСА) і «Евклід» (Euclid) (ЄКА), метою яких є картографування геометрії Всесвіту і розподілу темної матерії та темної енергії. У галузі планетних наук усі передбачувані місії не можуть розроблятися, доки вони не зазнають корінного перегляду: також очікувані сценарії для міжнародної кооперації повинні бути радикально переглянуті через брак фінансових можливостей.

Як розвивалася ця ситуація? Всі ці місії планувалися в межах сценарію тісної міжнародної кооперації, і обидві програми (ЄКА і НАСА) з великих місій нині складно перекриваються через відсутність будь-якого механізму керування з боку кожного партнера, який би забезпечив контроль відставання графіка виконання і перевищення вартості іншими. Складається враження, що два найбільші космічні агентства світу насправ-

ді втратили здатність належним чином керувати своїми великими місіями. Очевидно, НАСА не усвідомило, що воно більше не перебуває в ері «Аполлона» (Apollo), коли гроші припливали за будь-якої необхідності мільярдами доларів, гарантованих урядом. На жаль, JWST не є таким же політичним викликом, як висадка людини на Місяць, та й гроші набагато скромніші, і їх важко отримати від Президента і Конгресу. Що стосується ЄКА, то воно втратило багато підходів, які забезпечили успіх його програмі «Горизонт-2000» (Horizon 2000), що базувалась на принципі проектування згідно із заданою вартістю, наукового балансу і наперед визначеної незалежності від третіх партнерів. Програма «Космічне бачення» (Cosmic Vision) не мала певного результату в жодній місії, оскільки всі ці передбачення були набагато дорожчими за наявний бюджет, і суттєво залежали від доброї волі іншого агентства, особливо від НАСА, яке, на жаль, як було зазначено, заблоковане теперішнім безвихідним станом проекту JWST. На обох берегах Атлантичного океану ми засвідчуємо відсутність уміння менеджменту, поглибленого браком загального і глобальнішого стратегічного планування.

Коли вартість окремих місій перевищує річний національний космічний науковий бюджет, зрівноважена довгострокова (10—20 років) програма повинна складатися так, щоб вона відповідала загальному багаторічному бюджетному пакету. Програма «Горизонт-2000» була планом, обов'язковим до виконання! Вона базувалася на серії великих місій, які відповідали прагненням Європейської наукової спільноти в чотирьох вибраних сферах пропорційних довершеностей, які звичайно включені в план як такі, що не повинні бути закритими внаслідок процесів постійного конкурсного відбору. Цей план можна було реалізувати через розробку спеціальних наріжних місій упродовж 20 років після розгляду Радою ЄКА, яка погодила його у 1985 р. Внаслідок включення меншого розміру місій, які регулярно відбирались за конкурсом, відкритим для всіх галузей космічної науки, програма стала маневренішою. Останнє, але звичайно не менш важливе, — бюджет, призначений для кожної місії, був перевершений, що допускало підтримування балансу на-

укових програм і втискування в межах реальних фінансових лімітів, зафіксованих *a priori*. Програму можна було виконати повністю за рахунок лише Європейських коштів, проте деякі проекти були відкриті *a posteriori* для міжнародної кооперації, зокрема з НАСА та усіма іншими зацікавленими агентствами, збільшуючи таким чином наукові рамки місій.

Вся програма, і навіть більше того (включаючи перезапуск «Кластера» (Cluster), була виконана за 24 роки замість передбачуваних 22, доволі почесне досягнення — разом з усіма наріжними місіями, запущеними між 1995 і 2009 рр., всі функціонують бездоганно. Більше того, виконано 12 місій середнього розміру, серед яких знаходимо «Гіппаркос» (Hipparcos), «ISO», «Джотто» (Giotto), зонд «Гюйгенс» (Huygens probe), «Планк» (Planck), «Інтеграл» та інші, а також дві невеликі технологічні місії, які їх доповнюють. Завдяки цій програмі Європа здобула лідерство в сонячно-земній фізиці, кометній науці, рентгенівській і інфрачервоній астрономії з допомогою все ще не запущеного найбільшого космічного телескопа «Гершель» (Herschel), а також у планетній науці завдяки місіям «Гюйгенс», «Марс-Експрес» (Mars Express) і «Венера-Експрес» (Venus Express).

Сумна ситуація конфронтаційної в недалекому майбутньому космічної астрономії поглиблює сумніви з приводу можливостей великих місій, які будуть здійснюватися в майбутньому. Ми вважаємо, що великомасштабні космічні засоби, необхідні для наземної астрономії в прийдешніх десятиріччях, можуть бути застосовані лише шляхом глобального об'єднання фінансових ресурсів і технологічної експертизи. Теперішній фрагментарний індивідуальний підхід неминуче призводить до необмеженого в часі процесу проектування, асигнування і календарного планування, на шкоду науковим галузям (проблема JWST могла б не виникнути в її теперішніх розмірах, якби JWST був частиною зв'язної програми, що об'єднує інші затверджені місії, виконувані в рамках установлених графіків і бюджету). Ізольований підхід, з окремими оглядами в Європі, США і де завгодно, видається більше не життєздатним. Стратегічне довгострокове планування потребує заснування науки, керованої дорожньою картою, яка ґрунтується на

глобальній кооперації з чітко визначеними науковими пріоритетами і розділеним керівництвом.

Недавно Комітет з дослідження космічного простору (COSPAR) заснував робочу групу під головуванням П. Убертіні (P. Ubertini) з представників астрономічної спільноти з основних причетних до космосу країн, яка ставить за мету створення такої глобальної програми з космічної астрономії [6]. Це завдання буде інтегроване з відповідним завданням, сформульованим МАС для наземної астрономії, і воно повинне завершитися створенням подібної міжнародної дорожньої карти для сучасної астрономії. Ми повністю підтримуємо такий підхід і вітаємо і COSPAR і МАС з ініціюванням цього починання.

Реалізація дорожньої карти/глобального огляду для космічної астрономії безперечно буде складною! Вона очевидно повинна належати космічним агентствам через створення міжвідомчої координаційної групи для потужних обсерваторій і планетних місій. Ця група мала б домовитися про відбір визнаних науковою спільнотою великих флагманських місій, залежних від узгодженої концепції місій, від розвитку необхідних технологій, від виділених бюджетом коштів на завершення, а також від спроможностей усіх залучених учасників. Така міжвідомча дорожня карта повинна поширюватися принаймні на два десятиріччя, надаючи тривалий період для розвитку і модифікації ключових тонких технологій.

Нові ресурси можуть також надійти від нових партнерів, які наполегливо демонструють свою здатність стати головними гравцями в космічній науці, таких як Росія, Китай, Індія і Бразилія. Вони також мають вражаючі плани на майбутнє, включаючи спільні сміливі проекти з НАСА, ЄКА і JAXA, і мають потребу бути включеними в обговорювані пріоритети стосовно цих майбутніх міжвідомчих дорожніх карт. Підключення до цих нових ресурсів розширило б спектр спроможностей і обдарованостей та відкрило б двері

до амбітніших проектів. Отже, дуже важливим є принаймні включення цих нових партнерів в заплановані експерименти. Зрештою вони є потенційними лідерами, і ми всі повинні з інтересом засвідчити їхній розвиток, бо сучасна безрадїсна економічна ситуація в головних космічних країнах не зможе в майбутньому позитивно розвиватися.

За останні 200 (чи близько цього) років, які минули з народження Ф.Г.В. Струве (1793), після запуску «Супутника-1» (1957) астрономи мають доступ до найнеймовірніших екстремальних відстаней, температур, вакууму, густини, тяжіння і часу. Вони відкрили чорні діри і воду повсюду у Всесвіті. Межа знань постійно просувається далі, відкриваючи нові проблеми, стимулюючи нашу винахідливість спостерігати неспостережуване. Тепер ми досягаємо іншого рубежу: обмеження наших можливостей фінансування і своєчасного удосконалювання великих виробничих потужностей, потрібних для подальшого розширення цих меж.

Настала пора для всіх космічних агентств взяти участь у розвитку майбутніх великих астрономічних місій, які були б включені в глобальну дорожню карту, встановлену світовим науковим співтовариством через свої національні академії чи еквівалентні їм інституції. Приклад JWST — це чітке свідчення небезпеки наукових амбіцій, які розвиваються без оволодіння управлінськими структурами і набуття практики, необхідних для їхнього втілення, залишаючи під реальною загрозою виключення всіх інших місій в дорожній карті. Ми сподіваємося, що цей приклад, як і моє повідомлення сьогодні, посприять збереженню майбутнього космічної астрономії шляхом запровадження далекоглядних підходів і політичної волі, з чітким розумінням того, що керівництво великих космічних місій тепер повинне бути глобально розділеним і визнаним усіма.

Дякую за Вашу увагу. Ще раз дякую Вам, Тьєррі, за допомогу у проголошенні цих рядків.

М. Я. Маров

Институт прикладной математики Российской академии наук, Москва, Россия

ПРЕДЛОЖЕНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ ПО ИЗУЧЕНИЮ И ОСВОЕНИЮ ЛУНЫ КАК ОСНОВЫ СТРАТЕГИИ КОСМИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ НА ПЕРИОД ДО 2030—2040 гг.

I. Основа стратегии. Основой стратегии космических исследований Солнечной системы на период до 2030—2040 г. должно быть детальное изучение Луны, опирающееся на автоматические космические аппараты и робототехнические системы, и начало ее освоения, включая пилотируемые экспедиции и развертывание элементов инфраструктуры для создания обитаемой лунной базы. Освоение Луны, как ближайшего к нам небесного тела, следует рассматривать в качестве важнейшей политической и народно-хозяйственной, задачи ближайшего будущего, обещающее огромный экономический эффект. В этот же период предполагается решение ряда фундаментальных научных проблем, связанных с природой, происхождением и эволюцией Солнечной системы, что требует проведения, наряду с Луной, комплекса исследований планет, их спутников и малых тел (комет, астероидов).

Такой подход не противоречит ранее определенной целевой задаче ФКП-2020 по разделу лунной программы, согласно которой, после полета на Луну серии автоматических аппаратов, предполагается создание технических средств и элементов инфраструктуры для исследования и освоения Луны пилотируемыми средствами. С этой целью предусмотрено создание перспективного пилотируемого корабля и транспортной системы, облет Луны, создание посадочно-взлетного комплекса, проведение экспедиций на Луну, развертывание лунной орбитальной станции в качестве опорного окололунного космического порта, создание постоянно-действующей лунной базы. Предполагается, что пример-

но та же схема в перспективе может послужить основой для пилотируемых полетов к Марсу.

Несомненно, что Россия, при выборе ключевых элементов рациональной и, вместе с тем, амбициозной космической программы, должна опираться, с одной стороны, на развитие имеющихся конкурентных преимуществ в средствах выведения, межорбитальной транспортировки и создании пилотируемых станций, а с другой стороны — на реальное ресурсообеспечение, технологические и экономические возможности, а также соображения обеспечения высокой надежности и безопасности. С этой точки зрения работа над проектом пилотируемого полета к Марсу на современном этапе представляется нереалистичной. Исходя из актуальных научных задач, технических возможностей и финансовых ограничений, альтернативы Луне попросту нет. Поэтому на ее детальном изучении и освоении надо сосредоточить усилия научных и производственных организаций на ближайшие примерно 20—30 лет, а работы по полетам к Марсу вести пока на уровне НИР. Это позволит не распылать ресурсы, сделать настоящий рывок в космических технологиях и в обозримое время получить выдающиеся научные и практические результаты.

II. Научное обоснование. Луна представляет первостепенный интерес для космогонии, планетологии и наук о Земле — геофизики, геологии, геохимии. Поэтому изучение Луны и, прежде всего, попытка реконструкции основных эволюционных процессов имеют важнейшее значение, прежде всего, в контексте ее происхождения и лучшего понимания истории Земли. Между тем,

несмотря на значительный прогресс в знаниях о Луне, обеспеченный беспрецедентной по масштабам и затратам американской и советской космическими программами в 1960 — 1970-х годах, ответы на многие ключевые вопросы о природе и происхождении этого ближайшего к Земле небесного тела пока не найдены. Необходимо, в частности, получить убедительные данные для выбора между двумя основными гипотезами образования Луны: вместе с Землей из частично дифференцированного газопылевого вещества протопланетного диска, или в результате катастрофического столкновения ранней Земли $\sim 4.6 \times 10^9$ лет назад с крупным небесным телом размером с Марс. Эти и другие важные вопросы следует рассматривать в контексте формирования всех планет и их спутников, включая расстояние от Солнца, раннюю эволюцию с учетом обилий высоко- и низкотемпературных конденсатов и газов, запасы радиогенных элементов. Луна дает вполне определенный подход к решению этих фундаментальных проблем.

В последние годы интерес к изучению Луны усилился в целом ряде стран. В значительной мере это вызвано политическими причинами: новые игроки в космических исследованиях — Китай, Индия и Япония — полетами к Луне хотят продемонстрировать свои возможности выйти за пределы околоземного космоса. Недавно США заявили о создании в обозримом будущем постоянно-действующей базы на Луне, что также продиктовано, в первую очередь, престижными соображениями. Вместе с тем, наблюдается и рост научного интереса к новому этапу лунных исследований. Связано это с тем, что, несмотря на громадный прогресс в наших знаниях о планетах и малых телах Солнечной системы (астероидах и кометах), становится все более очевидным, что ответы на ряд кардинальных вопросов современной космогонии легче найти, вернувшись на Луну. Это потребует проведения комплексных исследований на ее поверхности и детального изучения вещества лунных пород, поскольку измерения с орбитальных аппаратов не дадут ответа на стоящие вопросы. Важно подчеркнуть, что, помимо расширения представлений о механизмах обра-

зования планетных тел, такие исследования имеют чрезвычайно важное значение для лучшего понимания природы и самых ранних этапов эволюции Земли. Дело в том, что только на Луне были найдены породы, отвечающие аккреционной стадии Земли и других тел Солнечной системы, т.е. возрасту Земли, на которой вследствие последующих активных геологических процессов сохранились только значительно более молодые породы.

Наряду с этим, в полярных районах Луны обнаружены участки, указывающие на присутствие там водорода, — вероятнее всего, в виде скоплений водяного льда на очень холодных (примерно минус 200 °С) днищах приполярных кратеров, причем не только вечно затененных, но и частично освещенных, что вызывает особый интерес. Эти результаты открыли нам как бы новую Луну — не совершенно сухую, как считалось до недавнего времени, а достаточно влажную. Поэтому ключевым элементом новых программ исследований должна стать доставка на Землю образцов пород, отобранных в полярном районе Луны, и их детальное лабораторное изучение, прежде всего для определения содержания в них летучих и органических соединений, сидерофильных, тугоплавких и других порообразующих элементов, изотопного состава, возраста минеральных фракций. Эти и другие тонкие измерения позволят пролить свет на прошлое Луны и одновременно окажут влияние на стратегию ее будущего освоения.

С точки зрения перспектив будущего освоения Луны ключевое значение приобретают, наряду с оценками локальных запасов воды, также вопросы о возможности освоения сырьевых ресурсов и промышленного использования минералов, содержащих Fe, Al, Si, Ti и служащих источником строительных материалов, получения воздуха и воды из содержащихся в горных породах H_2 и O_2 , и др. Актуален вопрос о реальных перспективах практического использования в качестве будущего эффективного энергетического источника изотопа 3He , содержание которого в ильмените оценивается величиной ~ 10 ppb.

III. Важнейшие задачи. Исходя из наиболее актуальных научных проблем, стратегия иссле-

дований Луны должна быть нацелена на решение задач, связанных, в первую очередь, с происхождением системы Земля — Луна и различными путями эволюции Земли, Луны и планет земной группы.

Перечень важнейших задач **фундаментальных научных исследований**:

- Проблема происхождения Луны и системы Земля-Луна, непосредственно связанная с ключевыми проблемами планетной космогонии;

- Эволюция и тепловая история Луны, состав и хронология лунных пород, как «окно» в раннюю геолого-геохимическую историю Земли, скрытую последующими эрозионными процессами вследствие возникновения земной гидросферы, атмосферы и биосферы;

- Внутреннее строение Луны, наличие, размер и фазовое состояние ядра, состав ядра и мантии, связь с проблемой ее происхождения и палеомагнетизмом;

- Источники и запасы воды, летучих компонентов, возможных органических соединений и гелия-3, их поверхностное и глубинное распределение;

- Особенности взаимодействия с Луной плазмы солнечного ветра, морфология плазменной оболочки и радиационного поля в окрестности Луны.

Одновременно с этим, важным стратегическим направлением должны стать исследования, необходимые для развертывания инфраструктуры и освоения Луны.

Перечень важнейших задач **прикладных исследований**:

- Геологическое картирование лунной поверхности с целью выявления областей, содержащих наибольшие запасы воды и полезных ископаемых в реголите, перспективные для их добычи и переработки;

- Детальная геологическая разведка выбранных областей на поверхности Луны с использованием каротажных стационарных и подвижных установок, развертывание робототехнических систем для экспериментальной добычи и переработки полезных ископаемых, отработка методов утилизации воды;

- Топографическая съемка и мониторинг состояния и вариаций радиационной и микроме-

теоритной обстановки в выбранных областях на поверхности Луны;

- Отработка систем жизнеобеспечения и методов адаптации к лунным условиям при длительном пребывании на поверхности;

- Создание взаимодействующего комплекса робототехнических систем и систем орбитального и наземного управления в качестве необходимого элемента лунной инфраструктуры.

IV. Этапы реализации. Стратегия изучения и освоения Луны предполагает организацию единой комплексной программы, которая с самого начала должна включать в себя подготовку к широкомасштабным исследованиям и поэтапное развертывание технических средств и элементов инфраструктуры, обеспечивающих постоянное присутствие человека на Луне и использование ее природных ресурсов, начиная с 2030-х гг.

Исходя из этой основополагающей концепции, можно предложить четыре основных этапа исследований и освоения Луны на период 2016—2040 гг.

Этап I (2016—2020 гг.). После завершения работ над проектами «Луна — Ресурс» и «Луна — Глоб» — создание и запуск не менее четырех КА — двух луноходов, оснащенных манипуляторами, с радиусом действия несколько сот километров и двух аппаратов с возвратными ракетами, каждая из которых обеспечивает посадку на поверхность Луны вблизи района работы лунохода и доставку на Землю отобранных луноходом образцов грунта. Возврат с Луны образцов пород, особенно отобранных из разных мест и испытавших влияние различных эволюционных процессов, и их лабораторные исследования с использованием современной прецизионной аппаратуры, неизмеримо повысит научную значимость изучения Луны на данном этапе. Его реализация заложит необходимые основы для широкомасштабных научных и прикладных исследований Луны на последующих этапах.

Этап II (2021—2027 гг.). Проведение широкого спектра исследований и геолого-разведочных работ на поверхности Луны с помощью многофункциональных луноходов, каротажных станций и ИСЛ. Основные задачи — детальное изучение потенциальных районов для развер-

тивания лунной базы, проведение различных прикладных и инженерных изысканий, бурение на глубину до 10—15 метров, отбор проб и геолого-геохимические анализы вещества, длительный мониторинг условий окружающей среды. Оработка методов и технологии добычи сырьевых материалов и проведение комплексов экспериментов по их переработке. Основным результатом данного этапа должна стать выдача рекомендаций по конкретным районам на Луне, где целесообразно начать строительство лунной базы с учетом надежных оценок воды и других сырьевых ресурсов.

Наряду с этим, определение архитектуры и функциональных задач промежуточной базы-станции (космического порта) на окололунной орбите на основе нового поколения ракет-носителей, параллельно с развертыванием космического порта на околоземной орбите (ОПСЭК) в качестве следующего поколения орбитальных станций.

Этап III (2028—2035 гг.). Окончательный выбор района для строительства лунной базы и развертывания инфраструктуры, создание проекта ее архитектуры и функционирования. Доставка на Луну робототехнических средств, обеспечивающих подготовку и начало работ по строительству лунной базы. Оработка оборудования для обеспечения автономного функционирования систем жизнеобеспечения, технологий получения материалов, испытания систем и комплексов, служащих элементами лунной базы, создание многофункциональной инфраструктуры.

Начало с опорой на ОПСЭК доставки и сборки элементов лунного космического порта, имея в виду его полномасштабное развертывание и начало функционирования в обеспечение потребного трафика Земля — Луна — Земля для

строительства и обслуживания лунной базы с 2030—2032 гг. Завершение создания и испытаний перспективного пилотируемого корабля, транспортной системы, создание лунного взлетно-посадочного комплекса.

Этап IV (2036—2045 гг.). Осуществление облета Луны и 2-3-х национальных экспедиций на Луну с экипажами из 2-3 космонавтов. Начало активного строительства лунной базы, в том числе с использованием дистанционно-управляемой строительной техники, исходя из задачи завершения первого этапа ее развертывания и начала опытного функционирования (с участием людей по вахтенному методу) к 2050—2060 гг.

V. Вывод. Перечень данных задач исследований носит предварительный характер. Сам перечень и сроки реализации этапов научных и прикладных исследований и работ по освоению Луны должны уточняться в зависимости от технологических возможностей и имеющихся финансовых ресурсов, а также полученных промежуточных результатов. Вместе с тем, Луна должна стать основой стратегии России в исследовании Солнечной системы, по крайней мере, на два ближайших десятилетия, как в части получения фундаментальных научных результатов, так и подготовки и осуществления перспективной программы пилотируемых полетов к Луне, включая разработку необходимых космических и транспортных средств на основе нового поколения ракет-носителей.

М. Я. Маров

PROPOSITIONS OF THE RUSSIAN FEDERATION
RELATIVE TO STUDY OF THE MOON AND
SETTLING IT AS THE FOUNDATION FOR
STRATEGY OF SPACE INVESTIGATION OF THE
SOLAR SYSTEM UNTIL 2030—2040

И. Афанасьев

РОССИЯ, УКРАИНА И ДАЛЬНИЙ КОСМОС

Среди тем, поднятых во время международно-го круглого стола «Космическая наука: взгляд в прошлое и будущее» в Институте космических исследований (ИКИ) Российской академии наук (Новости космонавтики. — 2011. — № 4. — С. 52—53), затрагивались вопросы российско-украинского сотрудничества в исследовании дальних планет. Корреспондент НК побеседовал с директором Главной астрономической обсерватории (ГАО) Национальной академии наук (НАН) Украины Ярославом Яцкивом, в частности, о возможности использования Евпаторийского центра дальней космической связи в российских проектах.

Для начала Ярослав Степанович вспомнил об одной из самых удачных своих работ, выполненных совместно со специалистами ИКИ: «Когда делался проект «Вега», я был, можно сказать, заместителем Р. З. Сагдеева по сети наблюдений кометы Галлея, по определению ее траектории. Успех проекта был фантастическим!»

Переходя к современности, он отметил, что ученые Украины очень надеются на удачу проектов «Фобос — Грунт» и «Радиоастрон» — буквально «болеют» за них. Лично для Я. С. Яцкива участие в этих программах представляет собой прекрасную возможность поработать в области длиннобазисной радиоинтерферометрии.

Ярослав Яцкив подчеркнул, что евпаторийская 70-метровая антенна сможет внести большой вклад в работу по проектам «Фобос — Грунт» и «Радиоастрон». Совместными усилиями Института радиоастрономии (г. Харьков) под руководством академика А. А. Коноваленко и группы Н. С. Кардашёва из ИКИ эта антенна к настоящему времени оснащена всеми необходимыми приемниками. «Сейчас мы выделяем дополнительные деньги из бюджета Национального космического агентства Украины (НКАУ) на 2011 год, чтобы

обеспечить готовность антенны к обслуживанию уникального проекта “Радиоастрон”, — пояснил Ярослав Степанович.

Что касается общих вопросов российско-украинского сотрудничества, то, по мнению украинского ученого, в настоящее время деятельность Украины в космической области всецело зависит от России. «К сожалению, мы не можем похвастаться успехами в изучении дальнего космоса. Кроме национальных спутников системы «Січ», других успехов в последнее время на Украине не было. Через пару месяцев мы готовим запуск «Січ-2» — это дистанционное зондирование Земли для целей изучения нашей территории и разных прикладных задач», — сообщил Я. С. Яцкив. Поэтому украинские ученые готовы принимать участие в российских программах изучения дальнего космоса.

В настоящее время сотрудничество НАН Украины с ИКИ РАН и другими организациями России охватывает также около десяти экспериментов, проводимых на российском сегменте МКС. «Сначала был план построить украинский модуль для МКС, но мы поняли, что у нас нет столько денег. Поэтому с удовольствием принимаем участие в экспериментах на борту российского сегмента», — прокомментировал Ярослав Степанович. Ближайший совместный с ИКИ эксперимент называется «Обстановка». Намечены и другие исследования: в частности, по планетному мониторингу и в области биологии.

«У нас есть своя, довольно известная школа по космической биологии, — заметил ученый. — Что касается других экспериментов, то мы готовы — там, где будем полезны, — участвовать в российской космической программе».

Руководитель ИКИ профессор Лев Зелёный напомнил, что даже в постсоветское время, в самый «беспредел» 1990-х годов, Россия и Украи-

на смогли осуществить международный проект «Интербол», в котором участвовало 18 стран¹. «И мы очень благодарны станции в Евпатории: там принималась информация, оттуда велось управление этим проектом. Работа дала прекрасный результат», — подчеркнул Л. М. Зелёный.

В проекте «Фобос-Грунт» российская сторона также рассчитывает на помощь украинских коллег. Например, в Евпатории ученые Института прикладной математики (ИПМ) будут осуществлять эксперимент по планетному мониторингу: радиолокация Марса для установления его точных эфемерид и проведение более точной навигации КА «Фобос — Грунт». Результаты позволят обеспечить прецизионную навигацию зонда, который должен очень точно сблизиться с Фобосом и сесть в заданном районе спутника Марса. «Есть много и других экспериментов — существуют планы совместных исследований ионосферы. Так что мы очень довольны тем, как развивается сотрудничество [Украины и России]», — заявил Лев Зелёный.

Как видно, Национальный центр управления и испытаний космических средств (НЦУИКС, ранее Центр дальней космической связи) под Евпаторией является важным элементом всех российских проектов, связанных с межпланетными исследованиями. Этот некогда совершенно секретный объект, отметивший в 2010 г. свой полувековой юбилей, в настоящее время находится в ведении Космических войск Украины.

НЦУИКС был создан как Центр дальней космической связи, когда в эксплуатацию был введен комплекс сооружений в приморском равнинном районе Крыма неподалеку от Евпатории в поселке Витино (45°13'10.3" с. ш., 33°09'47.2" в. д.).

¹ Запуск в 1995—1996 гг. четырех спутников для изучения взаимодействия магнитосферы Земли с солнечным ветром (исследования космической погоды в зоне околоземной плазмы). Головной организацией являлся ИКИ РАН, участвовали научные и учебные учреждения Чешской Республики (субспутники Magion), Австрии, Болгарии, Британии, Венгрии, Германии, Италии, Канады, Киргизии, Кубы, Польши, Румынии, Словакии, Украины, Финляндии, Франции, Швеции. Исследования проводились в тесной координации с проектами NASA, EKA и JAXA (тогда NASDA).

Техническую основу центра составлял космический радиотехнический комплекс «Плутон», оснащенный уникальными антеннами АДУ-1000, которые не имеют мировых аналогов.

27 сентября 1960 г. центр был принят Госкомиссией, а 12 февраля 1961 г. приступил к управлению полетом автоматической межпланетной станции «Венера-1». В 1965 г. состоялись запуски аппаратов «Венера-2» и «Венера-3». С тех пор центр участвовал в управлении полетом большинства советских дальних КА.

После получения Украиной независимости на базе евпаторийского Центра дальней космической связи, в соответствии с Указом президента Украины, в 1996 г. был образован НЦУИКС. В настоящее время центр продолжает оставаться мощной радиоастрономической обсерваторией и объектом командно-измерительного комплекса.

Ответственность за научную загрузку инструментов НЦУИКС возложена на Радиоастрономический институт НАН Украины. Так, в течение десяти лет (1998—2008 гг.) центр проводил эксперименты по низкочастотной длиннобазовой интерферометрии LFVN с радиотелескопом РТ-70. С конца 2011 г. НЦУИКС должен принять участие в управлении КА «Фобос — Грунт». Кроме того, в мае — июле 1999 г., августе — сентябре 2001 г., июле 2003 г. и октябре 2008 г. при помощи РТ-70 были отправлены послания внеземным цивилизациям (проект List of interstellar radio message).

Принцип явления длиннобазисной радиоинтерферометрии такой: если два или несколько телескопов (теоретически не важно, в каком диапазоне они работают — радио- или оптическом, главное — чтобы они были одного типа) развести на большое расстояние и наблюдать за одним и тем же небесным объектом, то при сложении их сигналов возникает интерференция, резко увеличивающая разрешающую способность всей системы: волны любой природы (на поверхности воды, звуковые, свето- и радиоволны и др.) усиливаются или ослабляются при их сложении в пространстве. Разрешающая способность становится такой, как у телескопа с размерами, равными расстоянию, на которое разнесены одиночные телескопы.

Идея была предложена в 1965 г. советскими учеными — сотрудниками ИКИ — Л. И. Матвеевко, Н. С. Кардашёвым и Г. Б. Шоломицким. Метод получил название радиоинтерферометрии со сверхдлинными базами (РСДБ) и успешно используется с начала 1970-х годов. Рекордная длина базы, достигнутая в наземных экспериментах, составляет 12200 км, и разрешение на волне порядка 3 мм достигает 0.00008» — на три порядка выше, чем у крупных оптических телескопов. Следующим шагом становится космический радиоинтерферометр с антеннами, вынесенными за пределы земного шара.

Инструментарий центра включает в себя радиотелескопы РТ-70 (антенна диаметром 70 м), КТНА-200 (две антенны по 25 м), ТНА-400 (антенна 32 м), АДУ-1000, сдвоенный 50-см оптический телескоп АЗТ-28 (Квантовая оптическая система «Сажень») и телескоп АЗТ-8 ($D = 700$ мм, $f = 2400$ мм).

Многие из этих инструментов уникальны. Например, радиотелескоп АДУ-1000 («Плутон») состоит из восьми «чашек»-антенн по 16 м в диаметре и осуществляет управление полетами КА разного назначения в рамках украинских национальных и международных космических программ. Технические средства центра проводят контроль сейсмической обстановки и других геофизических явлений на территории Украины и мира, выполняют перспективные научные исследования в разных сферах деятельности.

Радиотелескоп ТНА-400 (на отдельной площадке Школьное в 21 км от Симферополя) был создан в 1959 г. для обеспечения запусков КА к Луне. Он использовался, в частности, для управления советскими посадочными аппаратами и луноходами. Кроме того, с декабря 1968 г. по ноябрь 1969 г. с помощью ТНА-400 велось слежение за космическими кораблями «Apollo» при экспедициях на Луну. Опыт создания и эксплуатации радиотелескопа лег в основу серии аналогичных советских систем типа П-400.

Сегодня многометровые «тарелки» на берегу моря уже не привлекают зевак и никого не удивляют. Зато это место притягивает туристов, желающих позагорать в одном из самых солнечных мест Крыма. Местные жители суеверно по-

лагают, что антенны разгоняют тучи, поэтому у них так редко бывает дождь и облачная погода. На самом же деле это не причина, а следствие: полвека тому назад создателям центра пришлось немало потрудиться, чтобы найти уникальную точку, где 250 дней в году сияет солнце. Именно этот погодный феномен, а также близость к морю обеспечили степям под Евпаторией редкое предназначение — держать связь с космосом.

Несмотря на почтенный, или скорее зрелый, возраст, центр по-прежнему держит марку. «Антенные системы практически не стареют, — объясняет С. С. Гусев, первый заместитель начальника центра. — Достаточно поменять приемники и датчики на более современные — и получится новый инструмент». А система приема информации, ее обработки и передачи в центре уже давно новая. Поэтому центр готов к работе в новых межпланетных проектах.

В целом можно сказать, что, невзирая на отдельные неурядицы политического и экономического характера, сотрудничество России и Украины в космической сфере не прекращалось ни на минуту. Например, Э. И. Кузнецов, заместитель генерального директора НКАУ, считает, что сейчас космическое ведомство живет завтрашним днем: налаживаются утраченные связи с российскими коллегами, готовится новая программа на ближайшие годы, ищется взаимопонимание с украинскими властями.

Единственное, о чем переживает ученый, — это старение кадрового состава: «У нас сложилась очень хорошая система подготовки кадров. Но из тех ребят, которые приходят работать на наши предприятия, остаются лишь 15–20 %. Остальные уходят по материальным причинам». Однако такая ситуация продлится, по его мнению, недолго, поскольку «космос должен войти в моду, как только власти поймут, что именно он (а не трипольские «глючики» и тому подобный антиквариат) и есть наша гордость, история и будущее».

(Новости космонавтики. — 2011. — 21, № 6. — С. 58–59)

I. Afanas'iev

THE RUSSIA, UKRAINE AND DEEP OUTER SPACE

МИХАИЛ КУЗЬМИЧ ЯНГЕЛЬ (штрихи к портрету)



Выдающийся ученый, Главный конструктор, руководитель и организатор работ по созданию ракетно-космической техники, дважды Герой Социалистического Труда Михаил Кузьмич Янгель родился 25 октября 1911 г. в деревне Зырянова Иркутской губернии.

Трудовую деятельность начал на текстильной фабрике в Красноармейске Московской области (1929—гг.). Затем окончил МАИ им. Орджоникидзе по специальности «Самолетостроение»

(1937 г.) и Академию авиационной промышленности СССР (1950 г.). Доктор технических наук (1960 г.), действительный член АН УССР (1961 г.) и АН СССР (1966 г.).

Свой творческий путь Михаил Кузьмич начал в авиационной промышленности, работая конструктором, ведущим инженером. Затем выдвигался на руководящие должности, где в полной мере раскрыл свой самобытный, яркий талант. Работал помощником Главного конструктора, заместителем директора в КБ Н. Н. Поликарпова на заводе им. Менжинского (1935—1944 гг.), заместителем главного инженера в ОКБ-155 А. И. Микояна (1944 г.), ведущим инженером в ОКБ В. М. Мясищева (1945 г.).

В 1939 г. был направлен в США, где занимался приобретением конструкторской и технологической документации по производству самолетов и авиационных двигателей. В годы Великой Отечественной войны был назначен и.о. директора эвакуированного из Москвы в Новосибирск авиазавода № 51, реализующего разработки конструкторского бюро Н. Н. Поликарпова, где занимался доводкой перспективных истребителей. С 1946 по 1948 гг. в аппарате Министерства авиационной промышленности координировал работы по развитию самолетостроения.

С 1950 по 1954 гг. трудился в НИИ-88 (ныне ЦНИИмаш) сначала начальником отдела приборов и систем управления, затем заместителем Главного конструктора ОКБ-1 С. П. Королева, директором и главным инженером НИИ-88. Участвовал в разработке проектов ракет Р-5, Р-7,

руководил разработкой проектов прототипов ракет Р-11, Р-12, занимался исследованиями в области аэродинамики, баллистики, материаловедения и других проблем ракетной отрасли.

С 1954 по 1971 г. — Главный конструктор ОКБ-586 (КБ «Южное») в Днепропетровске. Именно здесь, возглавив молодой коллектив вновь созданного предприятия, Янгель стал основоположником нового направления в ракетостроении, заключающегося в создании боевых ракет на высококипящих компонентах топлива с автономной системой управления и применении высокозащищённых шахтных пусковых установок. Его первая ракета Р-12 послужила основой создания Ракетных войск стратегического назначения СССР и находилась на боевом дежурстве более 30 лет. Всего было произведено 2300 ракет этого типа. За короткий период времени под его руководством были созданы ракетные комплексы Р-14, Р-16, Р-36, МР УР-100, Р-36М, в каждом из которых последовательно возрастало техническое совершенство и наращивалась боевая мощь. Параллельно на основе боевых ракет разрабатывались ракеты-носители «Космос», «Космос-2», «Циклон-2», «Циклон-3», ракетный блок блока лунного корабля комплекса Н1-Л3, а также космические аппараты серии «Космос», «Интеркосмос», «Метеор», «Целина».

За выдающиеся заслуги в создании ракетной техники М. К. Янгель стал лауреатом Ленинской (1960 г.), Государственной (1967 г.) премий и премии им. С. П. Королева (1970 г.). Он — дважды Герой Социалистического Труда (1959, 1961 гг.). Работа Янгеля отмечена орденами Ленина (1956, 1959, 1961, 1969 гг.), Октябрьской Революции (1971 г.) и другими высокими наградами.

Он избирался депутатом городского Совета города Калининграда Московской области (1952—1954 гг.), Верховного Совета СССР (1966—1971 гг.). Кандидат в члены ЦК КПСС (1966—1971 гг.).

Сердце выдающегося ученого остановилось 25 октября 1971 г., в день его шестидесятилетнего юбилея. Но Янгель навсегда останется в истории.

* * *

Чтобы понять всемирное значение его деятельности, надо вспомнить тревожные 60-е годы прошлого века, когда из-за антагонизма между СССР и США над миром нависла угроза третьей мировой войны. Более сильная Америка разрабатывала планы ядерных бомбардировок и Советский Союз напряжённо искал пути и способы создания стратегического противовеса противнику, окружившему страну ракетными базами, расположенными на территории его союзников в Европе и Азии. При этом подлётное время ракет к нашим стратегическим объектам составляло порядка 15 минут.

Единственным эффективным ответом мог стать ракетно-ядерный щит на основе межконтинентальных ракет. Выдающиеся способности Михаила Кузьмича, как лидера и целеустремлённого организатора, сыграли определяющую роль в том, что решение этой грандиозной задачи стало возможным. Янгель создал ракеты, которые на десятилетия обеспечили обороноспособность страны. Буквально за несколько лет были сданы на вооружение ракетные комплексы шахтного базирования с газодинамическим, а затем уникальным миномётным стартом. Его боевые стратегические комплексы стали классикой ракетостроения и являются до настоящего времени вершиной инженерного творчества.

М. К. Янгель стал первопроходцем и идеологом создания мобильных комплексов с твёрдотопливными межконтинентальными ракетами, конверсионных ракет-носителей, а также космических аппаратов для ближнего космоса.

Свои ракеты Янгель создавал в тесном сотрудничестве со многими смежниками — организациями, обеспечивающими разработку составных систем ракетных комплексов. Янгель умел отстаивать свои прогрессивные идеи и среди смежников, и в высших эшелонах власти, преодолевая сопротивление других патриархов ракетостроения. А ведь среди них были такие непререкаемые авторитеты, как С. П. Королёв — сторонник применения в качестве окислителя

для боевых ракет быстро испаряющегося жидкого кислорода, и В. Н. Челомей, предлагавший конкурентные проекты на более уязвимых схемах старта.

В этом споре Янгель одержал победу, и его баллистические ракеты изменили соотношение сил в пользу Советского Союза. Вчерашние противники под угрозой взаимного уничтожения начали процессы ограничения и сокращения вооружений. Первым шагом стало возвращение на национальные территории янгелевских ракет с Кубы, а американских — из Турции и Италии.

Впервые на тяжёлой межконтинентальной ракете Янгель применил варианты уникального боевого оснащения — разделяющуюся и орбитальную головные части. Разделяющаяся головная часть оснащалась системой ложных целей, эффективно скрывающих в полёте боевые блоки. С особой настойчивостью противник добивался снятия с вооружения орбитальных головных частей, способных поражать цели из космоса с любого непредсказуемого направления. В итоге противник был вынужден прекратить безуспешные попытки создать противоракетную оборону для защиты от ответного удара, признать, что СССР достиг стратегического паритета и пойти на новые соглашения по ограничению стратегических вооружений. Угроза развязывания ядерной войны отступила.

Главный конструктор доказал, что для достижения паритета должны быть созданы и приняты на вооружение как шахтные ракетные комплексы, надёжно защищённые от ядерных нападений, так и мобильные комплексы, не засекаемые на протяжённых дорогах страны.

Янгель убедил даже самых недоверчивых скептиков в том, что миномётный старт тяжёлой 200-тонной жидкостной ракеты из пускового контейнера под действием пороховых газов — задача выполнимая, как и запуск маршевого двигателя в условиях невесомости ракеты после выброса ее из контейнера, а также в том, что будущее — за разделяющимися головными частями с боевыми блоками индивидуального наведения.

Компактный миномётный старт позволил произвести установку новых ракет в ранее пос-

троенные пусковые установки для газодинамического старта и одновременно упрочнить сами шахты.

Увы, Янгель не успел осуществить все намеченные планы...

Сподвижник и продолжатель его дела — Генеральный конструктор В. Ф. Уткин успешно завершил разработки Янгеля, реализовал все замыслы его концепции, создал непревзойденные в мире стратегические ракетные комплексы — стационарный шахтный Р-36М2 «Воевода» и подвижный железнодорожный РТ-23 УТТХ «Молодец».

Комплекс «Воевода» и сегодня служит в Ракетных войсках стратегического назначения Российской Федерации, обеспечивая паритет вооружений. А «Молодец» стал объектом полной ликвидации по разоруженческим договорам и ушёл в историю непревзойдённым и неповторимым.

Многие разработки Янгеля в последующем были положены в основу новых проектных направлений по морским стратегическим ракетам, конверсионным носителям, метеорологическим спутникам и спутникам связи.

Янгель создал свои конверсионные носители на базе боевых ракет путём установки дополнительных маршевых ступеней. Эти ракеты-носители выполнили сотни запусков собственных, отечественных и зарубежных космических аппаратов по научным и оборонным программам.

Вместе с Михаилом Кузьмичом этот яркий путь напряженных инженерных поисков и непрерывного научно-технического совершенствования прошёл и молодой коллектив КБ «Южное», ставший авторитетной и крупнейшей ракетно-космической организацией, признанной сегодня во всём мире.

Конверсионное направление продолжили последователи и ученики Янгеля. Образцом конверсии стал космический ракетный комплекс «Днепр», созданный на базе снимаемых с вооружения комплексов «Воевода».

Федерации космонавтики СССР и Украины учредили медаль его имени. Стипендию Янге-

ля получают лучшие студенты МАИ и ДНУ. Его имя присвоено Государственному конструкторскому бюро «Южное» (1991 г.). Именем Янгеля названы астероид и кратер на Луне, поселок в Иркутской области, пик на Памире, океанский сухогруз, улицы в Москве, Киеве, Днепропетровске, Байконуре.

Памятные бюсты академика Янгеля установлены в Железнодорожном-Илимском, Днепропетровске, на космодромах Байконур и Плесецк. Мемориальные доски украшают фасады текстильной фабрики в Красноармейске, МАИ, ЦНИИмаша, ГП «КБ «Южное». Михаил Кузьмич — Почетный житель города Байконура...

* * *

Коллектив КБ «Южное» свято чтит традиции, заложенные этим выдающимся конструктором, учёным, большой души человеком, в котором счастливо сочетались самые яркие черты представителя своего поколения и своей особой профессии и для которого процесс творческого поиска, рождения идей и их активной реализации был повседневным делом жизни. Эти традиции живут и поныне, являясь источником преемственности поколений, школой творчества и гражданского долга.

Но главную память о Янгеле хранят его ракеты, которые он учил летать.

УСПІШНИЙ ЗАПУСК УКРАЇНСЬКОГО СУПУТНИКА «СІЧ-2»

17 серпня 2011 р. о 10 год 12 хв за київським часом, з пускової бази «Ясний» (Оренбурзька область Російської Федерації) за безпосередньої участі українських спеціалістів було здійснено пуск ракети-носія «Дніпро», яка вивела на орбіту вітчизняний супутник дистанційного зондування Землі «Січ-2».

Одночасно було запущено ще шість іноземних космічних апаратів: «RASAT» (Туреччина), «NigeriaSat-2» та «NigeriaSat-X» (Нігерія), «EduSat» (Італія), «AprizeSat-5» та «AprizeSat-6» (США). Супутник «Січ-2» розроблено Державним підприємством «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля» та виготовлено Державним підприємством «Виробниче об'єднання «Південний машинобудівний завод» ім. О. М. Макарова». Його оснащено оптико-електронними пристроями, що працюватимуть у п'яти спектральних діапазонах. Супутник дасть змогу отримувати цифрові зображення поверхні Землі в різних діапазонах з роздільною здатністю близько 8 м. Ці космічні знімки будуть використовуватись для нагляду за аграрними і лісовими ресурсами, екологічного моні-

торингу, оцінювання забруднень навколишнього середовища, моніторингу надзвичайних ситуацій, розвідки корисних копалин тощо.

До складу корисного навантаження супутника «Січ-2» введено комплекс наукової апаратури «Потенціал», призначений для дослідження параметрів нейтральних і заряджених частинок, електричного і магнітного полів у верхній атмосфері Землі.

Ракета-носієй «Дніпро» створена на базі міжконтинентальної балістичної ракети РС-20 (SS-18), яка була розроблена ДП «Конструкторське бюро «Південне» та виготовлена ДП «Виробниче об'єднання «Південний машинобудівний завод» в кооперації з українськими та російськими підприємствами.

Через півтори години після запуску Національний центр управління та випробувань космічних засобів, розташований поблизу м. Євпаторія, успішно провів перший сеанс зв'язку з супутником «Січ-2».

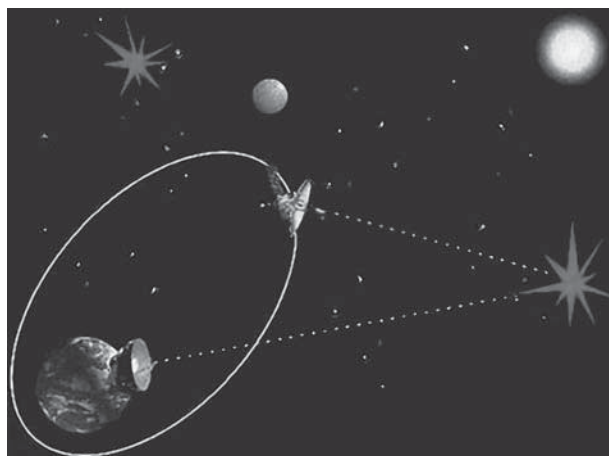
З інформ. Прес-служби ДКА України

ЗДІЙСНЕНО УСПІШНИЙ ЗАПУСК РАДІОТЕЛЕСКОПА «РАДІОАСТРОН»

18 липня 2011 р. о 5 год 31 хв за київським часом з космодрому Байконур стартовими командами підприємств ракетно-космічних галузей України та Росії здійснено запуск ракети-носія «Зеніт-3М» з розгінним блоком «Фрегат-СБ» і російським радіотелескопом «Радіоастрон» («Спектр-Р») на борту.

Міжнародна орбітальна астрофізична обсерваторія «Радіоастрон» створена на замовлення Роскосмосу. Головний виконавець проекту — НВО імені Лавочкина. Робота виконується Астрокосмічним центром Фізичного інституту РАН (ФІАН) під керівництвом академіка РАН М. С. Кардашова, спільно з Пушинською радіоастрономічною обсерваторією (ПРАО АКЦ ФІАН).

Завданням проекту є проведення досліджень різних типів об'єктів Всесвіту з рекордно високою кутовою роздільною здатністю в сантиметровому і дециметровому діапазонах хвиль. Це планується досягти за допомогою космічного радіотелескопа діаметром 10 м на борту кос-



Робота наземного і космічного радіотелескопів в режимі інтерферометра

мічного апарата «Спектр-Р», оснащеного приймачами 92, 18, 6 та 1.3 см. Планується, що «Спектр-Р» працюватиме спільно з найбільшими наземними радіотелескопами в режимі інтерферометра.

«Радіоастрон» зможе вивчати ядра галактик, надмасивні чорні діри, пульсари, космічні промені, магнітні поля тощо. Крім того, його апаратура здатна реєструвати космологічні ефекти, а також ефекти, пов'язані з провадами темної матерії і темної енергії.

Програмою роботи «Радіоастрона» передбачається виконання досліджень гравітаційного поля Землі, надмасивних чорних дір в центрах далеких і близьких галактик, чорних дір зоряних мас в нашій галактиці, нейтронних і кваркових зір, областей зореутворення в нашій та інших галактиках, хмар міжзоряної плазми, мазерів, пульсарів, квазарів — всього до тисячі об'єктів.

Великий інтерес являють вимірювання руху і структур радіовипромінювання пульсарів — нейтронних і «дивних» зір, а також магнетарів. Будуть вивчені структури і динаміка викидів квазарів та мікроквазарів, а також мазерів і мегамазерів. Будуть виконані вимірювання «ефектів ЗТВ» (ефектів, передбачених Загальною теорією відносності А. Айнштейна), розроблені нові методи високоточного визначення орбіт космічних апаратів та їхньої еволюції.

Отримані дані буде використано при побудові системи небесних координат нового покоління, уточненні взаємної відповідності міжнародної небесної і динамічної систем координат, визначенні координат наземних радіотелескопів відносно центра мас Землі.

В частині робіт з дослідження природи джерел енергії в ядрах активних галактик планується проведення низки вимірювань одночасно на двох частотах і в двох поляризаціях з метою вивчення спектральних властивостей радіовипромінювання і структури магнітного поля в центральних компонентах і викидах в ядрах галактик. Будуть здійснені вимірювання випромінювань подвійних ядер галактик, гравітаційних лінз і темної матерії.

Коментуючи подію, академік Микола Семенович Кардашов сказав: *«Я твердо переконаний, що необхідно розвивати як міжнародну кооперацію, так і власні дослідження. З одного боку, дуже важко зберігати першість поодиноці, сьогодні це не під силу будь-якій країні. З іншого боку, не займатися власними розробками також не можна, особливо у створенні «базоутворюючої» техніки. Не займатися власними розробками безглуздо. Технічні новації повинні випускатися і у нас, і що більше, то краще. Тим більше, що багато з цих досягнень мають не лише науковий, але й прикладний характер. До речі, на «Радіоастроні» вперше у світі ми запускаємо водневі стандарти частоти, створені в Росії».*

Космічний радіотелескоп «Радіоастрон» призначено для роботи на високоеліптичній орбіті з апогеєм 350 тис. км (близькій до орбіти Місяця) і перигеєм 50 тис. км. Період обертання цією орбітою становить приблизно 7—10 земних діб, кут нахилу орбіти — 51.3°. Час активної роботи астрофізичної лабораторії має становити не менше п'яти років.

В проекті «Радіоастрон» використано варіант астрофізичного супутника — модуля СПЕКТР на платформі «Навігатор» розробки НПО ім. С. О. Лавочкина. На борту супутника розміщено корисний науковий вантаж, маса якого становить близько 2500 кг, що включає параболічну антену, що розкривається, і електронний комплекс, який містить приймачі, малощумові підсилювачі, генератори і синтезатори частот, блоки керування, перетворювачі сигналів, стандарти частоти, високоінформативну систему передавання наукових даних (ВИРК).

Разом з кількома наземними радіотелескопами «Радіоастрон» утворює інтерферометричну систему, яка дозволяє отримувати зображення космічних об'єктів з 30-кратно більшою роздільною здатністю, ніж з допомогою подібних наземних систем.

Проект «Радіоастрон» реалізується на основі широкої кооперації з зарубіжними науковими центрами. В його реалізації беруть участь партнери з США, Австралії, Індії, Швейцарії, Італії, Німеччини та України.

Згідно з інформацією, отриманою з Роскосмосу і НПО ім. С. О. Лавочкина, 23 липня 2011 р. здійснено успішне розкриття параболічної антени космічного радіотелескопа «Радіоастрон». Ця надзвичайна подія знаменує собою початок життя нової космічної астрофізичної радіообсерваторії.

Після проведення всіх тестових процедур розпочне свою роботу наземно-космічний радіоінтерферометр «Радіоастрон», функції якого будуть здійснюватися за синхронною схемою Земля — Космос разом з наземними обсерваторіями на різних континентах Землі.

Таким чином, буде створена велетенська за протяжністю інтерферометрична система, яка дасть змогу отримувати зображення космічних об'єктів одночасно з різних точок, рознесених на сотні тисяч кілометрів. Використання такого інтерферометра дозволить отримувати зображення небесних об'єктів з безпрецедентною деталізацією, тобто приблизно в 20 млн разів краще, ніж бачить людське око, або в 1000 разів краще за космічний телескоп ім. Габбла.

10 серпня 2011 р. спеціалісти НВО ім. С. О. Лавочкина приступили до виконання другого технологічного етапу політних випробувань КА «Спектр-Р».

За інформацією агентств РІА «Новості» і АНІ «ФІАН-інформ»

АРТЮШЕНКО Михайло Віталійович — старший науковий співробітник відділу системного аналізу державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України», кандидат технічних наук.

Напрямок науки — дистанційне дослідження Землі.

АФНАСЬЄВ Ігор — редактор російського щомісячного науково-популярного журналу «Новости космонавтики», автор публікацій про актуальні події, пов'язані з освоєнням космічного простору.

БОГОМАЗ Олександр Вікторович — науковий співробітник Інституту іоносфери Національної академії наук і Міністерства освіти і науки, молоді та спорту України, асистент кафедри радіоелектроніки Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут».

Напрямок науки — методи імітації та обробки випадкових сигналів, метод некогерентного розсіяння.

БОННЕ Роже Моріс — виконавчий директор Міжнародного інституту космічних досліджень (Берн, Швейцарія).

ДУГІН Станіслав Сергійович — провідний інженер державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України».

Напрямок науки — дистанційне дослідження Землі.

ЖОЛОБАК Галина Михайлівна — старший науковий співробітник державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України», кандидат біологічних наук.

Напрямок науки — біологія, дистанційне дослідження Землі.

ЗАКРЖЕВСЬКИЙ Олександр Євгенович — завідувач відділу Інституту механіки ім. С. П. Тимошенка Національної академії наук України, доктор технічних наук.

Напрямок науки — динаміка та керування рухом літальних апаратів, теорія оптимального керування, теорія систем тіл.

ЩЕНКО Марина Вікторівна — інженер першої категорії Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрямок науки — обробка ГНС-спостережень.

КНИШ Людмила Іванівна — доцент кафедри аерогідро-механіки і енергомасопереносу механіко-математичного факультету Дніпропетровського національного університету ім. О. Гончара, кандидат технічних наук.

Напрямок науки — нетрадиційна енергетика, сонячні енергетичні установки наземного і космічного базування, числове моделювання гідродинаміки і теплообміну в елементах конструкцій.

КОХАН Світлана Станіславівна — доцент кафедри геоінформаційних систем і технологій Національного університету біоресурсів і природокористування України, кандидат сільськогосподарських наук.

Напрямок науки — аерокосмічні методи досліджень агресивних та лісових ресурсів.

КОЧУБЕЙ Галина Сергіївна — науковий співробітник відділу механіки іонізованих середовищ Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — механіка рідини, газу та плазми.

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

Напрямок науки — механіка рідини, газу та плазми.

МАРОВ Михайло Якович — завідувач відділу фізики планет Інституту прикладної математики Російської академії наук (РАН), доктор фізико-математичних наук, академік РАН, професор, лауреат Ленінської премії, Державної премії СРСР та премії ім. А. Галабера Міжнародної астронавтичної федерації.

Напрямок науки — експериментальна планетна астрономія, вивчення структури, динаміки та оптичних характеристик планетних атмосфер.

ПОРУШКЕВИЧ Анатолій Юрійович — аспірант державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України».

Напрямок науки — прикладна математика, дистанційне дослідження Землі.

ПУЛЯЄВ Валерій Олександрович — заступник директора Інституту іоносфери Національної академії наук і

Міністерства освіти і науки, молоді та спорту України з наукової роботи, професор кафедри радіоелектроніки Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут», доктор технічних наук, професор.

Напрямок науки — методи обробки випадкових сигналів, фізика іоносфери в природно та штучно збуреному стані.

САХАЦЬКИЙ Олексій Ілліч — завідувач лабораторії державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України», доктор геологічних наук.

Напрямок науки — геологія, дистанційне дослідження Землі.

ТОКМАК Микола Анатолійович — науковий співробітник відділу механіки іонізованих середовищ Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — механіка рідини, газу та плазми.

ФЕДОРОВСЬКИЙ Олександр Дмитрович — завідувач відділу системного аналізу державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України», член-кореспондент Національної академії наук України.

Напрямок науки — гідрофізика, дистанційне дослідження Землі.

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

Напрямок науки — обробка ГНСС-спостережень.

ХОРОШИЛОВ Віктор Сергійович — начальник сектору космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», доктор технічних наук, професор.

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

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

Напрямок науки — плазмоелектродинаміка космічних апаратів, фізика плазми.

ЯКИМЧУК Владислав Григорович — головний науковий співробітник державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України», доктор технічних наук.

Напрямок науки — дистанційне дослідження Землі, оброблення інформації.