



ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 23 за 2007 г.



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

М. Ю. Овчинников

Труды 3-его Совещания
“Управление движением
малогобаритных спутников”.
Под редакцией
М.Ю.Овчинникова.

Статья доступна по лицензии
[Creative Commons Attribution 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Овчинников М. Ю. Труды 3-его Совещания “Управление движением малогобаритных спутников”. Под редакцией М.Ю.Овчинникова. // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2007. № 23. 26 с.
<https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2007-23>

Труды 3-его Совещания “Управление движением малогабаритных спутников”. Под редакцией М.Ю.Овчинникова. Институт прикладной математики им.М.В.Келдыша РАН, Москва, 26 с., 14 рис., 21 ссылка

Предлагаемый сборник содержит расширенные аннотации докладов студентов и аспирантов МГУ им.М.В.Ломоносова и МФТИ, представленные на Третьем международном совещании “Управление движением малогабаритных спутников”, которое состоялось 10-11 апреля 2007 года в МГУ под сопредседательством В.В.Александрова и М.Ю.Овчинникова. Совещание продолжает ряд международных мероприятий (совещания под тем же названием, проводившиеся 7 декабря 2005 года и 1 июля 2004 года в ИПМ им.М.В.Келдыша РАН, Workshop “Spaceflight Mechanics and Control” 9-11 октября 2006 года и Workshop “Spaceflight Mechanics and Education” 14-16 сентября 2005 года в Университете Beira Interior, Кувилья, Португалия, Workshop “University Satellites in Italy” 27 июля 2005 года в Университете “La Sapienza”, Рим, Италия). В число соруководителей совещаний входят также Ф.Грациани и А.Герман. На этих совещаниях доклады посвящены анализу динамики микроспутников, синтезу алгоритмов управления ориентацией и алгоритмов определения их фактического углового движения, созданию методик компьютерного тестирования качества управления ориентацией микроспутников, полунатурному моделированию их динамики и других, связанных с созданием систем управления работ, участием в реализации проектов и их летных испытаниях, разработке лабораторного оборудования для проведения экспериментов.

Digest of the 3rd Workshop “Small Satellite Motion Control”. Edited by M.Yu.Ovchinnikov. The Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS, Moscow, 26 pages, 14 figures, 21 references

The Digest contains extended abstracts of the papers presented by graduated and PhD students of the Lomonosov Moscow State University and the Moscow Institute of Physics and Technology at the 3rd International Workshop “Small Satellite Motion Control” held on 10-11 of April, 2007 at the Lomonosov MSU. The Workshop was co-chaired by V.V.Alexandrov and M.Yu.Ovchinnikov. It is the next in a set of other previous Workshops with the similar content and goals co-chaired by F.Graziani and A.Guerman together with persons above (1st Workshop “Small Satellite Motion Control” on 7th of December, 2005 and 2nd Workshop “Small Satellite Motion Control” on 1st of July, 2004 both held at KIAM RAS, Workshop “University Satellites in Italy” at the Roma University “La Sapienza”, Italy on 27th of July, 2005 and 1st Workshop “Spaceflight Mechanics and Control” on 9-11th of October, 2006, 2nd Workshop “Spaceflight Mechanics and Education” on 14-16th of September, 2005 both held at the University Beira Interior, Covilha, Portugal). Papers presented are devoted to the microsatellite dynamics analysis, attitude motion determination and control algorithms synthesis, computer and laboratory testing of the control quality, participation in microsatellite project development and flight data processing, development of the laboratory facilities to carry out experiments.

От редактора

Начиная с 2004 года группой профессоров в составе В.В.Александрова (МГУ им.М.В.Ломоносова), М.Ю.Овчинникова (ИПМ им.М.В.Келдыша РАН и МФТИ), Филиппо Грациани (Аэрокосмическая Школа Римского университета “La Sapienza”, Рим, Италия) и Анны Герман (Университет Бейра Интериор, Кувилья, Португалия) было организовано и проведено в России, Италии и Португалии шесть международных совещаний (Workshops), ориентированных в основном на студентов старших курсов, аспирантов и молодых исследователей, занимающихся моделированием динамики микроспутников, разработкой их систем ориентации и рассмотрением смежных вопросов. Встречи разноязычных студентов, прошедших обучение не только в разных частях Европы, но и в разных полушариях Земли, сочетание идеологий будущих инженеров и будущих исследователей, использующих различные подходы к решению указанных проблем, несомненно, приводит к их взаимному обогащению. Последнее совещание, проходившее в МГУ 10-11 апреля 2007 года при участии студентов и аспирантов из России, Италии и Мексики (условием было представление докладов на русском языке), в основном было посвящено алгоритмам управления микроспутниками.

М.Ю.Овчинников

Оценка точности системы пассивной магнитной стабилизации искусственного спутника Земли

Ю.Г.Мартыненко, А.В.Влахова, Т.Карлос

(Московский государственный университет им. М.В.Ломоносова, Москва, Россия)

Разработка систем угловой стабилизации искусственных спутников Земли (ИСЗ) была начата еще в середине прошлого века (см. обзор [1, 2]). За это время было выполнено огромное число исследований, позволивших создать стройную теорию ориентации орбитальных объектов и сконструировать разнообразные системы управления угловым положением спутников. В настоящее время возрастание интереса к проблемам стабилизации ИСЗ стимулируется появлением нового класса малых спутников [3], для которых необходимы надежные и дешевые системы управления ориентацией. Бесспорным лидером среди подобных систем являются пассивные магнитные системы стабилизации, которые отличаются простотой изготовления и исключительной надежностью. В состав этих систем обычно входит один или несколько постоянных магнитов, закрепленных вдоль ориентируемой оси спутника, и наборы гистерезисных стержней из магнитомягкого материала. Величина собственного магнитного

момента системы постоянных магнитов должна быть достаточной для создания восстанавливающего момента, необходимого для ориентации оси спутника вдоль вектора напряженности геомагнитного поля Земли. Перемагничивание гистерезисных стержней во время полета обеспечивает рассеивание энергии вращательного движения спутника, возникающей на начальном этапе, и демпфирование случайных возмущений. Пассивные магнитные системы применяются в случаях, когда выполняемые ИСЗ задачи не требуют высокой точности ориентации и выполнения сложных программных разворотов.

Вместе с тем в теории систем пассивной магнитной стабилизации еще остались нерешенные вопросы, которые связаны с многозначностью функций, описывающих гистерезисные петли, существенным разнесением частот составляющих движения, резонансными явлениями, хаотизацией движений спутника [4], возникновением скользящих режимов и т.д.

Целью данной работы является создание математической модели, численный анализ которой позволяет оценивать точность пассивной магнитной стабилизации малогабаритного ИСЗ. Центр масс спутника движется по произвольной кеплеровой орбите. Для описания магнитного поля Земли используется модель косоугольного (наклонного) диполя [5], которая учитывает отклонение оси диполя геомагнитного поля Земли от оси вращения Земли на постоянный угол $\delta \approx 11^\circ 34'$.

Вектор магнитной напряженности в точке пространства с радиус – вектором \mathbf{r} определяется формулой [2, 5]

$$\mathbf{H} = \frac{\mu_m}{r^3} (\mathbf{k}_p - 3(\mathbf{k}_p, \mathbf{e}_r)\mathbf{e}_r), \quad (1.1)$$

где μ_m - величина дипольного момента, \mathbf{k}_p - единичный вектор по направлению оси диполя, \mathbf{e}_r - единичный вектор по направлению \mathbf{r} .

Для описания углового положения спутника с его центром масс C связываются системы координат $Sx_g y_g z_g$ и Sx_{yz} . Ось Sy_g направлена по продолжению радиус-вектора \mathbf{r} центра масс спутника, ось Sz_g – перпендикулярно плоскости орбиты, ось Sx_g – образует правую тройку с единичными векторами осей Sy_g , Sz_g и направлено с сторону касательной к орбите спутника. Оси системы координат Sx_{yz} направлены по главным центральным осям инерции спутника.

Движение ИСЗ относительно центра масс описывается следующими уравнениями:

$$\frac{d\psi}{dt} = \frac{1}{\cos \vartheta} (\cos \gamma \Omega_y - \sin \gamma \Omega_z) + \sin \psi \operatorname{tg} \vartheta \sqrt{\frac{gR^2}{p^3}} (1 + e \cos v)^2,$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \sin \gamma \Omega_y + \cos \gamma \Omega_z + \cos \psi \sqrt{\frac{gR^2}{p^3}} (1 + e \cos v)^2, \quad (1.2)$$

$$\frac{d\gamma}{dt} = \Omega_x - \operatorname{tg} \vartheta (\cos \gamma \Omega_y - \sin \gamma \Omega_z) - \frac{\sin \psi}{\cos \vartheta} \sqrt{\frac{gR^2}{p^3}} (1 + e \cos v)^2,$$

$$J_x \frac{d\Omega_x}{dt} + (J_z - J_y) \Omega_y \Omega_z = M_x,$$

$$J_y \frac{d\Omega_y}{dt} + (J_x - J_z) \Omega_x \Omega_z = M_y, \quad (1.3)$$

$$J_z \frac{d\Omega_z}{dt} + (J_y - J_x) \Omega_x \Omega_y = M_z,$$

$$\frac{dv}{dt} = \sqrt{\frac{gR^2}{p^3}} (1 + e \cos v)^2.$$

Здесь ψ , ϑ , γ - углы курса, тангажа и крена, определяющие ориентацию спутника относительно системы координат $Cx_g y_g z_g$, Ω_x , Ω_y , Ω_z - проекции вектора угловой скорости ИСЗ на оси системы координат $Cxyz$, v - истинная аномалия, определяющая положение центра масс спутника на орбите, J_x , J_y , J_z - его главные моменты инерции относительно осей Cx , Cy , Cz , M_x , M_y , M_z - проекции главного момента внешних сил, e - эксцентриситет, p - фокальный параметр орбиты, R - радиус Земли, g - ускорение свободного падения.

Пренебрегая моментами всех прочих сил (гравитационных, аэродинамических, светового давления и т.д.) по сравнению с магнитным моментом, примем главный момент действующих на спутник сил, равным [5]

$$\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{H}, \quad \mathbf{m} = \mathbf{m}_s + \mathbf{m}_g. \quad (1.4)$$

Здесь \mathbf{m} - магнитный момент спутника, в котором не учитывается момент от вихревых токов, наводимых в проводящих деталях спутника [6], \mathbf{m}_s - дипольный момент постоянного магнита, неизменный в осях $Cxyz$,

$\mathbf{m}_g = \sum_{i=1}^N \mathbf{m}_{gi}$ - магнитный момент гистерезисных стержней, где N - число стержней, входящих в систему стабилизации.

При взаимодействии внешнего геомагнитного поля с гистерезисным стержнем в стержне наводится магнитный момент, который момент быть вычислен по формуле Корчинского [5]

$$\mathbf{m}_{gi} = \left(-b_{gi} \operatorname{sign} \frac{dH_{\tau i}}{dt} + \gamma_i H_{\tau i} \right) \mathbf{e}_{\tau i}. \quad (1.5)$$

Здесь b_{gi} , γ_i - постоянные, \mathbf{e}_{ti} - единичный вектор по направлению i -го стержня, $H_{ti} = (\mathbf{H}, \mathbf{e}_{ti})$. В (1.5) петля гистерезиса, определяющая зависимость величины вектора \mathbf{m}_{gi} от H_{ti} , имеет форму параллелограмма. Такая модель корректна в случае, когда потери энергии за цикл перемагничивания стержней значительно меньше энергии вращения спутника. При этом определяющим фактором при работе пассивной системы стабилизации является не форма, а площадь петли гистерезиса.

При $\cos \vartheta = 0$ уравнения (1.2) имеют особенность и для численного анализа уравнений ИСЗ удобно задавать угловую ориентацию спутника в орбитальной системе координат при помощи кватерниона $\lambda = (\lambda_0 \ \lambda_1 \ \lambda_2 \ \lambda_3)^T$, удовлетворяющего условию нормировки

$$\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1. \quad (1.6)$$

Кинематические уравнения для кватерниона представляют собой линейные дифференциальные уравнения четвертого порядка [7]

$$\begin{aligned} 2\dot{\lambda}_0 &= -\Omega_x \lambda_1 - \Omega_y \lambda_2 - (\Omega_z - \dot{\nu}) \lambda_3, \\ 2\dot{\lambda}_1 &= \Omega_x \lambda_0 + (\Omega_z + \dot{\nu}) \lambda_2 - \Omega_y \lambda_3, \\ 2\dot{\lambda}_2 &= \Omega_y \lambda_0 - (\Omega_z - \dot{\nu}) \lambda_1 + \Omega_x \lambda_3, \\ 2\dot{\lambda}_3 &= (\Omega_z - \dot{\nu}) \lambda_0 + \Omega_y \lambda_1 - \Omega_x \lambda_2. \end{aligned} \quad (1.7)$$

Здесь точка означает дифференцирование по времени t .

При движении спутника по орбите величина и направление вектора напряженности геомагнитного поля Земли непрерывно изменяются, что делает принципиально невозможным обеспечение точной ориентации спутника. Математически это выражается в зависимости правых частей дифференциальных уравнений движения спутника от времени и отсутствии «простых» стационарных решений. Постоянно действующие возмущения могут приводить к возникновению резонансных колебаний спутника.

При выполнении численных экспериментов с построенной математической моделью движения ИСЗ использовались параметры системы пассивной магнитной стабилизации первого Российского наноспутника ТНС-0, успешно выведенного на орбиту с борта Международной космической станции в марте 2005 г. [3].

В результате математического моделирования углового движения спутника на разных орбитах, проведенного при помощи пакета компьютерной алгебры Mathematica, исследованы влияние эллиптичности орбиты, суточного движения Земли, параметров ИСЗ и начальных условий на точность системы пассивной магнитной стабилизации. В результате численных экспериментов получены следующие результаты.

- Увеличение ширины петли гистерезиса в два раза практически вдвое уменьшает время демпфирования колебаний и почти не влияет на точность стабилизации ИСЗ.

- Модель «косой диполь» позволяет говорить о более «нерегулярном» движении спутника по сравнению с моделью «прямой диполь». Ошибки ориентации оси спутника в обеих моделях отличаются незначительно.
- Для выбранного диапазона варьирования магнитного момента увеличение последнего улучшает точность стабилизации и слабо влияет на время демпфирования.

Литература

1. *Овчинников М.Ю.* Системы ориентации спутников: от Лагранжа до Королева. //Соросовский Образовательный Журнал. 1999. №12. С. 91-96.
2. *Сарычев В.А., Овчинников М.Ю.* Магнитные системы ориентации искусственных спутников Земли. Итоги науки и техники. Сер.: Исследование космического пространства. М.: ВИНТИ, 1985. Т.23.
3. *Куприянова Н.В., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Селиванов А.С.* Пассивная магнитная система ориентации первого российского наноспутника ТНС-0. Препринт № 46. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, 2005.
4. *Белецкий В.В.* Регулярные и хаотические движения в задаче ориентации спутника - Препринт № 53. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР, 1990.
5. *Белецкий В.В., Хентов А.А.* Вращательное движение намагниченного спутника. М.: Наука, 1985.
6. *Мартыненко Ю.Г.* Движение твердого тела в электрических и магнитных полях. М.: Наука, 1988.
7. *Мартыненко Ю.Г.* Методика изложения кинематики твердого тела с одной неподвижной точкой. //Сборник научно-методических статей по теоретической механике. М.: Изд-во МГУ, 2003. № 24. С. 3-10.

Алгоритм активного магнитного управления для малого осесимметричного спутника

Н.В.Куприянова, Д.С.Ролдугин

(Московский физико-технический институт)

Рассматривается малый осесимметричный спутник, который необходимо ориентировать вдоль местного вектора индукции геомагнитного поля. Предлагается использовать активную систему ориентации, состоящую из трех токовых катушек, расположенных вдоль главных осей инерции аппарата, трехосного магнитометра и солнечных датчиков.

Спутник представляет цилиндрическое твердое тело. Изучается движение в постоянном магнитном поле (модельная постановка), учитывается влияние только магнитного момента. Для записи уравнений

движения спутника относительно центра масс используются следующие правые системы координат:

$OB_1B_2B_3$ - система координат, связанная с вектором \mathbf{B} индукции геомагнитного поля, вектор \mathbf{B} направлен вдоль оси OB_3 . O - центр масс спутника.

$Ox_1x_2x_3$ - система координат, связанная со спутником. Оси направлены вдоль главных осей инерции. Ось Ox_3 направлена вдоль оси симметрии.

Положение системы $Ox_1x_2x_3$ относительно $OB_1B_2B_3$ задается с помощью углов Эйлера (ψ - угол прецессии, θ - угол нутации, φ - угол собственного вращения). В системе координат $Ox_1x_2x_3$ уравнения движения принимают вид

$$A\dot{\omega}_1 + (C - A)\omega_2\omega_3 = -m_3B \cos \varphi \sin \theta + m_2B \cos \theta$$

$$A\dot{\omega}_2 + (A - C)\omega_1\omega_3 = -m_3B \sin \varphi \sin \theta - m_1B \cos \theta,$$

$$C\dot{\omega}_3 = m_1B \cos \varphi \sin \theta - m_2B \sin \varphi \sin \theta$$

где A, C - главные моменты инерции, m_1, m_2, m_3 - дипольные моменты токовых катушек вдоль соответствующих осей, B - модуль вектора индукции магнитного поля. Катушка, создающая дипольный момент вдоль оси симметрии, работает как постоянный магнит, полагаем ее дипольный момент постоянным и равным $m = const$. Дипольные моменты двух других катушек принимают значения $m_1 = \{m, -m\}$, $m_2 = \{m, -m\}$. Кинематические соотношения Эйлера имеют вид

$$\omega_1 = \dot{\psi} \sin \theta \sin \varphi + \dot{\theta} \cos \varphi$$

$$\omega_2 = \dot{\psi} \sin \theta \cos \varphi - \dot{\theta} \sin \varphi.$$

$$\omega_3 = \dot{\varphi} + \dot{\psi} \cos \theta$$

В случае, когда на спутнике включена только одна катушка, создающая момент вдоль оси симметрии ($m_1 = 0$, $m_2 = 0$) существует функция Ляпунова

$$V = \frac{1}{2}(A\omega_1^2 + A\omega_2^2 + C\omega_3^2) - mB(\cos \theta - 1).$$

В силу уравнений движения производная этой функции равна нулю и движение является устойчивым.

В случае работы трех токовых катушек можно построить функцию V , как в случае работы одной катушки, и управлять значением ее производной, которое должно быть неположительным

$$\dot{V} = b_3(m_2\omega_1 - m_1\omega_2) + \omega_3(m_1b_2 - m_2b_1),$$

где b_1, b_2, b_3 - компоненты вектора индукции магнитного поля в связанных координатах. Предлагается следующий алгоритм управления катушками:

$$m_1 = \begin{cases} m & \begin{cases} 1) |b_3|(|\omega_1| + |\omega_2|) > |\omega_3|(|b_1| + |b_2|), b_3\omega_2 > 0 \\ 2) |b_3|(|\omega_1| + |\omega_2|) < |\omega_3|(|b_1| + |b_2|), \omega_3b_2 < 0 \end{cases} \\ -m & \begin{cases} 1) |b_3|(|\omega_1| + |\omega_2|) > |\omega_3|(|b_1| + |b_2|), b_3\omega_2 < 0 \\ 2) |b_3|(|\omega_1| + |\omega_2|) < |\omega_3|(|b_1| + |b_2|), \omega_3b_2 > 0 \end{cases} \end{cases}$$

$$m_2 = \begin{cases} m & \begin{cases} 1) |b_3|(|\omega_1| + |\omega_2|) > |\omega_3|(|b_1| + |b_2|), b_3\omega_1 < 0 \\ 2) |b_3|(|\omega_1| + |\omega_2|) < |\omega_3|(|b_1| + |b_2|), \omega_3b_1 > 0 \end{cases} \\ -m & \begin{cases} 1) |b_3|(|\omega_1| + |\omega_2|) > |\omega_3|(|b_1| + |b_2|), b_3\omega_1 > 0 \\ 2) |b_3|(|\omega_1| + |\omega_2|) < |\omega_3|(|b_1| + |b_2|), \omega_3b_1 < 0 \end{cases} \end{cases}$$

Было проведено численное моделирование алгоритма управления. На рис.1 изображена зависимость проекции вектора индукции геомагнитного поля на экваториальную плоскость спутника от времени. На рис.2 представлено изменение проекции вектора индукции на ось симметрии спутника (ориентируемую ось) при движении спутника по орбите.

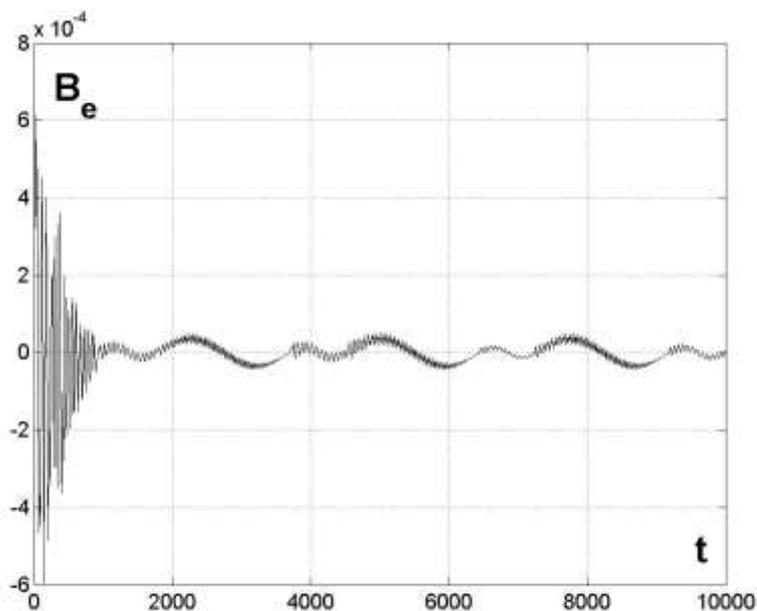


Рис.1. Зависимость проекции вектора индукции геомагнитного поля на экваториальную плоскость спутника от времени. Время измеряется в секундах, индукция поля – в теслах

Для управления спутником необходимо в режиме реального времени знать значения компонент вектора индукции и скорости вращения. Компоненты вектора индукции в связанной системе координат определяются с помощью магнитометра. В случае, когда на спутнике работает одна токовая катушка, расположенная вдоль оси симметрии (эквивалентно ориентации с помощью постоянного магнита), движение представляет собой регулярную прецессию вокруг вектора напряженности. В случае работы трех токовых катушек движение так же можно рассматривать как прецессию. Тогда по изменению компонент b_1, b_2 можно оценить величину скорости собственного

вращения $\dot{\phi}$. Используя показания двух солнечных датчиков, расположенных на основаниях цилиндра, можно оценить величину угла нутации θ , скорость его изменения $\dot{\theta}$ и скорость $\dot{\psi}$, а, значит, получить оценки компонент скорости вращения в связанной системе координат.

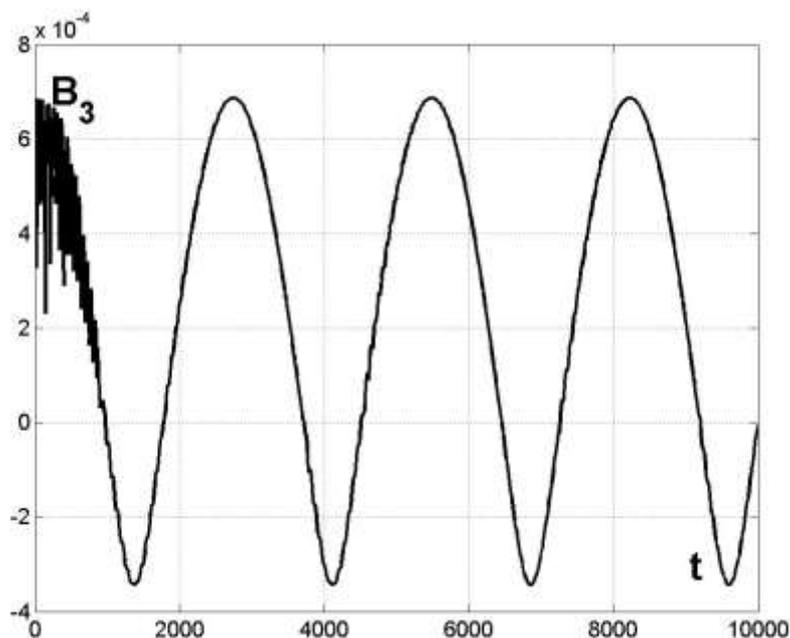


Рис.2. Зависимость проекции вектора индукции геомагнитного поля на ось симметрии спутника от времени. Время измеряется в секундах, индукция поля – в теслах

Работа поддержана РФФИ (грант 06-01-00389), Роснаукой (Гос.контракт N 02.514.11.4011) и Программой поддержки ведущих научных школ России (грант НШ-2448.2006.1).

Определение фактической ориентации микроспутника УНИСАТ-3

М. Баттальяре, Ф. Пиерджентили

(Аэрокосмическая Школа Римского Университета “La Sapienza”, Рим, Италия)

Тема доклада - изучение фактической ориентации микроспутника Унисат-3, который был запущен на орбиту ракетой-носителем «ДНЕПР» с космодрома Байконур в 2004 году. Унисат-3 - это третий учебный микроспутник, запущенный для исследований, проводимых Аэрокосмической Школой Университета “La Sapienza” (рис.1). Спутник был создан группой студентов, возглавляемой профессором Филиппо Грациани и научными сотрудниками Школы. Основные характеристики спутника Унисат-3: масса - 10/14 килограмм; орбита - круговая, солнечно-синхронная, высотой 750 километров; конструкция - Унисат-3, как все спутники серии Унисат, имеет

форму октогональной призмы; каждая сторона призмы имеет ширину 15 см и высоту 25 см; система стабилизации - пассивная магнитная; радиоканал - VHF и UHF; система энергообеспечения - мы используем панели с солнечными элементами с тремя переходами и с кремневыми элементами.



Рис.1. Унисат 3 выведен на орбиту ракетой-носителем «ДНЕПР» с космодрома Байконур в 2004 году, по сей день находится в рабочем состоянии

Чтобы узнать ориентацию спутника Унисат-3, мы используем измерения с магнитометров и солнечных панелей. Как датчики ориентации мы используем три магнитометра, связанные с осями спутника, и как солнечные датчики мы используем три солнечные панели, расположенные перпендикулярно друг другу (рис.2). Эти три солнечные панели сконструированы с использованием трех разных типов технологий.

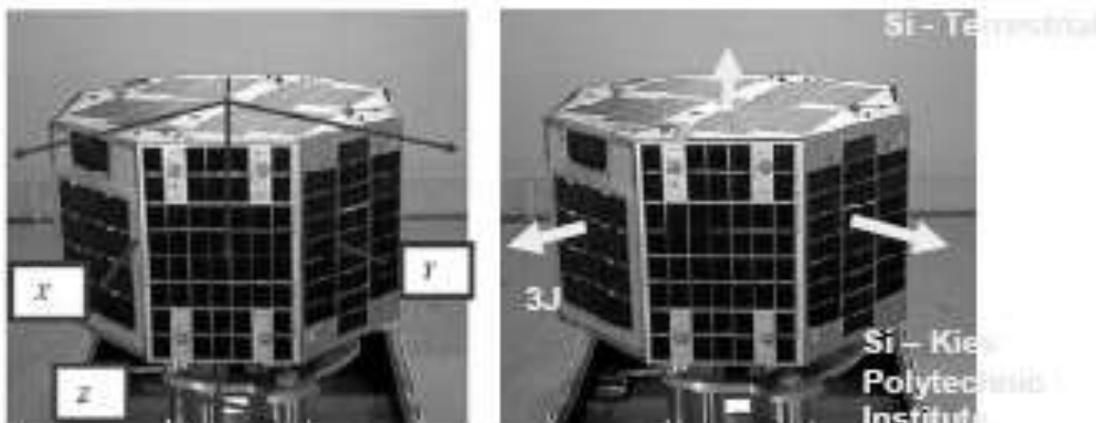


Рис.2. Оси спутника и солнечные взаимно-перпендикулярные панели

Мы определяем ориентацию спутника сравнением между направлением вектора Солнце-спутник и вычисленным по орбитальному движению вектором магнитной индукции диполя Земли с измеренными на борту спутника их направлениями. Мы используем три взаимно-перпендикулярные солнечные панели, чтобы определить положение Солнца в системе координат, связанной с главными осями инерции спутника. У нас были разные проблемы на орбите:

- первая проблема была в том, что нам надо знать максимум тока панели по орбите, чтобы посчитать угол между солнечными панелями и направлением на Солнце.
- вторая проблема была в том, что у нас была ошибка на оси «Z» магнитометра во время запуска спутника на орбиту.
- третья проблема была в том, что мы не знали напряжение на осях X и Y. На самом деле, по осям X и Y есть “шум”, потому что на борту спутника есть магнитный диполь и гистерезисные стержни, и этот шум трудно предсказать заранее.

Итак, сформулируем гипотезы: мы знаем магнитную индукция диполя Земли в инерциальной системе координат из модели «IGRF» и эфемерид; мы знаем угол между направлением на Солнце и магнитным диполем Земли.

Чтобы определить максимум неизвестного тока на орбите, мы использовали два разных метода:

- первый метод использует измерения трех перпендикулярных панелей во время движения на освещенной части орбиты. Зададим постоянный максимальный ток на орбите во время одного прохода над станцией

$$\cos \alpha_i = \frac{I_i}{I_{\max_i}}; \quad i = x, y, z$$



$$\sum_{t=t_0}^{t_f} \left| \cos^2 \alpha_x + \cos^2 \alpha_y + \cos^2 \alpha_z - 1 \right| = 0 \Rightarrow$$

$$\sum_{t=t_0}^{t_f} \left| \frac{I_x^2(t)}{I_{XMAX}^2} + \frac{I_y^2(t)}{I_{YMAX}^2} + \frac{I_z^2(t)}{I_{ZMAX}^2} - 1 \right| = \min$$

- Чтобы подтвердить этот результат, мы используем второй метод во время одного специфического положения, когда две панели переходят от освещенной части орбиты в тень. Это подтверждает первый результат

$$B_z^b(t) = \pm \sqrt{\left| \vec{B}_{ine}(t) \right|^2 - \left(B_x^b(t) - a \right)^2 - \left(B_y^b(t) - b \right)^2}$$

$$\vec{B}_{ine}(t) \cdot \vec{S}_{ine}(t) = \vec{B}_B(t) \cdot \vec{S}_B(t)$$

$$\vec{B}_{ine}(t) \cdot \vec{S}_{ine}(t) - \vec{B}_B(t) \cdot \vec{S}_B(t) = \min$$

$$\Rightarrow a, b$$

Сейчас надо знать магнитное поле Земли на борту спутника. Можно узнать компоненту «Z», потому что мы знаем две другие компоненты X и Y, и потому что можно узнать погрешности на оси X и Y; на самом деле у нас есть другая информация - угол между направлением на Солнце и вектором

магнитного поля Земли. С этой информацией вычислим ориентацию спутника традиционным методом (рис.3).

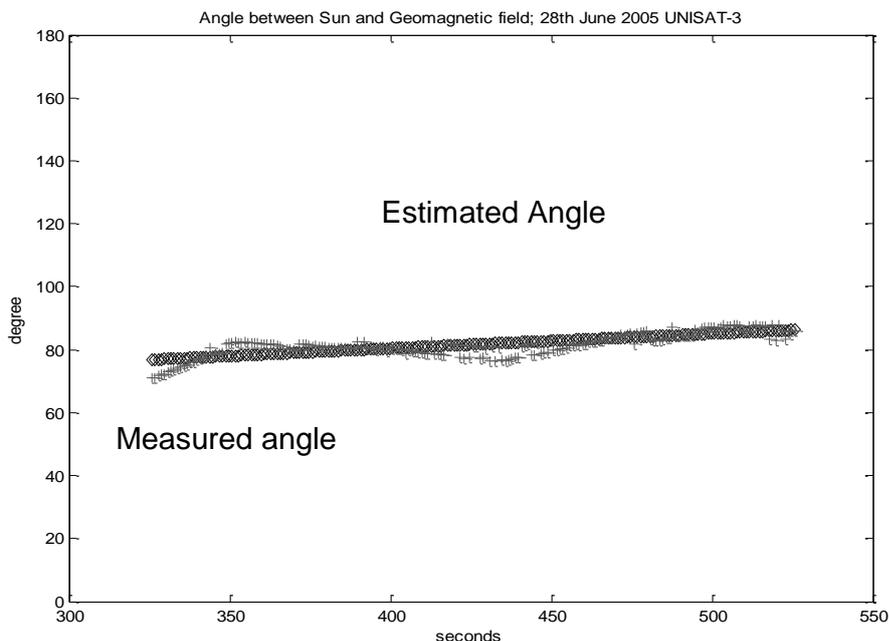


Рис.3. Результаты для угла между направлением на Солнце и вектором магнитной индукции диполя Земли (точность около 10 градусов)

Благодарности

Благодарю проф. Филиппо Грациани, проф. Фабио Сантони и доктора Фабрицио Пиерджентили за предоставленную мне возможность участия в Программе Унисат и проф. Михаила Овчинникова за предложение выступить на этой конференции и организацию моей стажировки в Москве.

Литература

1. F. Santoni, F. Piergentili, Unisat-3 Attitude Determination using solar panel and magnetometer data, IAC-05-C1.2.06, 2-6 Oct. 2006, Valencia, Spain.
2. F. Graziani, F. Santoni, F. Piergentili, F. Bulgarelli, M. Sgubini, M. Ronzitti, M. L. Battagliere, "UNISAT microsattellites: an affordable way to test in orbit innovative technologies and ideas", 23rd AIAA International Communications Satellite Systems Conference (ICSSC-2005), 25-28 Sept., Rome, Italy.

Исследование динамики спутника с магнитной системой ориентации на струнном подвесе

И.В.Прилепский

(Московский физико-технический институт)

В процессе создания новых образцов космической и авиационной техники необходимо решать задачу экспериментальной отработки

соответствующих макетов в лабораторных условиях. При этом могут использоваться различные экспериментальные установки – испытательные стенды, на которых должны обеспечиваться условия, максимально приближенные к условиям реального полета. Разработанный в Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН лабораторный стенд (рис. 1) используется для анализа динамики макета спутника с активной магнитной системой ориентации и тестирования алгоритмов управления его угловым движением. Поскольку управляющий момент в таких системах создается за счет взаимодействия собственного магнитного момента спутника с окружающим геомагнитным полем, существенным элементом лабораторного стенда является имитатор магнитного поля [1]. В некоторой области пространства (рабочей области), куда и помещается макет спутника, создается магнитное поле \mathbf{B} , характеристики которого соответствуют геомагнитному полю вдоль траектории спутника. Еще одним важным элементом лабораторного стенда является струнный подвес, при помощи которого макет спутника помещается в рабочую область. Следует отметить, что струнный подвес привлекает не только простотой реализации, но накладывает сравнительно небольшие ограничения на движение макета относительно центра масс, что особенно важно при тестировании алгоритмов управления угловым движением макета. Собственный магнитный момент спутника (макета) $\boldsymbol{\mu}$ создается установленными на нем токовыми катушками. При этом требуемая величина и направление магнитного момента обеспечивается выбором соответствующих значений токов, пропускаемых через катушки.

В докладе предложена математическая модель макета (твердого тела) на струнном подвесе (рис. 2)



Рис. 1

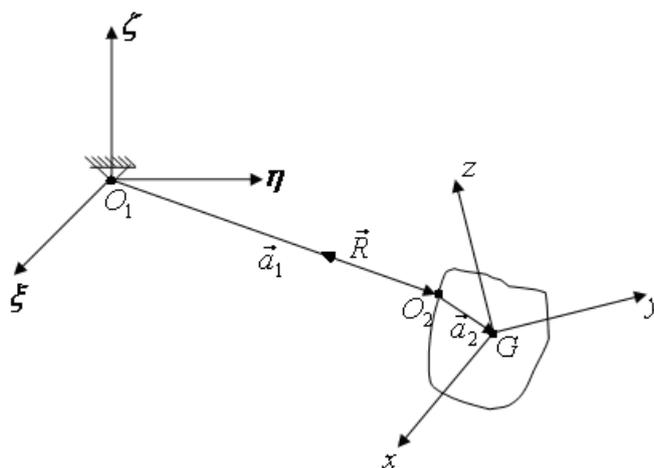


Рис. 2

$$\ddot{\mathbf{a}}_1 = \frac{\mathbf{a}_1}{l^2} \left[-\dot{\mathbf{a}}_1^2 - \frac{1}{m} \mathbf{a}_1 \cdot \mathbf{F} + \mathbf{a}_1 \cdot (\dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{a}_2) + (\mathbf{a}_1 \cdot \boldsymbol{\omega})(\mathbf{a}_2 \cdot \boldsymbol{\omega}) - (\mathbf{a}_1 \cdot \mathbf{a}_2) \omega^2 \right] + \frac{1}{m} \mathbf{F} - \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{a}_2 - (\boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{a}_2) \boldsymbol{\omega} + \mathbf{a}_2 \omega^2,$$

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\frac{m}{l^2}(\mathbf{a}_2 \times \mathbf{a}_1)(\mathbf{a}_1 \cdot (\dot{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{a}_2)) + \mathbf{M} - \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \\ + \frac{1}{l^2}(\mathbf{a}_2 \times \mathbf{a}_1)[m\dot{\mathbf{a}}_1^2 + \mathbf{a}_1 \cdot \mathbf{F} - m(\mathbf{a}_1 \cdot \boldsymbol{\omega})(\mathbf{a}_2 \cdot \boldsymbol{\omega}) + m(\mathbf{a}_1 \cdot \mathbf{a}_2)\omega^2].$$

Здесь $\mathbf{M} = \boldsymbol{\mu} \times \mathbf{V}$ - управляющий момент, который синтезируется в соответствии с конкретным алгоритмом управления.

При численном моделировании управляемого движения макета на стенде рассмотрены два алгоритма гашения нутационных колебаний и один алгоритм раскрутки [2]. Основное внимание уделяется оценке эффективности алгоритмов управления при различных значениях параметров системы – массово-инерционных характеристик макета (m, \mathbf{J}), смещения точки подвеса макета к струне относительно его центра масс ($|\mathbf{a}_2|$), длины струны ($|\mathbf{a}_1|$), параметров алгоритма управления.

В результате установлено, что эффективность работы алгоритмов демпфирования (в качестве меры эффективности принято время, за которое рассеивается 90% начальной энергии) определяется главным образом массой макета и смещением точки подвеса, причём эта зависимость является монотонной (рис. 3).

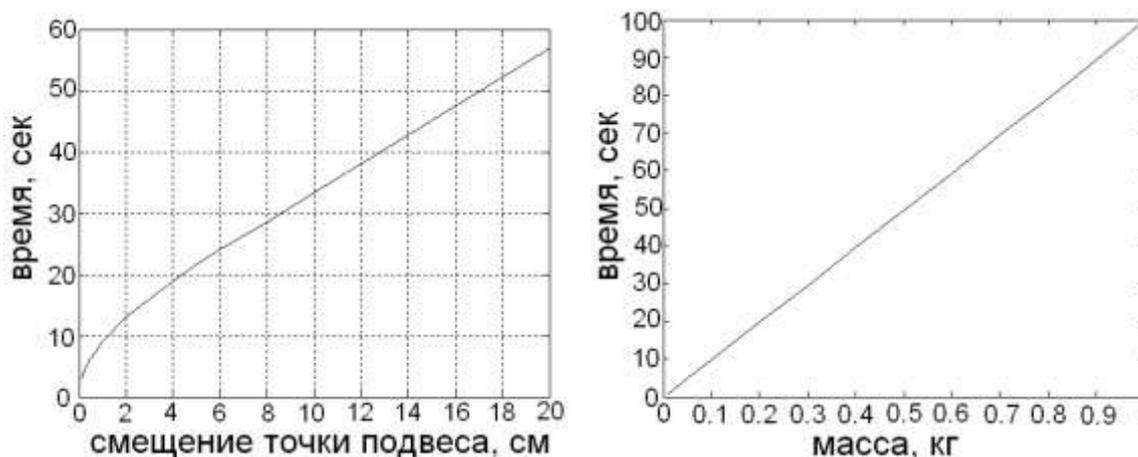


Рис. 3. Зависимость эффективности демпфирования от смещения точки подвеса и массы макета

Этот вывод, вообще говоря, неудивителен, поскольку возмущающий механический момент, действующий на тело со стороны струны, имеет порядок mgd .

Что касается зависимости эффективности демпфирования от других параметров, например, от длины струны (рис. 4), то она уже не монотонна, причём эффективность резко падает при сближении значений двух характерных частот системы $\omega_1 = \sqrt{g/l}$ и $\omega_2 = \sqrt{mgd/A}$.

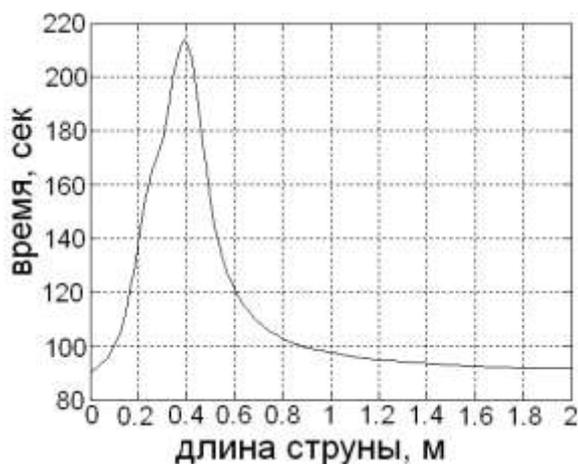


Рис. 4. Зависимость эффективности демпфирования от длины струны.

Работа поддержана РФФИ (грант 07-01-00040), Роснаукой (Гос.контракт N 02.514.11.4011) и Программой поддержки ведущих научных школ России (грант НШ-2448.2006.1).

Литература

1. Овчинников М.Ю., Цветков Е.А. Проектирование имитатора геомагнитного поля в составе лабораторного стенда для отработки способов управления ориентацией микроспутников. Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, 2005, №55.
2. Ильин А.А., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И. Алгоритмы магнитной ориентации спутника, стабилизируемого собственным вращением. Препринт ИПМ им. М.В.Келдыша РАН, 2005, №19.

Использование второго метода Ляпунова для построения закона управления маховичной системой ориентации

С.С.Ткачёв

(Московский физико-технический институт)

Системы ориентации условно можно разделить на два типа. К первому относятся те, которые для своей работы используют внешние поля, такие как, например, магнитные или гравитационные. К ним относятся магнитные и гравитационные системы ориентации. Ко второму типу можно отнести все системы, работа которых не требует наличия внешних полей. Примером таких систем являются маховичные, принцип работы которых основан на сохранении суммарного кинетического момента системы спутник-маховики. Их достоинством является как раз то, что их можно использовать тогда, когда действие, например, гравитационного или

магнитного поля является мешающим фактором или оно слишком слабое, чтобы строить эффективное управление. В настоящей работе речь идёт именно о таких системах.

Будем рассматривать движение аппарата, управляемого тремя маховиками, оси вращения которых расположены вдоль главных центральных осей инерции спутника. Требуется так управлять этими маховиками, чтобы спутник постоянно отслеживал заданное направление в пространстве, к примеру, направление на Солнце. Это может быть необходимо, например, для того, чтобы эффективно работали солнечные батареи. Тогда введём две правые прямоугольные системы координат. Первая – это связанная со спутником система координат $Ox_1x_2x_3$, оси которой направлены по его главным центральным осям инерции. Вторая система $OS_1S_2S_3$ связана с центром масс спутника. Одна из ее осей направлена на Солнце, вторая ось перпендикулярна плоскости эклиптики, а третья достраивает ее соответствующим образом до правой. Целью управления является совмещение этих систем координат и обеспечение устойчивости такого положения.

Угловое движение спутника описывается динамическим уравнением в векторной форме

$$\frac{d\mathbf{K}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} = \mathbf{M},$$

где $\mathbf{K} = J \cdot \boldsymbol{\omega} + I \cdot \boldsymbol{\Omega}$ – кинетический момент спутника, J – его тензор инерции тела вместе с маховиками, I – тензор инерции, составленный из моментов инерции маховиков, $\boldsymbol{\omega}$ – абсолютная угловая скорость спутника в связанных осях, $\boldsymbol{\Omega}$ – вектор, компонентами которого являются угловые скорости, с которыми вращаются маховики относительно спутника, что собственно и является управлением. Пусть теперь ориентация тела задаётся матрицей направляющих косинусов A связанной системы координат относительно системы $OS_1S_2S_3$, тогда угловую скорость аппарата в связанных осях можно записать следующим образом:

$$\boldsymbol{\omega} = A \cdot \boldsymbol{\omega}_0 + \boldsymbol{\omega}_{\text{отн}}.$$

Здесь $\boldsymbol{\omega}_0$ – угловая скорость системы координат, отслеживающей направление на Солнце, а $\boldsymbol{\omega}_{\text{отн}}$ – угловая скорость связанной системы координат относительно системы координат $OS_1S_2S_3$. Таким образом, получаем следующую систему уравнений, описывающую движение спутника:

$$\frac{d\mathbf{K}}{dt} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{K} = \mathbf{M}, \quad \boldsymbol{\omega} = A \cdot \boldsymbol{\omega}_0 + \boldsymbol{\omega}_{\text{отн}}, \quad \dot{A} = W \cdot A.$$

Как известно [1],

$$W = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{pmatrix}.$$

Далее, строим функцию Ляпунова для этой механической системы в виде

$$V = \frac{1}{2}(\boldsymbol{\omega}_{отн}, J\boldsymbol{\omega}_{отн}) + (1 - a_{11}) + (1 - a_{22}) + (1 - a_{33}),$$

где a_{11}, a_{22}, a_{33} - диагональные элементы матрицы A . Требуемая ориентация достигается когда $\boldsymbol{\omega}_{отн} = 0$, а диагональные элементы матрицы направляющих косинусов равны единице. Производную функции V перепишем с учётом уравнений движения в следующей форме:

$$\dot{V} = -\boldsymbol{\omega}(A\boldsymbol{\omega}_0 \times JA\boldsymbol{\omega}_0 + I\dot{\boldsymbol{\Omega}} + A\boldsymbol{\omega}_0 \times I\boldsymbol{\Omega} - M + S).$$

Здесь $S = (a_{32} - a_{23}, a_{13} - a_{31}, a_{21} - a_{12})^T$. Для асимптотической устойчивости рассматриваемого положения равновесия требуется, чтобы $\dot{V} < 0$ (теорема Барбашина-Красовского [2]). Поэтому потребуем выполнения следующего равенства [3]:

$$I\dot{\boldsymbol{\Omega}} + A\boldsymbol{\omega}_0 \times I\boldsymbol{\Omega} - M + S + A\boldsymbol{\omega}_0 \times JA\boldsymbol{\omega}_0 = \boldsymbol{\omega}.$$

Откуда окончательно получаем уравнение для определения закона управления скоростью вращения маховиков

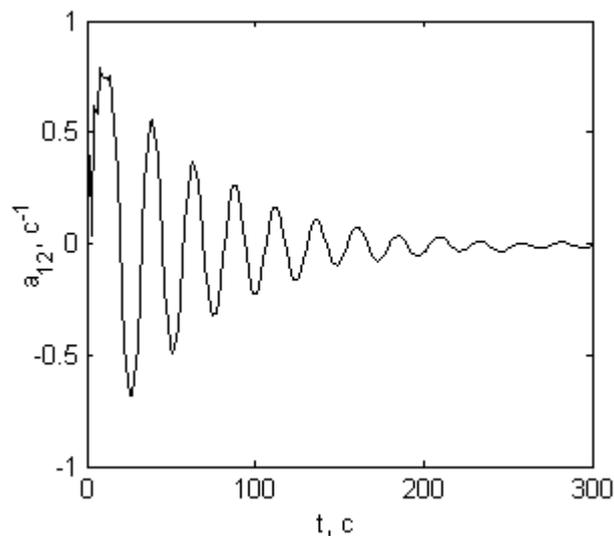
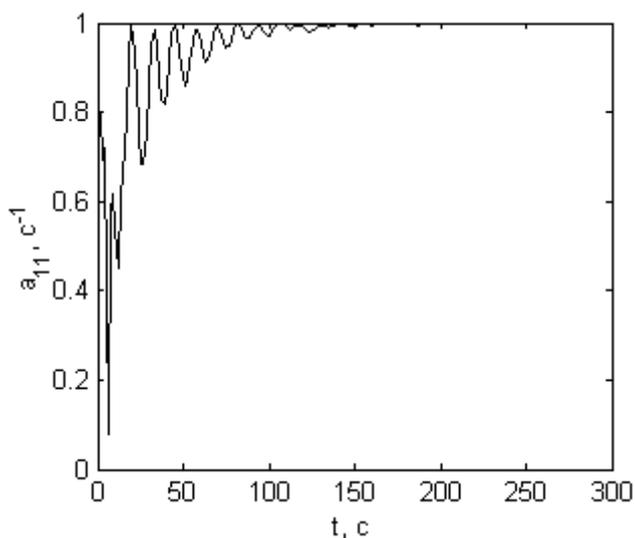
$$I\dot{\boldsymbol{\Omega}} + A\boldsymbol{\omega}_0 \times I\boldsymbol{\Omega} = M - S - A\boldsymbol{\omega}_0 \times JA\boldsymbol{\omega}_0 + \boldsymbol{\omega}.$$

Для иллюстрации приведём результаты численного интегрирование этого уравнения с учётом следующих начальных условий и параметров системы:

$$\boldsymbol{\omega}_{0отн} = (1; 1; 0), \boldsymbol{\Omega}_0 = (0; 0; 0), A = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix},$$

$$I = \begin{pmatrix} 0.1 & 0 & 0 \\ 0 & 0.1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.1 \end{pmatrix}, J = \begin{pmatrix} 11 & 0 & 0 \\ 0 & 20 & 0 \\ 0 & 0 & 30 \end{pmatrix}$$

Орбита выбрана круговой с наклоном 70° . Далее приведены графики для направляющих косинусов, угловой скорости, управляющих угловых скоростей маховиков, а так же функции Ляпунова.



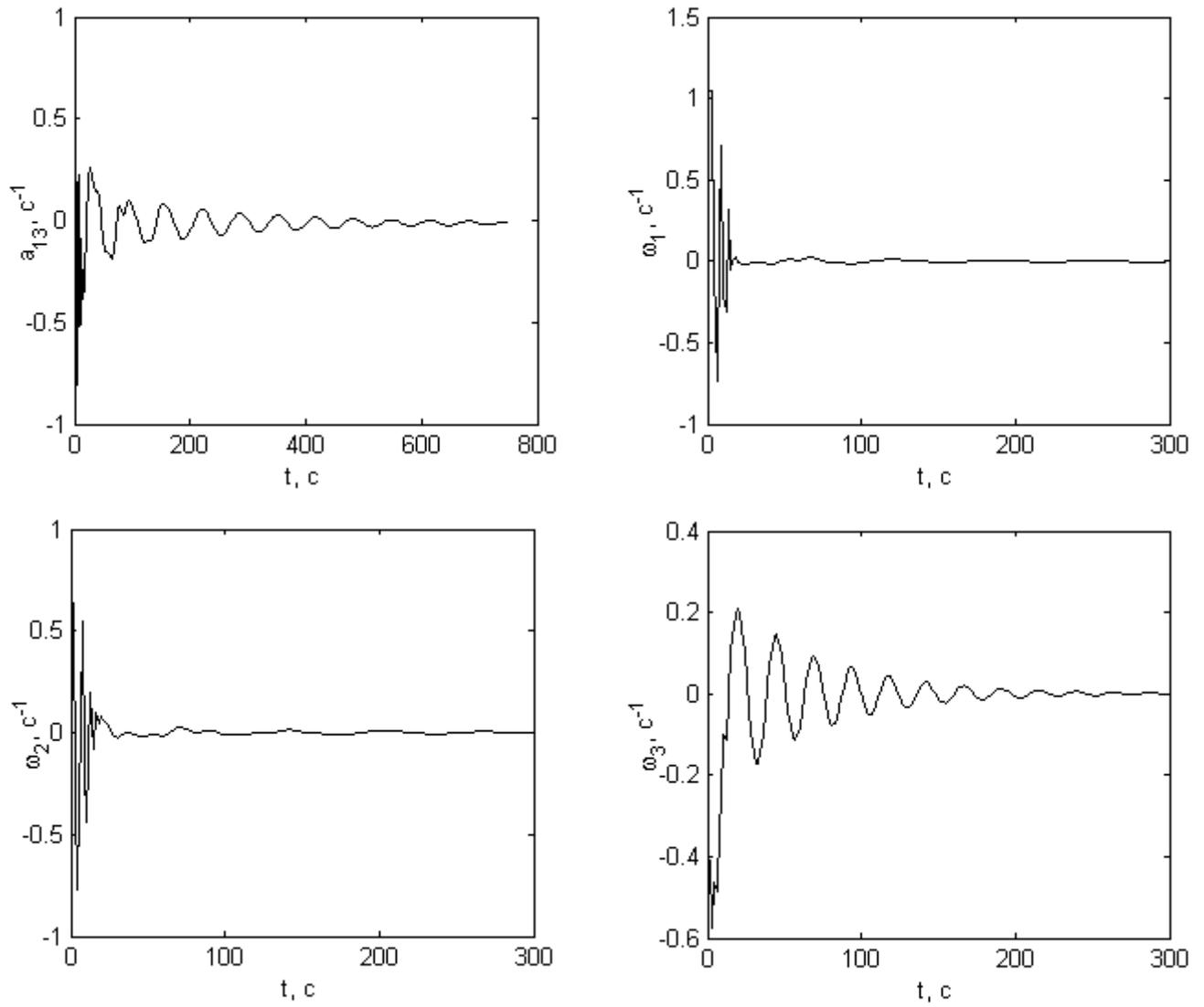
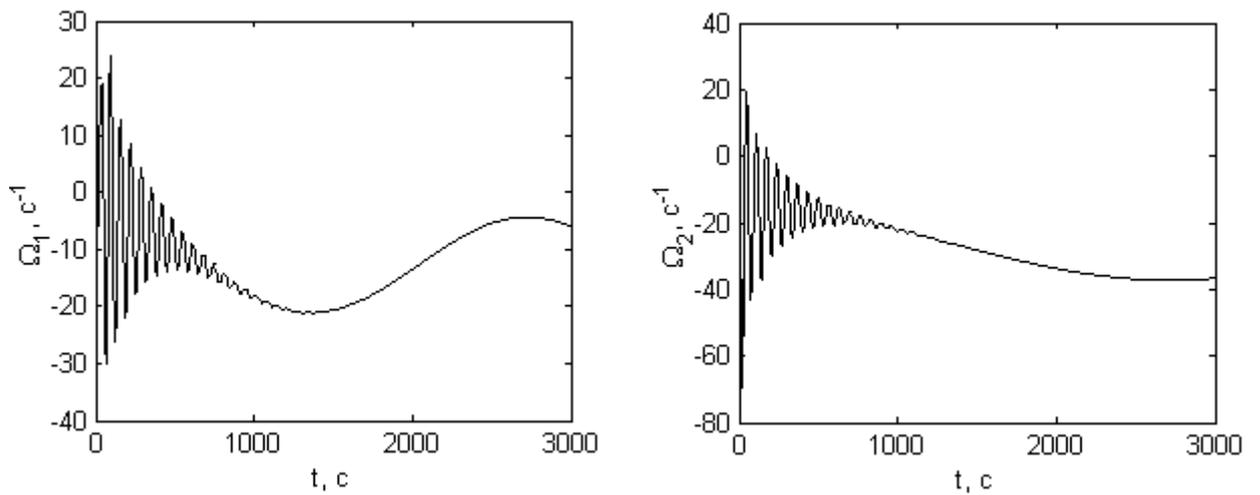


Рис.1. Изменение направляющих косинусов оси Ox_1 и компонент вектора относительной угловой скорости спутника



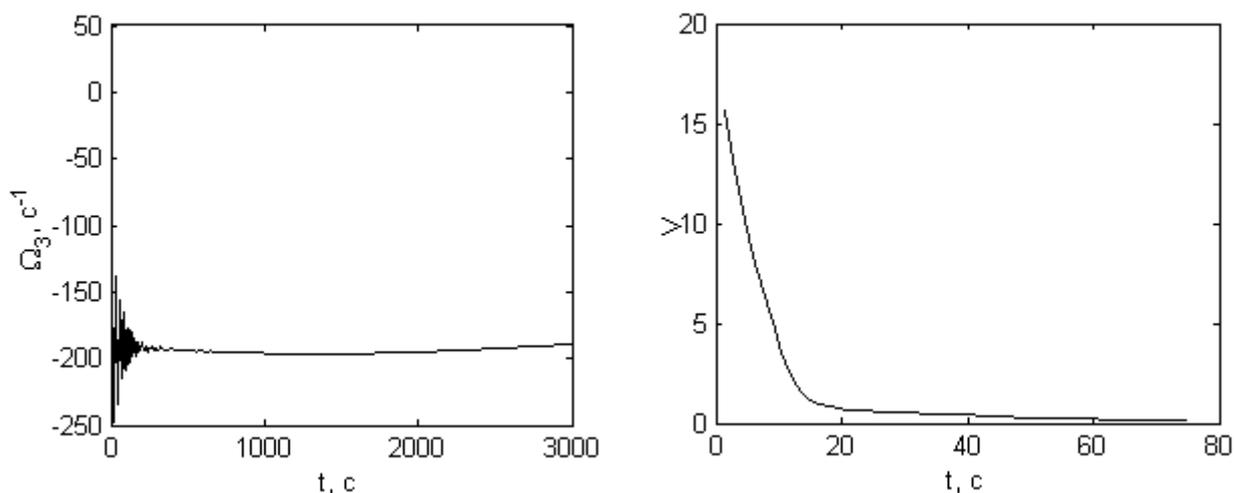


Рис.2. Изменение угловой скорости маховиков и функции Ляпунова

Как видно из графиков, получается достаточно эффективное управление, позволяющее полностью погасить начальную закрутку и выйти на заданный режим. Отрадным является тот факт, что не происходит насыщения маховиков, что позволяет надеяться на возможность реализации этого алгоритма управления.

Работа поддержана РФФИ (грант 06-01-00389), Роснаукой (Гос.контракт N 02.514.11.4011) и Программой поддержки ведущих научных школ России (грант НШ-2448.2006.1).

Литература

1. Г.Н.Яковенко. Краткий курс теоретической механики. М.: Бином. Лаборатория знаний. 2006. – 116 с.
2. Г.Н.Яковенко. Краткий курс аналитической динамики. М.: Бином. Лаборатория знаний. 2006. – 238 с.
3. F.Fiorilli, Attitude control for a small satellite with reaction wheels, Master Degree Thesis, Roma University “La Sapienza”, 2006

Анализ функций пространственного распределения заряженных частиц широких атмосферных ливней по данным установок Якутск, AGASA и МГУ

Х.Котсоми Палета

(НИИЯФ МГУ им.М.В.Ломоносова и Автономный университет Пуэбла, Мексика)

Проведено сравнение экспериментальных пространственных распределений заряженных частиц, полученных на различных установках. Показано, что данные установок МГУ и AGASA могут быть согласованы друг с другом.

Введение

Исследование широких атмосферных ливней (ШАЛ) является единственным методом изучения космических лучей сверхвысоких энергий. На большинстве наземных установок по изучению первичных космических лучей сверхвысоких энергий методом ШАЛ в качестве классификационного параметра для построения энергетического спектра используется полное число заряженных частиц, если первичная энергия E_0 не превосходит 10^{17} эВ. Определение полного числа частиц в ШАЛ производится с использованием какой-либо априорной функции пространственного распределения (ФПР) заряженных частиц.

При энергии $>10^{17}$ эВ в качестве классификационного параметра ШАЛ обычно используется плотность заряженных частиц на расстоянии 600 м от оси. Во всех случаях знание ФПР заряженных частиц является необходимым условием для анализа данных установки.

Данные, полученные с установок, работающих в области выше 10^{17} эВ, немногочисленны и при этом противоречивы.

На установках AGASA [1] и Якутск [2] использовались сцинтилляционные детекторы. Полученные на них ФПР заряженных частиц различаются как по форме функциональной зависимости, так и по поведению ФПР с увеличением первичной энергии. Данные установки AGASA хорошо описываются формулой:

$$\rho_s(r) = C \left(\frac{r}{r_m}\right)^{-1.2} \left(1 + \frac{r}{r_m}\right)^{-(\eta-1.2)} \left(1 + \left(\frac{r}{1000}\right)^2\right)^{-0.6}, \quad (1)$$

где $r_m = 91.6$ м, $\eta = 3.97 \pm 0.13 - (1.79 \pm 0.62)(\sec \theta - 1)$. Существенно, что параметр η не зависит от энергии. Напротив, данные Якутска обнаруживают зависимость параметров ФПР от энергии.

В работе [3] было показано, что ФПР AGASA может быть хорошо понята в рамках современных теоретических представлений, тогда как экспериментальные данные Якутска нельзя воспроизвести с удовлетворительной точностью. Это противоречие не исчерпывается только формой ФПР, так как, по-видимому, оценка E_0 по $\rho_s(600)$ на Якутской установке завышена.

На установке ШАЛ МГУ [4] было зарегистрировано около сотни событий с $N_e > 10^8$, которые ранее не рассматривались. В связи с отмеченным выше противоречием есть смысл их проанализировать.

Экспериментальные результаты и их обсуждение

Для работы с банком экспериментальных данных установки ШАЛ МГУ был написан модифицированный вариант программы, в которой для каждого ливня считывались первичные экспериментальные данные и проводилась их обработка. Отбирались ливни, для которых выполнялись

следующие условия: $\lg N_e = 8.0 - 8.2$, $\theta < 30^\circ$, параметр s от 0.8 до 1.4. По методу максимума правдоподобия для данной группы ливней с числом частиц $N_e > 10^8$ (120 ливней) была построена средняя ФПР и сопоставлена с данными AGASA и Якутска. Было учтено, что установка ШАЛ МГУ измеряет число заряженных частиц, а не отклик сцинтилляционного детектора, как установки AGASA и Якутск. Кроме того, значения $\rho_s(r)$, полученные в различных работах, были пересчитаны к одинаковой величине мольеровского радиуса, как это было сделано в [5].

Как показано в [4], наилучшее описание экспериментальной ФПР, полученной на установке ШАЛ МГУ, достигается для функции

$$\rho_s(r) = C \left(\frac{r}{r_m} \right)^{s-2} \left(1 + \frac{r}{r_m} \right)^{s-4.5} \left[\frac{r}{r_m} \left(1 + \frac{r}{r_m} \right) \right]^\alpha, \quad (2)$$

где $r_m = 80$ м, s -возраст ливня и величина α является функцией r .

Проведенный анализ показал, что ФПР, используемые на установках Якутск и AGASA, плохо согласуются друг с другом и демонстрируют систематические отклонения. Сравнение показало также, что можно добиться хорошего согласия ФПР ШАЛ МГУ и AGASA, если изменить показатель степени при r/r_m в формуле (1) с 1.2 на 1.04. Это можно сделать, так как установка ШАЛ МГУ расположена на большей глубине, чем установка AGASA. Расчёты, проведенные с использованием программы AIRES [6], подтвердили справедливость такого вывода.

Сравнение данных ШАЛ МГУ и Якутска показало, что использование ФПР Якутска для описания данных установки ШАЛ МГУ не представляется возможным.

Результаты настоящей работы могут быть использованы при анализе экспериментальных данных установки Университета г.Пуэбла [7].

Автор благодарен Н.Н.Калмыкову и В.П.Сулакову за помощь в работе и полезные обсуждения.

Литература

1. Yoshida S., Hayashida N., Honda K. et al. J. Phys. G: Nucl. Part. Phys. 1994, vol. 20, p. 651.
2. Глушков А. В., Правдин М. И., Слепцов И. Е., и др. Ядерная Физика, 2000, т.63, с.1
3. Raikin R. I., Layutin A. A., Inoue N. et al. Proc. 27th ICRC, Hamburg 2001, vol. 1, p. 290.
4. Fomin Yu. A., Kalmykov N. N., Kalmykov V. N. et al. Proc 28th ICRC, Tsukuba, 2003, vol. 1, p.119.
5. Райкин Р.И., Масштабная инвариантность радиального распределения электронов в широких атмосферных ливнях сверхвысоких энергий. Диссертация канд. физ.-мат. наук, Барнаул, 2000.

6. Sciutto S. J., AIRE: A system for air shower simulations (version 2.2.0), astro-ph/9911331 (216 pages).
7. O. Martinez, E. Moreno, G. Perez, H. Salazar and L. Villasenor, Proc. 29th ICRC, Pune, 2005, vol. 6, p.217.

Камера-обскура с многоанодным фотоумножителем для получения изображения транзитных световых вспышек в верхней атмосфере

Э.Понсе, Б.А.Хренов

(НИИЯФ МГУ им.М.В.Ломоносова)

Создается портативная камера-обскура (камера с точечным отверстием и многоанодным фотоумножителем в качестве фотоприемника) с переменным фокусным расстоянием (переменным расстоянием между отверстием и фотоприемником). Фотоприемник работает в области ближнего УФ (длины волн 300-400 нм). Камера позволит получить изображение вспышек с различным разрешением в пространстве и во времени. Измерения с помощью камеры позволят проверить эффективность метода изучения атмосферных электрических разрядов по их изображению в УФ. Вместе с тем методика работы камеры обскуры аналогична методу получения изображения с помощью зеркала-концентратора и матрицы фотоумножителей, применяемому для изучения флуоресцентного изображения диска ШАЛ (детектор ТУС). Электроника камеры-обскуры является прототипом электроники детектора ТУС. Измерения вспышек в атмосфере с помощью камеры-обскуры можно рассматривать как вклад в подготовку эксперимента TUS, так как эти измерения позволяют оценить роль фона сигналов, подобных сигналам ШАЛ.

Введение

Свечение ночной атмосферы в области ближнего ультрафиолета и, особенно, транзитные вспышки в атмосфере являются источником фона в измерениях космических лучей ультра высоких энергий (КЛ УВЭ) по сигналу флуоресценции в атмосфере. Природа ультрафиолетовых атмосферных транзитных событий неизвестна и поэтому необходимо накопить для них как можно больше экспериментальных данных. Исследование развития ультрафиолетовых транзитных событий во времени и пространстве предлагается провести с помощью нового быстрого детектора изображения: камеры с точечным отверстием и многоканальным фотоумножителем (фотоприемником).

Экспериментальная установка

Схема простой камеры с одним отверстием показана на рис.1(а). Фотоприемник представляет собой 64-анодный фотоэлектронный

умножитель типа Hamamatsu Photonics H7546B. Испытания камеры будут проводиться в наземных условиях, но для основной работы по изучению вспышек в атмосфере прибор будет размещен на спутнике Земли.

Разрешение изображения в фотоприемнике, наблюдающем событие через отверстие, определяется расстоянием фотоприемника от отверстия. Поле зрения камеры определяется размером приемника. В нашем случае расстояние между основным фотоприемником и отверстием выбирается равным $L = 20$ см, размер фотоприемника из 64 ячеек 1.6×1.6 см, размер ячейки 2×2 мм. Через отверстие приемник осматривает поле зрения 0.16×0.16 рад с полем зрения ячейки 0.01 рад. Изменяя фокусное расстояние можно изменить разрешение и поле зрения камеры. В конструкции бокса камеры предусматривается возможность смены той части бокса, где находится отверстие.

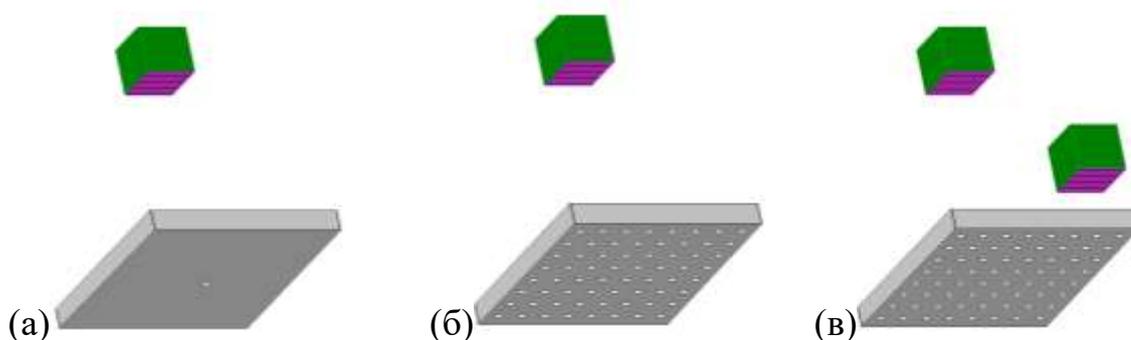


Рис.1. а - схема расположения основных частей камеры (точечного отверстия и фотоприемника), светонепроницаемый бокс не показан; б - камера со многими отверстиями; в - второй фотоприемник, позволяющий определить адрес отверстия, через которое принимается сигнал от данного события

Для предполагаемой орбиты спутника 400 км получаем, что одна ячейка фотоприемника будет собирать сигнал с площадки в атмосфере 4×4 км, и через одно отверстие приемник получает изображение события на площади атмосферы 32×32 км с разрешением 4 км. Диаметр отверстия выбираем так, чтобы площадь отверстия была равно площади ячейки приемника, это означает, что диаметр отверстия равен 2.26 мм.

Поле зрения прибора можно увеличить при использовании большого числа отверстий (на рис.1б приведен пример камеры с 64 отверстиями), расстояние между которыми равно размеру фотоприемника (в нашем примере – 2.6 мм). В таком случае камера-обскура равномерно перекрывает поле зрения 256×256 км, но каждое событие будет принято только одним отверстием. Для того, чтобы знать, какое именно отверстие принимает сигнал вспышки, следует использовать второй фотоприемник, расположенный ближе к приемнику, рис.1в. В этом фотоприемнике разрешение значительно ниже, чем в первом - его фокусное расстояние подбирается так, чтобы сигнал вспышки оставался только в одной ячейке

приемника. Адрес «сработавшей ячейки» дает адрес «сработавшего» отверстия.

На рис.2 показан блок для испытания многоанодного ФЭУ типа Н7546В. Фотоумножитель и светодиод находятся внутри блока. Блок-схема



Рис.2. Блока испытания многоанодного ФЭУ Н7546В

электроники основного ФЭУ показана на рис.3. Светодиод, работающий от сигнала генератора, освещает фотоприемник. Аналоговый сигнал снимается с анода канала фотоприемника и поступает на вход 64-канального аналогового мультиплексора. Через мультиплексор каждый сигнал от анода попадает на АЦП. Частота управления мультиплексором и АЦП равна 0.5 МГц. Цифровой сигнал от ячеек подается в программируемый чип ПЛИС (FPGA), и проводится запись данных каждой ячейки в соответствующую циклическую оперативную память.

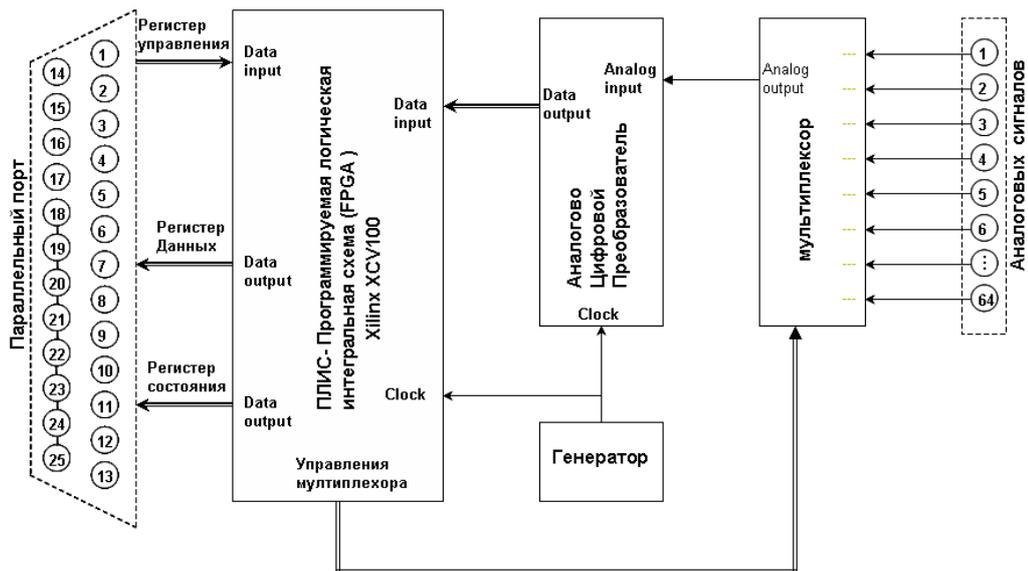


Рис.3 Блок- схема электроники основного ФЭУ камеры обскуры

Через параллельный порт с помощью программы LabView в ПЛИС задается порог для записи цифровых данных от ячеек фотоприемника. Число шагов развертки уточняется при проектировании в соответствии с возможностями памяти ПЛИС. Данные объединяются в центральном чипе ПЛИС, где они используются для выработки триггера и вывода данных в компьютер с помощью програма LabView.

Заключение

1. Испытания камеры будут проводиться в Москве в ясные ночи. В первую очередь будут проводиться измерения света от звезд, пересекающих ячейки. Для известных звезд и доступных данных относительно прозрачности атмосферы (из обсерватории МГУ) эти измерения позволят провести абсолютную калибровку камеры.
2. На следующем этапе будет проведено измерение ночного свечения атмосферы над Москвой. Будет проведен поиск искусственных вспышек УФ, возникающих в городе (например, при искрении линий троллейбусов и трамваев) . Это даст первое впечатление, какой шум по вспышкам создает большой город. Такие вспышки могут внести вклад в создание ложных ШАЛ. Данные спутника "Татьяна" дали только среднюю интенсивность ультрафиолетового излучения над городами.
3. Летом в Пуэбла в Мексике мы надеемся повторить измерение света звезд в горах и попробовать регистрировать в горах атмосферные вспышки.

Содержание

<i>От редактора</i>	3
<i>Ю.Г.Мартыненко, А.В.Влахова, Т.Карлос.</i> Оценка точности системы пассивной магнитной стабилизации искусственного спутника Земли.....	3
<i>Н.В.Куприянова, Д.С.Ролдугин.</i> Алгоритм активного магнитного управления для малого осесимметричного спутника	6
<i>М. Баттальяре, Ф. Пиерджентили.</i> Определение фактической ориентации микроспутника УНИСАТ-3	9
<i>И.В.Прилепский.</i> Исследование динамики спутника с магнитной системой ориентации на струнном подвесе	13
<i>С.С.Ткачёв.</i> Использование второго метода Ляпунова для построения закона управления маховичной системой ориентации	15
<i>Х.Котсоми Палета.</i> Анализ функций пространственного распределения заряженных частиц широких атмосферных ливней по данным установок Якутск, AGASA и МГУ	19
<i>Э.Понсе, Б.А.Хренов.</i> Камера-обскура с многоанодным фотоумножителем для получения изображения транзиентных световых вспышек в верхней атмосфере	22