

УДК 629.7.05

А.М. СУББОТА, А.В. КРАСНОЖЕН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Современная космонавтика немыслима без использования малых космических аппаратов (КА). Малые КА могут выводиться на орбиту в качестве попутной полезной нагрузки с более крупными КА. К настоящему времени возрос объем работ, выполняемых малыми КА. При помощи таких аппаратов осуществляется зондирование Земли, съемка участков суши или поверхности океана, исследование факторов околоземного космического пространства и т.д. Согласно предложенной критериальной модели проектируемой системы ориентации и стабилизации, в статье рассматриваются сравнительные характеристики малых КА с точки зрения конструктивного исполнения. Описывается использование элементов солнечных батарей в качестве датчиков Солнца. А так же рассматривается методика определения параметров подспутниковой точки.

Ключевые слова: космический аппарат, система ориентации и стабилизации, критериальная модель, сравнительный анализ конструктивного исполнения, солнечные батареи, подспутниковая точка, оскилирующие параметры.

Введение

Международный космический рынок переживает значительные изменения в объеме, структуре и уровне конкуренции вследствие развития малых космических аппаратов (КА). Большие многотонные и многофункциональные КА, оснащенные дорогостоящим оборудованием и предназначенные для выполнения целого комплекса научных и народнохозяйственных задач, требуют огромных материальных и трудовых затрат, что не всегда является оправданным. В связи с этим современная космонавтика практически уже немыслима без использования малых КА, предоставляющих разнообразные возможности дальнейшего развития и совершенствования формы и методов космической деятельности. Такие аппараты, из-за относительной дешевизны, доступности технологий, небольших сроков реализации проектов, небольшого риска в случае неудачного запуска, низкой стоимости средств выведения их на орбиту, как дополнительной нагрузки к большим аппаратам, наиболее развивающийся сектор этого рынка [1].

Малые КА могут выводиться на орбиту в качестве попутной полезной нагрузки с более крупными КА. Запуск целой группы малых КА одного или разного класса с помощью одного носителя, т.е. формирование «роя» или «кластера» малых КА может обеспечить одновременное измерение характеристик космического пространства в различных его

точках, одновременную съемку участка суши либо поверхности океана, наблюдение и зондирование участка земной поверхности, т.е. её мониторинг и т.д. [2]. Так, например, КА «МС-2-8», являясь орбитальным сегментом комплекса «Сіс-2», для Украины обеспечивает дистанционное зондирование Земли для получения информации о кризисных ситуациях (пожарах, наводнениях, авариях), о состоянии растительного и почвенного покрова, о месторождениях полезных ископаемых и транспортных потоках. Масса такого спутника не превышает 170 кг, из которых 34 кг приходится на систему управления. При этом такие функции как зондирование и мониторинг участков суши и водной поверхности, исследование факторов влияния околоземного космического пространства на бортовую радиоэлектронную аппаратуру могут производиться с помощью спутников, масса которых не превышает 50 кг. Так, например, масса молдавского студенческого спутника МСС, предназначенного для этих целей, составляет всего 45 кг. С целью углубления фундаментальных знаний о новых физических эффектах, открытых при генерации молний, о природе «космической погоды» в России в 2012 году запущен микроспутник «Чибис – М», вес которого менее 40 кг [3]. Подводя итог можно заключить, что к настоящему времени резко возрос обмен работ, выполняемых малыми КА, а в связи с этим и соответствующие требования к их системам управления и приема/передачи информации на Землю и с Земли. Так,

например, точность положения луча антенны КА, направленной на Землю, должна быть не хуже $\varepsilon = 0,1$ град, что включает точность, связанную как с ошибкой угла установки антенны ($\varepsilon_a = 0,06$ град) так и точностью стабилизации антенны ($\varepsilon_{ст} = 0,08$ град), точность ориентации КА при наведении на район съемки должен быть не хуже $0,2$ град, а угловая скорость стабилизации КА при съемке – не более $0,005$ град/с и т.д. Кроме того, при выведении КА на орбиту его системы управления в общем должны быть способны решаться следующие задачи:

- гашение угловой скорости после отделения КА от разгонного блока;
- построение начальной (одноосной, орбитальной или солнечной) ориентации;
- построение трехосной базовой ориентации на Землю и программной инерциальной ориентации;
- осуществление маневров и прецизионная стабилизация на участке выполнения целевой задачи;
- коррекция орбиты и решение навигационной задачи, например, с использованием информации GPS;
- реализация заданной программы управления аппаратурой;
- проведение контроля и диагностики приборов с автоматическим парированием отказов;
- прием и расшифровку директив наземного комплекса управления;

- передачу информации с КА на наземный комплекс управления и наземный пункт приема информации.

Постановка задачи исследования

В качестве объекта исследования выбран малогабаритный КА. Актуальность проблемы заключается в выборе стратегии проектирования малогабаритных КА, при наличии определенных ограничений: их внешней формы, измерителей параметров движения, ориентации и стабилизации, исполнительных органов с целью обеспечения проведения высокоэффективных научных исследований.

Построение критериальной модели в соответствии с программой запуска КА

Из выше сказанного вытекает, что прежде чем приступить к разработке концепции проектирования малогабаритного КА необходимо построить критериальную модель, учитывающую всевозможные целевые функции и соответствующие ограничения (на габариты, массу, стоимость, время активного существования и т.д.). Одна из таких моделей, применительно к разработке системы ориентации и стабилизации КА, приведена на рис. 1.

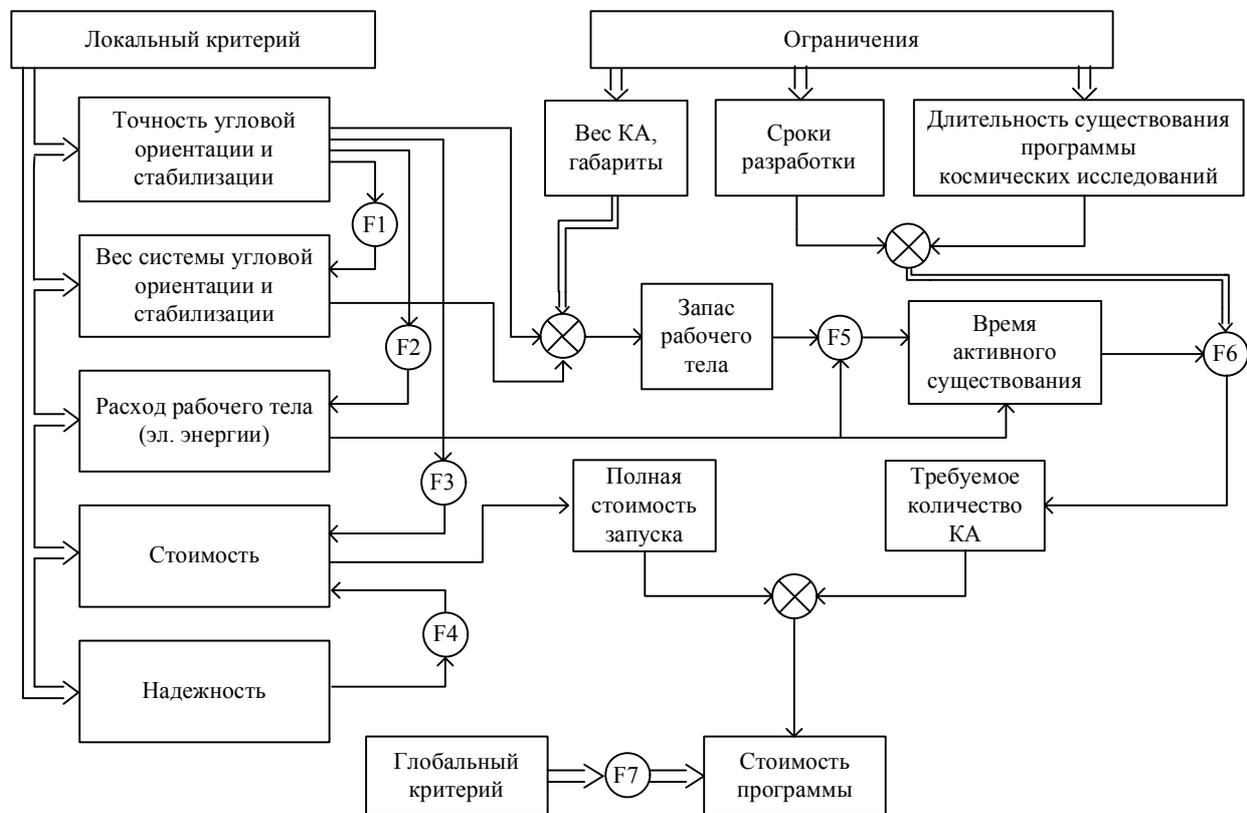


Рис. 1. Критериальная модель проектируемой системы управления малогабаритных КА

Как видно из рис. 1, между соответствующими локальными критериями и ограничениями существует достаточно жесткая логическая связь, которая, в конце концов, приводит разработчиков к удовлетворению, глобальному критерию, а именно – стоимости программы, как одного из главных аргументов конкуренции на мировом космическом рынке. На рис. 1 введены следующие обозначения:

- F1-F4 – промежуточные критерии между локальными критериями;
- F5-F6 – промежуточные критерии между ограничениями;
- F7 – глобальный критерий.

Сравнительная характеристика и особенности конструктивного исполнения малых спутников

Согласно критериальной модели проектируемых КА наряду со сроками разработки и длительностью существования программы космических исследований немаловажное значение играют ограничения на вес и габариты КА. Указанные ограничения непосредственно связаны с конструктивным исполнением КА.

Предположим, что задана масса микроспутника M . Необходимо из некоторого набора наиболее распространенных простых внешних форм микроспутников (в виде шара, цилиндра, куба, тора) выбрать такую, которая обеспечила бы получение максимально возможной электроэнергии от солнечных

батареи, при условии их расположения на поверхности микроспутника (МС).

Исходя из опыта разработок МС, считаем, что среднее значение плотности материала МС известно, т.е. $\rho = \rho_{\text{ср}}$. Тогда имеем ограничение на его объем

$$V = \frac{M}{\rho_{\text{ср}}}$$

В качестве базового варианта МС, с которым будем сравнивать площади внешних поверхностей микроспутников с другими конструктивными формами, выберем МС шарообразной формы. Результаты такого сравнения приведены в табл. 1.

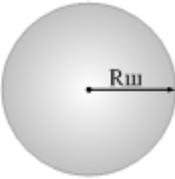
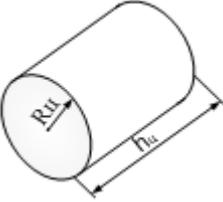
Как видно из табл. 1, при одной и той же массе и объеме МС, микроспутник тороидальной формы имеет наибольшую площадь поверхности, что при расположении элементов солнечных батарей (СБ) на его внешней поверхности обеспечит получение максимальной мощности СБ.

Использование элементов солнечных батарей в качестве датчиков Солнца

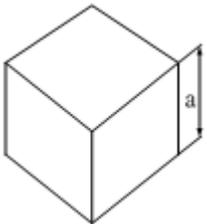
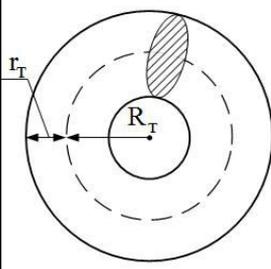
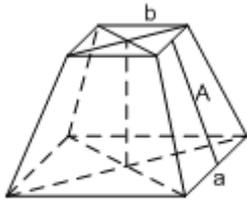
При создании систем ориентации КА в качестве датчиков на современных малых спутниках наибольшее распространение получили звездные датчики, датчики Солнца и Земли, магнитометры.

С точки зрения их расположения на спутнике все же более приемлемой формой является кубическая или близкая к ней форма (рис. 2).

Таблица 1
Сравнительная характеристика и особенности конструктивного исполнения малых спутников

№ п/п	Конструктивная форма микроспутника	Исходные зависимости		Размеры, приведенные к радиусу шара $R_{\text{ш}}$	Отношение площадей, k
		Объем, V	Площадь, S		
1	Шар 	$V_{\text{ш}} = \frac{4}{3} \pi R_{\text{ш}}^3$	$S_{\text{ш}} = 4\pi R_{\text{ш}}^2$	$R_{\text{ш}} = R_{\text{ш}}$	$\frac{S_{\text{ш}}}{S_{\text{ш}}} = 1$
2	Цилиндр 	$V_{\text{ц}} = \pi R_{\text{ц}}^2 h_{\text{ц}}$ $(V_{\text{ц}} = V_{\text{ш}})$	$S_{\text{ц}} = 2\pi R_{\text{ц}} (R_{\text{ц}} + h_{\text{ц}})$	$R_{\text{ц}} = R_{\text{ш}}$ $h_{\text{ц}} = \frac{4}{3} R_{\text{ш}}$	$\frac{S_{\text{ц}}}{S_{\text{ш}}} = 1,16$

Окончание табл. 1

№ п/п	Конструктивная форма микроспутника	Исходные зависимости		Размеры, приведенные к радиусу шара $R_{ш}$	Отношение площадей $k=S_i/S_{ш}$
		Объем, V	Площадь, S		
3	Куб 	$V_K = a^3$ $(V_K = V_{ш})$	$S_K = 6a^2$	$a = 1,61R_{ш}$	$\frac{S_K}{S_{ш}} = 1,24$
4	Тор 	$V_T = 2\pi^2 R_T r_T^2$ $(V_T = V_{ш})$	$S_T = 4\pi^2 R_T r_T$	$R_T = R_{ш}$ $r_T = 0,46R_{ш}$	$\frac{S_T}{S_{ш}} = 1,45$
5	Усеченная пирамида 	$V_{п} = \frac{1}{3}h(a^2 + ab + b^2)$ $(V_{п} = V_{ш})$	$S_{п} = \frac{1}{2}(4a + 4b)A$	$a = \sqrt{2}R_{ш}$ $b = \frac{\sqrt{2}}{2}R_{ш}$ $h = 3,59R_{ш}$ $A = 3,61R_{ш}$	$\frac{S_{п}}{S_{ш}} = 1,22$

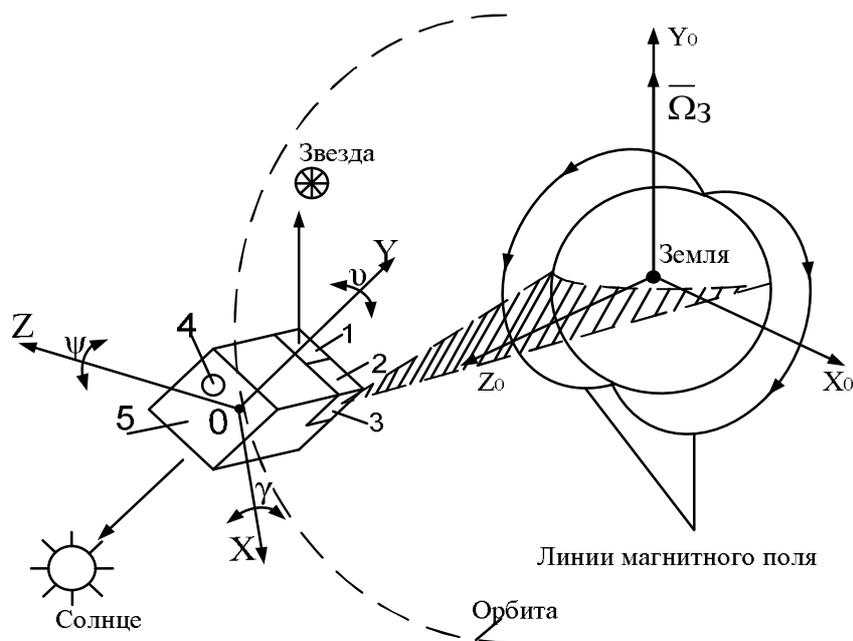


Рис. 2. Спутник с трехосной системой ориентации: 1 – звездный датчик, 2 – магнитометр, 3 – датчик Земли, 4 – датчик Солнца, 5 – спутник

При расположении солнечных батарей непосредственно на поверхности спутника их отдельные элементы могут выполнять функции датчиков Солнца [3,4]. При этом нет необходимости в корпусе спутника предусматривать различного рода щели для обзора и нахождения направления на Солнце,

что усложняет в целом конструктивное исполнение корпуса, а сам датчик занимает определенный объем и увеличивает исходный вес спутника. Примеры использования элементов СБ в качестве датчиков Солнца приведены на рис. 3.

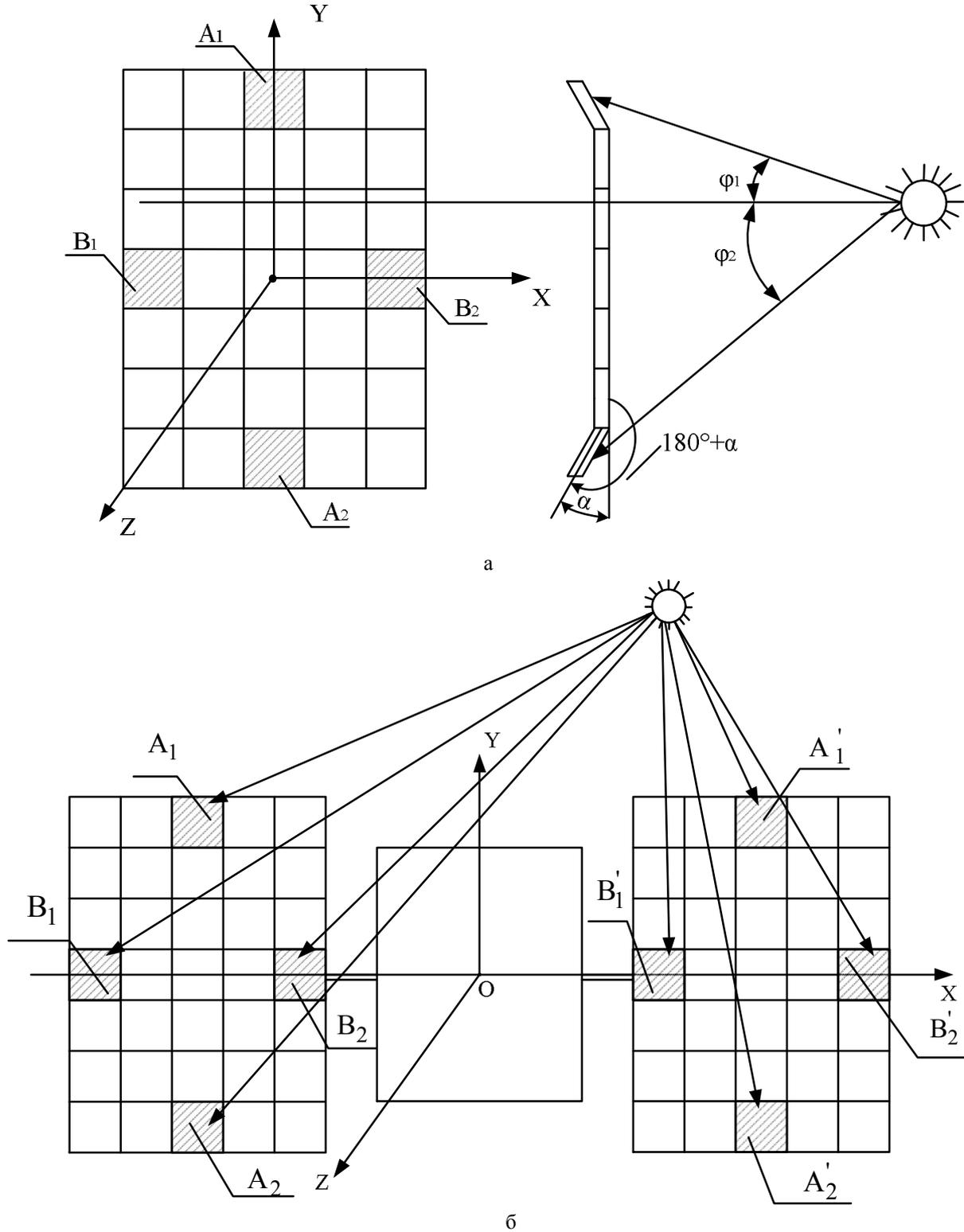


Рис. 3. Использование элементов СБ в качестве датчиков Солнца: а – при наличии СБ непосредственно на поверхности спутника; б – при наличии выносных СБ

Как видно из рис. 3,а, при наличии неточной ориентации на Солнце углы φ_1, φ_2 . При этом с элементов A_1 и A_2 солнечных батарей снимают разные потенциалы U_{A_1} и U_{A_2} , разность которых поступает в систему ориентации. Точная ориентация на Солнце относительно плоскости OXY достигается при условии $U_{A_1} = U_{A_2}, U_{B_1} = U_{B_2}$.

С целью увеличения угла зрения системы ориентации на Солнце элементы СБ, выполняющие роль датчиков Солнца устанавливаются к плоскости СБ под углом $\psi = 180^\circ + \alpha$. Наиболее оптимальным является $\alpha = 60^\circ$, т.е. угол ψ достигает значения 240° по отношению к связанным с КА осям X и Y , что обеспечивает высокую чувствительность такой системы ориентации на Солнце. При наличии выносных СБ (рис. 3,б) чувствительность, точность и надежность системы ориентации может быть значительно увеличена за счет обработки информации различных комбинаций выходных сигналов элементов солнечных батарей $A_1, A_2, B_1, B_2, A'_1, A'_2, B'_1, B'_2$.

Определение параметров подспутниковой точки

При анализе полученной со спутника информации, особенно в виде фото и видеоизображения, необходимо иметь их привязку к параметрам подспутниковой точки. В зависимости от исходной информации решение данного вопроса может быть осуществлено двумя способами:

- по известным прямоугольным координатам КА, вычисленных на момент измерения;
- по известным оскулирующим элементам орбиты, вычисленных на момент измерения.

Первоначально рассмотрим решение задачи согласно первому способу. Для этих целей положение КА в геоцентрической прямоугольной декартовой системе координат зададим координатами X, Y, Z . Горизонтальную составляющую \bar{V}_Γ скорости полета КА разложим на две составляющие: \bar{V}_N , совпадающую по направлению на север (N) и с касательной к меридиану и \bar{V}_E , совпадающей по направлению с касательной к параллели и направленной на восток (E), проведенных с центра масс КА (рис. 4).

Для получения искоемых параметров (φ_0 – широты, λ_0 – долготы, направления азимута A_0) подспутниковой точки, считаем на момент вычисления известными: координаты КА (X, Y, Z), а также скорости движения (V_x, V_y, V_z) КА относительно прямоугольной декартовой системы координат $OgXgYgZg$, принятой за инерциальную. Тогда связь координат подспутниковой точки с параметрами, определяющими положение КА в пространстве и её

составляющими скорости (\bar{V}_N и \bar{V}_E), заданных в проекциях на оси географической системы координат ONE, может быть определена при помощи следующих соотношений:

$$\begin{cases} V_N = -(V_X \cos \lambda_0 + V_Y \sin \lambda_0) \sin \varphi_0 + V_Z \cos \varphi_0; \\ V_E = -V_X \sin \lambda_0 + V_Y \cos \lambda_0; \\ \sin \varphi_0 = \frac{Z}{r}; \cos \varphi_0 = \sqrt{1 - \sin^2 \varphi_0}; \\ \sin \lambda_0 = \frac{Y}{r \cos \varphi_0}; \cos \lambda_0 = \frac{X}{r \cos \varphi_0}; \\ \sin A_0 = \frac{V_E}{\sqrt{V_E^2 + V_N^2}}; \\ \cos A_0 = \frac{V_N}{\sqrt{V_E^2 + V_N^2}}. \end{cases} \quad (1)$$

где $V_X = \dot{X}, V_Y = \dot{Y}, V_Z = \dot{Z}$ – линейные скорости КА, вычисленные в проекциях на оси инерциальной системы координат $OgXgYgZg$.

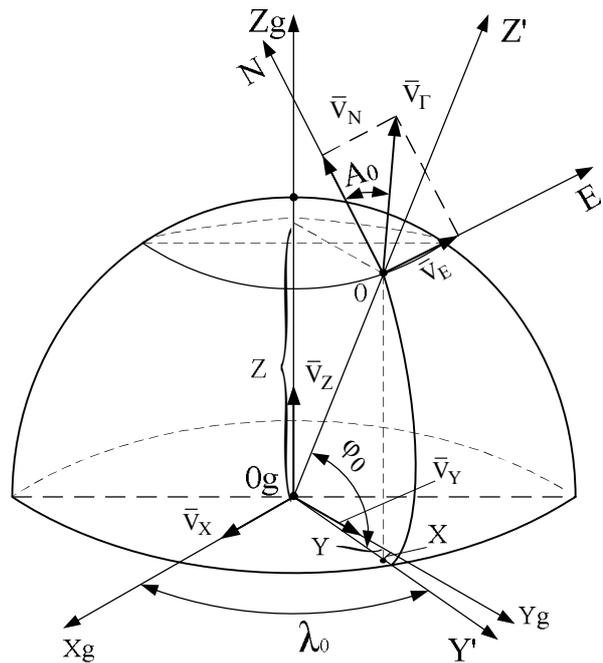


Рис. 4. Координаты, определяющие положение КЛА в пространстве

При анализе полученной со спутника информации, особенно в виде фото и видеоизображений, необходимо иметь их привязку к параметрам подспутниковой точки. Для этих целей в статье рассмотрены два способа решения данного вопроса. При этом определение параметров подспутниковой точки по известным оскулирующим элементам орбиты КА, вычисленных на момент измерения, является существенно проще при реализации в БЦВМ.

Литература

1. Бритова, Ю.А. Вибрационный анализ динамических характеристик двигателей-маховиков [Текст] / Ю.А. Бритова, В.Я. Андросов, В.С. Дмитриев // Известия Томского политехнического университета. – 2009. – Т. 315, № 2. – С. 167-172.

2. Лебедев, Д.В. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов [Текст] / Д.В. Лебедев, А.И. Ткаченко. – К.: Наук. Думка, 2006. – 298 с.

3. Лабораторные испытания алгоритмов управления ориентацией микроспутника «Чибис-М» [Электронный ресурс] / Д.С.Иванов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. – 2011. – № 40. – 29 с. – Режим доступа: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2011-40>. – 18.02.2012.

4. Пат. 37813 Україна, МПК F24J2/06, Сонячна електростанція [Текст] / Субота А.М., Джулгачов В.Г., Воовкін В.С.; Заявник та власник НАКУ ім. М.С. Жуковського «ХАІ». – № u200808651; заявл. 01.07.08; опубл. 10.12.2008, Бюл. № 23/2008. – 6 с.: іл.

Поступила в редакцію 8.02.2013, рассмотрена на редколлегии 27.02.2013

Рецензент: канд. техн. наук, доцент, начальник сектора Ю.А. Кузнецов, НПП Хартрон-Аркос, Харьков

РОЗРОБКА МОДЕЛІ СИСТЕМИ ОРІЄНТАЦІЇ І СТАБІЛІЗАЦІЇ МАЛИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

А.М. Субота, О.В. Красножон

Сучасна космонавтика неможлива без використання малих космічних апаратів (КА). Малі КА можуть виводитися на орбіту в якості попутного корисного навантаження з більш великими КА. До теперішнього часу зріс обсяг робіт, виконуваних малими КА. За допомогою таких апаратів здійснюється зондування Землі, зйомка ділянок суші або поверхні океану, дослідження факторів навколосезонного космічного простору і т.д. Згідно запропонованої критеріальної моделі проекрованої системи орієнтації та стабілізації, в статті розглядаються порівняльні характеристики малих КА з точки зору конструктивного виконання. Описується використання елементів сонячних батарей в якості датчиків Сонця. А також розглядається методика визначення параметрів підспутникової точки.

Ключові слова: космічний апарат, система орієнтації та стабілізації, критеріальна модель, порівняльний аналіз конструктивного виконання, сонячні батареї, підспутникова точка, оскулюючі параметри.

DEVELOPMENT MODEL OF THE SYSTEM ORIENTATION AND STABILIZATION OF SMALL SATELLITES

A.M. Subbota, A.V. Krasnozhan

Modern Space is unthinkable without the use of small spacecraft (SS). Small satellites are in orbit as the payload of associated with larger spacecraft. To date, the increased volume of work carried out by small spacecraft. With the help of such devices by sensing, surveying plots of land or ocean surface, the study of the factors of near space, etc. According to the proposed criterion model of the designed system of orientation and stabilization, the article examines the comparative characteristics of small spacecraft in terms of application design. Describes the use of solar cells as sensors of the Sun. As well as the technique of determining the parameters of the sub-satellite point.

Key words: spacecraft attitude control system and stabilization criterion model, a comparative analysis of application design, solar panels, subsatellite point, the osculating parameters.

Суббота Анатолий Максимович – канд. техн. наук, проф., проф. кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Красножон Александра Владимировна – магистрант кафедры систем управления летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.