

УДК 629.78.783

Л 12

СПОСОБ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ МИКРОСПУТНИКА ПО ИЗМЕРЕНИЯМ АСТРОИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ

О. А. Лабазов, ведущий инженер-математик;

Ю. А. Кузнецов, канд. техн. наук, доц., нач. сектора

Научно-производственное предприятие «Хартрон-Аркас», г. Харьков

Аннотация. Представлен способ построения высокоточной трехосной ориентации микроспутника с помощью приборов, определяющих свое угловое положение по карте звездного неба, – астроизмерительных систем. Приведены результаты математического моделирования разработанного способа.

Ключевые слова: микроспутник, система управления, бесплатформенная инерциальная ориентация, кватернион.

Анотація. Наведено спосіб побудови високоточної тривісної орієнтації мікросупутника за допомогою приладів, які визначають своє кутове положення за картою зоряного неба, – астровимірювальних систем. Подано результати математичного моделювання розробленого способу.

Ключові слова: мікросупутник, система управління, бесплатформена інерціальна орієнтація, кватерніон.

Abstract. The development method of high-accuracy triaxial orientation of the microsatellite has been presented. This method uses the astronomic measurement systems which determine their angular position by the sky map. The results of mathematical modeling are given.

Keywords: microsatellite, control system, strapdown inertial orientation, quaternion.

ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ

В настоящее время одним из перспективных направлений в области создания космической техники является разработка искусственных спутников Земли с малыми габаритными и энерго-массовыми характеристиками. Такие космические аппараты получили название микроспутников (МС).

Эффективность применения МС и, следовательно, эффективность решения ими практических задач существенным образом зависит от технических характеристик системы управления (СУ) аппарата, поэтому требования к точностным и эксплуатационным характеристикам СУ достаточно жесткие. В то же время ограничения на вес и энергопотребление обуславливают минимальный приборный состав СУ, что приводит к усложнению бортового алгоритмического обеспечения. В связи с этим возникает задача создания системы управления микроспутника с приборным составом, обеспечивающим минимальные энерго-массовые и стоимостные характеристики при удовлетворении точностных требований к СУ.

АНАЛИЗ ПОСЛЕДНИХ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПУБЛИКАЦИЙ

Из известных способов определения ориентации космического аппарата наибольшее распространение получили способы, которые основаны на визировании оптико-электронными командно-измерительными приборами светил-ориентиров Солнца и Земли [2, 6]. Для высокоточной ориентации используют измерения направлений на Солнце и звезду или на звезды [1, 4].

Недостатками известных способов являются: ограничения на ориентацию космического аппарата, которые вызваны конечными размерами полей зрения оптических датчиков;

использование, как минимум, двух измерителей, что повышает вес, энергопотребление и стоимость системы управления;

низкая точность определения ориентации при использовании одного звездного датчика.

ЦЕЛЬЮ СТАТЬИ является изложение способа построения высокоточной трехосной ориентации микроспутника по измерениям астроизмерительных систем (АИС) – приборов, определяющих свое угловое положение по карте звездного неба; подтверждение работоспособности и оценка точности разработанного способа.

ИЗЛОЖЕНИЕ ОСНОВНОГО МАТЕРИАЛА

Основным принципом функционирования СУ является принцип бесплатформенной инерциальной ориентации по информации высокоточного измерителя вектора угловой скорости с астрокоррекцией по измерениям АИС.

В дальнейшем будем оперировать следующими системами координат:

1. Связанная система координат (ССК) $Oxyz$. Правая ортогональная система координат с началом в центре масс МС и жестко связанная с его корпусом.

2. Инерциальная система координат (ИСК) $Ox_{\text{и}}y_{\text{и}}z_{\text{и}}$. В качестве ИСК будем использовать геоцентрическую (экваториальную) систему координат. Данная система определяется следующим образом [5]:

начало в центре масс Земли;

ось $Ox_{\text{н}}$ лежит в экваториальной плоскости и направлена в точку весеннего равноденствия;
 ось $Oz_{\text{н}}$ направлена по оси вращения Земли;
 ось $Oy_{\text{н}}$ дополняет систему до правой.

3. Приборная система координат (ПСК) $Ox_D y_D z_D$. Система координат, связанная с конструкцией АИС.

Астроизмерительная система вычисляет угловое положение (кватернион Λ_D) ПСК в ИСК.

Взаимосвязь указанных систем координат приведена на рис. 1, где используются следующие обозначения:

Λ_D – кватернион положения ПСК в ИСК, вычисленный прибором АИС;

Λ_y – кватернион положения ПСК в ССК, определяемый установкой АИС на микроспутнике;

Λ – искомый кватернион ориентации ССК в ИСК.

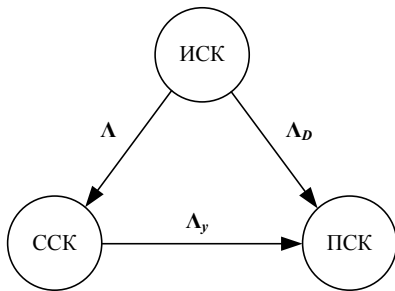


Рис. 1. Взаимосвязь систем координат

Из рис. 1 в соответствии с теорией кватернионов следует [2]:

$$\Lambda = \Lambda_D \circ \Lambda_y^{-1}$$

В реальном полете кватернион Λ определяется неточно, поскольку присутствует комплекс ошибок:

ошибки положения ПСК в ССК (ошибки кватерниона Λ_y);

ошибки измерений АИС (ошибки кватерниона Λ_D).

Ошибки положения ПСК в ССК (после установки АИС на микроспутнике, обмеров углов установки и компенсации ошибок установки в алгоритмах обработки измерений АИС) содержат только случайные составляющие, величина которых около 1 угл. мин.

На рис. 2 представлена ПСК АИС.

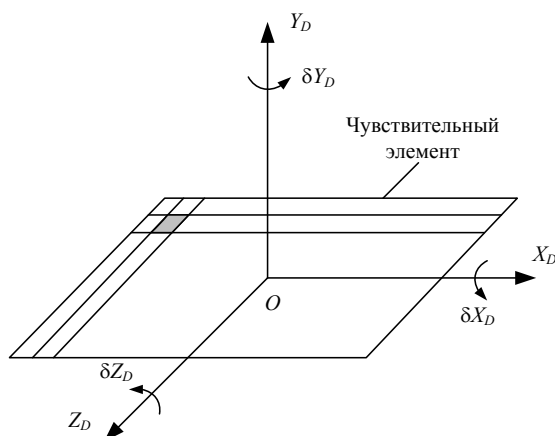


Рис. 2. Приборная система координат АИС

Оси Ox_D и Oz_D связаны с плоскостью чувствительного элемента, ось Oy_D ей перпендикулярна (оптическая ось прибора).

При измерениях АИС максимальная точность достигается в определении ориентации оптической оси прибора, а определение ориентации вокруг нее происходит с достаточно большой ошибкой [6].

Таким образом, основным источником ошибок определения трехосной ориентации микроспутника является ошибка измерений АИС углового положения осей ПСК вокруг оптической оси прибора. При использовании измерений двух АИС с ортогональными оптическими осями эта ошибка практически не влияет на суммарную погрешность определения ориентации МС в инерциальном пространстве. При использовании измерений одной АИС (что обычно имеет место в СУ микроспутников в силу энерго-массовых ограничений) указанная ошибка является основной в суммарной погрешности определения ориентации.

Сущность предложенного способа повышения точности определения ориентации микроспутника заключается в построении новой системы координат на базе кватернионов двух измерений АИС. Данный способ можно использовать как для одной АИС [3], так и для двух АИС с квазиортогональными оптическими осями. Для использования варианта одной АИС сначала производится первое измерение, «запоминание» его в бесплатформенной инерциальной системе, затем МС совершает программный разворот, производится второе измерение и вычисление кватерниона ориентации МС. Для второго варианта измерения производятся одновременно двумя АИС. Иллюстрация предложенного способа приведена на рис. 3, где используются следующие обозначения:

$Oxyz$ – связанная с МС система координат;

OY_{Di} – i -е положение оптической оси АИС ($i = 1, 2$);

$OXYZ$ – новая система координат, построенная на базе векторов OY_{Di} ;

φ_{PR} – программный угол разворота МС.

Определим обобщенный кватернион Λ , характеризующий положение новой системы координат в ИСК.

Как следует из теории кватернионов [2], если переход от одного ортогонального базиса к другому выражается кватернионом $\Lambda = \{\lambda_i\}$ ($i = 0, 1, 2, 3$), то в координатной форме между векторами в этих базисах существует связь:

$$\left. \begin{aligned} r'_1 &= (\lambda_0^2 + \lambda_1^2 - \lambda_2^2 - \lambda_3^2)r_1 + 2(\lambda_1\lambda_2 + \lambda_0\lambda_3)r_2 + 2(\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2)r_3, \\ r'_2 &= 2(\lambda_1\lambda_2 - \lambda_0\lambda_3)r_1 + (\lambda_0^2 + \lambda_2^2 - \lambda_1^2 - \lambda_3^2)r_2 + 2(\lambda_2\lambda_3 + \lambda_0\lambda_1)r_3, \\ r'_3 &= 2(\lambda_1\lambda_3 + \lambda_0\lambda_2)r_1 + 2(\lambda_2\lambda_3 - \lambda_0\lambda_1)r_2 + (\lambda_0^2 + \lambda_3^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2)r_3, \end{aligned} \right\} (1)$$

где r'_i и r_i – направляющие косинусы одного и того же вектора в этих базисах, ($i = 1, 2, 3$).

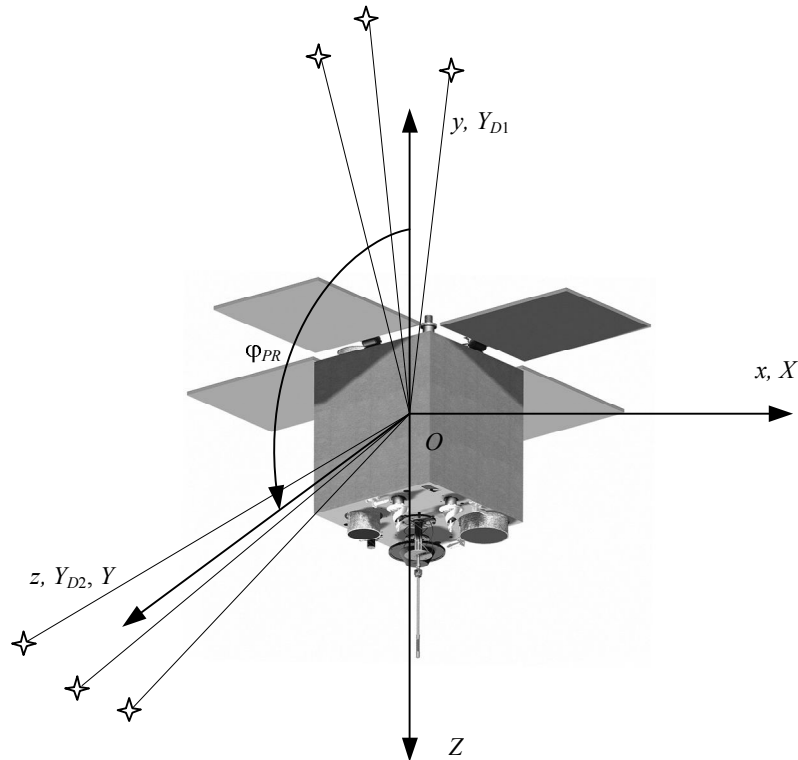


Рис. 3. Способ определения ориентации МС

Зная кватернионы $\Lambda_{D1} = \{\lambda_{D1i}\}$ и $\Lambda_{D2} = \{\lambda_{D2i}\}$ ($i = 0, 1, 2, 3$) и используя (1), определим направляющие косинусы осей OY_{D1} и OY_{D2} в ИСК. Для упрощения обозначим $m_i = \lambda_{D1i}$, $n_i = \lambda_{D2i}$ ($i = 0, 1, 2, 3$).

Тогда

$$OY_{D1} = \begin{bmatrix} 2(m_1 m_2 - m_0 m_3) \\ m_0^2 + m_2^2 - m_1^2 - m_3^2 \\ 2(m_2 m_3 + m_0 m_1) \end{bmatrix};$$

$$OY_{D2} \equiv a_2 \equiv OY = \begin{bmatrix} 2(n_1 n_2 - n_0 n_3) \\ n_0^2 + n_2^2 - n_1^2 - n_3^2 \\ 2(n_2 n_3 + n_0 n_1) \end{bmatrix}.$$

Для определения направляющих косинусов вектора OX векторно перемножаем OY_{D1} и OY_{D2} , получаем вектор a_1 :

$$OX \equiv a_1 = OY_{D1} \times OY_{D2}.$$

Определяем направляющие косинусы вектора OZ . Для этого находим еще одно векторное произведение:

$$OZ \equiv a_3 = a_1 \times a_2.$$

В результате проделанных операций определена матрица A :

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{pmatrix}.$$

Данная матрица является матрицей перехода от ИСК к новой системе координат.

Зная матрицу A , определяем обобщенный кватернион Λ по формулам [2]:

$$\begin{aligned} \lambda_0 &= 0,5\sqrt{1+\rho_0}; \\ \lambda_1 &= 0,25(a_{23} - a_{32})/(\lambda_0); \\ \lambda_2 &= 0,25(a_{31} - a_{13})/(\lambda_0); \\ \lambda_3 &= 0,25(a_{12} - a_{21})/(\lambda_0), \end{aligned}$$

где $\rho_0 = a_{11} + a_{22} + a_{33}$.

Для подтверждения правильности и эффективности разработанного способа построения ориентации было проведено математическое моделирование.

Кватернион ошибки ориентации определялся следующим образом:

$$\Delta\Lambda = \Lambda_k^{-1} \circ \Lambda,$$

где Λ_k – кинематический (идеальный) кватернион ориентации; Λ – кватернион ориентации, определенный по показаниям АИС.

Величина ошибки определения ориентации

$$\Phi = 2\text{arctg} \left(\frac{|\Delta\bar{\Lambda}|}{\Delta\lambda_0} \right),$$

где $|\Delta\bar{\Lambda}| = \sqrt{\Delta\lambda_1^2 + \Delta\lambda_2^2 + \Delta\lambda_3^2}$.

При моделировании точность определения ориентации оптической оси АИС (δX_D , δZ_D) принималась равной 6 угл. с, а точность определения ориентации вокруг оптической оси АИС (δY_D) – 45 угл. с. В варианте моделирования № 2 дополнительно учитывалась

ошибка, возникающая из-за ухода бесплатформенной инерциальной системы (БИС) за время программного разворота для выполнения второго измерения. Скорость ухода БИС принималась равной 0,2 угл. с/с, время программного разворота – 60 с.

Перечень вариантов и результаты математического моделирования приведены в табл. 1.

Таблица 1. Перечень вариантов и результаты математического моделирования

Номер варианта	Способ определения ориентации	Ф, угл. с
1	Одиночное измерение при помощи одной АИС	45,8
2	Последовательное измерение при помощи одной АИС	20,0
3	Одновременное измерение при помощи двух АИС	10,4

ВЫВОДЫ

1. Результаты математического моделирования полностью подтвердили правильность разработанного способа определения трехосной ориентации МС.

2. При комплексировании последовательных измерений одной АИС ошибка определения ориентации уменьшается в 2,3 раза по сравнению с вариантом использования одиночного измерения одной АИС. При комплексировании одновременных измерений двух АИС ошибка определения ориентации уменьшается в среднем в 4,4 раза по сравнению с вариантом использования одиночного измерения одной АИС.

3. Предлагаемый способ определения ориентации может использоваться для повышения точности СУ микро-спутников с одной АИС, а также для обеспечения отказоустойчивости СУ космических аппаратов с двумя (или более) АИС после отказа одной из них или для равномерного использования ресурса АИС с целью повышения срока активного существования космического аппарата.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

- [1] **Бранец, В. Н.** Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем [Текст] / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М. : Наука, 1992. – 281 с.
- [2] **Бранец, В. Н.** Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела [Текст] / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М. : Наука, 1973. – 320 с.
- [3] **Пат. 82937 Україна, МПК (2006) В64G 1/24, G01C 21/24.** Спосіб тривісної орієнтації космічного апарата [Текст] / Кузнецов Ю. О. [та ін.] ; патентовласник НВП «Хартрон-Аркос». – № а 2006 08641 ; заявл. 01.08.2006 ; опубл. 11.02.2008, Бюл. № 3.
- [4] Разработка автономной бесплатформенной астроинерциальной навигационной системы [Текст] / Г. А. Аванесов, Р. В. Бессонов [и др.] // XIX Санкт-Петербургская междунар. конф. по интегрированным навигационным системам : сб. материалов. – СПб. : ОАО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2012. – С. 147–162.
- [5] **Солодов, А. В.** Инженерный справочник по космической технике [Текст] / А. В. Солодов. – М. : Воениздат, 1977. – 430 с.
- [6] **Федосеев, В. И.** Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов [Текст] / В. И. Федосеев, М. П. Колосов. – М. : Логос, 2007. – 247 с.

© О. О. Лабазов, Ю. О. Кузнецов
 Надійшла до редколегії 08.04.13
 Статтю рекомендує до друку
 д-р техн. наук, проф. Ю. Д. Жуков