

Если расположенная на одной стороне наноспутника СБ состоит из нескольких последовательно соединённых ФЭП, необходимо значения напряжения с ВАХ умножить на коэффициент равный количеству ФЭП, входящих в состав СБ.

Таким образом, разработанный алгоритм удалённого управления источником тока для имитации СБ позволяет подбирать и подавать на входные каналы СЭП параметры, соответствующие её ВАХ. Также алгоритм имеет функцию защиты с заданными предельными значениями параметров.

Основным ограничением при использовании данного алгоритма для имитации параметров СБ является скорость изменения выходных параметров управляемого источника тока. Лучшие показатели можно получить при использовании управляемого источника питания, у которого скорость изменения выходных параметров выше, чем скорость обновления в схеме слежения за точкой максимальной мощности в СЭП наноспутника.

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

УДК 629.78

Крамлих А.В., Колесникова М.А., Рылько Д.В., Полухина Е.И.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ НАНОСПУТНИКА SAMSAT-ION

Введение

Наноспутник SamSat-ION, разработанный на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета, предназначен для изучения ионосферы и магнитосферы Земли. Для этих целей на наноспутнике (НС) SamSat-ION установлен датчик параметров плазмы и высокоточный магнитометр на выносной штанге. Для пространственно-временной привязки научных измерений будет использоваться двухчастотный навигационный приёмник собственной разработки, работающий по сигналам глобальной

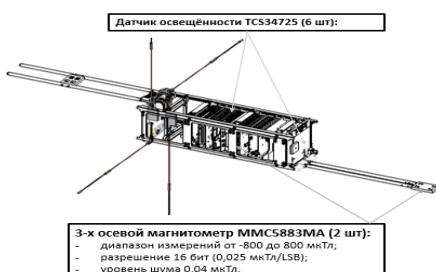


Рис. 1. Измерительные средства НС SamSat-ION, используемые в задаче определения ориентации

навигационной системы ГЛОНАСС, а для определения ориентации информация от четырёх трёхосных магнитометров, шести датчиков освещённости TCS3472, установленных на каждой грани НС (рис. 1) и два инфракрасных датчика угла ADPD3140, установленных на торцевых сторонах НС, При этом точность решения задачи определения ориентации должна быть не хуже 1° .

1. Математическая модель движения НС

Движение НС описывается с помощью двух систем координат, начала которых совпадают с центром масс НС:

- Орбитальная система координат (ОСК) OXYZ – ось OZ направлена по радиусу-вектору НС, ось OY направлена по орбитальной угловой скорости, ось OX дополняет систему до правой.

- Связанная система координат (ССК) Oxyz – направление осей совпадает с главными центральными моментами инерции НС.

Положение ССК относительно ОСК задаётся с помощью кватерниона (q_0 – скалярная часть):

$$\mathbf{q} = (q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3)$$

Движение НС относительно центра масс описывается с помощью динамических уравнений Эйлера:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{M}_g + (\mathbf{I}\boldsymbol{\omega}) \times \boldsymbol{\omega}),$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости, $\mathbf{I} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ – тензор инерции НС, \mathbf{M}_g – гравитационный момент.

Динамические уравнения Эйлера дополняются кинематическими соотношениями, которые записываются в следующем виде:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{w} \otimes \mathbf{q},$$

где $\boldsymbol{\Omega} = (\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z)^T$ – вектор угловой скорости НС относительно ОСК, $\mathbf{w} = (0, \boldsymbol{\Omega})$ – относительная угловая скорость, записанная в виде кватерниона.

Абсолютная и относительная угловые скорости связаны следующим соотношением:

$$\boldsymbol{\Omega} = \boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_0,$$

где $\boldsymbol{\omega}_0$ – угловая скорость движения центра масс НС по орбите.

2. Структура алгоритма определения ориентации НС SamSat-ION

2.1 Схема бортового алгоритма

Задача определения ориентации решается в два этапа (рис. 2). На первом этапе производится грубое определение ориентации по одномоментным измерениям вектора геомагнитной индукции и вектора направления на Солнце с помощью известного алгоритма

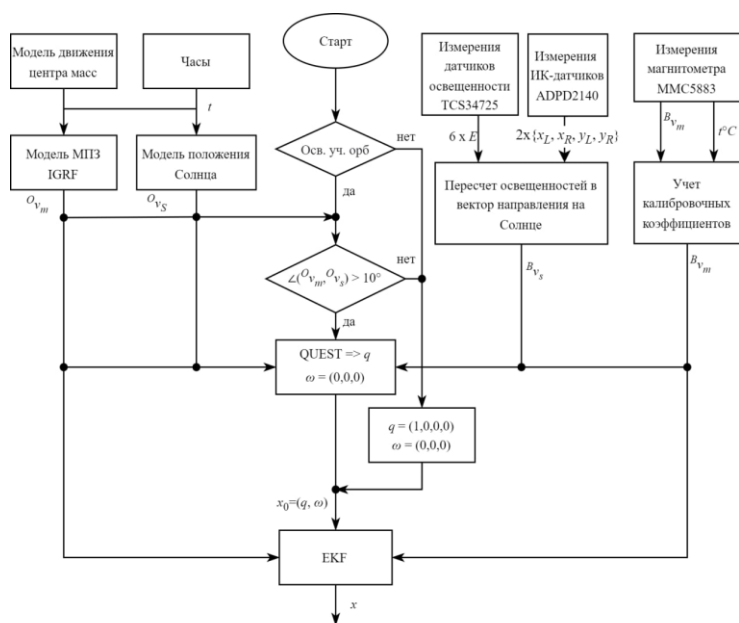


Рис. 2. Схема бортового алгоритма определения ориентации SamSat-ION

известного алгоритма QUEST [1,2]. Определение ориентации на данном этапе производится на освещённом участке орбиты при условии, что угол между вектором направления на Солнце и вектором геомагнитной индукции более 10° . Полученная оценка кватерниона является априорной информацией для второго этапа – определения ориентации с помощью расширенного фильтра Калмана, использующего только показания магнитометра [3, 4].

2.2 Одномоментное определение ориентации по алгоритму QUEST

Алгоритм QUEST позволяет оценить ориентацию НС путём сравнения векторов измерений, с их расчётными значениями, полученными по различным моделям.

Алгоритм QUEST является решением так называемой задачи Вахбы [5], в которой матрицу ориентации предполагается отыскивать, исходя из минимизации следующего функционала:

$$J = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N k_i \left| \mathbf{v}_i^B - \mathbf{A}(\mathbf{q}) \mathbf{v}_i^O \right|^2,$$

где k_i – весовой коэффициент каждого измерения, \mathbf{v}_i^B – вектор измерения в ССК, \mathbf{v}_i^O – соответствующий модельный вектор в ОСК.

В качестве измерений приняты измерения магнитометра \mathbf{v}_m^B и вектор направления на Солнце \mathbf{v}_s^B , пересчитанный из показаний датчиков освещённости. В качестве модели геомагнитной индукции используется модель IGRF [6], а в модели движения Солнца учитывается только эллиптическое движение Земли вокруг Солнца [7].

Введём следующие обозначения:

$\mathbf{B} = k_1 \mathbf{v}_m^B \mathbf{v}_m^{O^T} + k_2 \mathbf{v}_s^B \mathbf{v}_s^{O^T}$, $\mathbf{S} = \mathbf{B} + \mathbf{B}^T$, $\mathbf{Z} = (B_{23} - B_{32} \quad B_{31} - B_{13} \quad B_{12} - B_{21})^T$, $L = k_1 + k_2$, $\sigma = \text{tr}(\mathbf{B})$, где \mathbf{v}_m^O , \mathbf{v}_s^O – вектор геомагнитной индукции и вектор направления на Солнце соответственно, рассчитанные по моделям.

Решение задачи Вахбы сводится к решению следующей системы линейных уравнений для нахождения вектора Гиббса β [8]:

$$((L + \sigma)\mathbf{E} - \mathbf{S})\beta = \mathbf{Z}.$$

Далее, когда вектор Гиббса найден, осуществляется переход к компонентам кватерниона:

$$\mathbf{q} = \frac{1}{\sqrt{1 + \beta^T \beta}} \begin{pmatrix} 1 \\ \beta \end{pmatrix}.$$

2.3. Определение ориентации с использованием фильтра Калмана

Перепишем кинематические и динамические уравнения в виде:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, t) + \varepsilon = \begin{pmatrix} \frac{1}{2} \mathbf{w} \otimes \mathbf{q} \\ \mathbf{I}^{-1}(\mathbf{M}_g + (\mathbf{I}\omega) \times \omega) \end{pmatrix} + \varepsilon,$$

где $\mathbf{x} = (q_0, q_1, q_2, q_3, \omega_x, \omega_y, \omega_z)$ – вектор состояния, ε – нормально распределённая ошибка в модели движения с ковариационной матрицей \mathbf{Q} .

Поскольку в качестве измерений используются только показания магнитометра, запишем модель измерений в виде:

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{h}(\mathbf{x}_k, t_k) + \mathbf{v}_k = \mathbf{A}(\mathbf{q})\mathbf{B}_k^o + \mathbf{v}_k,$$

где \mathbf{B}_k^o – вектор геомагнитной индукции в ОСК, рассчитанный по модели IGRF, \mathbf{v}_k – шум измерений с ковариационной матрицей \mathbf{R} , $\mathbf{A}(\mathbf{q})$ – матрица перехода от ОСК к ССК, параметризованная кватернионом.

Алгоритм работает в два этапа. На этапе прогноза априорная оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ вычисляется путём интегрирования нелинейной модели движения НС. Оценка ковариационной матрицы \mathbf{P}_k^- прогнозируется с помощью линеаризованной модели динамики (матрица Φ_k учитывает только линейные члены разложения):

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \int_{t_{k-1}}^{t_k} \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+, t) dt, \quad \mathbf{P}_k^- = \Phi_k \mathbf{P}_{k-1}^+ \Phi_k^T + \mathbf{Q}, \quad \Phi_k = \mathbf{E} + \mathbf{F}_k \Delta t, \quad \mathbf{F}_k = \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, t)}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}_k^-},$$

где \mathbf{E} – единичная матрица, \mathbf{F}_k – матрица динамики системы.

На этапе коррекции вычисляется апостериорная оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_k^+$ путём обработки поступающих магнитометрических измерений \mathbf{z}_k :

3. Математическое моделирование работы алгоритма

Было проведено статистическое моделирование работы алгоритма при условиях, приведённых в таблице 1.

Критерием точности определения ориентации принят пространственный угол поворота между истинным \mathbf{q}^{true} и оценённым $\hat{\mathbf{q}}$ положением ССК [9]:

$$\varphi = \arccos \left(\frac{1}{2} \left(\text{tr}(\mathbf{A}(\mathbf{q}^{true})\mathbf{A}(\hat{\mathbf{q}})) - 1 \right) \right).$$

Результаты моделирования приведены в таблице 2 и рисунках 3-5.

Таблица 1. Условия моделирования работы алгоритма

Параметры орбиты	Высота	550 км
	Наклонение	97,5°
	Долгота восходящего узла	60°
	Начальный аргумент широты	$U(0,360)^\circ$
Погрешности средств измерения	Шум магнитометра	$N(0, 300)$ нТл
	Угол погрешности определения направления на Солнце	$U(0,10)^\circ$

Таблица 2. Результаты статистического моделирования работы алгоритма

QUEST	Оценка математического ожидания погрешности определения ориентации	5,06°
Фильтр Калмана	Оценка математического ожидания времени сходимости	865 с
	Оценка математического ожидания погрешности определения ориентации после сходимости	0,35°

Заключение

В работе результаты исследования эффективности алгоритма определения ориентации НС SamSat-ION. По результатам статистического моделирования получено, что точность определения ориентации с использованием фильтра Калмана по показаниям только магнитометрических измерений не хуже 1° ($P=0,95$), при этом скорость сходимости фильтра не превышает 2000 с ($P=0,95$).

Благодарность

Работа выполнена в рамках проекта 0777-2020-0018, финансируемого из средств государственного задания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России.

Библиографический список

1. Shuster, M. D. Three-axis attitude determination from vector observations / M. D. Shuster, S. D. Oh // Journal of Guidance and Control. – 1981. – Vol. 4. – no. 1. – P. 70–77.
2. Cheng, Y. An improvement to the QUEST algorithm / Y. Cheng, M. D. Shuster // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2014. – vol. 37. – no. – 1. – P. 301–305.
3. Ivanov, D. S. Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties / D. S. Ivanov // Acta Astronautica 132, 2017. – P. 103–110.
4. Searcy, J.D., Pernicka, H.J. Magnetometer-only attitude determination using novel two-step Kalman filter approach / J. D. Searcy, H. J. Pernicka // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2012. – Vol. 35. – no. 6. – P. 1693–1701.
5. Wahba, G. A least-squares estimate of satellite attitude / G. Wahba // SIAM Review. – 1965. – Vol. 7(3). – P. 409.

6. Alken, P. International Geomagnetic Reference Field: the thirteenth generation, Earth/ P. Alken // Planets and Space. – 2021. – Vol. 73.
7. Meeus, J. Astronomical algorithms, 2nd ed. / J. Meeus. – Willmann-Bell Inc., 1998.
8. Markley, L.F. Fundamentals of spacecraft attitude determination and control / L. F. Markley, J. L. Crassidis. – Springer, 2014.
9. Schaub, H. Analytical mechanics of space systems, 2nd ed. / H. Schaub, J. L. Junkins. – American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2009.
10. Liu, Y. A ground testing system for magnetic-only ADCS of nano-satellites / Y. Liu, K. Liu, Y. Li, Q. Pan, J. Zhang // Proceedings of 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. – 2016. – P. 1644–1647.

УДК 550.388.2:551.510.413.5

Николаев П.Н., Кононенко В.В., Титов Н.С.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДОВ РАДИОТОМОГРАФИИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ИОНОСФЕРЫ С ПОМОЩЬЮ НАНОСПУТНИКОВ

Ионосфера – слой земной атмосферы с высокой концентрации свободных электронов и ионов. Навигационные спутники посылают сигналы сквозь ионосферу, которая их искажает, внося погрешности в расчёты координат приёмников. Так же одно из свойств ионосферы – это отражение длинных радиоволн, что позволяет обеспечивать связь на дальние расстояния, когда прямой сигнал не дойдёт в силу рельефа и формы Земли. Мониторинг ионосферы актуален в прикладном аспекте для прогнозирования условий распространения коротких волн в спутниковых системах навигации и связи [1].

Согласно комитету по космическим исследованиям COSPAR, исследование ионосферы также актуально и в фундаментальном аспекте: текущий прогноз электронной плотности в высоком разрешении и краткосрочный прогноз на основе полученных данных близких к реальному времени, уточнение результатов модели близкой к реальному времени и общее состояние ионосферы [2].

В Самарском университете ведётся разработка наноспутников формата CubeSat. Текущий проект – наноспутник SamSat-ION, который будет запущен на круговую солнечно-синхронную орбиту с наклоном – $97,5^\circ$, периодом обращения – 94,74 мин и апоцентром – 550 км, которая является типовой орбитой для запуска спутников формата CubeSat. На борту SamSat-ION в качестве полезной нагрузки выступают навигационный приёмник, датчик параметров плазмы (разработка Институтом прикладной физики РАН), производящий измерения электронной концентрации контактным методом [3], и выносной магнитометр на