

Оценка угловой скорости вращения малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «АИСТ-2Д» по данным измерения вектора индукции магнитного поля Земли

Е.С. Хнырева

Самарский национальный исследовательский университет
им. академика С.П. Королева
Самара, Россия
khnyryova@gmail.com

В.С. Пелевин

Самарский национальный исследовательский университет
им. академика С.П. Королева
Самара, Россия
Pelevin_01@list.ru

Аннотация—В работе получена оценка угловой скорости вращательного движения малого космического аппарата «АИСТ-2Д» вокруг центра масс в режимах ориентации и переориентации. Для оценки были использованы измерения компонентов вектора индукции магнитного поля Земли с помощью бортовых магнитометров. Построены зависимости компонентов вектора угловой скорости от времени в режимах ориентации и переориентации. Полученные результаты могут быть использованы при анализе требований, накладываемых на работу системы управления движением малого космического аппарата, для эффективного выполнения им целевых задач.

Ключевые слова—малый космический аппарат дистанционного зондирования Земли, вращательное движение вокруг центра масс, угловая скорость вращательного движения, восстановление непрерывного сигнала

1. ВВЕДЕНИЕ

Оценка параметров вращательного движения малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли является важной задачей, влияющей на эффективность выполнения малым космическим аппаратом его целевых задач [1-3]. Для малого космического аппарата «АИСТ-2Д» точность по угловой скорости в режиме ориентации составляет 0,5 град/с [4, 5].

Это значение гарантирует требуемое разрешение получаемого изображения при съёмке наземных объектов. Эксплуатационные требования к малому космическому аппарату дистанционного зондирования Земли не предусматривают жестких ограничений на параметры вращательного движения как для космических аппаратов технологического назначения [6-7]. Процесс съёмки земной поверхности является существенно более быстротечным, чем технологические процессы, например, выращивание монокристалла. Однако наличие панелей солнечных батарей обуславливает необходимость их ориентации относительно Солнца в отличие от малых космических аппаратов без панелей солнечных батарей (например, «АИСТ-1»).

Таким образом, для космического аппарата дистанционного зондирования Земли ограничения на параметры вращательного движения ниже, чем для технологического космического аппарата и существенно

выше, чем для космических аппаратов другого назначения.

2. ОЦЕНКА УГЛОВОЙ СКОРОСТИ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ВЕКТОРА ИНДУКЦИИ МАГНИТНОГО ПОЛЯ ЗЕМЛИ

Малый космический аппарат «АИСТ-2Д» имеет в своём составе измерители угловой скорости и аналоговые магнитометры.

Измерительная аппаратура КМУ-1 (компенсатор микроускорений) была аналогичная измерительной аппаратуре, установленной на космических аппаратах серии «АИСТ-1». При эксплуатации аппаратуры КМУ-1 был устранён ряд недостатков, о которых написано в работах. Однако из-за плотной компоновки целевая и обеспечивающая аппаратура по-прежнему существенно влияла на данные измерений, как это отмечается в работах. Это подтверждается различиями в измерениях двух разных магнитометров. Пример обработки измерений компонентов вектора индукции магнитного поля Земли приведён на рисунке 1.

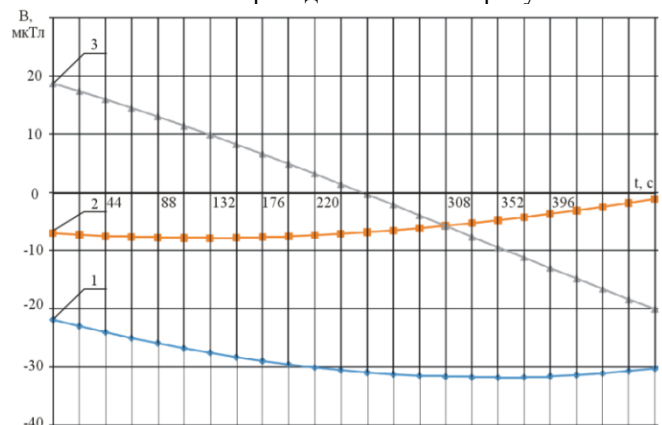


Рис. 1. Данные измерений компонентов вектора индукции магнитного поля Земли в режиме ориентации от 30.06.2016 (значение t=0 соответствует 22:29:50 Московского времени)

Для оценки угловой скорости с помощью измерений компонентов вектора индукции магнитного поля Земли использовалась формула Бура:

$$\vec{\omega} = \frac{\vec{B} \times \left(\dot{\vec{B}} - \frac{d\vec{B}}{dt} \right)}{B^2}, \quad (1)$$

где $\vec{\omega}$ - вектор угловой скорости малого космического аппарата; \vec{B} - вектор индукции магнитного поля Земли; $\dot{\vec{B}}$ - полная производная по времени вектора индукции магнитного поля Земли; $\frac{\partial \vec{B}}{\partial t}$ - локальная производная по времени вектора индукции магнитного поля Земли.

Пренебрегая полной производной по сравнению с локальной, получим в связанной с магнитометром строительной системе координат:

$$\omega_{x_i} = \left(\frac{B_{y_i} - B_{y_{i-1}}}{\Delta t_i} B_{z_i} - \frac{B_{z_i} - B_{z_{i-1}}}{\Delta t_i} B_{y_i} \right) \cdot \frac{1}{B_{x_i}^2 + B_{y_i}^2 + B_{z_i}^2};$$

$$\omega_{y_i} = \left(\frac{B_{z_i} - B_{z_{i-1}}}{\Delta t_i} B_{x_i} - \frac{B_{x_i} - B_{x_{i-1}}}{\Delta t_i} B_{z_i} \right) \cdot \frac{1}{B_{x_i}^2 + B_{y_i}^2 + B_{z_i}^2};$$

$$\omega_{z_i} = \left(\frac{B_{x_i} - B_{x_{i-1}}}{\Delta t_i} B_{y_i} - \frac{B_{y_i} - B_{y_{i-1}}}{\Delta t_i} B_{x_i} \right) \cdot \frac{1}{B_{x_i}^2 + B_{y_i}^2 + B_{z_i}^2}.$$

Где $\vec{B}_i(B_{x_i}, B_{y_i}, B_{z_i})$ и $\vec{B}_{i-1}(B_{x_{i-1}}, B_{y_{i-1}}, B_{z_{i-1}})$ - векторы индукции магнитного поля Земли, которые измеряются, соответственно, в моменты времени t_i и t_{i-1} , а $\Delta t_i = t_i - t_{i-1}$ - интервал времени между двумя измерениями [3].

3. РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для численного моделирования был выбран малый космический аппарат дистанционного зондирования Земли «АИСТ-2Д», основные характеристики которого приведены в таблице 1.

Таблица 1. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА АИСТ 2Д

Параметр	Размерность	АИСТ-2Д	
Масса	кг	530	
Количество больших упругих элементов	-	2	
Высота орбиты	км	490	
Погрешность стабилизации по углу и угловой скорости	град	0,004	
	град/с	0,0002	
Обеспечение одноосной солнечной ориентации с погрешностью, не превышающей (P = 0,96):	по угловому положению	град	3
	по угловой скорости	град/с	0,5
Максимальная угловая скорость	град/с	1	
Максимальное угловое ускорение	град/с ²	0,15	

Оценка модуля угловой скорости для участка измерений, представленных на рисунке 1, с помощью формул (2) показана на рисунке 2.

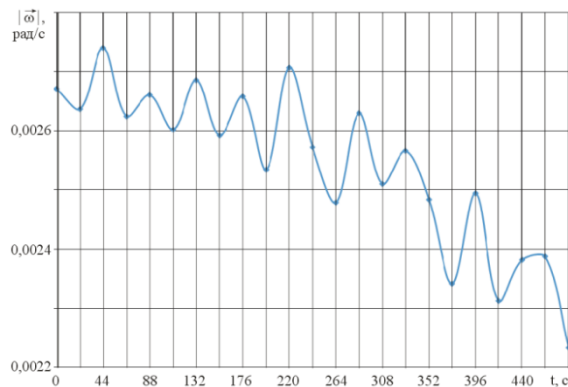


Рис. 2. Динамика модуля угловой скорости малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «АИСТ-2Д», соответствующая измерениям компонентов вектора индукции магнитного поля Земли (рисунок 5) от 30.06.2016 (значение t=0 соответствует 22:29:50 Московского времени)

Полученный результат совпадает с измерениями угловой скорости с помощью датчиков угловых скоростей [4], а также результатами других авторов. Данный результат полностью подтверждает заявленные в таблице 1 основные характеристики малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «АИСТ-2Д».

4. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе рассмотрены вопросы оценки угловой скорости вращательного движения малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли «АИСТ-2Д» с помощью измерений компонентов вектора индукции магнитного поля Земли. Полученная оценка подтверждает заявленные характеристики малого космического аппарата и соответствует результатам, полученным другими авторами. Такой подход может быть использован для оценки угловой скорости вращения малого космического аппарата в случае отсутствия более точных средств измерения.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Ivanov, D. Attitude motion and sensor bias estimation onboard the SiriusSat-1 nanosatellite using magnetometer only / D. Ivanov, D. Roldugin, S. Tkachev, M. Ovchinnikov, A. Kudryavtsev // Acta Astronautica. – 2021. – Vol. 188. – P. 295–307.
- [2] Tkachenko, I. Efficiency Assessment of the Deorbiting Systems for Small Satellite / I.S. Tkachenko, A. Krestina // Journal of Aeronautics, Astronautics, and Aviation. – 2022. – Vol. 54(2). – P. 227–239.
- [3] Sedelnikov, A. Modeling the disturbing effect on the AIST small spacecraft based on the measurements data / A.V. Sedelnikov, V.V. Salmin // Scientific Reports. – 2022. – Vol. 12. – P. 1300.
- [4] Shakhmatov, E. Experimental technological small spacecraft "AIST-2D" / E.V. Shakhmatov, A.N. Kirilin, R.N. Akhmetov – Samara: Publishing House of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences. – 2017. – 324 p.
- [5] Sedelnikov, A. Algorithm for restoring information of current from solar panels of a small spacecraft prototype "AIST" with help of normality conditions / A.V. Sedelnikov // Journal of Aeronautics, Astronautics, and Aviation. – 2022. – Vol. 54(1). – P. 67–76.
- [6] Taneeva A.S. The formation of the target function in the design of a small spacecraft for technological purposes / A.S. Taneeva // Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – P. 012026.
- [7] Anshakov, G. Efficiency Estimation of Electrothermal Thrusters Use in the Control System of the Technological Spacecraft Motion / G.P. Anshakov, A.I. Belousov // Russian Aeronautics. – 2018. – Vol. 61(3). – P. 347–354.