

Генерация усредненных орбитальных параметров на основе измерений вектора состояния малого космического аппарата

Сат Паинг Тун, В. С. Баранова, А. А. Спиридонов

Белорусский государственный университет, Минск, Беларусь,
e-mail: spirid@bsu.by

Рассмотрен алгоритм создание усредненного файла орбитальных параметров в формате TLE на основе вектора состояния малого космического аппарата, полученного в результате собственных траекторных измерений.

Ключевые слова: малый космический аппарат; орбитальные параметры, траекторные измерения.

Generation of an averaged orbital parameters based on measurements of the small satellite state vector

Sat Paing Tun, V. S. Baranova, A. A. Spiridonov

Belarusian State University, Minsk, Belarus, e-mail: spirid@bsu.by

An algorithm for creating an averaged file of orbital parameters in TLE format based on the state vector of a small satellite obtained as a result of its trajectory measurements is considered.

Keywords: small satellite; orbital parameters, trajectory measurements.

Введение

Для решения задач по управлению, слежению и проведению сеансов радиосвязи в процессе полетной эксплуатации малого космического аппарата (МКА) важное значение играет прогнозирование будущих положений. Традиционно для выполнения этих прогнозов на одной наземной станции приема (НСП) используется модель прогнозирования SGP 4 [1] с начальными данными в формате TLE, которые предоставляет американская система контроля за космическим пространством NORAD (North American Aerospace Defense Command – Командование воздушно-космической обороны Северной Америки) [1]. В настоящее время в связи с большим количеством отслеживаемых космических объектов база данных системы NORAD в формате TLE плохо обновляется, особенно для малоразмерных спутников. Поэтому разработчики МКА пытаются самостоятельно получить начальный вектор состояния спутника для моделей прогнозирования его движения. Для этого они решают задачу определения орбиты МКА на основе измерений либо характеристик радиосигналов телеметрической или командной радиолинии МКА-НСП (измеряемые параметры: время, задержка и доплеровский сдвиг частоты принимаемого радиосигнала) [2, 3], либо угловых измерений МКА с помощью оптических систем наблюдения (измеряемые параметры: прямое восхождение и склонение) [4, 5]. Но даже получив вектор состояния МКА возникает необходимость преобразования в формат TLE, так как большинство программно-

аппаратных средств, как НСП так и бортовых систем МКА работают с SGP моделями прогнозирования движения. В открытой литературе отсутствует информация по генерированию TLE файла на основе начального вектора состояния. Поэтому создание усредненного файла орбитальных параметров в формате TLE на основе вектора состояния космического аппарата, который получен в результате собственных траекторных измерений является актуальной задачей.

1. Определение вектора состояния малого космического аппарата на основе траекторных измерений

НСП Белорусского государственного университета осуществляют прием, обработку и измерение параметров радиосигналов МКА. Система измерения и определения орбиты НСП может проводить измерения орбиты спутника как с первоначально известными параметрами (режим слежения), так и с неизвестными параметрами (режим всенаправленного поиска) [3, 5]. При измерениях в режиме всенаправленного поиска решается задача начального определения его параметров орбиты спутника по данным измерений времени приема, задержки и доплеровского сдвига частоты принимаемых радиосигналов от МКА. Частота целевого спутника ищется в пределах радиолюбительского диапазона 435–445 МГц. Определяются отличительные признаки радиосигналов пакетов телеметрии (частота следования сигналов, средняя частота радиосигналов, наличие меток и т. д.). По результатам измерений на нескольких витках оценивается частота радиосигнала, период спутника, максимальная длительность пролета над наземной станцией, проводятся оценки допустимого предела ошибки измерений. Для обработки измерений на одном пролете спутника над наземной станцией используются алгоритмы определения вектора состояния на основе модели невозмущенного движения, а на нескольких пролетах – алгоритмы определения орбиты на основе моделей возмущенного движения [2, 3]. Результатом начального определения является радиус-вектора положения $\mathbf{r}(t_i)$ и вектора скорости $\mathbf{V}(t_i)$ или орбитальные параметры на моменты времени t_i .

Мобильная оптическая система наблюдения Белорусского государственного университета представляет собой модульную интеграцию коммерчески доступных элементов во взаимосвязанные функциональные блоки: оптико-механическая подсистема (поворотное устройство, приемный датчик, оптическая часть), блок управления и архивации данных, модуль синхронизации времени, блок обработки данных. Измеряемые параметры (время, прямое восхождение и склонение) используются в алгоритмах начального определения орбиты спутника [4, 5] для расчета вектора состояния (радиус-вектора положения $\mathbf{r}(t_i)$, вектора скорости $\mathbf{V}(t_i)$ или орбитальных параметров на моменты времени t_i). Программно-аппаратные возможности оптической системы позволяют обнаруживать действующие спутники и космический мусор, определять их орбитальные параметры и идентифицировать независимо от международных баз данных и систем контроля космического пространства.

2. Алгоритмы определения параметров орбиты по результатам измерений

Используя результаты начального определения вектора состояния малого космического аппарата (радиус-вектор положения $\mathbf{r}(t_i)$ и вектора скорости $\mathbf{V}(t_i)$ на моменты времени $t_i(t_1, t_N)$) на основе траекторных измерений над НСП [2–3] или мобильной оптической системы наблюдения [4–5], полученных на интервале времени $t_i(t_1, t_N)$ одного пролета рассчитываем орбитальные параметры МКА (наклонение $i(t_i)$, долготу восходящего узла $\Omega(t_i)$, аргумент перигея $w(t_i)$, среднее движение $n(t_i)$, эксцентриситет орбиты $e(t_i)$ и среднюю аномалию $M(t_i)$) [1].

Затем для среднего момента времени t_0 из интервала (t_1, t_N) определяем начальное приближение усредненных орбитальных параметров $i_0, \Omega_0, w_0, n_0, e_0$ путем усреднения на данном интервале, так на одном пролете их можно считать неизменными. Начальное приближение средней аномалии принимаем равным ее значению в момент времени t_0 : $M_0 = M(t_0)$. Далее для формирования начального TLE файла определяем время эпохи TLE (Epoch), номер в системе NORAD (Number), усредненные значения первой (n') и второй производной (n'') от среднего движения и коэффициента торможения SGP4-типа (B_{star}). Время эпохи TLE рассчитываем по формуле Δt_0 :

$$\text{Epoch} = (\text{year}-2000) \cdot 1000 + (\text{day}) - 1 + \Delta t_0, \quad (1)$$

где year и day – текущий год и день измерений, Δt_0 – интервал времени в днях от начала текущего дня до момента времени t_0 .

Номер в системе NORAD берем из несуществующих в каталоге, например Number = 99993. Из анализа базы данных TLE файлов МКА стандарта Cubesat за текущий месяц оцениваем усредненные значения n', n'', B_{star} . Записываем полученное начальное приближение TLE файла МКА.

Используя данные траекторных измерений, например доплеровские измерения НСП (время приема t_i и скорость изменения наклонной дальности $\dot{\rho}_{\text{эсп}}(t_i)$) методом дифференциальной коррекции уточняем начальное приближение TLE файла МКА. В итерационной процедуре рассчитываем поправки орбитальных параметров $\Delta C = (\Delta i, \Delta \Omega, \Delta w, \Delta n, \Delta e, \Delta M)$:

$$\Delta C = (A^T A) \cdot A^T \cdot B, \quad (2)$$

где $A = \begin{pmatrix} \partial \dot{\rho}_1 / \partial n & \partial \dot{\rho}_1 / \partial e & \partial \dot{\rho}_1 / \partial i & \partial \dot{\rho}_1 / \partial \Omega & \partial \dot{\rho}_1 / \partial w & \partial \dot{\rho}_1 / \partial M \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \partial \dot{\rho}_N / \partial n & \partial \dot{\rho}_N / \partial e & \partial \dot{\rho}_N / \partial i & \partial \dot{\rho}_N / \partial \Omega & \partial \dot{\rho}_N / \partial w & \partial \dot{\rho}_N / \partial M \end{pmatrix}$ – матрица

частных производных скорости изменения наклонной дальности, рассчитываемая в модели SGP 4 на основе приближения TLE файла для каждого времени $t_i(t_1, t_N)$; A^T – транспонированная матрица, B – матрица столбец невязок между расчетными значениями скорости изменения наклонной дальности в модели SGP 4 $\dot{\rho}(t_i)$ и измеренными $\dot{\rho}_{\text{эсп}}(t_i)$.

3. Результаты

Для МКА Red Panda-7 (стандарта Cubesat 3 U) для момента времени t_0 (18:05:50 05.06.2024) на основе начального вектора состояния в геоцентрической инерциальной системе координат: радиус-вектора положения $\mathbf{R}_0 = (x_0, y_0, z_0) = (-3981,60; -1316,67; 5529,93 \text{ км})$ и вектора скорости $\mathbf{V}_0 = (V_{0x}, V_{0y}, V_{0z}) = (5,0690; 3,4376; 4,4561 \text{ км/с})$ в численной модели возмущенного движения были рассчитаны, на интервале от 18:01:50 до 18:10:50 с равномерным шагом 20 с, в 19 точках скорости изменения наклонной дальности (с дополнительным наложением равномерного гауссова шума). Используя алгоритм определения параметров орбиты по результатам измерений (скорости изменения наклонной дальности) рассчитан TLE файл МКА Red Panda-7:

```
1 99993U 00000 24157.60752041 .00005424 00000+0 36039-3 0 1230
2 99993 97.6652 208.3834 0010018 222.4731 119.2161 15.02166880 025
```

TLE файл МКА был использован для прогнозирования движения в программе Previsat для получения оценки вектора состояния в момент времени t_0 . Абсолютные ошибки прогнозирования координат не превосходили 0,09 км, а проекций скорости –0,004 км/с.

Данные начального, расчетного вектора состояния по полученному TLE файлу и абсолютные ошибки

	x_0 , км	y_0 , км	z_0 , км	V_{0x} , км/с	V_{0y} , км/с	V_{0z} , км/с
Начальный вектор состояния	–3981,60	–1316,67	5529,93	5,0690	3,4376	4,4561
Оценка вектора состояния по SGP модели	–3981,51	–1316,69	5529,98	5,0692	3,4379	4,4567
Абсолютная ошибка	0,09	–0,02	0,05	0,002	0,003	–0,004

Библиографические ссылки

1. Vallado D. A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications (Fourth Edition). – Publisher: Microcosm Press Year, 2013. 1136 p.
2. Small Satellite Orbit Determination Using Single Pass Doppler Measurements / A. A. Spiridonov, [et al.] // IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. 2022. Vol. 3 (4). P. 162–170.
3. Small Satellite Identification for multi-payload launch using Doppler Measurements / A. Spiridonov [et al.] // Proc. 2023 IEEE 10th International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace), Milan, Italy, 19-21 June 2023. Milan, 2023. P. 540–544.
4. Метод начального определения орбиты космического объекта по ограниченным данным угловых оптических измерений / В. С. Баранова [и др.] // Приборы и методы измерений. 2025. Т. 16, № 2. С. 121–132.
5. Метод определения высоты неизвестного космического объекта для оценки величины наклонной дальности в задачах вычисления орбит по угловым оптическим измерениям / В. С. Баранова [и др.] // Журнал Белорусского государственного университета. Физика. 2025. № 2. С. 4–18.