

**Использование модели SGP4 для определения вектора состояния
космического аппарата и получения его TLE**

Научный руководитель – Самыловский Иван Александрович

Анохин Серафим Дмитриевич

Студент (специалист)

Московский государственный университет имени М.В.Ломоносова, Факультет
космических исследований, Москва, Россия

E-mail: vystavka.pilgrim@gmail.com

Определение точного положения и скорости космического аппарата в заданный момент времени — задача, важная для правильной работы алгоритмов стабилизации, планирования сеансов связи и расхода электроэнергии. Кроме того, может требоваться включение полезной нагрузки и проведение измерений вблизи определённых точек орбиты. Использование для этих целей спутниковых систем навигации (например, GPS) возможно (более того, они также могут использоваться для уточнения бортового времени). Однако непрерывное поддержание связи с навигационными спутниками требует энергетических затрат, а результат может быть получен только для текущего момента времени. Таким образом, предпочтительнее использование математических моделей для прогнозирования траекторий. В частности, модель SGP4 (simplified general perturbation) позволяет, имея двустрочный набор элементов (two-line element set, TLE), получать вектор состояния (вектора положения и скорости) космического аппарата в произвольный момент времени (до или после эпохи TLE).

Двустрочные наборы элементов представляют из себя набор параметров для одной из моделей SGP (SGP, SGP4, SDP4, SGP8 и SDP8). Через несколько дней после их получения они устаревают и алгоритмы начинают выдавать координаты и скорости с ошибками. Поэтому для корректной работы TLE необходимо периодически обновлять. В большинстве случаев это делается путём передачи набора, предварительно вычисленного на Земле, на спутник по радиосвязи; в данной работе рассматривается возможность использования для обновления данные GPS, периодически запрашиваемые при синхронизации бортовых часов. Это позволит повысить автономность отдельного аппарата, что важно при разработке многоспутниковых группировок. Таким образом могут быть вычислены не все элементы набора; часть остальных (например, первая и вторая производные среднего движения) моделью SGP4 не используются вовсе, другие (например, коэффициент аэродинамического торможения B^*) предлагается оставлять без изменений до следующего сеанса связи с Землёй.

Был реализован алгоритм для выполнения следующих задач:

1. Определение по данному двустрочному набору элементов векторов положения и скорости аппарата в заданный момент времени [2].
2. Переход между системами координат TEME (true equator, mean equinox), используемой в алгоритмах SGP, и ECEF (Earth-centered, Earth-fixed). Координаты в последней могут быть в дальнейшем использованы для расчёта направления на заданный пункт связи или, наоборот, для определения точки на небесной сфере, в которой будет виден аппарат из пункта наблюдения на поверхности Земли.
3. Вычисление по положению и скорости тех элементов TLE, для которых это возможно, для дальнейшего использования в прогнозировании траектории [1, 3].

Для написания использовался язык программирования C. В настоящее время проводится адаптация программы для использования на микроконтроллере серии STM-32 под управлением операционной системы реального времени FreeRTOS.

Источники и литература

- 1) Andersen, Dwight E. Computing NORAD Mean Orbital Elements from a State Vector. 1994.
- 2) Hoots, Felix R., and Ronald L. Roehrich. Models for Propagation of NORAD Element Sets. Spacetrack Report #3. 1980.
- 3) Lee, B.S. NORAD TLE conversion from osculating orbital element. J. Astron. Space Sci. 2002,19, 395–402.