

Оценка точности экстраполяции положения ИСЗ по данным NORAD в формате TLE

Ю. В. Бабкин, В. И. Ким, Е. В. Куликова, И. В. Фокин

Открытое акционерное общество «Радиотехнический институт имени академика А. Л. Минца»

## 1 Введение

Современные радиолокационные станции (РЛС) классифицируются по тактическому назначению в зависимости от типа обслуживаемых объектов. Если рассматривать РЛС как измерительный прибор, то объектами его измерения могут служить летающие аппараты, космические аппараты, наземные транспортные средства и прочее. Однако любой измерительный прибор нуждается в регулярной и своевременной юстировке и отладке. То есть для нормальной работы радиолокационной станции необходимо периодически производить отладочные работы. В данной работе рассматривается возможность применения каталога NORAD как источник точных данных положения спутников, по которым будет производиться отладка.

В данный момент каталог NORAD является самым доступным, полным и открытым источником информации о положениях ИСЗ. Каталог NORAD представляет собой эфемеридные данные о спутниках в формате TLE. Эти данные описывают параметры движения ИСЗ в конкретные моменты времени. Для того, чтобы определить положения объектов в произвольные моменты времени, используя данные каталога NORAD, существуют известные алгоритмы экстраполяции. Одним из главных достоинств этих алгоритмов является скорость их работы.

Вопрос заключается в том, с какой точностью мы можем с помощью эфемеридных данных TLE и алгоритмов экстраполяции определить положение объекта и не окажутся ли эти точности неприемлемыми для отладки станции.

## 2 Оценка погрешности экстраполяции данных NORAD алгоритмами SGP,SGP4, SGP8, SDP4 и SDP8.

Отличия орбиты спутника от эллиптической возникают вследствие действия на него так называемых возмущающих сил гравитационного и негравитационного характера. Эти силы порождают изменения элементов орбиты спутника. Различают три типа изменений (трендов) элементов орбиты со временем: короткопериодические, долгопериодические и вековые. Накопление ошибок в прямоугольных координатах вследствие векового тренда со временем проиллюстрировано на рис. 1. Для повышения точности экстраполяции положений спутников следует использовать наиболее точные и, как следствие, сложные алгоритмы. Однако увеличение сложности алгоритма ведет к увеличению затрат машинного времени. Задача сводится к выбору оптимального алгоритма, то есть такого который обеспечивает максимальную скорость работы при заданной точности. Точность модели ограничивается учетом количества возмущающих

СИЛ.

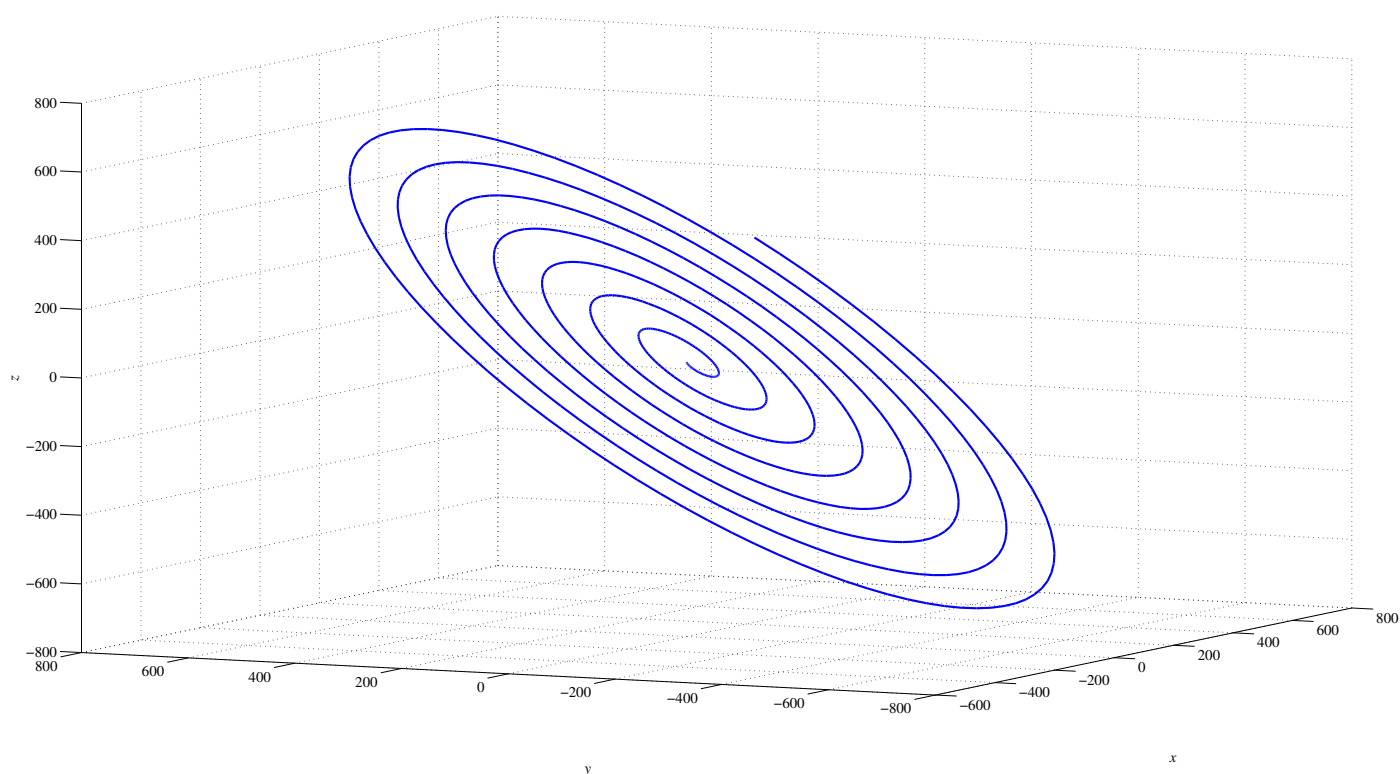


Рис. 1. Разница между линейными координатами  $x$ ,  $y$ ,  $z$  геоцентрической инерциальной системы координат, рассчитанными по Кеплеру, с полученными в результате работы алгоритма SGP.

Доступны пять моделей для прогноза положения и скорости ИСЗ: SGP, SGP4 и SGP8 для низкоорбитальных аппаратов, SDP4 и SDP8 для высокоорбитальных спутников.

SGP использует упрощенную гравитационную модель (Kozai, 1959) с учетом векового изменения большой полуоси. SGP4 получен путем упрощения расширенной аналитической теории, использующей гравитационную модель Броуера и модель плотности атмосферы. SGP8 аналогичен SGP4, но в нем применен иной метод интегрирования дифференциальных уравнений гравитационной модели земли и модели атмосферы. SDP4 была создана как расширение SGP4 для применения к высокоорбитальным спутникам. В этой модели учтены гравитационные воздействия от Луны и Солнца, а также секториальные и тессериальные Земные гармоники, которые вносят существенные возмущения в движение спутников с периодами обращения в половину суток или одни сутки. SDP8 является расширением SGP8 для случая высокоорбитальных спутников.

В TLE файлах содержатся эфемериды, описывающие положение ИСЗ в определенные моменты времени. При помощи вышеописанных алгоритмов производится экстраполяция координат спутников по полученным из TLE файлов эфемеридам. Однако нам неизвестно с какой точностью производится указанная экстраполяция, что может сделать бессмысленным процесс юстировки РЛС.

Ошибка вычисления положения ИСЗ складывается из:

- точности эфемеридных данных TLE;
- ошибки учета вековых возмущений в орбите спутника, заложенной в вышеописанных алгоритмах экстраполяции;
- не учитываемых алгоритмами SGP периодических возмущений.

Спрогнозируем положение  $s_0$  спутника по эфемеридным данным, полученным в момент времени  $t_0$  для моментов времени  $t_i$  получения следующих эфемеридных данных каталога TLE данного спутника. Далее, оценим погрешность прогноза положения спутника, характер изменения этой погрешности со временем. На основе накопленных вычислений была проведена статистическая оценка ошибки учета вековых возмущений, полученная для ряда спутников.

Величины ошибок периодических возмущений вычисляются по известным выражениям ([3]). Сложив ошибки периодических и вековых возмущений получим итоговую погрешность вычисления положения спутника в произвольный момент времени.

### 3 Заключение

Из проведенных вычислений и статистических исследований получена оценка погрешности положения спутников по данным NORAD. Исходя из ее величины, можно сказать, что данные NORAD применимы для отладочных работ на РЛС метрового диапазона.

В дальнейшем планируется разработка более точных алгоритмов экстраполяции для осуществления работы РЛС по дальним космическим объектам.

## Список литературы

- [1] Brouwer, D., «Solution of the Problem of Artificial Satellite Theory without Drag», *Astronomical Journal* 64 , 378–397, November 1959.
- [2] Назаренко А. И. Моделирование космического мусора. М.: ИКИ РАН, 2013. 216 с. (Серия «Механика, управление и информатика»).
- [3] Урмаев М. С., Орбитальные методы космической геодезии. — М., Недра, 1981, 256 с.
- [4] Бордовицина Т. В., Авдюшев В. А. Теория движения искусственных спутников Земли. Аналитические и численные методы: Учеб. пособие. — Томск: Изд.-во Том. ун-та, 2007. — 178 с.
- [5] Сивухин Д. В., Общий курс физики. Учеб. пособие: Для вузов. В 5 т. Т. I. Механика. — 4-е изд., стереот. — М.: Физматлит; Изд.-во МФТИ, 2005. — 560 с. — ISBN 5-9221-0225-7; 5-89155-078-4.
- [6] К. А. Путилов, Курс физики, Т. I, М.: Физматгиз, 1963, 560 с.
- [7] Hilton, C.G. and Kuhlman, J.R., «Mathematical Models for the Space Defense Center», *Philco-Ford Publication No. U-3871*, 17–28, November 1966.
- [8] Hoots, F.R., «A Short, Efficient Analytical Satellite Theory». *AIAA Paper No. 80-1659*, August 1980.
- [9] Hoots, F.R., «Theory of the Motion of an Artificial Earth Satellite», accepted for publication in *Celestial Mechanics*.
- [10] Hujsak, R.S., «A Restricted Four Body Solution for Resonating Satellites with an Oblate Earth», *AIAA Paper No. 79-136*, June 1979.
- [11] Hujsak, R.S. and Hoots, F.R., «Deep Space Perturbations Ephemeris Generation», *Aerospace Defense Command Space Computational Center Program Documentation, DCD 8, Section 3*, 82–104, September 1977.