

# РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ НАВЕДЕНИЯ АНТЕННОЙ СИСТЕМЫ НАЗЕМНОЙ СТАНЦИИ НА КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

*Е.А. Тюфякин, Д.В. Рязанцев, студенты каф. РТС*

*Научный руководитель А.А. Мецераков, доцент каф. РТС, к.т.н.*

*г. Томск, ТУСУР, [metacodeine@gmail.com](mailto:metacodeine@gmail.com)*

Как известно, движение космических аппаратов (КА) довольно точно описывается математическими уравнениями движения без учета влияния различных дополнительных факторов, влияющих на его траекторию [1]. Дополнительные факторы, такие как солнечный ветер, неравномерная гравитационное поле Земли, плотность верхних слоев атмосферы, а также гравитационные поля других планет приводят к возмущению (изменению) во времени идеальной траектории движения КА по орбите.

Учет этих возмущений при расчете траектории движения КА закладываются в различные модели, описывающие движение КА.

Одной из таких моделей является *SGP (Simplified perturbations model)* модель.

Целью данного сообщения является разработка алгоритма и программного обеспечения для наведения антенной системы наземной станции на космические аппараты при использовании модели возмущенного движения.

Расчет координат КА по данной модели производится в геоцентрической системе координат, а затем производится пересчет в топоцентрическую систему координат, позволяющей ориентировать антенну наземной станции в направлении на КА.

Основные выражения для расчета координат КА приведены в таблице 1[2]

Таблица 1 – Математические соотношения, используемые в модели *SGP*

Формулы	Описание
$M = M_0 + 360 \cdot \left( n \cdot dt - [n \cdot dt] - \left[ \frac{M_0 + 360 \cdot (n \cdot dt - [n \cdot dt])}{360} \right] \right)$	Средняя аномалия
$M = E - e \cdot \sin(E)$	Эксцентриская аномалия
$\cos(v) = \frac{\cos(E) - e}{1 - e \cdot \cos(E)}$	Истинная аномалия
$a = \left( \frac{\mu}{(2 \cdot \pi \cdot n)^2} \right)^{\frac{1}{3}}$	Большая полуось орбиты
$p = a \cdot (1 - e)$	Расстояние до перигея
$r = p \cdot \frac{1 + e}{1 + e \cdot \cos(v)}$	Геоцентрическое расстояние до КА
$\alpha_\Omega = \alpha_{\Omega 0} + 360 \cdot \frac{-3 \cdot J_2 \cdot R e^2 \cdot n \cdot \cos(i)}{2 \cdot p^2} \cdot dt$	Долгота восходящего узла
$\omega = \omega_0 + 360 \cdot \frac{3 \cdot J_2 \cdot R e^2 \cdot n \cdot (5 \cdot \cos(i) - 1)}{4 \cdot p^2} \cdot dt$	Аргумент перицентра
$u = \omega + v - 360 \cdot \left[ \frac{\omega + v}{360} \right]$	Аргумент широты
$\Delta\alpha = \arccos \left( \frac{\cos(u)}{\sqrt{1 - \sin(i)^2 \cdot \sin(u)^2}} \right)$	Разность долгот
$\alpha_g = \Delta\alpha + \alpha_\Omega - 360 \cdot \left[ \frac{\Delta\alpha + \alpha_\Omega}{360} \right]$	Геоцентрическое прямое восхождение
$\delta_g = \text{sign}(\sin(u)) \cdot \arccos \left( \frac{\cos(u)}{\cos(\Delta\alpha)} \right)$	Склонение
$x = r \cdot \cos(\alpha_g) \cdot \cos(\delta_g); y = r \cdot \sin(\alpha_g) \cdot \cos(\delta_g)$ $z = r \cdot \sin(\delta_g)$	Абсолютные геоцентрические координаты

Исходными данными являются файлы *TLE* (*Two-Line Element set*), содержащие необходимую информацию для расчета траектории движения.

Для того чтобы осуществить слежение за спутником нужно по известным формулам осуществить перевод из геоцентрической системы координат в топоцентрическую, используя как точку наблюдения долготу и широту объекта, где расположена следящая антенная система.

В результате была написана в среде *Matlab* программа, осуществляющая как автоматическое слежения за КА, используя данные из TLE файла, так и ручное слежение. На рисунке 1 представлен интерфейс программы.



Рисунок 1 – Внешний вид программы

В меню «Настройки» можно изменять координаты точки, откуда проводится слежение за КА, задавать число шагов соответствующие одному градусу поворота у пошагового двигателя и выбирать порты, через которые осуществляется взаимодействие программы с пошаговыми двигателями, управляющие положением антенны.

Для тестирования программы были использованы данные из *TLE* файла для модуля Международной космической станции под кодовым названием *ISS (Zarya)*.

Таблица 2 – Параметры орбиты космического аппарата *ISS (Zarya)*

Название элемента	Символ	Значение из <i>TLE-файла</i>
Эпоха	$t_0$	16238,96778683
Наклонение, град	$i$	51,6447
Долгота восходящего узла, град	$\alpha_{\Omega 0}$	69,8230
Эксцентриситет, град	$e$	0,0003005
Аргумент перигея, град	$w_0$	237,7530
Средняя аномалия, град	$M_0$	274,3566
Среднее движение, витков вокруг Земли за сутки	$n$	15,5432

При сравнении полученных координат и координат, вычисленных в известной программе *Orbitron*, была вычислена среднеквадратичное отклонение (СКО) определения долготы и широты алгоритмом.

Таблица 3 – СКО определения долготы и широты КА

СКО определения долготы, град	СКО определения широты, град
0,0962	0,0426

В разработанном алгоритме была достигнута высокая точность определения координат космических аппаратов и реализовано автоматическое управление антенной системой для слежения за выбранным спутником.

### Список использованных источников

- 1 Аксенов Е.П., Чазов В.В. Модель движения ИСЗ. Главная проблема. Основные алгоритмы. М., 2007 – 188 с.
- 2 Ишмухаметова М.Г., Кондратьева Е.Д. Учебно-методическое пособие предназначено для практических занятий по дисциплине «Небесная механика». Казань, 2009, 37 с.