

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

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 перигея
$u = \omega + v - 360 \cdot \left[\frac{\omega + v}{360} \right]$	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.