



Московский институт электроники и
математики им. А.М.Тихонова

Москва
2023

Интеллектуальное управление сессиями обмена данных на основе метода предрасчета спутниковой траектории

Михайлов И.А. БИВ192
iamikhaylov@edu.hse.ru



Цели:

Исследование методов и инструментов, позволяющих снизить стоимость передачи сообщения по спутниковому каналу связи IRidium

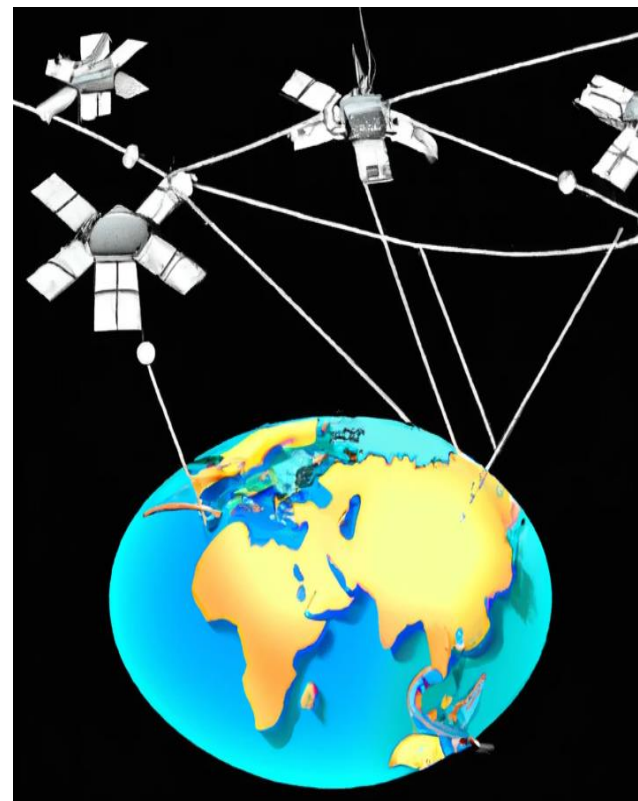
Задачи:

Разработать программную имплементацию метода передачи сообщения с предрасчетом траектории спутниковой группировки



Этапы разработки:

- Синхронизация tle данных с использованием актуальной информации от noRad или других доступных источников
- Расчет расстояния между спутником и выбранным местоположением
- Составление расписания





Пример полученных данных:

Спутник	Угол элевации, град	Время	Широта	Долгота
Iridium 145	74.02	May 2nd, 2023 at 10:35:52 AM UTC	55.99853008293953	33.840861940925734
Iridium 134	82.66	May 2nd, 2023 at 12:21:11 PM UTC	55.73941768709715	39.00907665265173
Iridium 117	77.19	May 3rd, 2023 at 1:59:48 AM UTC	55.699793004848715	34.57978993727292
Iridium 119	79.38	May 3rd, 2023 at 3:45:09 AM UTC	55.89888475298285	39.74434770166017
Iridium 158	73.59	May 2nd, 2023 at 6:59:39 PM UTC	56.024773402791574	33.74238938511751
Iridium 102	83.4	May 2nd, 2023 at 8:44:59 PM UTC	55.77189362104975	38.849114254582545

Данные для предсказания положения спутника:

- Celestrak предоставляет онлайн-базу данных спутникового слежения, которая включает в себя наборы двухстрочных элементов, так называемые эфемериды TLE (Two-Line Elements) – это краткие описания орбитальных параметров спутников, таких как эллиптическая орбита, период обращения, наклонение орбиты и др.
- Celestrak получает эти данные из различных источников, включая Министерство обороны США и международные сети спутникового слежения. Однако использование этих данных связано с определенными ограничениями. Например, данные TLE точны только в течение ограниченного периода времени, обычно около двух недель. По истечении этого времени необходимо получить новые данные для обеспечения точности. Для низкоорбитальных спутников ошибка будет накапливаться, примерно **1-3 км в день** с учетом ошибки для эпохи **по умолчанию в 1 км**.

Выбор модели предсказания положения спутника:

- Для предсказания положения спутника в пространстве существует несколько моделей, одной из которых является модель SGP4 (Simplified Perturbations Model 4), которую мы использовали в координатном расчете. Эта модель основывается на решении задачи движения спутника по орбите в гравитационном поле Земли, учитывая воздействие таких факторов, как притяжение Луны и Солнца, солнечный ветер, а также атмосферное сопротивление и гравитационное воздействие других планет.
- Модель SGP4 имеет определенные ограничения в точности предсказания положения спутника, особенно для длительных прогнозов. В таких случаях может быть полезно использовать другие модели, например модель skyfield, которая использует точные эфемериды планет и спутников, основываясь на моделировании их движения в рамках Ньютоновской механики. Библиотека skyfield предоставляет более точную модель движения спутника, основанную на численном интегрировании уравнений движения Ньютона. Эта модель учитывает более широкий спектр факторов, таких как гравитационное взаимодействие с другими небесными телами, атмосферное сопротивление, силы, вызванные формой Земли и ее гравитационным полем, а также дополнительные эффекты, такие как прецессия и нутация Земли.

Вывод и проблемы:

- Неточность моделей геодезических параметров Земли
- Распространение ошибки в математических моделях для расчета вектор-орбитального состояния спутников
- Снижение асимптотической сложности программной имплементации

