

Московский физико-технический институт (ГУ)
Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Управление движением наноспутников в групповом полёте с учетом ограничений двигателей

Ладонкин Н. А.

Научный руководитель:

Иванов Д.С.

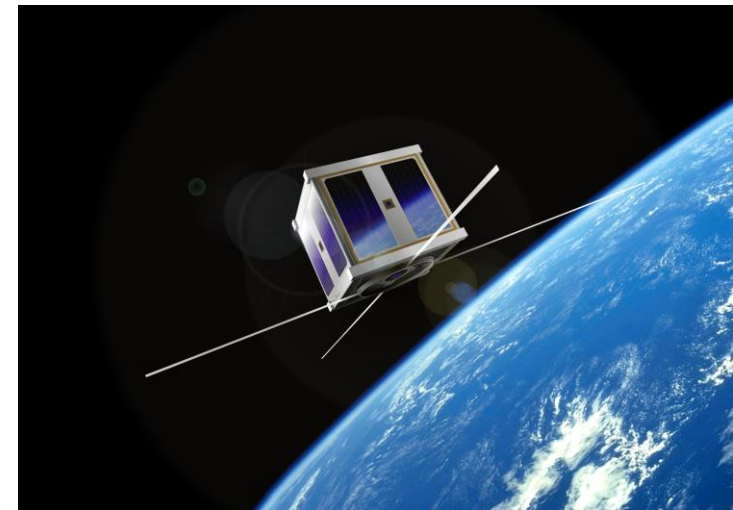
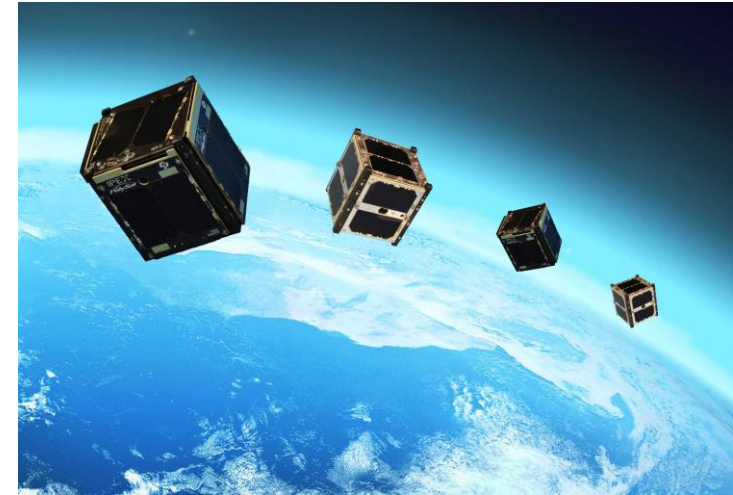
Содержание

- Введение
- Постановка задачи
- Алгоритм управления
- Результаты исследования
- Заключение

Введение

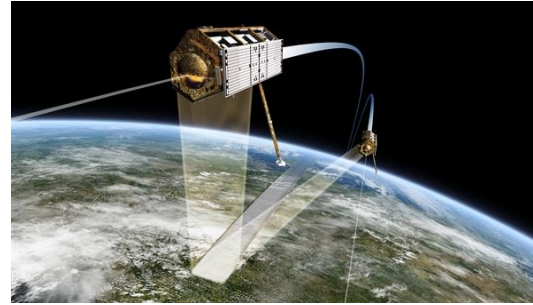
Тренды в космических системах:

- Развитие малых спутников
- Создание мега-конstellаций малых спутников
- Увеличение количества миссий группового полёта, требующих поддержания спутников, движущихся на близком расстоянии

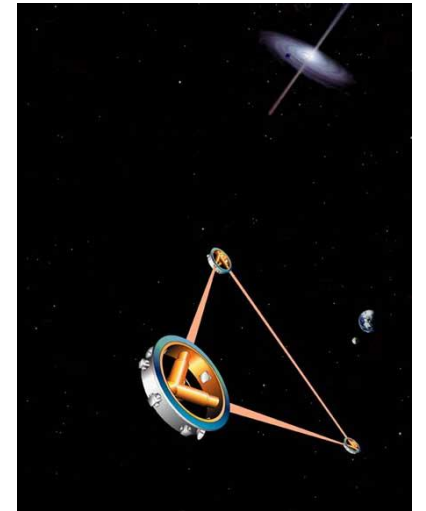
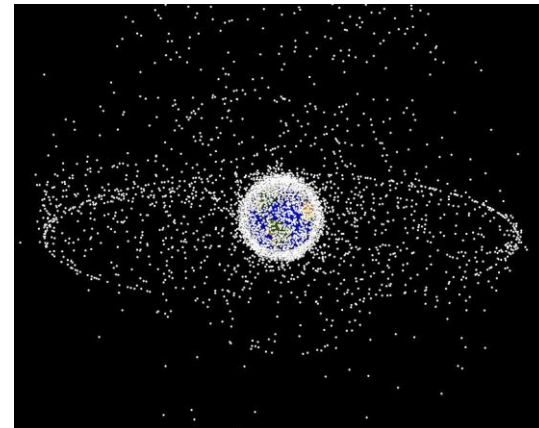


Задачи группового полета

- Дистанционного зондирование Земли с использованием распределенных измерений
- Измерение гравитационных волн
- Обслуживание на орбите
- Измерения солнечной активности
- Увод космического мусора



TanDEM-X-mission

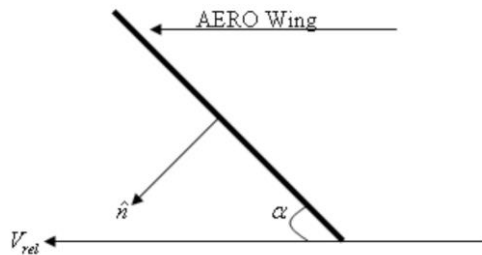


Laser Interferometer Space Antenna

Способы управления движением

Подходы без использования топлива:

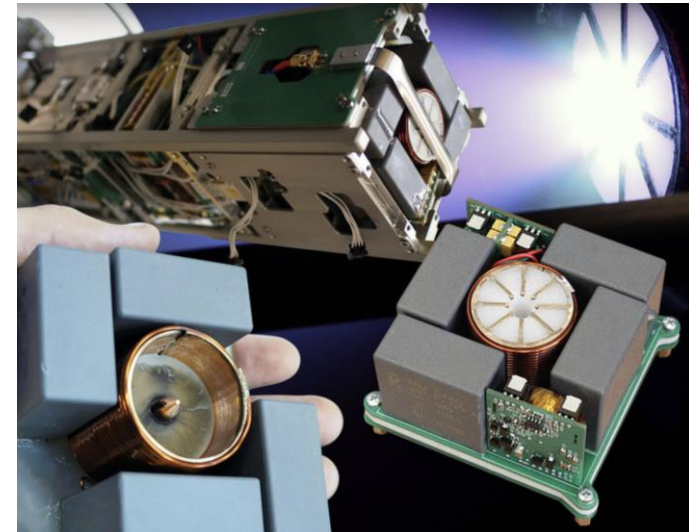
- Электромагнитное взаимодействие
- Солнечное давление
- Аэродинамика



α – угол между пластиной и набегающим потоком

Подходы с использованием двигателей малой тяги:

- Ионные
- Плазменные



Постановка задачи

Рассматривается:

- Кластерный запуск двух 3U кубсатов
- Низкая околоземная орбита
- Аппараты оснащены плазменными двигателями
- Определение орбитального движения с помощью обновляемых TLE

Задача

- Необходимо устранить относительный дрейф спутников и обеспечить движение по ограниченным относительным траекториям

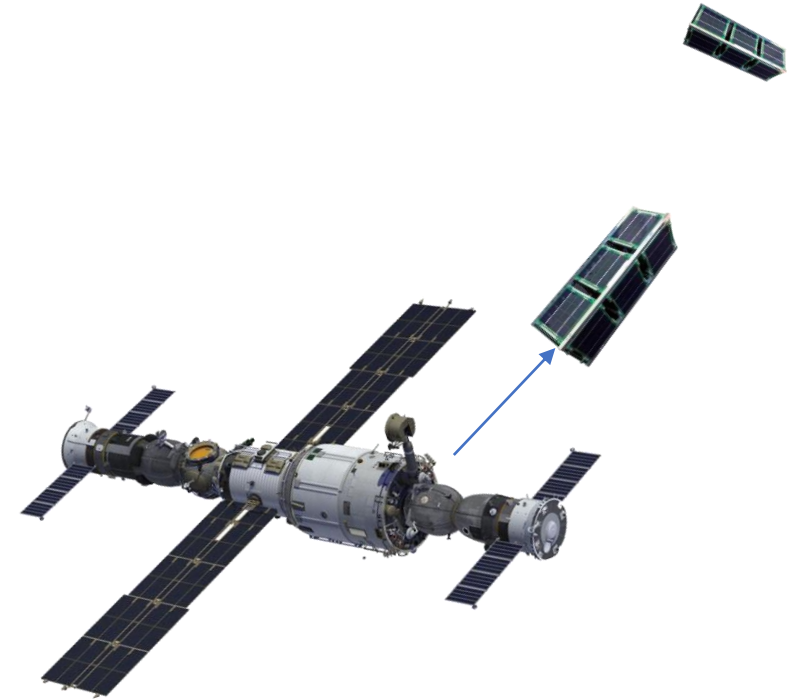


Схема запуска

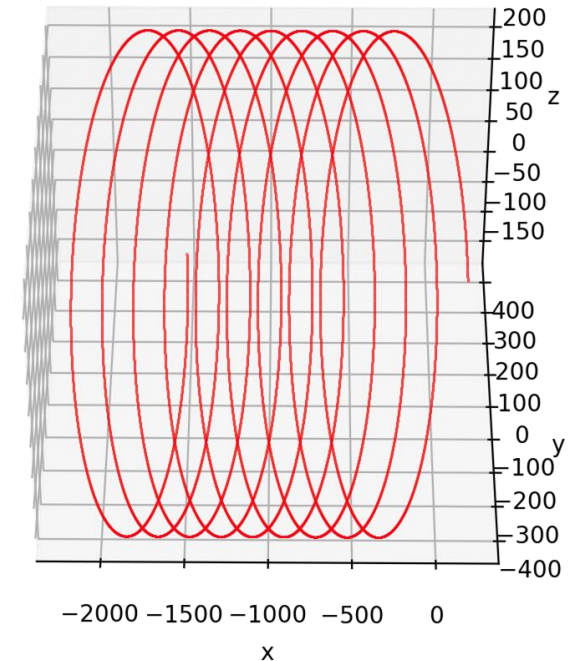
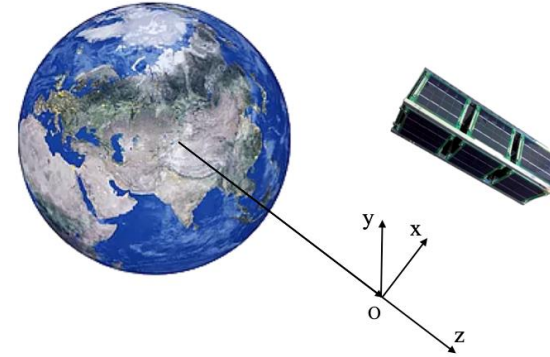
Уравнения относительного движения

$$\begin{cases} \ddot{x} = -2\dot{z}\omega, \\ \ddot{y} = -y\omega^2, \\ \ddot{z} = 2\dot{x}\omega + 3z\omega^2. \end{cases}$$

Решения уравнений Хилла:

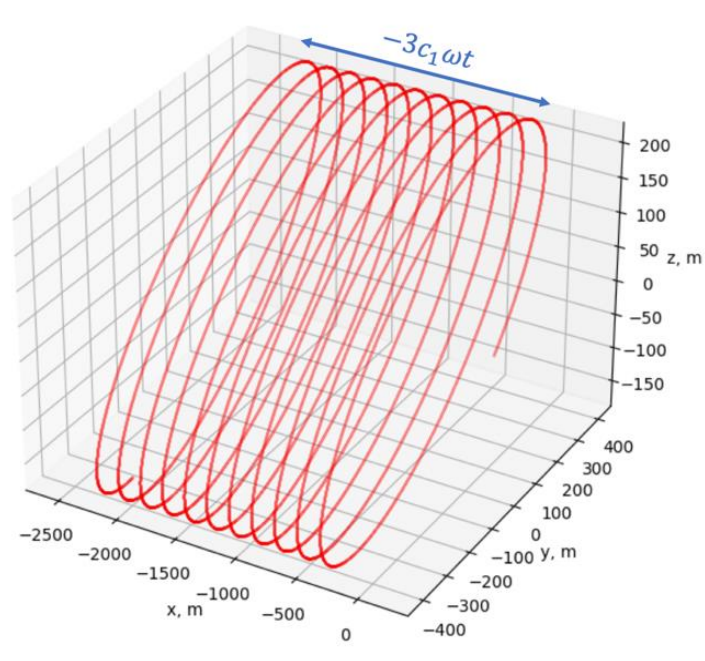
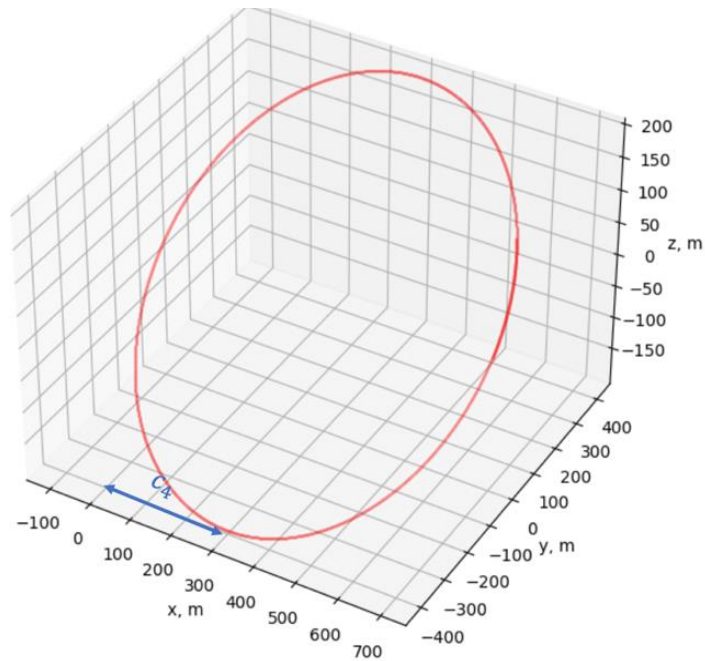
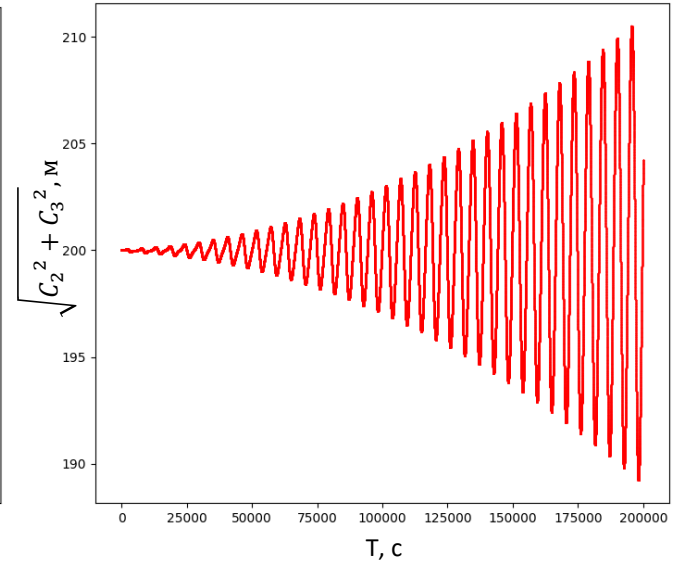
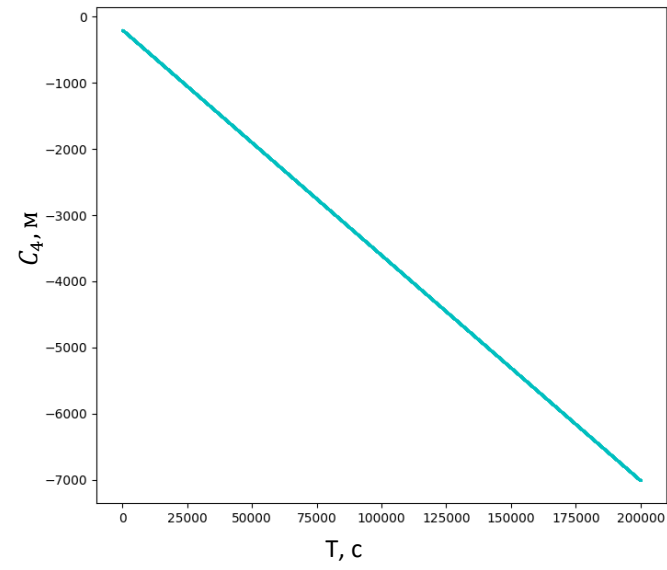
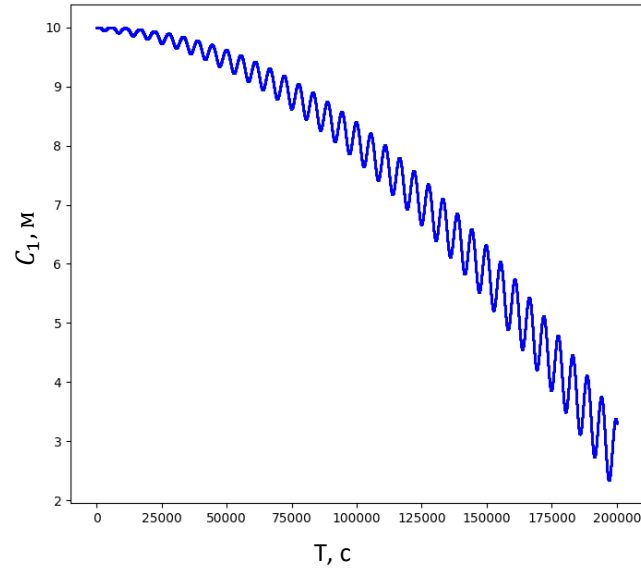
$$\begin{cases} x(t) = -3c_1\omega t + 2c_2\cos\omega t - 2c_3\sin\omega t + c_4, \\ y(t) = c_5\sin\omega t + c_6\cos\omega t, \\ z(t) = 2c_1 + c_2\sin\omega t + c_3\cos\omega t. \end{cases}$$

$$\begin{aligned} c_1 &= 2z_0 + \frac{\dot{x}_0}{\omega}, & c_2 &= \frac{\dot{z}_0}{\omega}, & c_3 &= -3z_0 - 2\frac{\dot{x}_0}{\omega}, \\ c_4 &= x_0 - 2\frac{\dot{z}_0}{\omega}, & c_5 &= \frac{\dot{y}_0}{\omega}, & c_6 &= y_0. \end{aligned}$$



Траектория относительного движения

Результаты моделирования свободного движения



Относительный сдвиг c_4 и относительный дрейф $-3c_1\omega t$

Уравнение орбитального движения

Интегрируются следующие уравнения движения в ИСК:

$$\ddot{\mathbf{R}} = -\frac{\mu}{R^3} \mathbf{R} + \mathbf{D}_{J_2},$$

$$\mathbf{D}_{J_2} = \frac{\delta}{R^5} \left(\frac{5Z^2}{R^2} - 1 \right) \mathbf{R} - 2 \frac{\delta}{R^5} \mathbf{Z},$$

Траектории и скорости движения в ИСК, которые пересчитываются в относительные в ОСК:

$$\mathbf{r} = G(\mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1),$$

$$\mathbf{v} = G\{(\dot{\mathbf{R}}_2 - \dot{\mathbf{R}}_1) + \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{R}_2 - \mathbf{R}_1)\},$$

где G – матрица перехода из ИСК в ОСК, $\boldsymbol{\omega}$ – орбитальная угловая скорость в ИСК.

Алгоритм управления

функция-кандидат Ляпунова

$$V = \frac{1}{2}c_1^2 + \frac{1}{2}\Delta c_4^2, \quad \Delta c_4 = \tilde{c}_4 - c_4.$$

Производная функции Ляпунова

$$\dot{V} = c_1 \dot{c}_1 + \Delta c_4 \Delta \dot{c}_4 = c_1 \left(\frac{\ddot{x}}{\omega} + 2\dot{z} \right) + \Delta c_4 \left(-\dot{x} + \frac{2\ddot{z}}{\omega} \right)$$

В силу уравнения движения:

$$\dot{V} = \frac{1}{\omega} c_1 (\ddot{x} + 2\omega \dot{z}) + \Delta c_4 \left(-\dot{x} + \frac{2}{\omega} (2\omega \dot{x} + 3\omega^2 z) \right) = \frac{1}{\omega} c_1 u + \Delta c_4 (3\omega c_1)$$

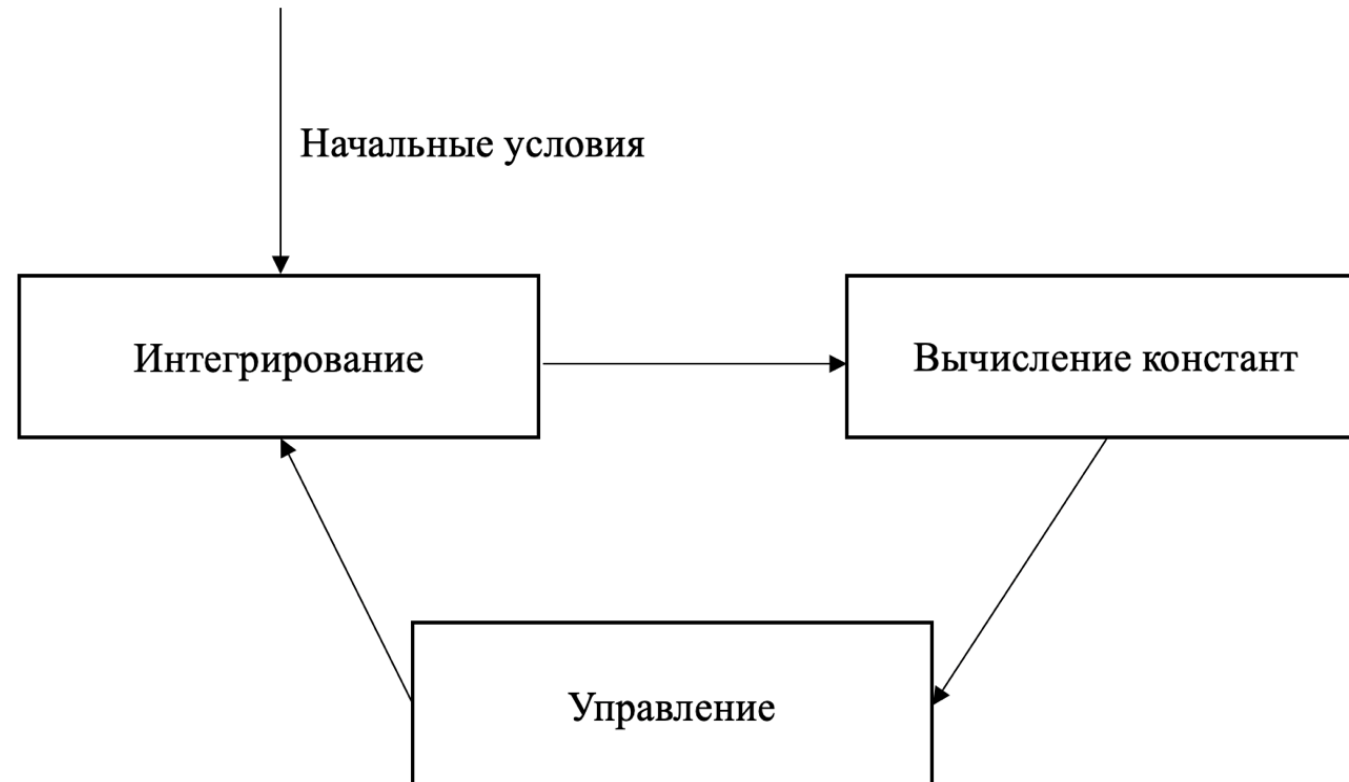
По теореме Барбашина-Красовского для асимптотической устойчивости $\dot{V} \leq 0$, тогда :

$$\dot{V} = c_1 \frac{1}{\omega} (u + 3\omega^2 \Delta c_4) = -\frac{k}{\omega} c_1^2 \quad k > 0$$

Тогда закон управления имеет вид:

$$u = -k c_1 - 3\omega^2 \Delta c_4$$

Схема работы программы моделирования

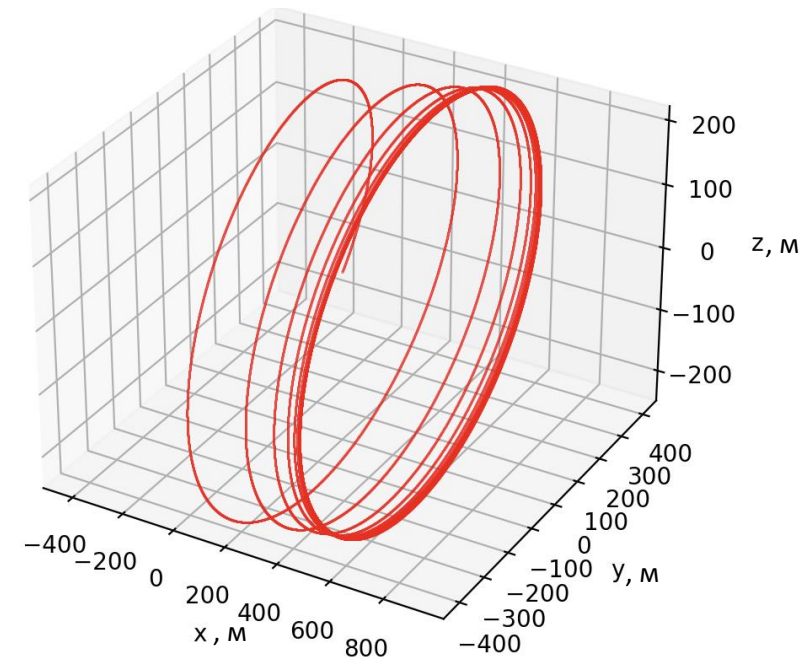


Результаты моделирования относительного управляемого движения

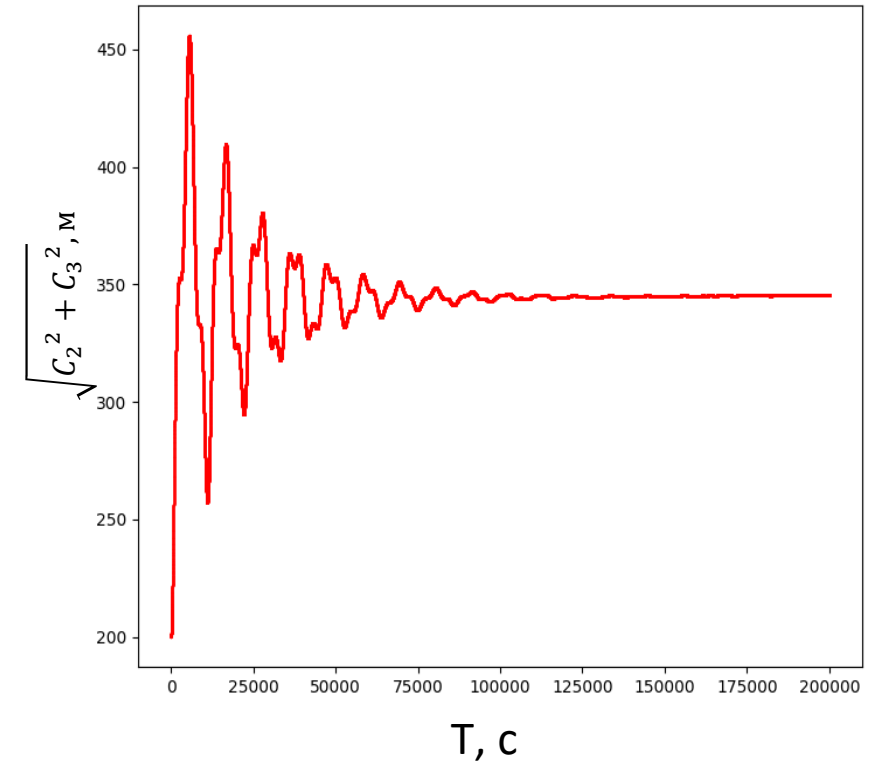
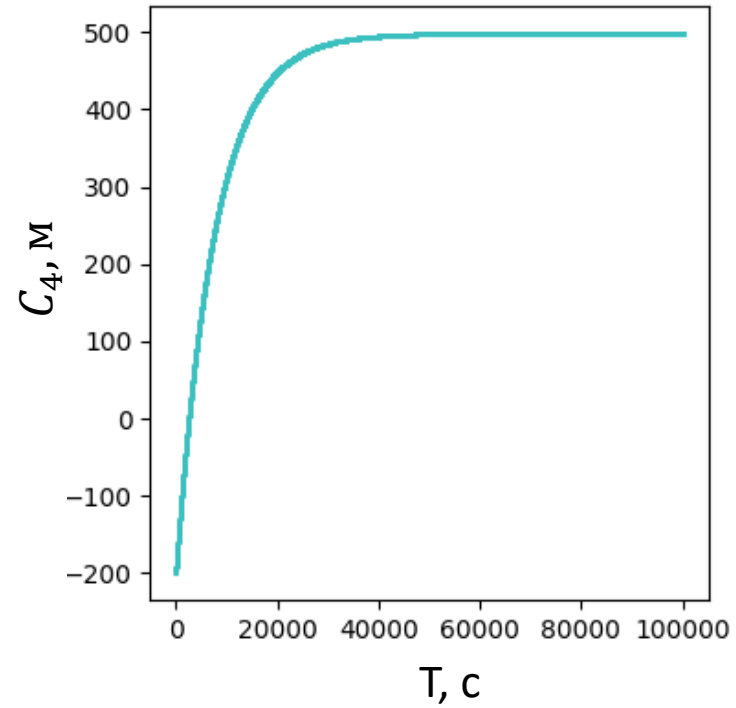
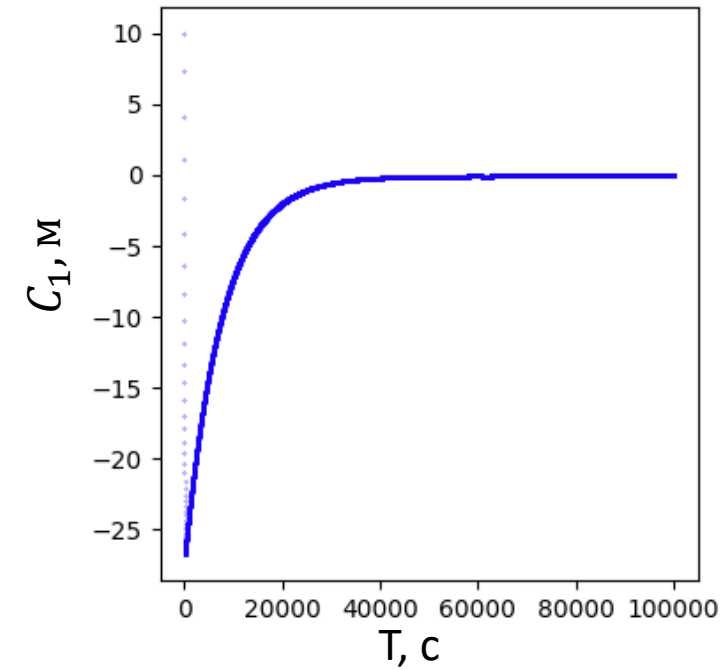
- При моделировании предполагалось, что управление является непрерывным
- По схеме с идеальным знанием орбитального движения
- Требуемое значение относительного сдвига $C_4 = 500$ м

Начальные значения констант

Константы	Значения, м
C_1	10
C_2	100
C_3	0
C_4	0
C_5	405
C_6	0



Результаты моделирования управляемого движения



Пример управления

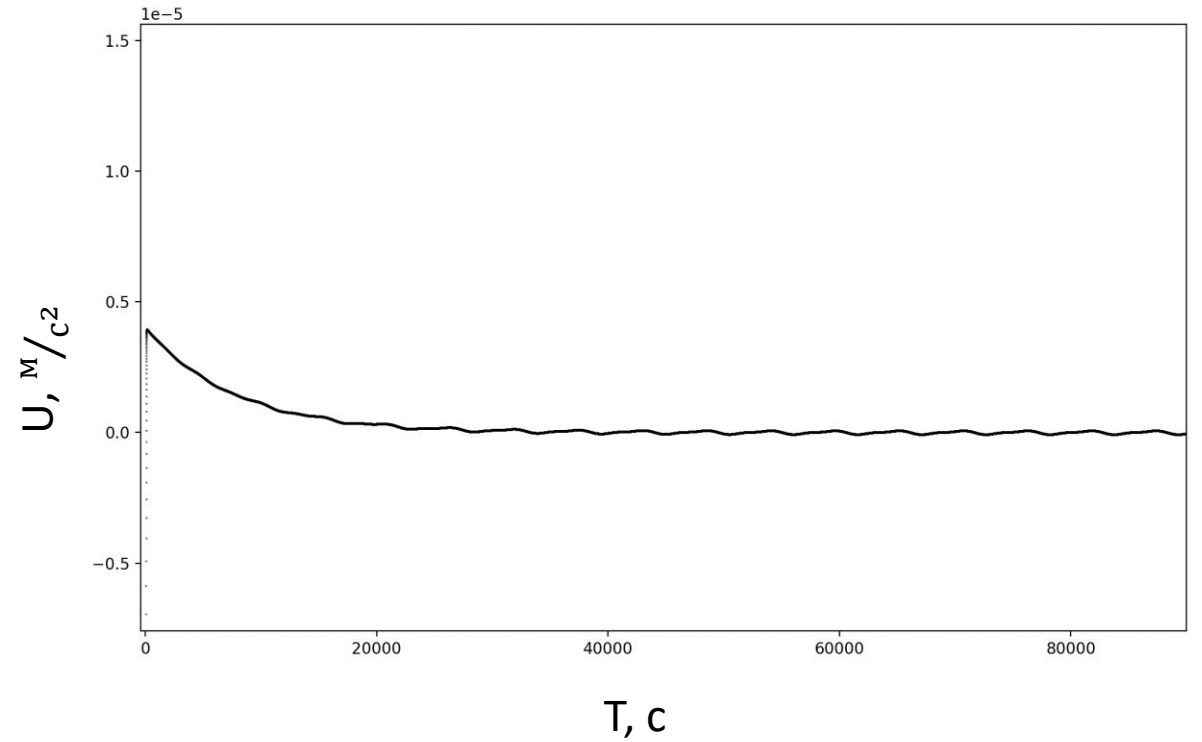
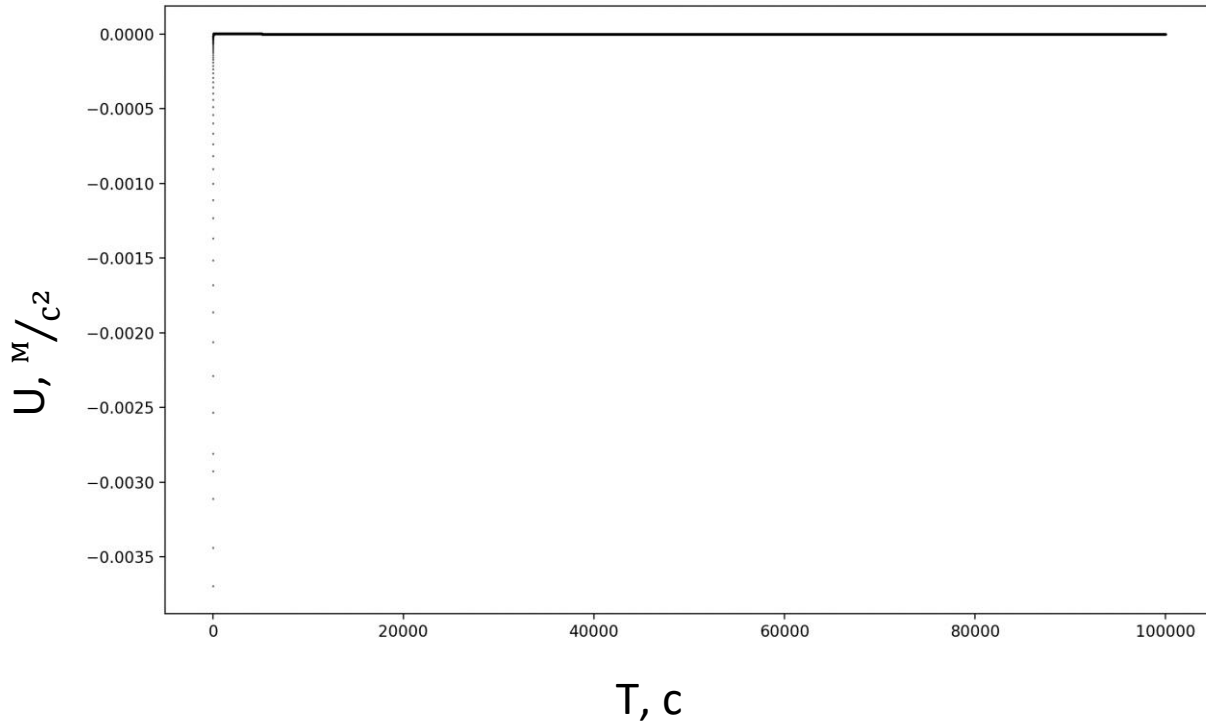
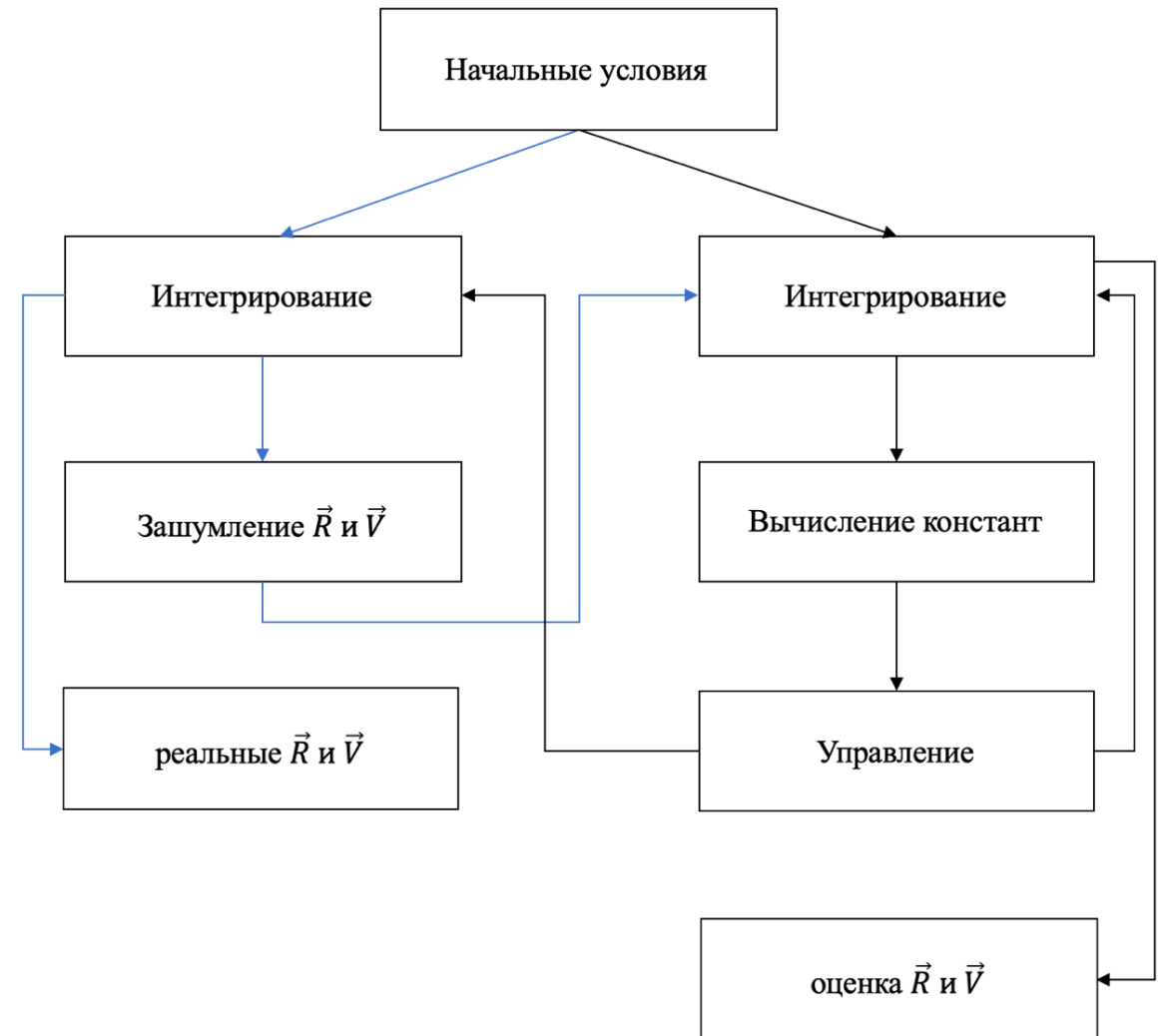


Схема работы программы моделирования

В работе моделируется схема управления относительным движением с учетом периодически обновляемых данных об орбите двух КА с помощью TLE, коррекция относительного движения осуществляется на основе данных, получаемых каждые 12 часов

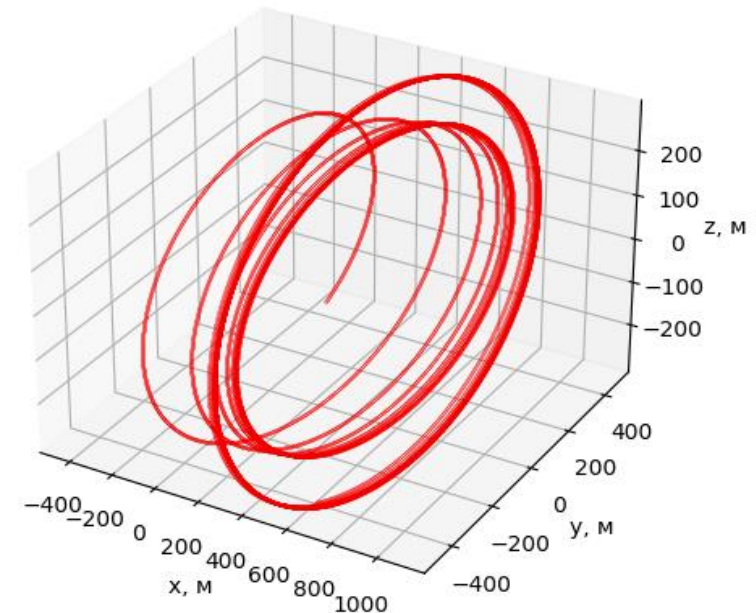


Результаты моделирования относительного управляемого движения

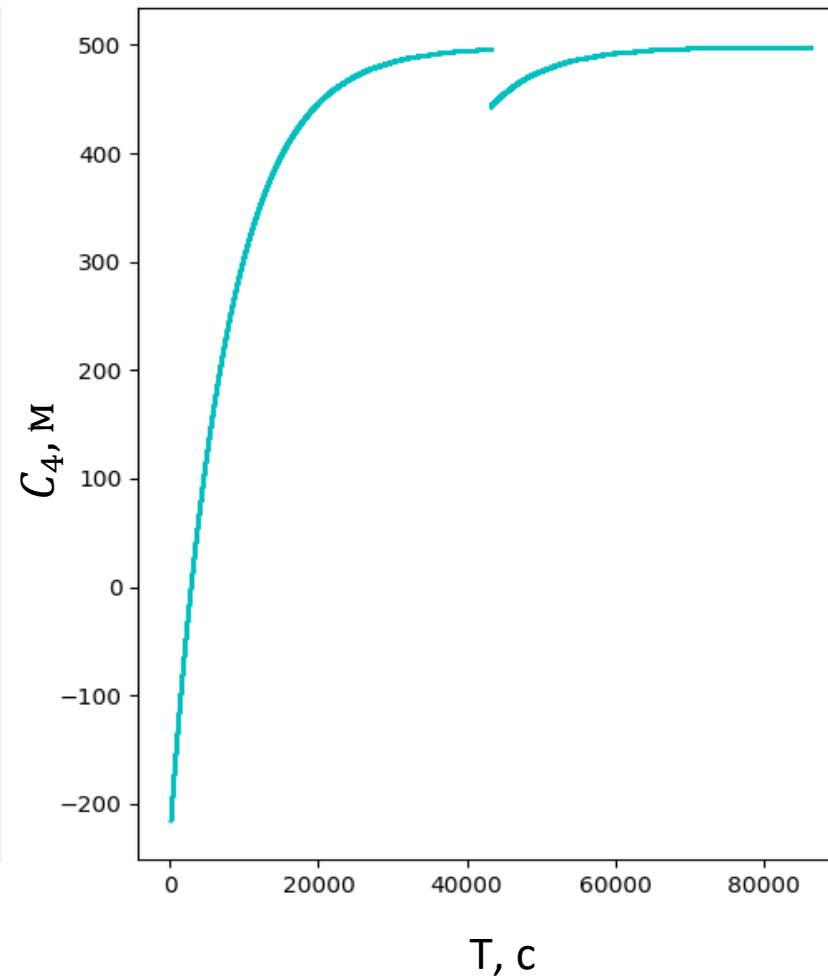
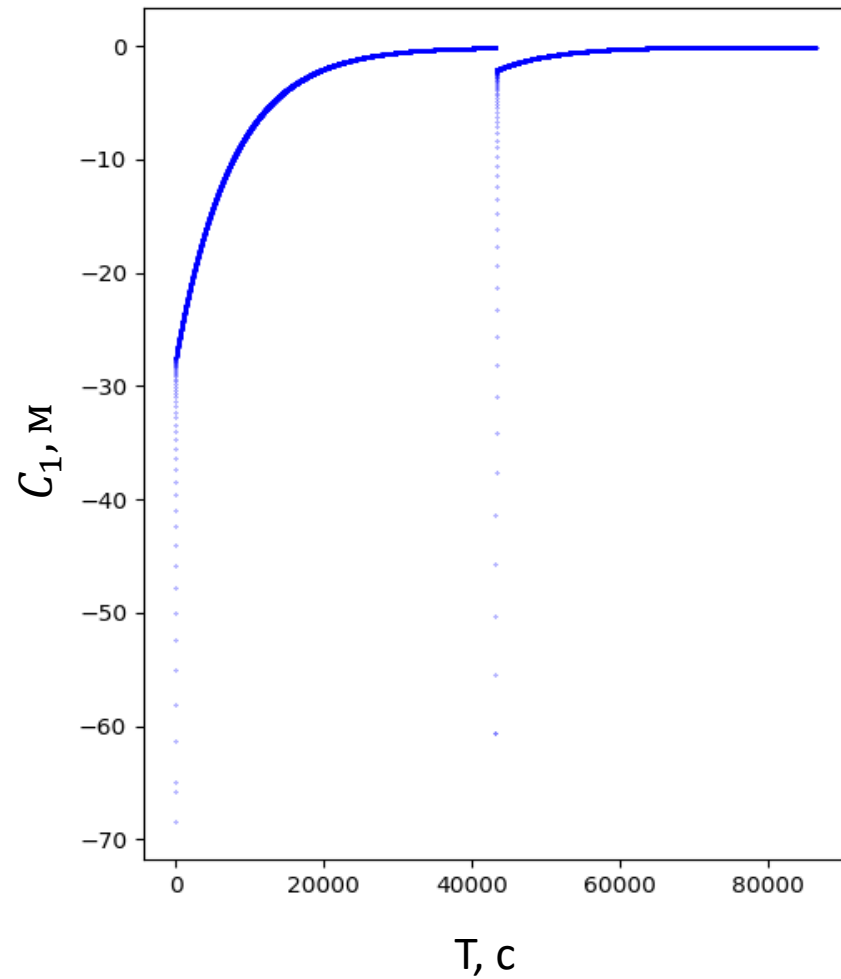
- При моделировании предполагалось, что управление является непрерывным
- По схеме с зашумленными данными по орбитальному движению
- Требуемое значение относительного сдвига $C_4 = 500$ м

Начальные значения констант

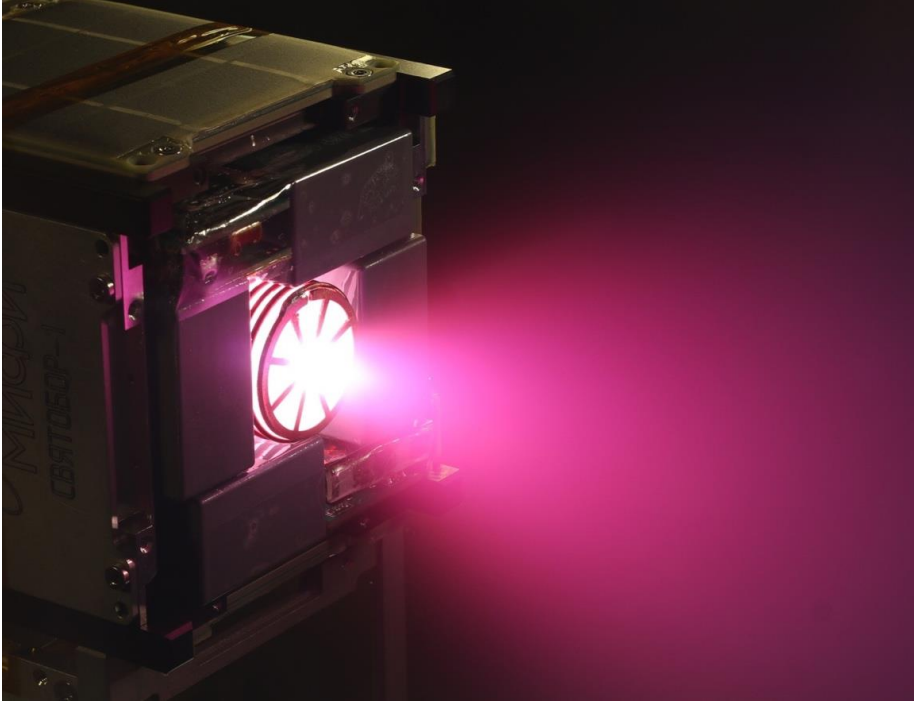
Константы	Значения, м
C_1	10
C_2	100
C_3	0
C_4	0
C_5	405
C_6	0



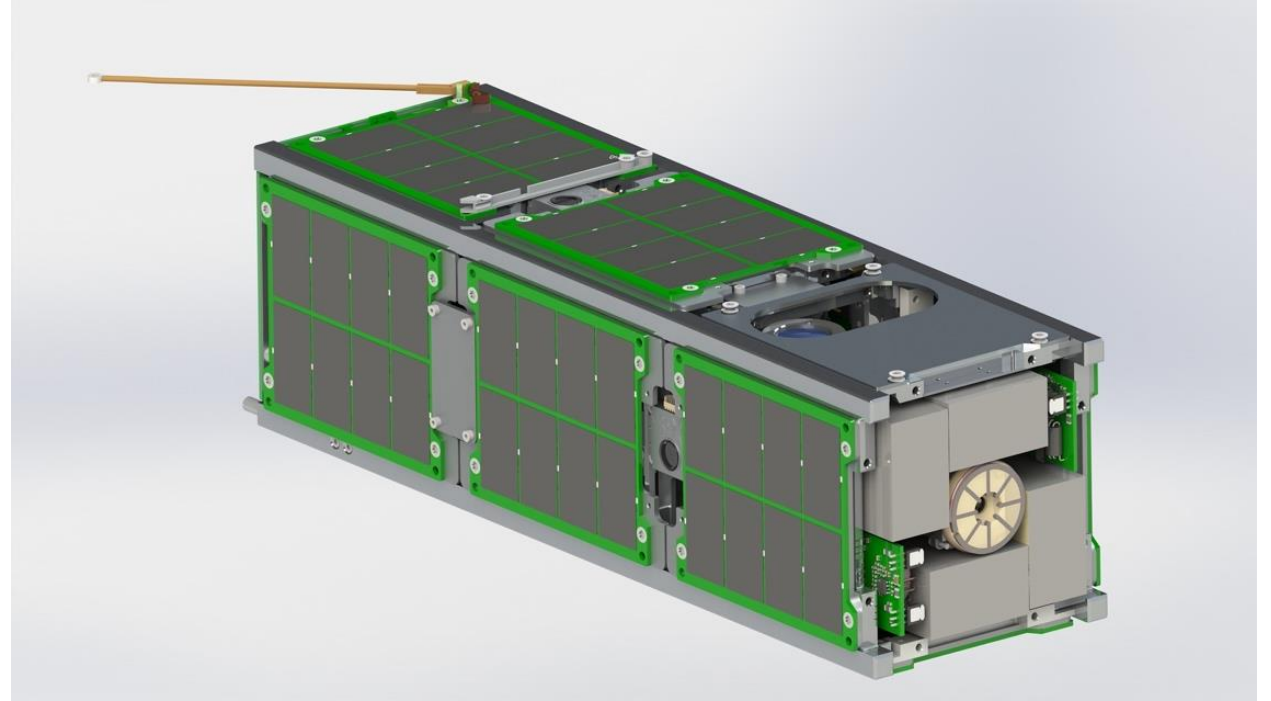
Результаты моделирования управляемого движения



Учет особенности работы бортовых плазменных двигателей и учет ограничения на управление

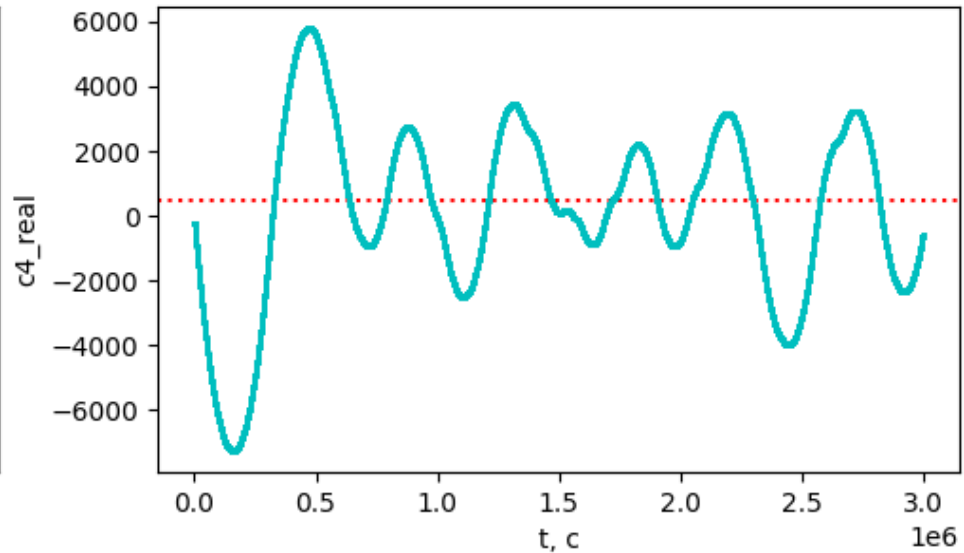
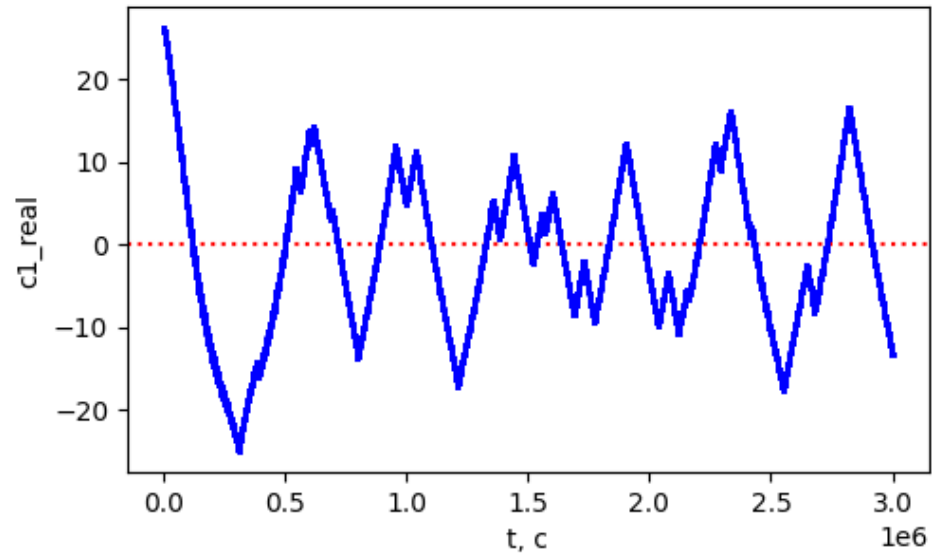
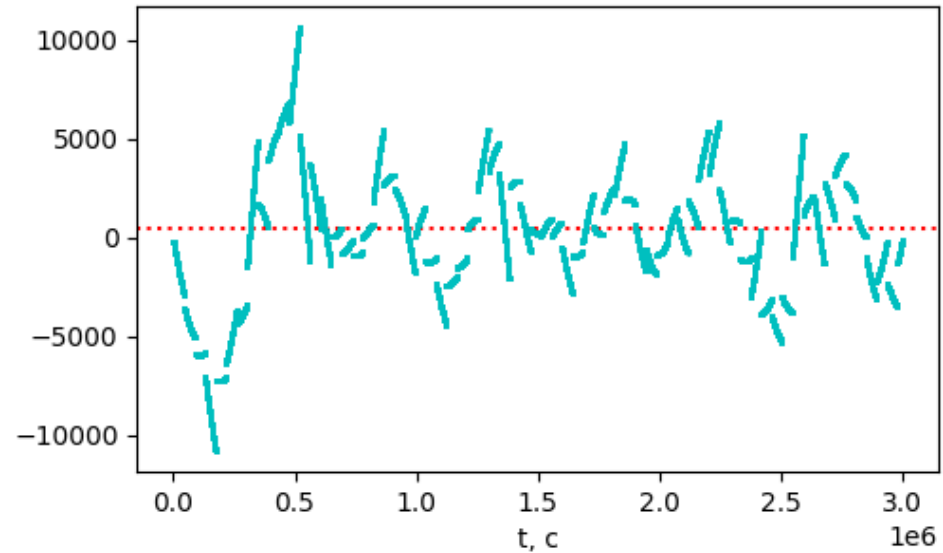
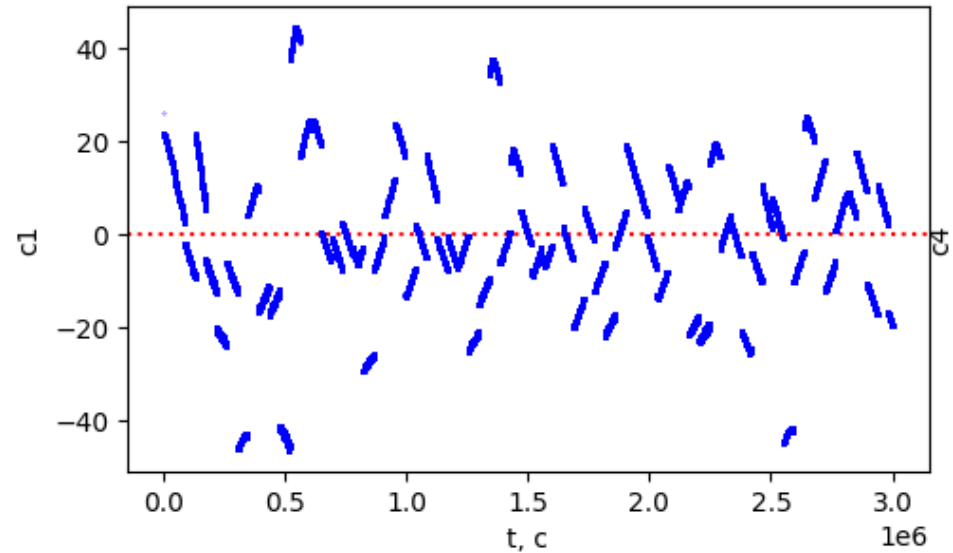


Испытания плазменной двигательной установки наноспутника «Святобор 1». Поток плазмы, истекающий из двигателя и создающий тягу



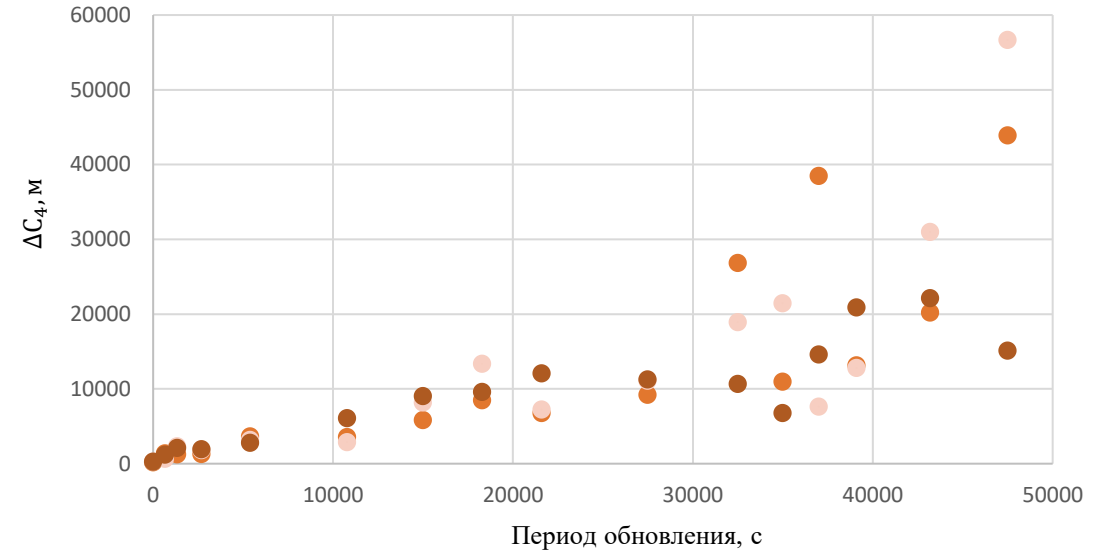
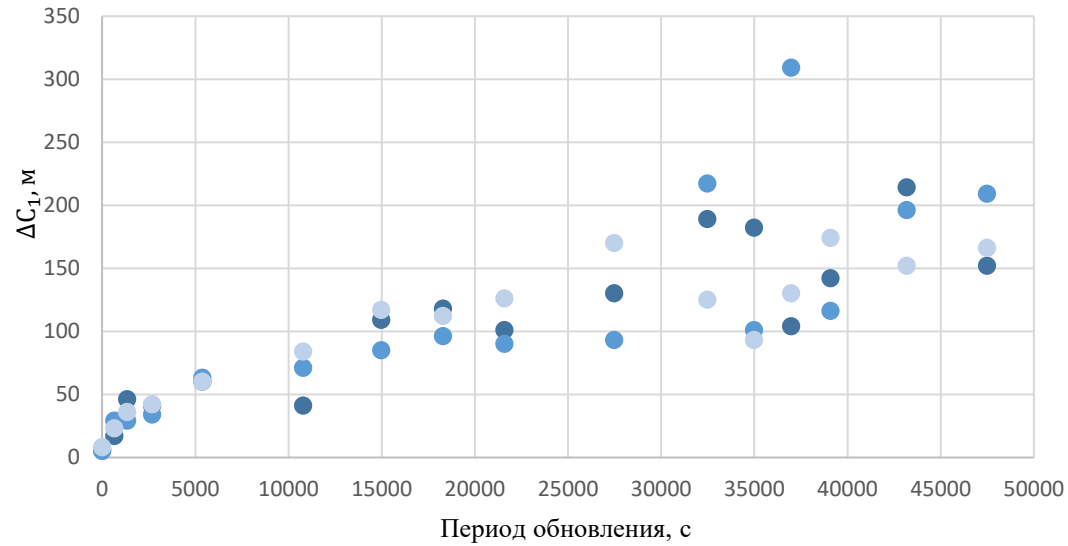
$M = 4 \text{ кг}, F = 30 \text{ мкН}, T = 40 \text{ с}^{-1}$

Моделирование C_1 и C_4

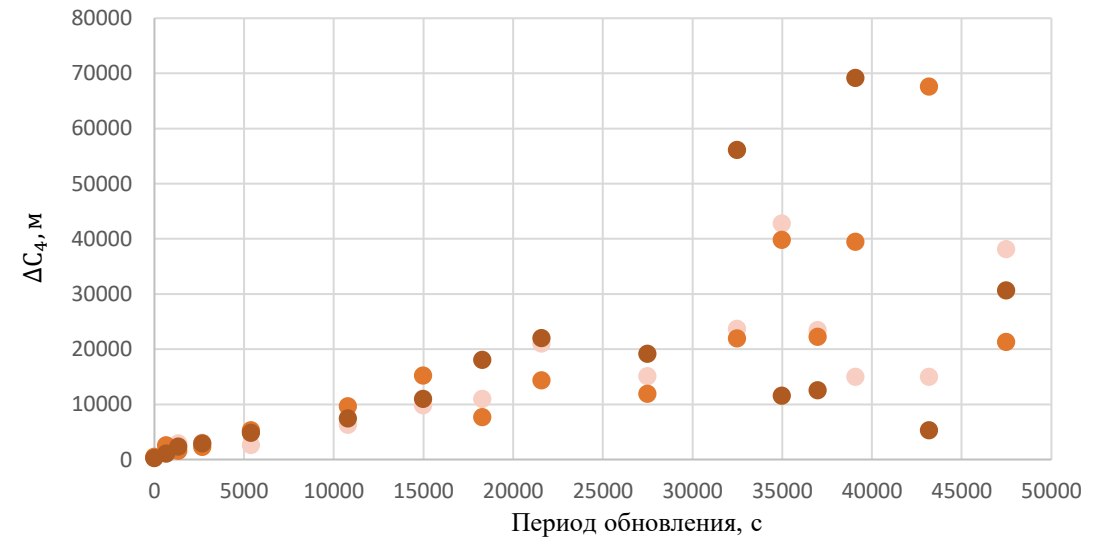
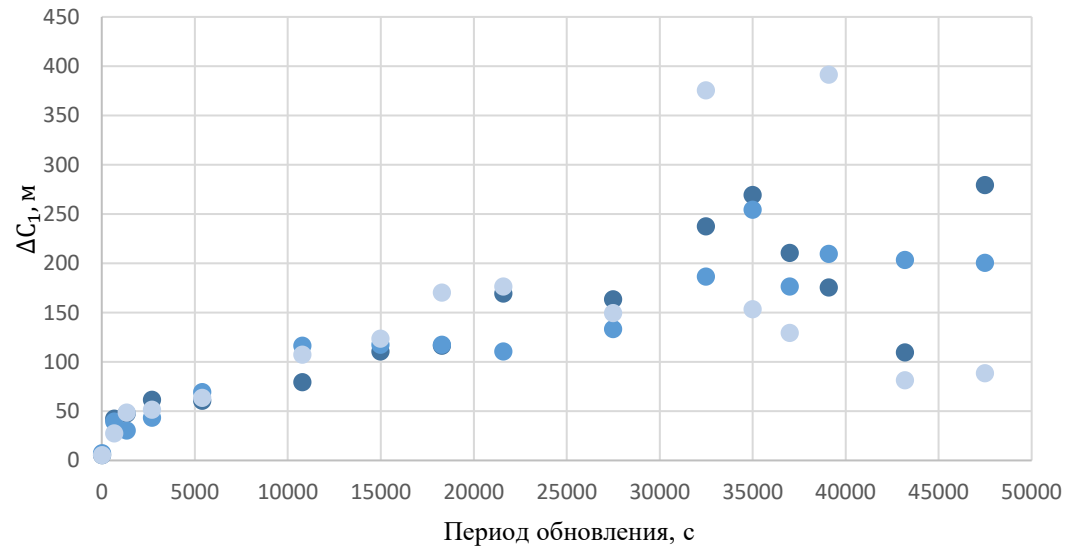


Зависимость отклонения от частоты обновления

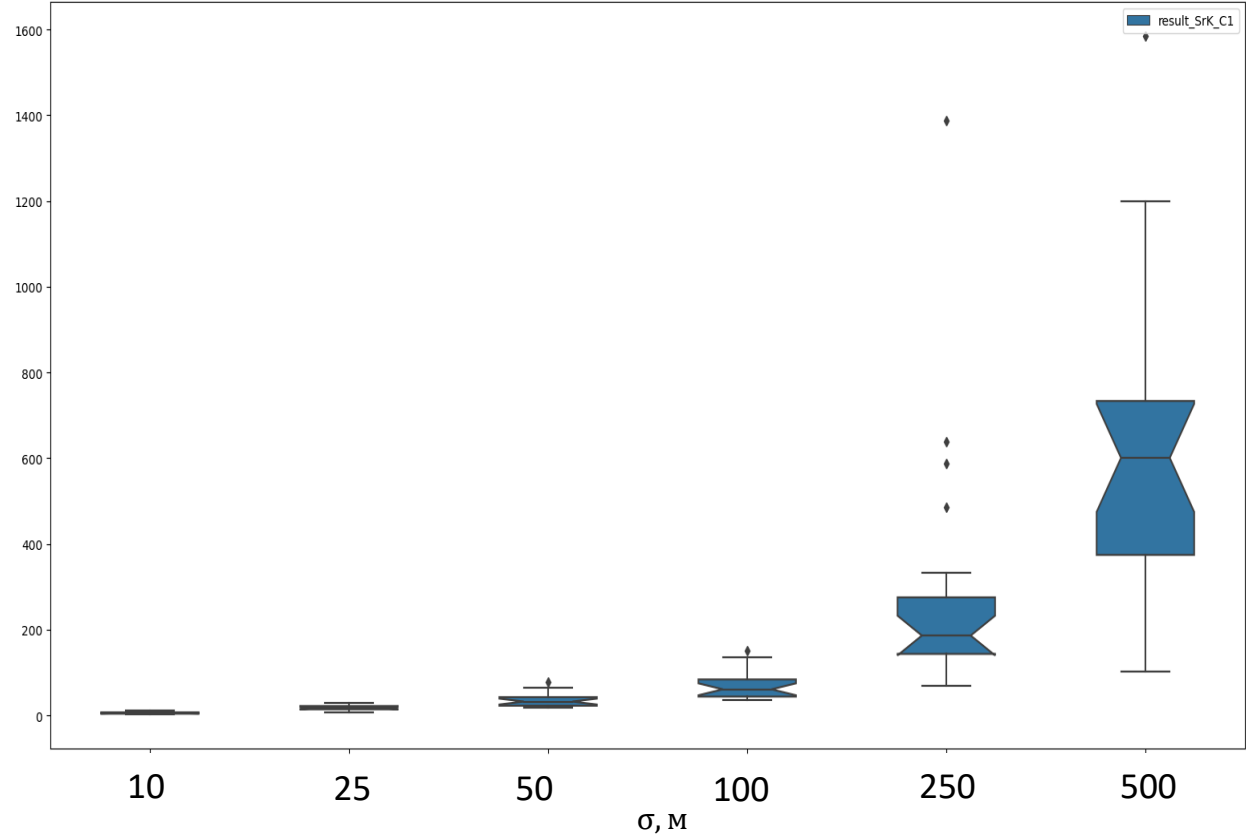
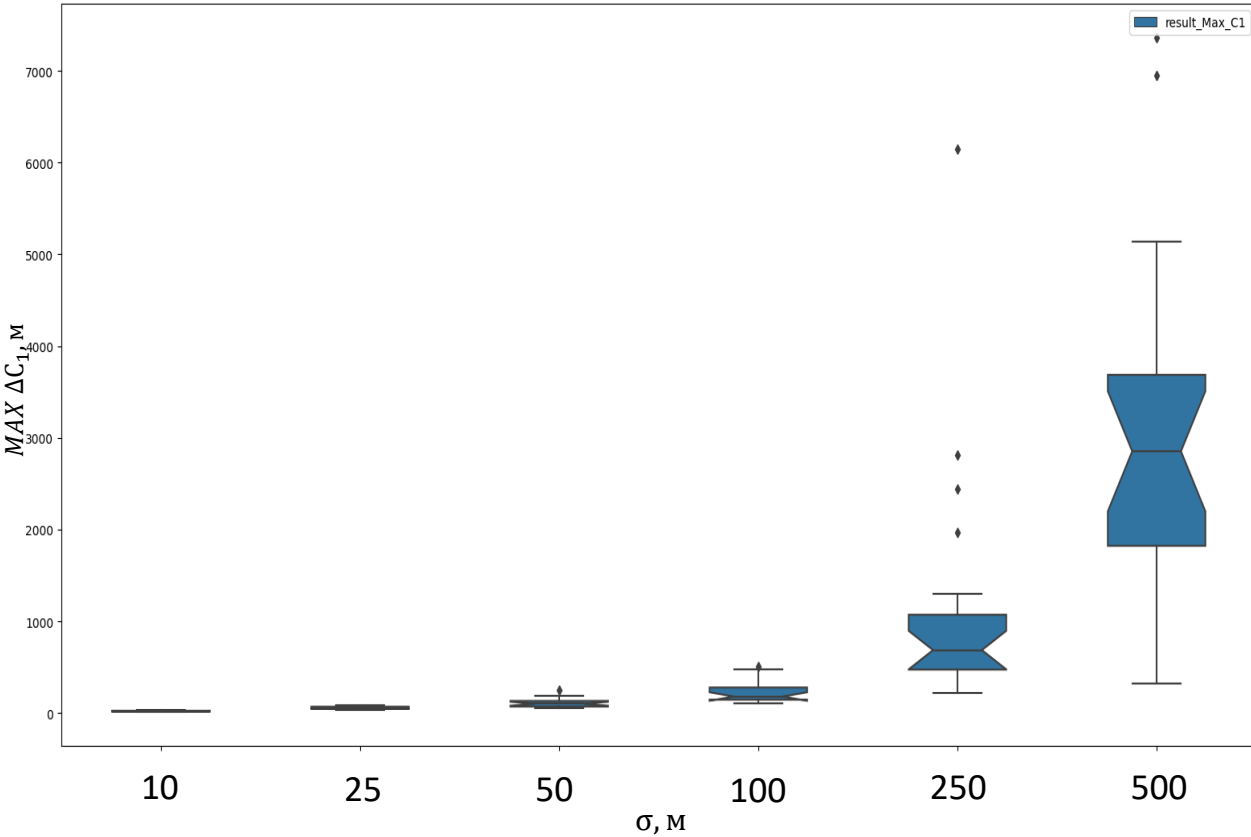
$\sigma = 25, \text{м}$ $C_1 = 10, \text{м}$ $t = 3 \times 10^6 \text{ с}$.



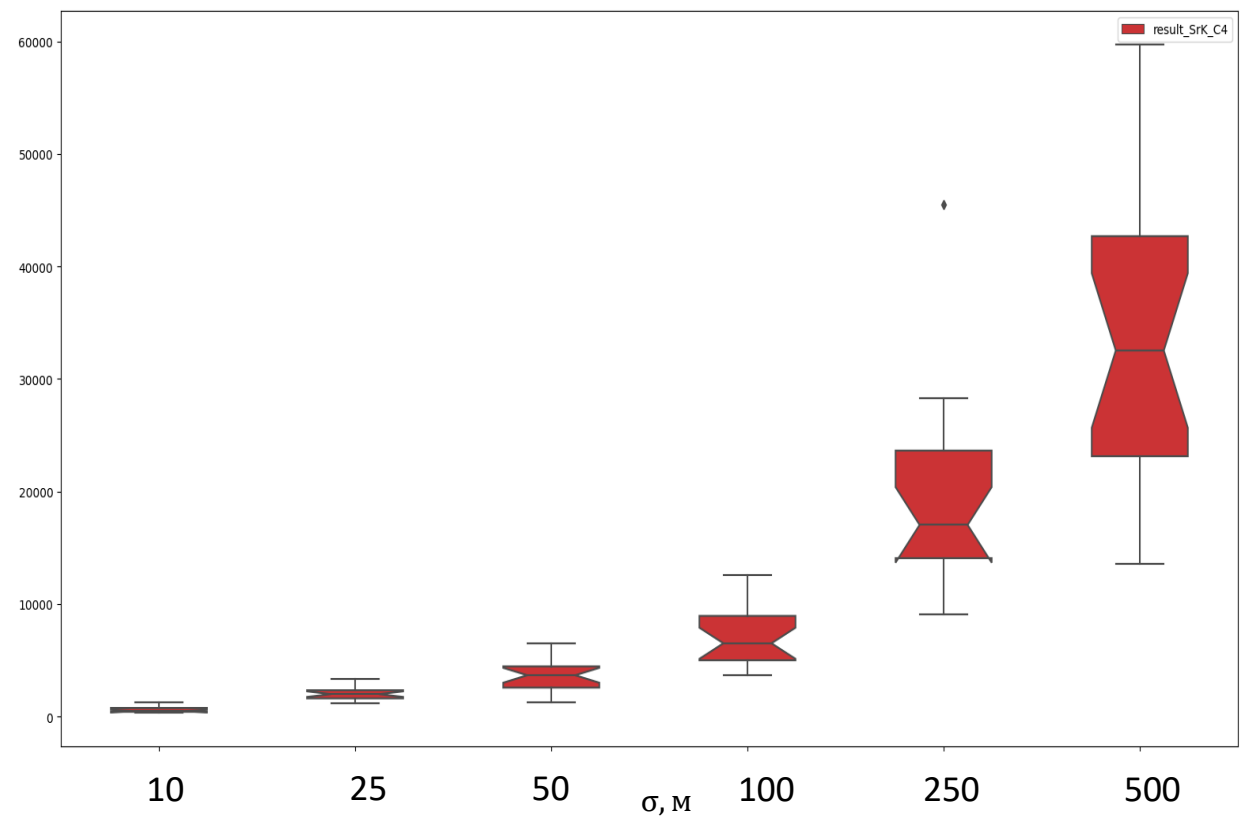
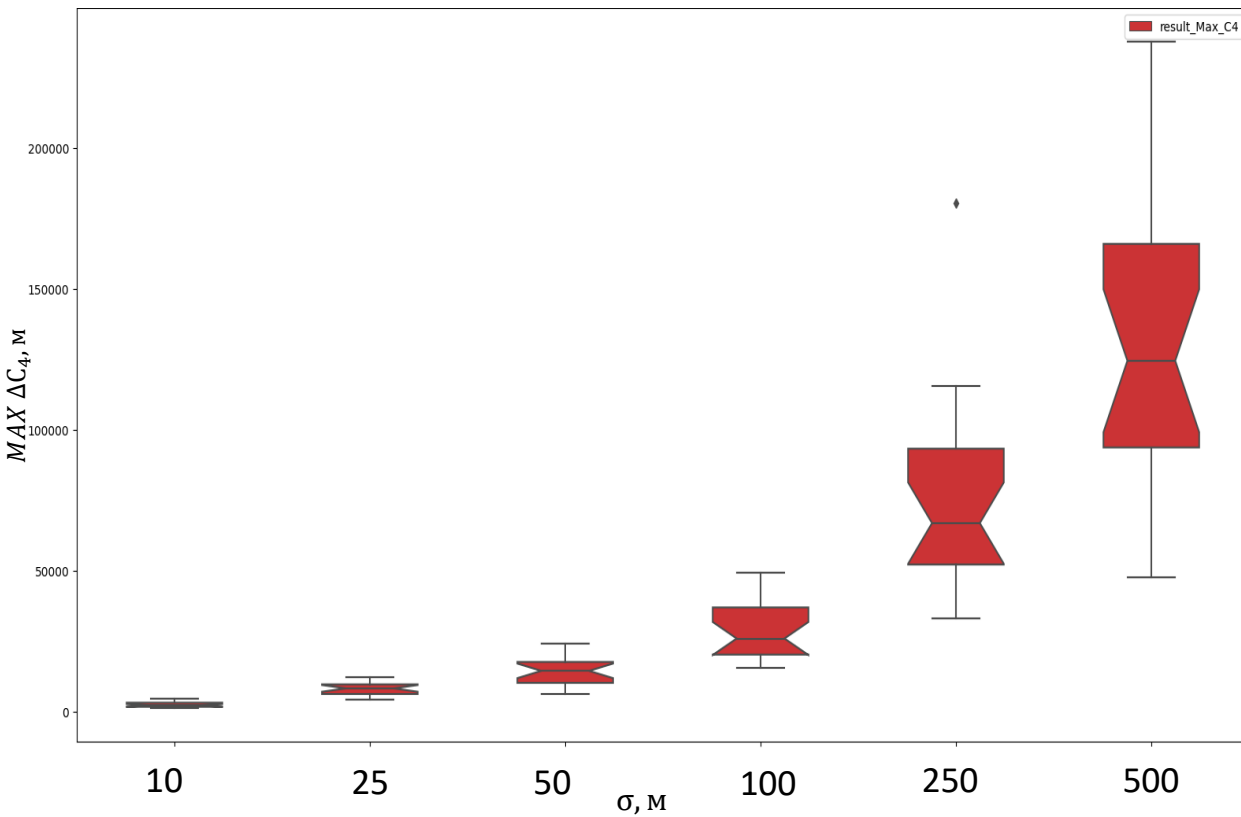
$\sigma = 50, \text{м}$ $C_1 = 10, \text{м}$ $t = 3 \times 10^6 \text{ с}$.



Исследование достижимой точности относительного управляемого движения по относительному дрейфу (C_1)



Исследование достижимой точности относительного управляемого движения по относительному сдвигу (C_4)



Заключение

- Предложена схема управления движением двух спутников на околоземной орбите для устранения дрейфа и достижения требуемого относительного сдвига эллиптической траектории
- Проведено численное исследование управляемого движения с учетом ошибок определения движения с помощью обновляемых TLE и с учетом параметров двигателя VERA
- Показано, что при случайных ошибках со среднеквадратическим отклонением 250 м в среднем удастся удержать движение двух аппаратов в пределах расстояния 20-30 км

Спасибо за внимание!