



XLII Академические чтения по космонавтике,
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 23-26 января

Децентрализованное управление группой спутников для поддержания тетраэдральной конфигурации с помощью аэродинамических сил

Д.С. Иванов, М.М. Могилевский,

У.В. Монахова, А.А. Чернышов

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Институт космических исследований РАН

Содержание работы

- Введение
- Постановка задачи
- Уравнения движения
- Управление при помощи аэродинамических сил
- Заключение

Современные тренды

- Повышенный интерес к миссиям с участием малых спутников
- Увеличение числа миссий групповых полетов с управлением для поддержания аппаратов на близком расстоянии
- Разработка алгоритмов управления без расхода топлива



Способы управления относительным движением на низкой околоземной орбите

Двигатели малой тяги

Преимущества

Полная управляемость

Поддержание орбиты

Недостатки

Ограниченный запас топлива

Дорого

Аэродинамика

Преимущества

Недорого

Не нужны двигатели

Не создается собственное
ионизированное облако
(важно для исследования
магнитосферы)

Недостатки

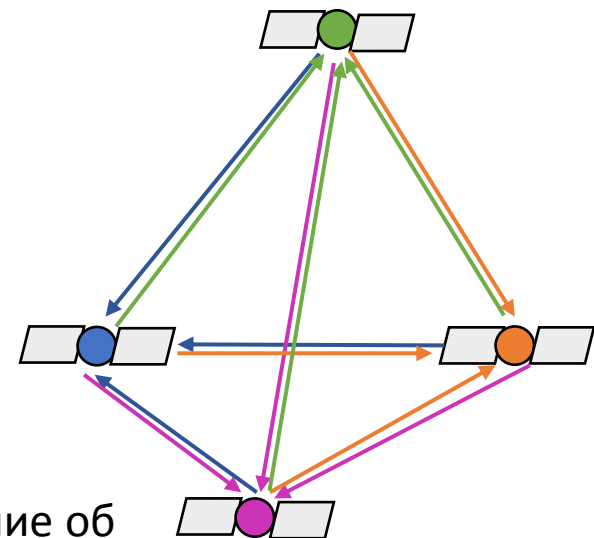
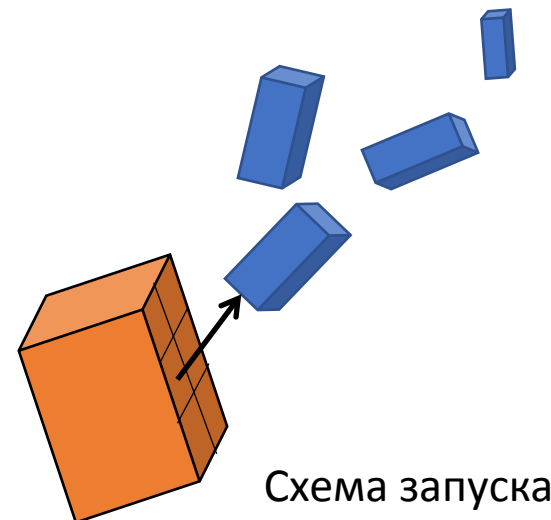
Ограниченность управления

Особая форма спутника

Активная система ориентации

Постановка задачи

- Рассматривается запуск четырех спутников (3U кубсаты) на низкую околоземную орбиту
- Каждый аппарат имеет информацию о векторе состояния всех соседних спутников
- Управление производится с помощью аэродинамической силы
- Требуется построить децентрализованный алгоритм управления для формирования тетраэдральной конфигурации

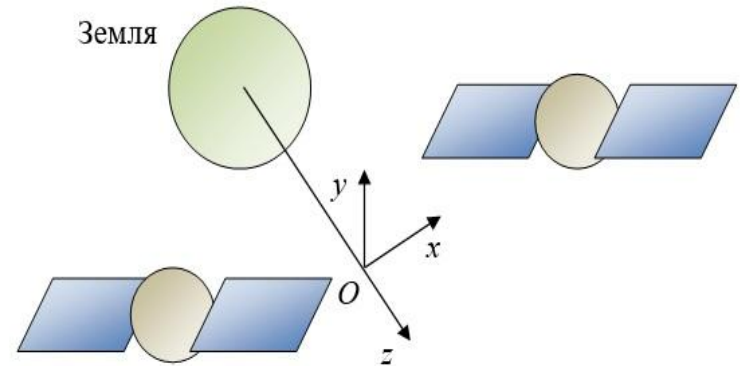


Децентрализованное управление:
каждый спутник принимает решение об
управлении независимо от других

Уравнения относительного движения ИКИ

Уравнения Хилла-Клохесси-Уилтшира:

$$\begin{cases} \ddot{x} + 2\omega\dot{z} = 0, \\ \ddot{y} + \omega^2 y = 0, \\ \ddot{z} - 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z = 0, \end{cases}$$



Их решения:

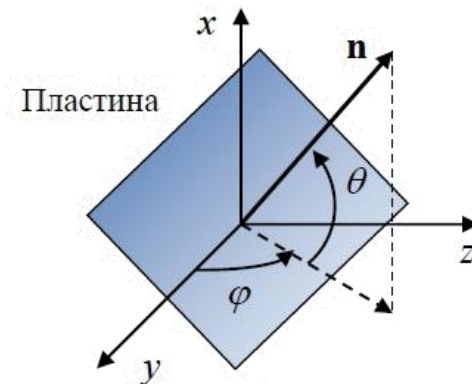
$$\begin{cases} x(t) = -3C_1\omega t + 2C_2 \cos(\omega t) - 2C_3 \sin(\omega t) + C_4, \\ y(t) = C_5 \sin(\omega t) + C_6 \cos(\omega t), \\ z(t) = 2C_1 + C_2 \sin(\omega t) + C_3 \cos(\omega t), \end{cases}$$

где $\omega = \sqrt{\mu/r_0^3}$ - угловая орбитальная скорость, μ - гравитационный параметр Земли, C_i - константы, зависящие от начальных условий.

Модель аэродинамической силы

Уравнения относительного движения с учетом аэродинамической силы:

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



Модель силы, действующей на один из спутников:

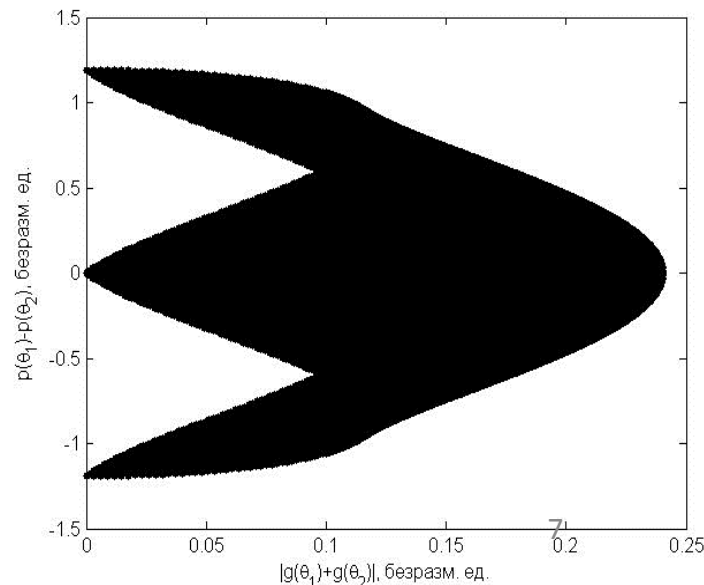
$$\vec{f}_i = -\frac{1}{m} \rho V^2 S \left\{ (1 - \varepsilon)(\vec{e}_v, \vec{n}_i) \vec{e}_v + 2\varepsilon(\vec{e}_v, \vec{n}_i)^2 \vec{n}_i + (1 - \varepsilon) \frac{v}{V} (\vec{e}_v, \vec{n}_i) \vec{n}_i \right\},$$

В орбитальной системе координат:

$$\vec{f}_i = \frac{1}{m} \rho V^2 S \begin{bmatrix} -2\varepsilon(\sin \theta_i)^3 + \eta(\varepsilon - 1)(\sin \theta_i)^2 + (\varepsilon - 1)\sin \theta_i \\ -\cos \theta_i \sin \theta_i (\eta - \varepsilon\eta + 2\varepsilon \sin \theta_i) \cos \varphi_i \\ -\cos \theta_i \sin \theta_i (\eta - \varepsilon\eta + 2\varepsilon \sin \theta_i) \sin \varphi_i \end{bmatrix}$$

$$p(\theta_i) = -2\varepsilon(\sin \theta_i)^3 + \eta(\varepsilon - 1)(\sin \theta_i)^2 + (\varepsilon - 1)\sin \theta_i$$

$$g(\theta_i) = -\cos \theta_i \sin \theta_i (\eta - \varepsilon\eta + 2\varepsilon \sin \theta_i)$$



Линейно-квадратический регулятор

- Линейная система имеет вид: $\dot{\vec{x}} = A\vec{x} + B\vec{u}$,
где $\vec{x} = [\vec{r}^T \ \vec{v}^T]^T$ - вектор состояния, A - матрица динамики системы,
 B - матрица управления, $\vec{u}$ - вектор управления, $\vec{u} = \Delta \vec{f}$.
- Управление с обратной связью: $\vec{u} = K\vec{e}$,
где $\vec{e} = [\vec{x}^T - \vec{x}_d^T]^T$, $\vec{x}_d$ - требуемый вектор состояния.
- Минимизируется: $J = \int_0^{\infty} (\vec{e}^T Q \vec{e} + \vec{u}^T R \vec{u}) dt$,
тогда $\vec{u} = -R^{-1} B^T P \vec{e}$,
где матрица P находится из решения уравнения Риккати

$$A^T P + P A - P B R^{-1} B^T P + Q = 0.$$

Опорные траектории

Тетраэдр с наилучшим качеством достигается при движении спутников по следующим опорным орбитам при рассмотрении линейной модели движения для низкой околоземной орбиты

$$x_1 = 2A \cos(\omega t - \arccos(1/3)), \quad x_3 = D,$$

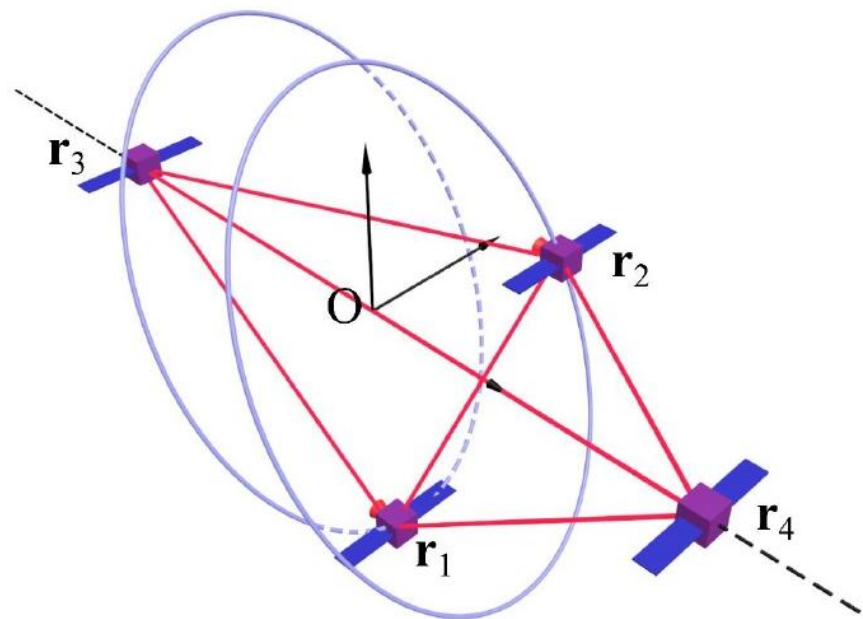
$$y_1 = A\sqrt{3} \sin(\omega t), \quad y_3 = 0,$$

$$z_1 = A \sin(\omega t - \arccos(1/3)), \quad z_3 = 0,$$

$$x_2 = 2A \cos(\omega t), \quad x_4 = -D,$$

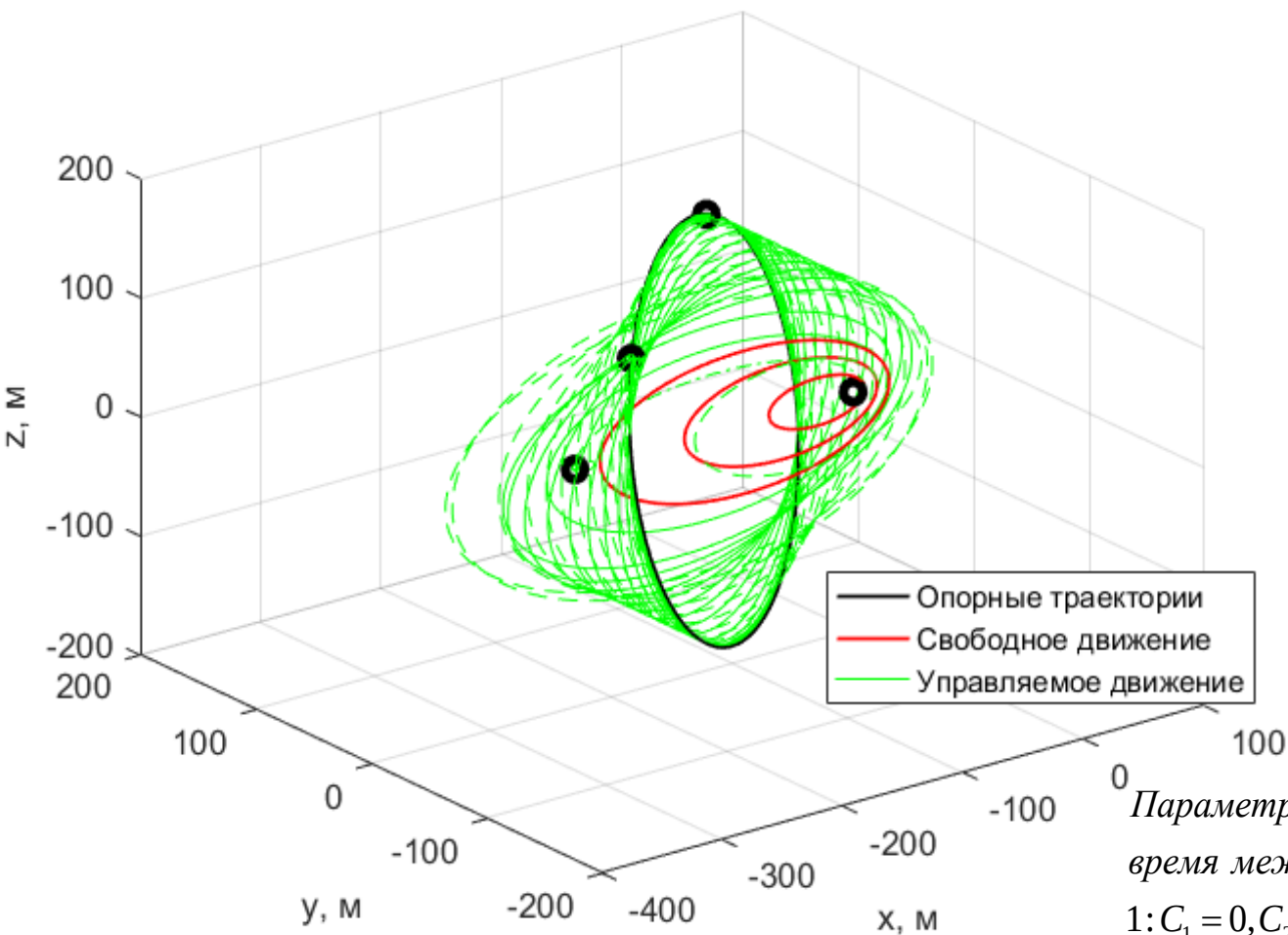
$$y_2 = A\sqrt{3} \sin(\omega t + \arccos(1/3)), \quad y_4 = 0,$$

$$z_2 = A \sin(\omega t), \quad z_4 = 0.$$



- *Маштаков Я.В.; Шестаков С.А. Поддержание тетраэдральной конфигурации группы спутников при помощи одноосного управления // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2016. № 95. 27 с.*

Моделирование: Относительные траектории



Параметры моделирования:

время между запусками = 20с

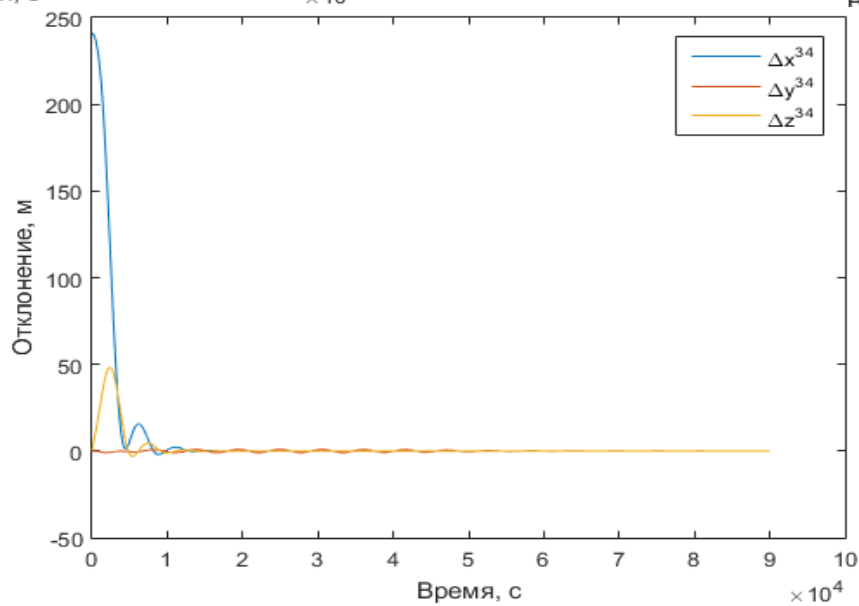
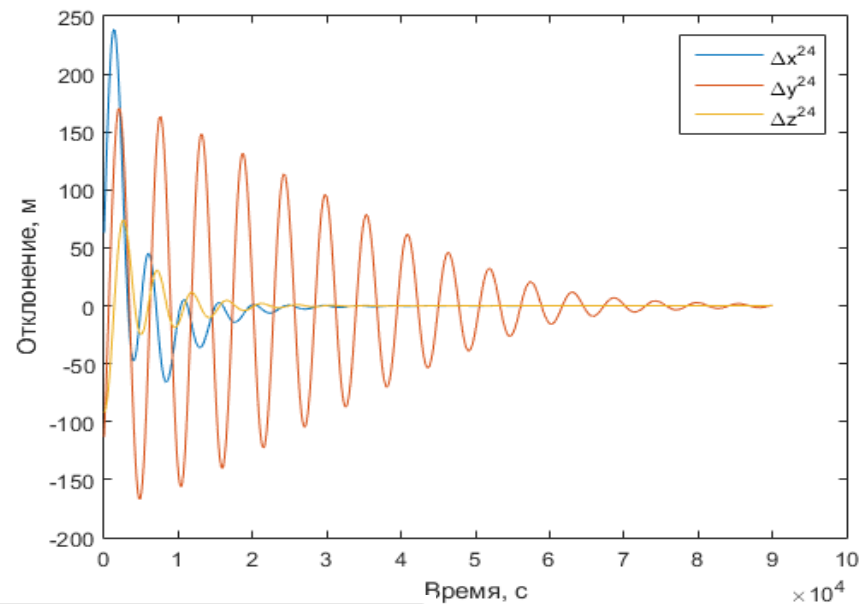
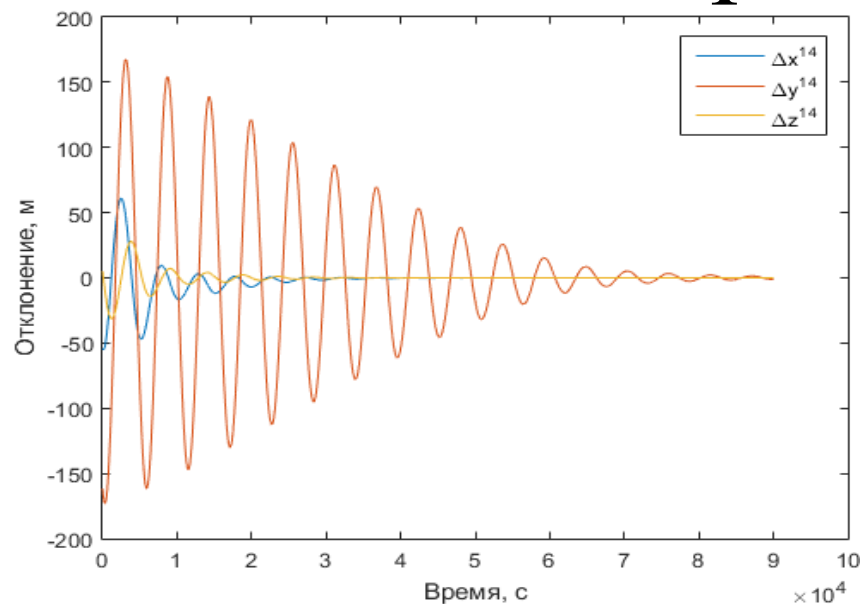
1: $C_1 = 0, C_2 = 0, C_3 = 325, C_4 = 0, C_5 = 250, C_6 = 0$

2: $C_1 = 0, C_2 = 0, C_3 = 200, C_4 = 0, C_5 = 100, C_6 = 0$

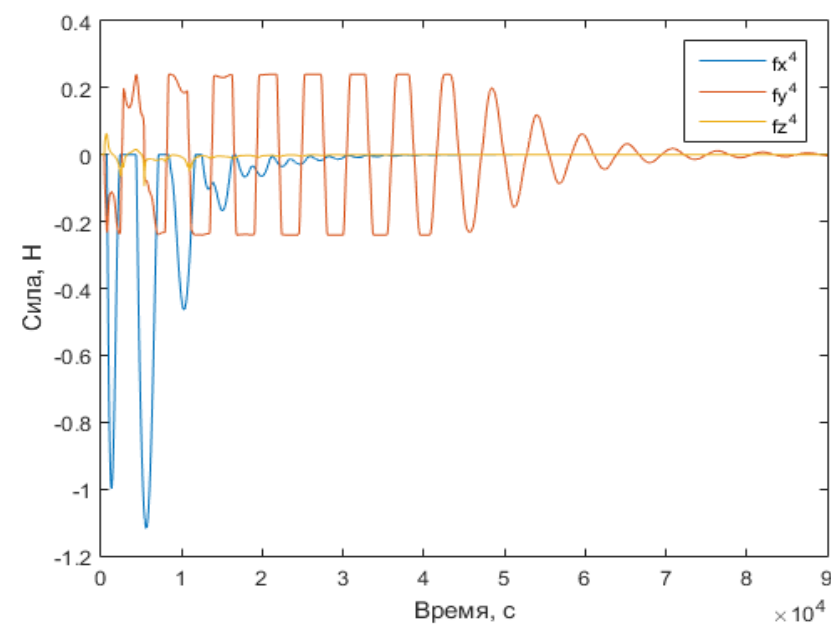
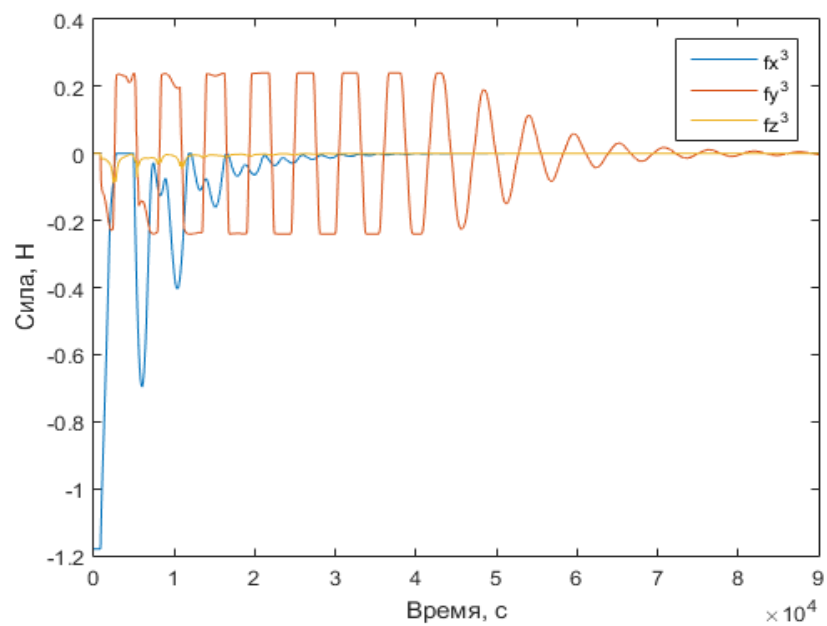
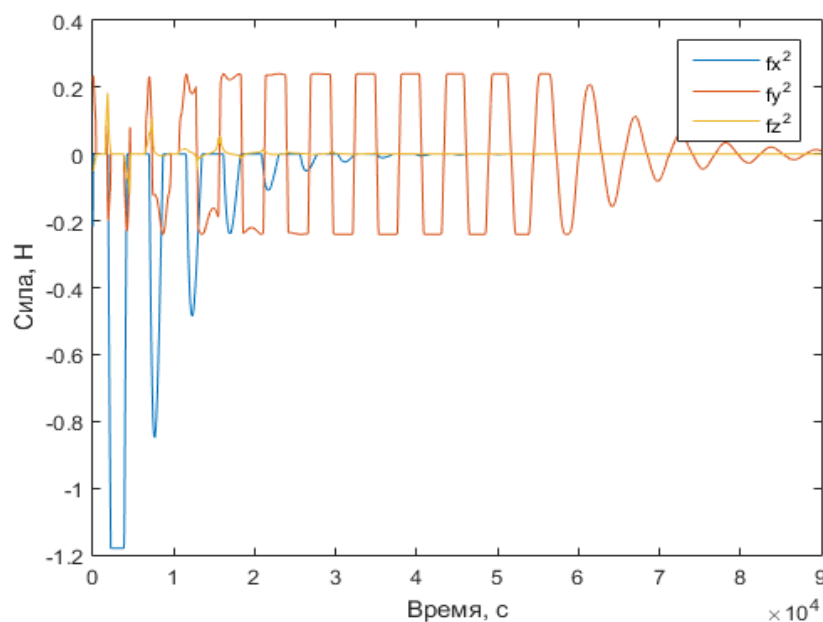
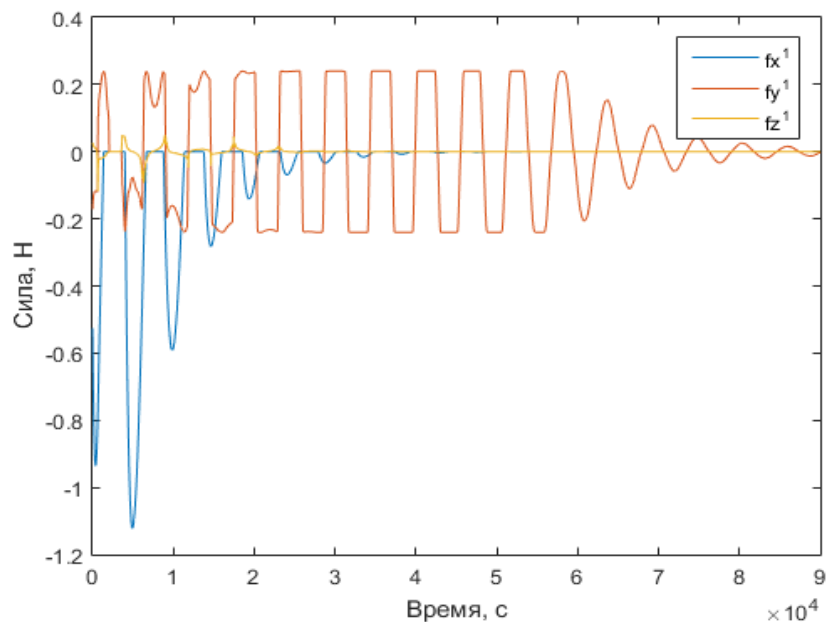
3: $C_1 = 0, C_2 = 0, C_3 = 215, C_4 = 0, C_5 = 115, C_6 = 0$

4: $C_1 = 0, C_2 = 0, C_3 = 225, C_4 = 0, C_5 = 145, C_6 = 0$

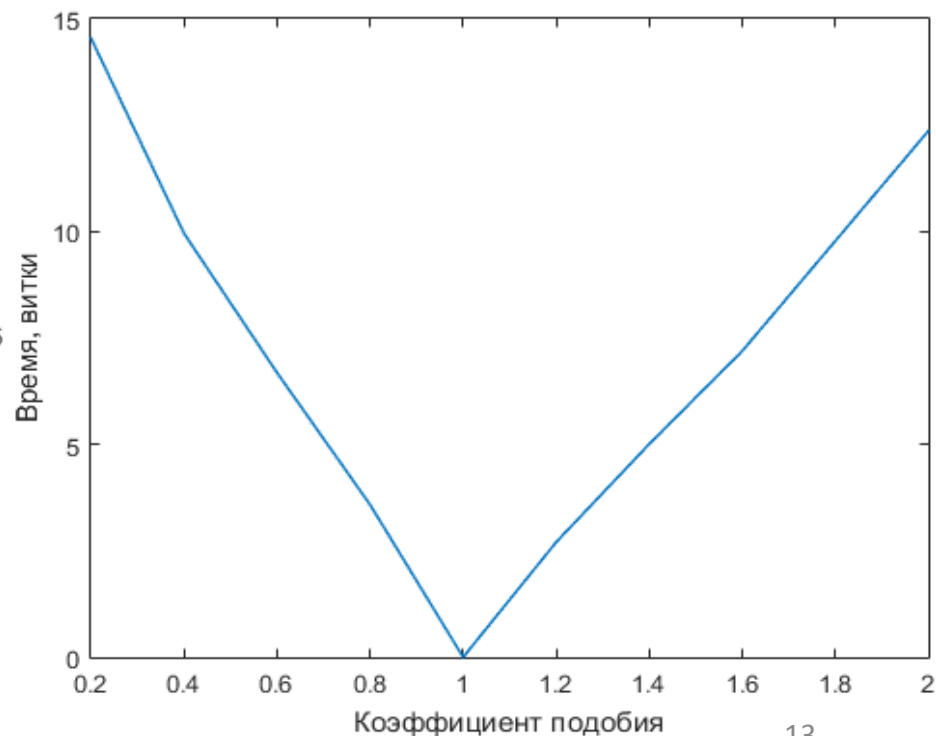
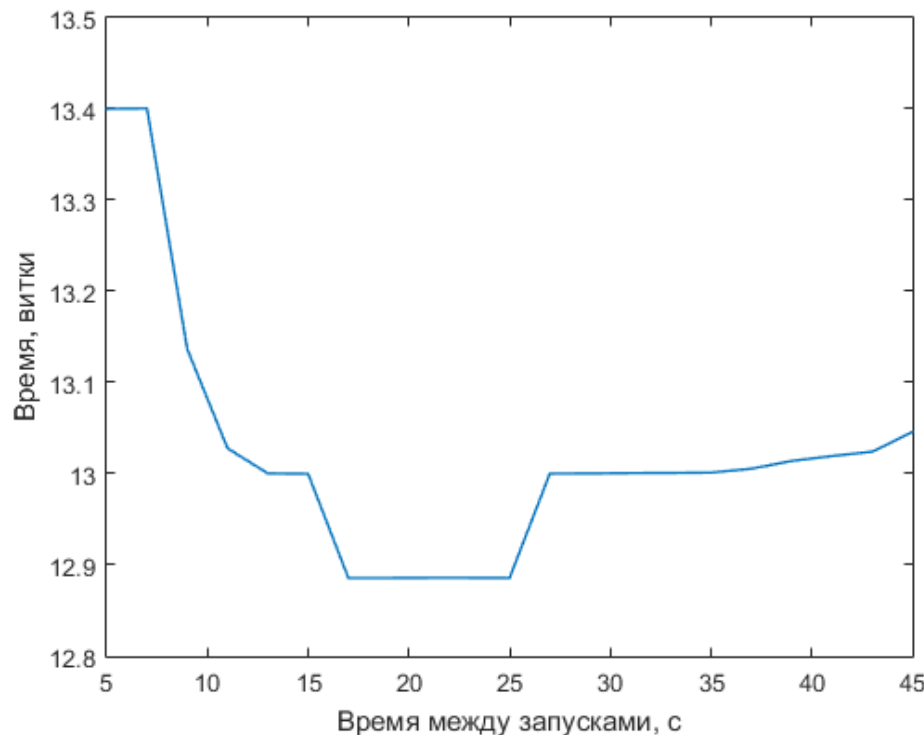
Отклонения от опорной траектории



Аэродинамическая сила



Время формирования конфигурации и масштабирование



Заключение

- Продемонстрирована принципиальная возможность формирования тетраэдральной конфигурации наноспутников с использованием аэродинамических сил на низких орбитах
- Для 4-х 3U кубсатов время формирования тетраэдра с заданными начальными параметрами и размерами составляет около 25 часов

Исследование поддержано РФФИ, грант № 17-01-00449.

Направления дальнейшей работы

- В настоящий момент проводится верификация работы алгоритма с использованием нелинейной модели движения, нецентрального поля гравитации, гостовской модели плотности атмосферы Земли
- Планируется исследование времени формирования тетраэдральной конфигурации в зависимости от параметров выведения и параметров опорной орбиты



Спасибо за внимание!