



62-я научная конференция МФТИ
18 ноября 2019



**Децентрализованное управление группой
низкоорбитальных наноспутников
с солнечными рефлекторами
для формирования изображения на небосводе**

Чернов Кирилл

4 курс ФУПМ МФТИ

Ульяна Монахова, Данил Иванов

ИПМ им.М.В.Келдыша РАН

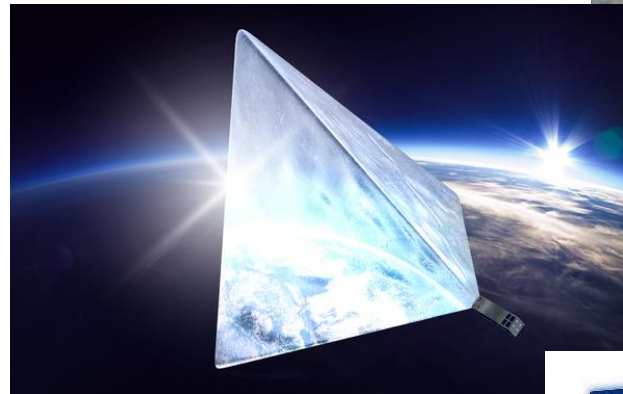


Содержание работы

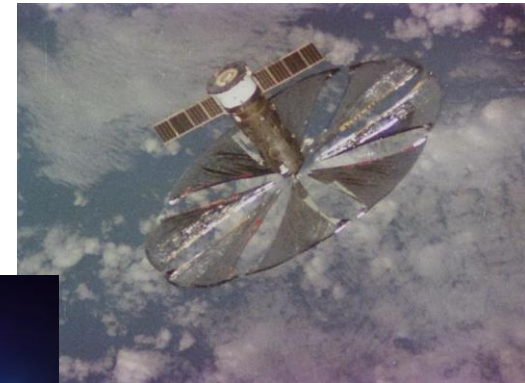
- Введение
- Постановка задачи
- Расчет управления
- Численное моделирование
- Выводы

Применение солнечных рефлекторов

- Освещение заполярных территорий
- Определение углового движения по отраженному свету
- Построение изображения на небосводе



Наноспутник Маяк



Проект Знамя-2



Вспышки Иридиума

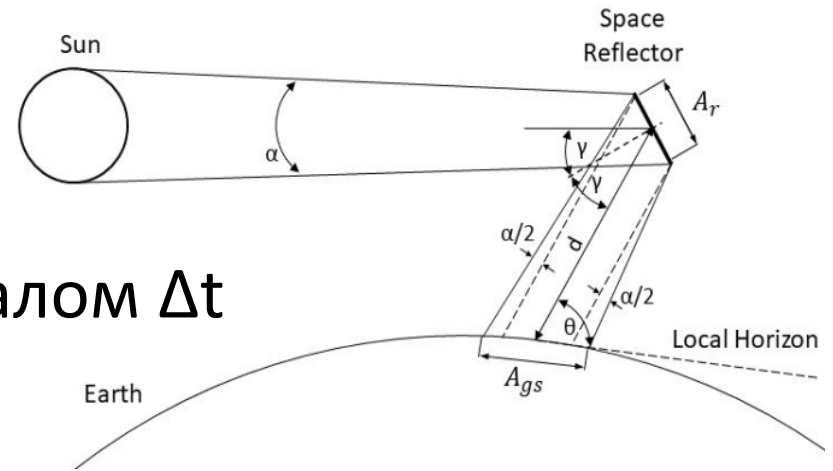
Постановка задачи

Дано:

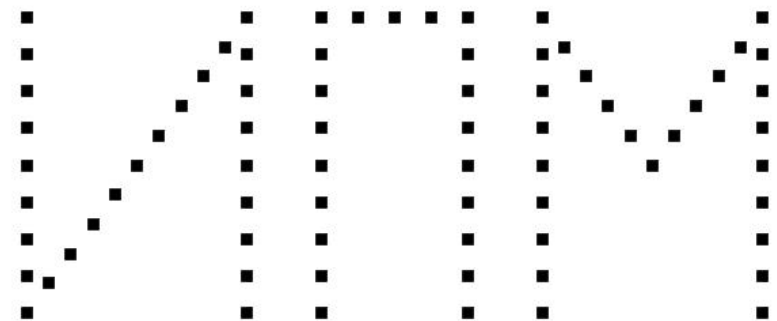
- 75 x 12U CubeSat
- Зеркала 4x4 м
- Кластерный запуск с интервалом Δt
- Низкая околоземная орбита

Требуется:

Построить управление с помощью аэродинамических сил для вывода спутников на опорные относительные траектории для формирования изображения



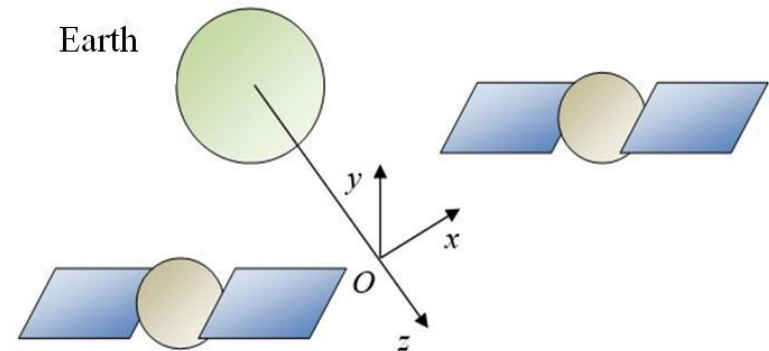
Условия для отражения солнечного света



Пример требуемого изображения

Уравнения Хилла-Клохесси-Уилтшира

$$\begin{cases} \ddot{x}_{ij} + 2\omega \dot{z}_{ij} = u_x^{ij}, \\ \ddot{y}_{ij} + \omega^2 y_{ij} = u_y^{ij}, \\ \ddot{z}_{ij} - 2\omega \dot{x}_{ij} - 3\omega^2 z_{ij} = u_z^{ij}, \end{cases}$$



Для свободного движения решение имеет вид

$$\begin{cases} x_{ij}(t) = -3C_1^{ij} \omega t + 2C_2^{ij} \cos(\omega t) - 2C_3^{ij} \sin(\omega t) + C_4^{ij}, \\ y_{ij}(t) = C_5^{ij} \sin(\omega t) + C_6^{ij} \cos(\omega t), \\ z_{ij}(t) = 2C_1^{ij} + C_2^{ij} \sin(\omega t) + C_3^{ij} \cos(\omega t), \end{cases}$$

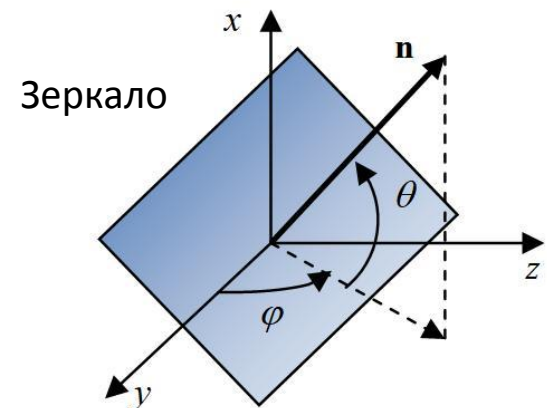
Модель аэродинамической силы

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

- Моделируются сила сопротивления и подъемная сила
- Параметры модели оценены экспериментально Белецким В.В.
- Подъемная составляющая на порядок меньше силы сопротивления

Вектор силы в орбитальной системе координат

$$\mathbf{f}_i = k \begin{bmatrix} -2\varepsilon(\sin \theta_i)^3 + \eta(\varepsilon - 1)(\sin \theta_i)^2 + (\varepsilon - 1) \sin \theta_i \\ -\cos \theta_i \sin \theta_i (\eta - \varepsilon\eta + 2\varepsilon \sin \theta_i) \cos \varphi_i \\ -\cos \theta_i \sin \theta_i (\eta - \varepsilon\eta + 2\varepsilon \sin \theta_i) \sin \varphi_i \end{bmatrix}$$



Углы ориентации отражателя



Построение управления

Уравнения движения

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = A\mathbf{x} + B\mathbf{u} \\ \dot{\mathbf{x}}_d = A\mathbf{x}_d \end{cases}$$

Ошибки траектории

$$\mathbf{e} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_d$$

Линейно-квадратичный регулятор

$$J = \int_0^{+\infty} (\mathbf{e}^T Q \mathbf{e} + \mathbf{u}^T R \mathbf{u}) dt \rightarrow \min$$

$$\mathbf{u} = -R^{-1} B^T P \mathbf{e}$$

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

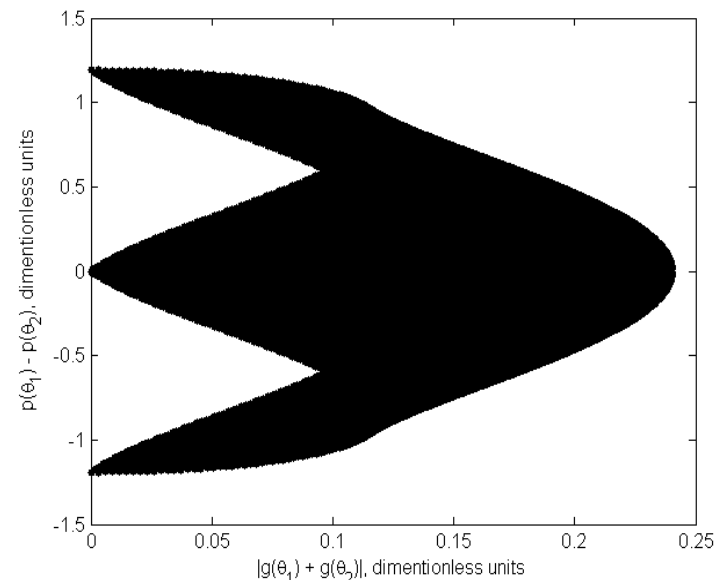
Децентрализованное управление

Усреднение отклонений:

$$\bar{\mathbf{e}}_i = \sum_{j=1}^{N-1} \mathbf{e}_{ij} / (N-1) \quad \bar{\mathbf{u}}_i = -R^{-1} B^T P \bar{\mathbf{e}}_i$$

Ограничения:

$$\mathbf{u}_i = \begin{cases} -\mathbf{u}_{\max}^x, & \text{if } \bar{u}_i^x > u_{\max}^x, \\ -\mathbf{u}_{\max}^{yz}, & \text{if } 0 < \bar{u}_i^x < u_{\max}^x, \\ & \text{and } \sqrt{(\bar{u}_i^y)^2 + (\bar{u}_i^z)^2} > u_{\max}^{yz}, \\ -\bar{\mathbf{u}}_i, & \text{if } 0 < \bar{u}_i^x < u_{\max}^x, \\ 0, & \text{if } \bar{u}_i^x < 0. \end{cases}$$



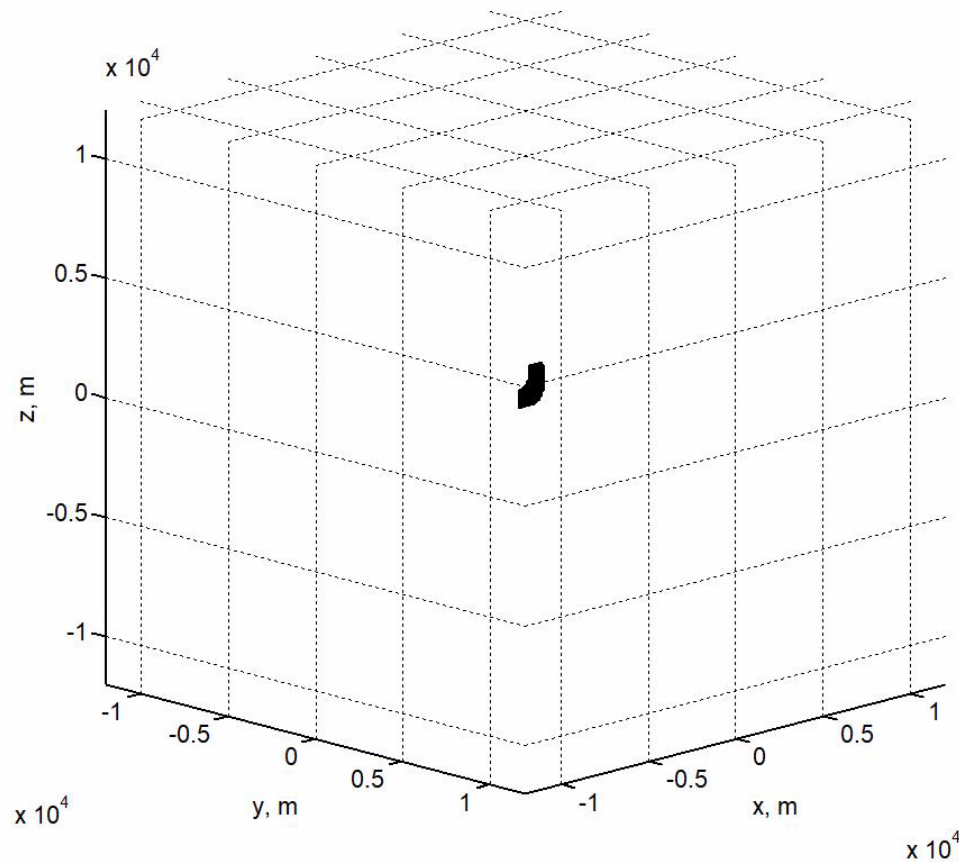
Область допустимых значений управления



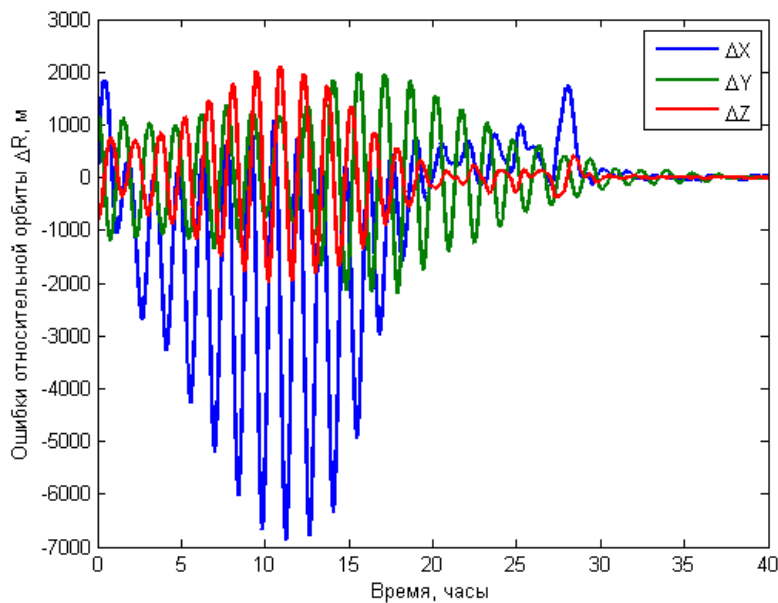
Параметры моделирования

- Число спутников 75
- Расстояние между спутниками 700 м
- Масса спутника 18 кг
- Размер зеркала 4x4 м
- Интервал запуска 10 с
- Высота орбиты 400 км
- Время моделирования 40 ч

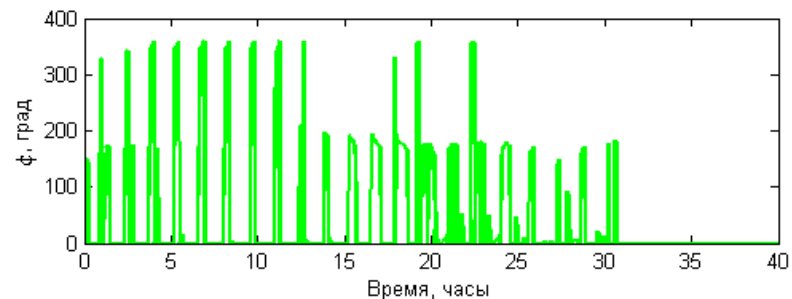
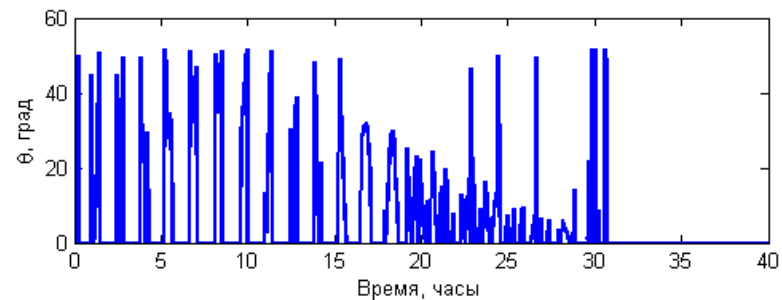
Моделирование работы алгоритма



Результаты моделирования



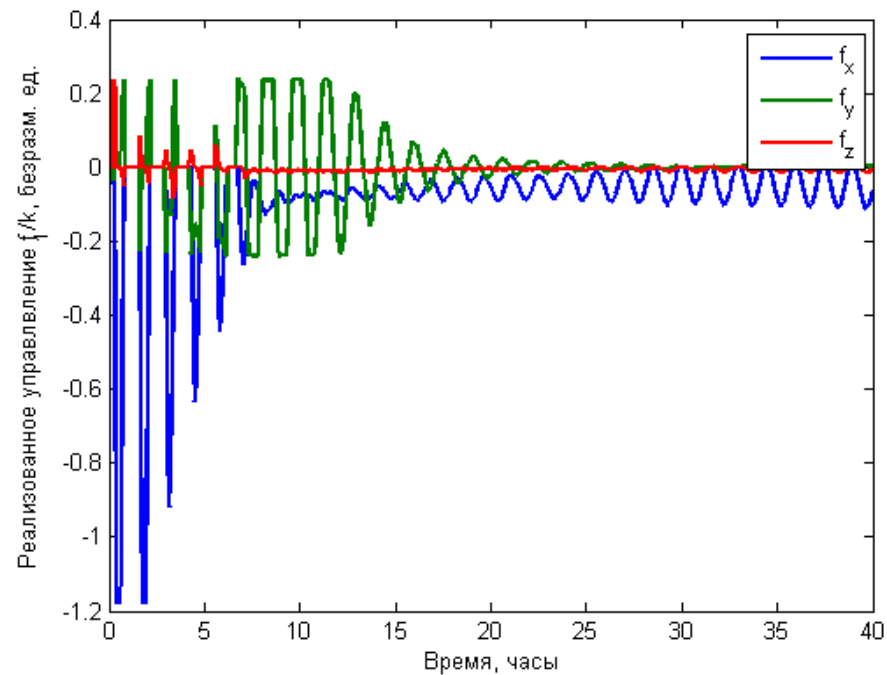
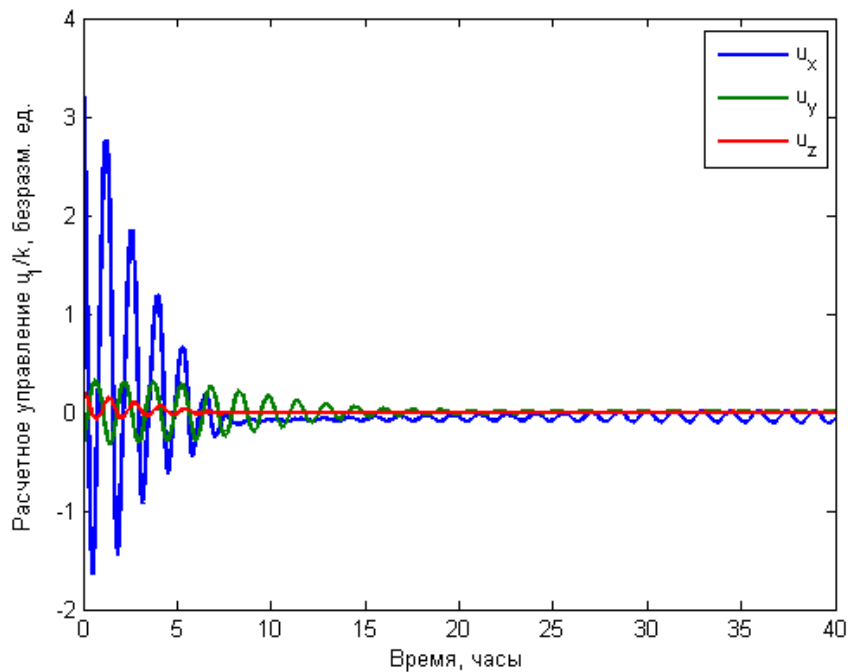
Ошибки траектории



Углы ориентации

Результаты

Управление:



Расчет управления по LQR С учетом ограничений



Выводы

- Децентрализованное управление на основе аэродинамических сил позволяет сформировать требуемое изображение на низкой околоземной орбите
- Время сходимости занимает больше суток для заданных параметров аппаратов
- Необходимо исследовать влияние возмущений на управляемое относительное движение группы спутников, добавить управление для избегания столкновений
- Планируется реализовать управление с помощью двигателей малой тяги на орбитах высотой 600 м

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 17-01-00449_a



Спасибо за внимание!