



Управление относительным движением спутников с помощью солнечного паруса с изменяемой отражательной способностью

Р.В. Досаев¹, Я.В. Маштаков¹, Т.Ю. Петрова^{1,2}, С.С. Ткачев¹

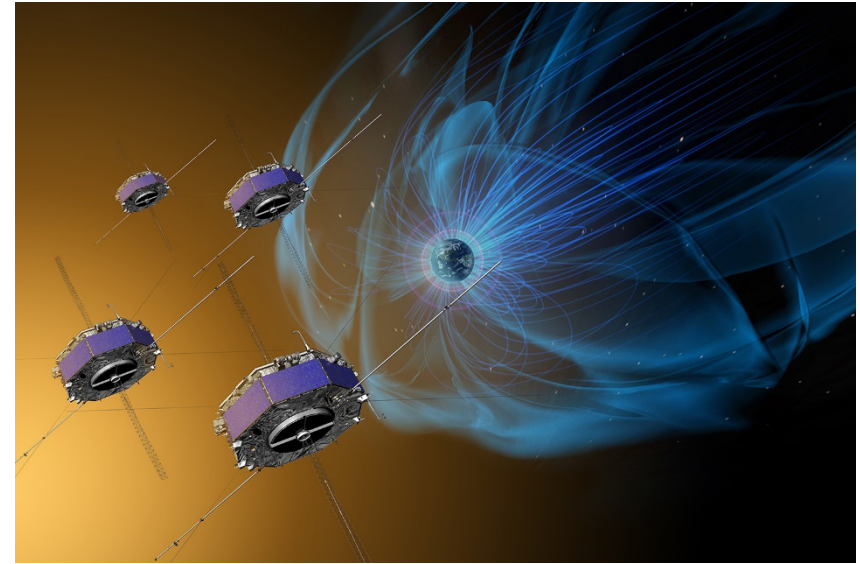
¹ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

²МФТИ (ГУ)

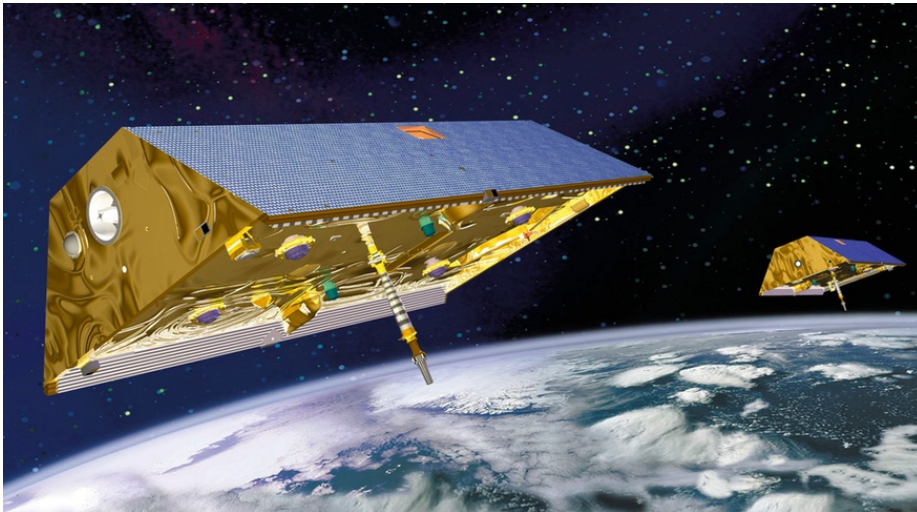
Введение

Преимущества групп спутников:

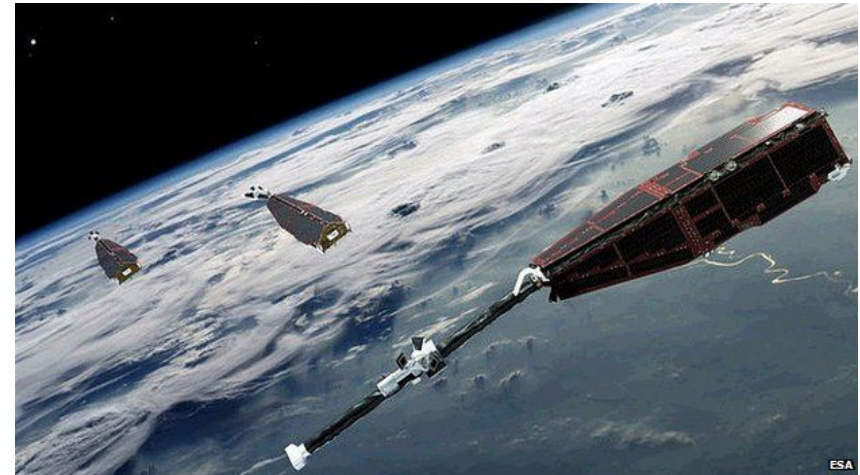
- Разнесенные в пространстве измерения
- Повышение надежности
- Уменьшение стоимости



Magnetospheric MultiScale



Gravity Recovery and Climate Experiment



Swarm

Введение

Требуется управление относительным движением. Как?

Введение

Требуется управление относительным движением. Как?

Реактивные двигатели

✓ Простые

✓ Надежные

✗ Требуют расхода топлива

Введение

Требуется управление относительным движением. Как?

Реактивные двигатели

- ✓ Простые
- ✓ Надежные
- ✗ Требуют расхода топлива

Атмосфера

- ✓ Не требует расхода топлива
- ✗ Ограничения на управление
- ✗ Невозможно применять на высоких орбитах

Введение

Требуется управление относительным движением. Как?

Реактивные двигатели

- ✓ Простые
- ✓ Надежные
- ✗ Требуют расхода топлива

Атмосфера

- ✓ Не требует расхода топлива
- ✗ Ограничения на управление
- ✗ Невозможно применять на высоких орбитах

Солнечное давление

- ✓ Не требует расхода топлива
- ✓ Доступно на высоких орбитах
- ✗ Ограничения на управление

Введение

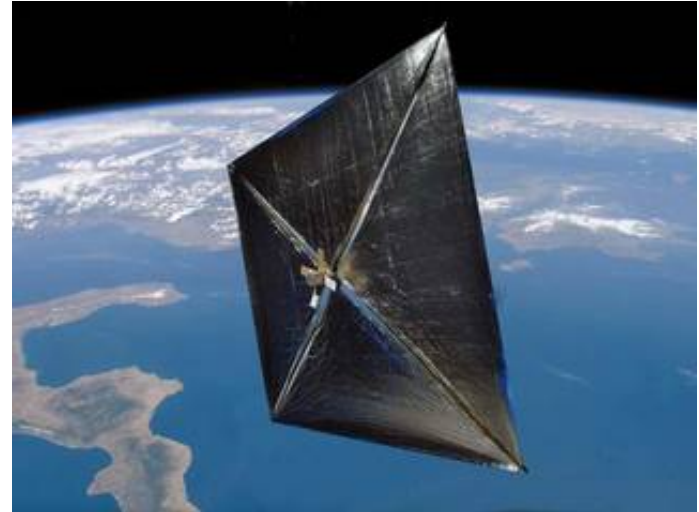
Будем использовать ССД. Как?

Введение

Будем использовать ССД. Как?

Традиционный парус

- Для изменения силы требуется изменение ориентации
- Нужна дополнительная система ориентации и стабилизации



Введение

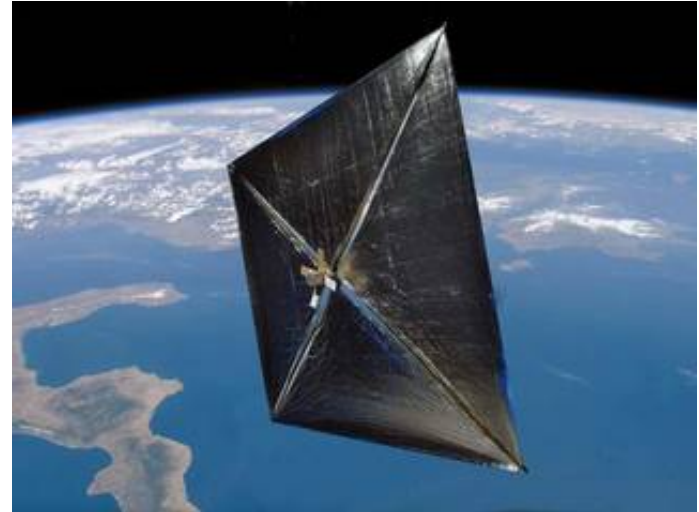
Будем использовать ССД. Как?

Традиционный парус

- Для изменения силы требуется изменение ориентации
- Нужна дополнительная система ориентации и стабилизации

Парус с изменяемой отражательной способностью

- Для изменения силы достаточно поменять пропускную способность
- Не требуется существенных моментов для управления ориентацией



Постановка задачи

Что у нас есть?

- Два спутника на близких околокруговых орбитах
- Каждый оснащен парусом
- Два режима работы паруса: полное поглощение и полное отражение
- Внешние силы: центральное поле + J2

Постановка задачи

Что у нас есть?

- Два спутника на близких околокруговых орбитах
- Каждый оснащен парусом
- Два режима работы паруса: полное поглощение и полное отражение
- Внешние силы: центральное поле + J_2

Что мы хотим?

- Обеспечить заданное относительное движение в плоскости орбиты первого спутника

Уравнения относительного движения

За основу возьмем линейную модель Хилла-Клохесси-Уилтшира:

$$\ddot{x} + 2\omega\dot{z} = u_x + g_x,$$

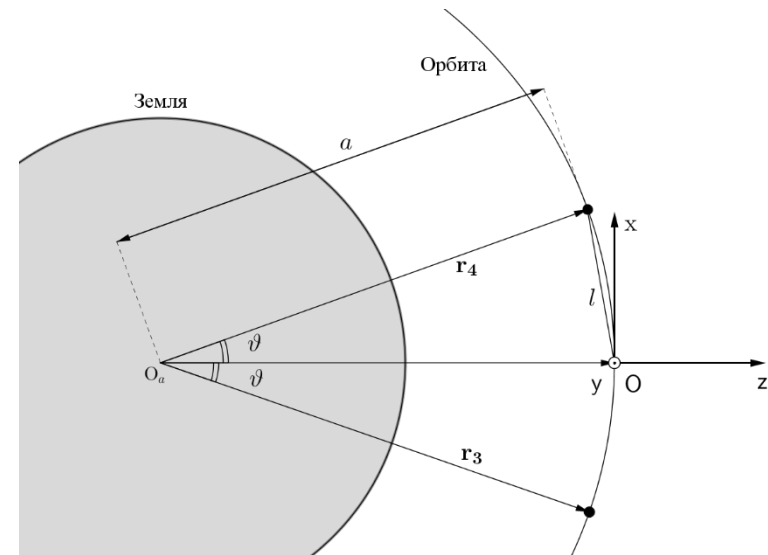
$$\ddot{y} + \omega^2 y = u_y + g_y,$$

$$\ddot{z} - 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z = u_z + g_z.$$

u_k – управление

g_k – нелинейные возмущения

Движение вне плоскости орбиты без управления – близкое к периодическому



Уравнения относительного движения

$$x = -3C_1\omega t + 2A\cos(\omega t + \beta) + C_4,$$

- Решения (без управления и возмущений): $y = B\sin(\omega t + \gamma),$

$$z = 2C_1 + A\sin(\omega t + \beta).$$

- Аналогично оскулирующим элементам, возьмем константы в качестве новых переменных (не рассматриваем движение вдоль нормали к орбите)

$$\dot{C}_1 = \frac{1}{\omega}(u_x + g_x)$$

$$\dot{D} = -3C_1\omega - \frac{2}{\omega}(u_z + g_z)$$

$$\dot{A} = \frac{1}{\omega}((u_z + g_z)\cos\psi - 2(u_x + g_x)\sin\psi)$$

$$\dot{\psi} = \omega - \frac{1}{A\omega}((u_z + g_z)\sin\psi + 2(u_x + g_x)\cos\psi), \quad \psi = \omega t + \beta$$

Синтез управления орбитальным движением

Хотим:

- $C_1 = 0$ – отсутствие дрейфа
- $D = 0$ – центр относительной орбиты в начале координат
- $A = A_0$ – орбита заданной величины
- При синтезе управления не учитываются возмущения

Задача разделяется на две почти независимых: убрать дрейф и привести эллипс к заданному

$$\dot{C}_1 = \frac{1}{\omega}(u_x + g_x)$$

$$\dot{D} = -3C_1\omega - \frac{2}{\omega}(u_z + g_z)$$

$$\dot{A} = \frac{1}{\omega}((u_z + g_z)\cos\psi - 2(u_x + g_x)\sin\psi)$$

Синтез управления орбитальным движением

- Убираем дрейф:

$$u_x = -k_c C_1$$

- Далее полагаем

$$C_1 \ll 1, \quad u_x \ll 1$$

- Рассмотрим функцию Ляпунова

$$V = \frac{1}{2}k_D D^2 + \frac{1}{2}k_A (A - A_0)^2$$

- Обеспечиваем отрицательность, следовательно

$$u_z = 2k_D D - k_A (A - A_0) \cos \psi$$

- Полученное управление в рамках линейной модели (без возмущений) обеспечивает ас.устойчивость

Определение требуемой ориентации

- Необходимо определить требуемую ориентацию нормали к парусу и отношение между поглощающими и отражающими элементами
- Для максимизации воздействия требуется $(\mathbf{n}, \mathbf{r}_s) \approx 1$
- Орбитальную СК свяжем с первым спутников
- ССД определяется через

$$\mathbf{F}_s = -P(\mathbf{r}_s, \mathbf{n})((1-f)\mathbf{r}_s + 2f(\mathbf{r}_s, \mathbf{n})\mathbf{n}), \quad P = \frac{\Phi_0}{c} S$$

- Учитывая малый угол между нормалью и направлением на Солнце,

$$u_x = 2Pf_2\theta_2 \cos \varphi_2 - 2Pf_1\theta_1 \cos \varphi_1,$$

$$u_y = 2Pf_2\theta_2 \sin \varphi_2 - 2Pf_1\theta_1 \sin \varphi_1,$$

$$u_z = Pf_2 - Pf_1.$$

Определение требуемой ориентации

- Для максимизации возможного момента ССД требуется, чтобы «засвечена» была половина паруса

$$(f_1 - 0.5)^2 + (f_2 - 0.5)^2 \rightarrow \min$$

- Помимо этого нужно максимизировать возможную силу ортогональную направлению на Солнце

$$u_x^2 + u_y^2 \rightarrow \max$$

- В итоге, если задано требуемое управление в солнечной СК (третья ось на Солнце, вторая вдоль нормали к эклиптике), то направление нормалей может быть вычислено в виде

$$f_1 = 0.5 + \frac{u_z}{2P}, \quad f_2 = 0.5 - \frac{u_z}{2P}$$

$$\theta_1 = -\frac{\sqrt{u_x^2 + u_y^2}}{2P} \frac{f_1}{f_1^2 + f_2^2}, \quad \theta_2 = \frac{\sqrt{u_x^2 + u_y^2}}{2P} \frac{f_2}{f_1^2 + f_2^2},$$

$$\varphi_1 = \varphi_2 = \varphi, \quad \operatorname{tg} \varphi = \frac{u_y}{u_x}$$

Управление угловым движением

- Для управления угловым движением используем алгоритм одноосной стабилизации (обеспечивает совпадение нормали к парусу с требуемым и убирает угловую скорость вдоль нее)
- Функция Ляпунова

$$V = k_a \left(1 - (\mathbf{n}_{ref}, \mathbf{n}) \right) + \left(\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_{ref}, \mathbf{J} \left(\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_{ref} \right) \right)$$

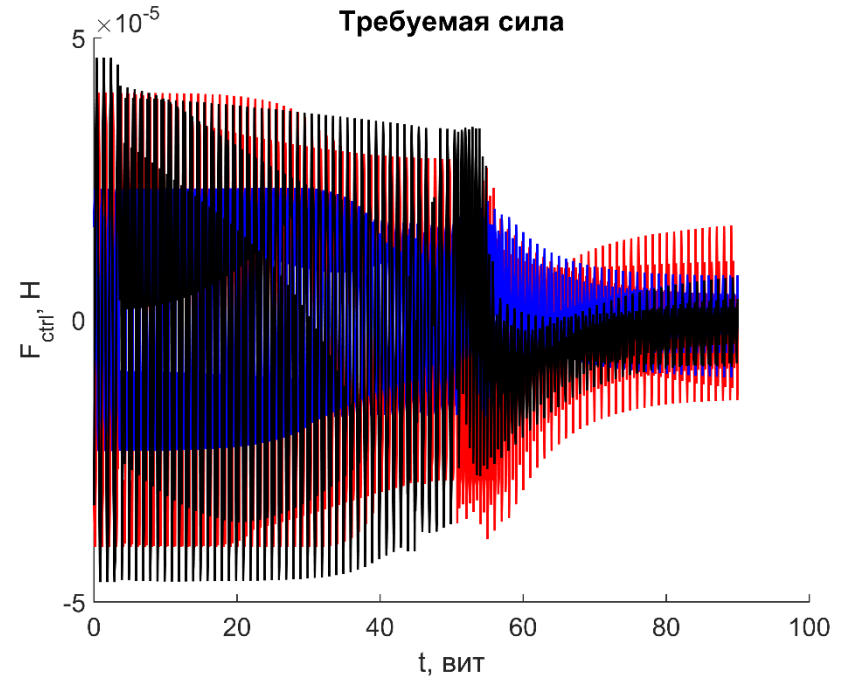
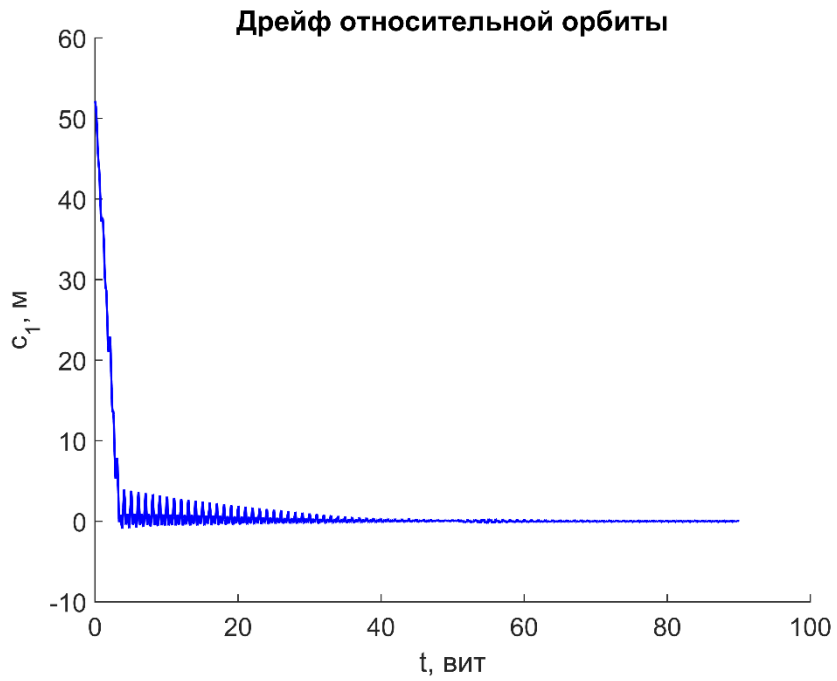
- Управление, обеспечивающее асимптотическую устойчивость

$$\mathbf{M}_{ctrl} = \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J} \boldsymbol{\omega} - \mathbf{M}_{ext} - \mathbf{J} \left(\boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{\omega}_{ref} \right) + \mathbf{J} \dot{\boldsymbol{\omega}}_{ref} - k_a \mathbf{n}_{ref} \times \mathbf{n} - k_\omega \left(\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_{ref} \right)$$

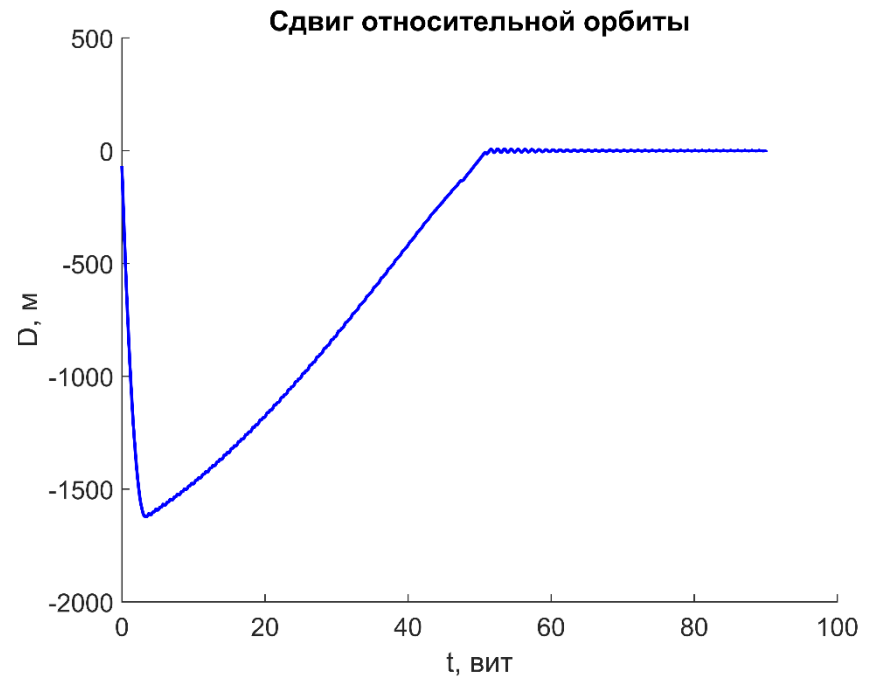
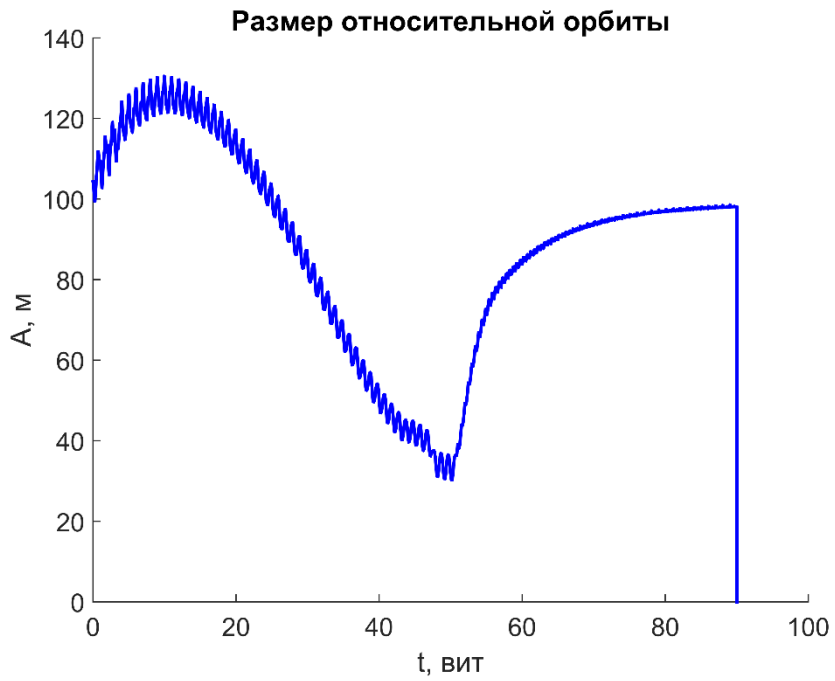
Моделирование

- Круговая орбита, радиус 7 500 км
- $\Delta \mathbf{r} = (10, 10, 10) \text{ м}$, $\Delta \mathbf{v} = (0.3, 0.3, 0.3) \text{ м / с}$
- Площадь паруса 25 м^2
- Масса 10 кг
- Тензор инерции $\mathbf{J} = \text{diag}(0.8, 0.9, 1.5) \text{ кг} \cdot \text{м}^2$
- Целевой размер относительной орбиты 100 м
- Учитывается гравитационный момент и J2

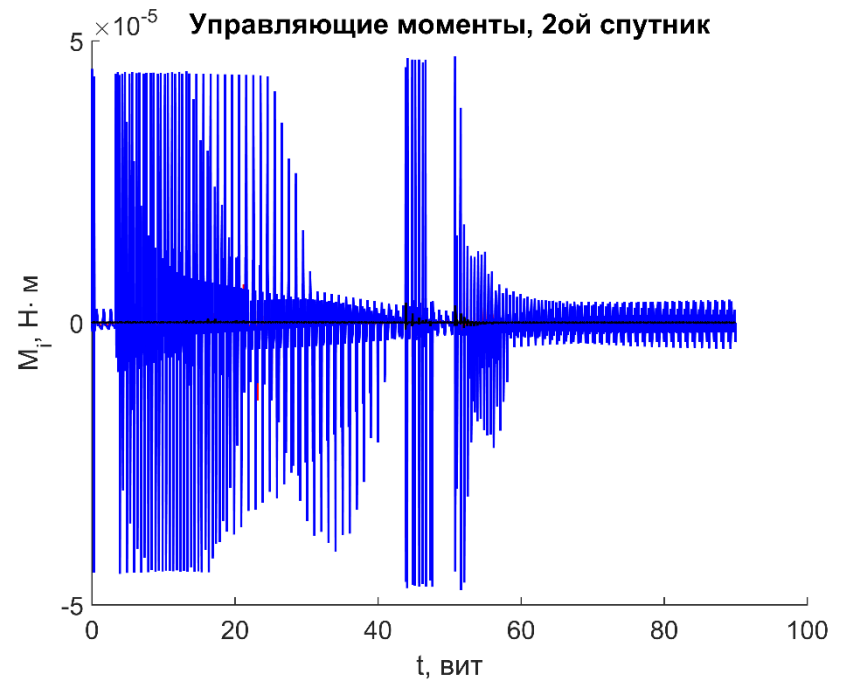
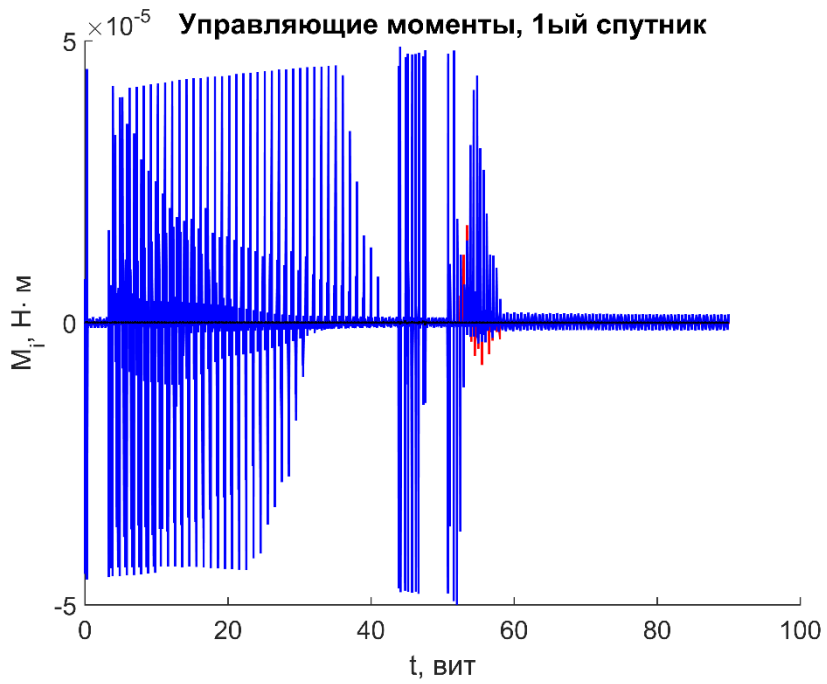
Моделирование



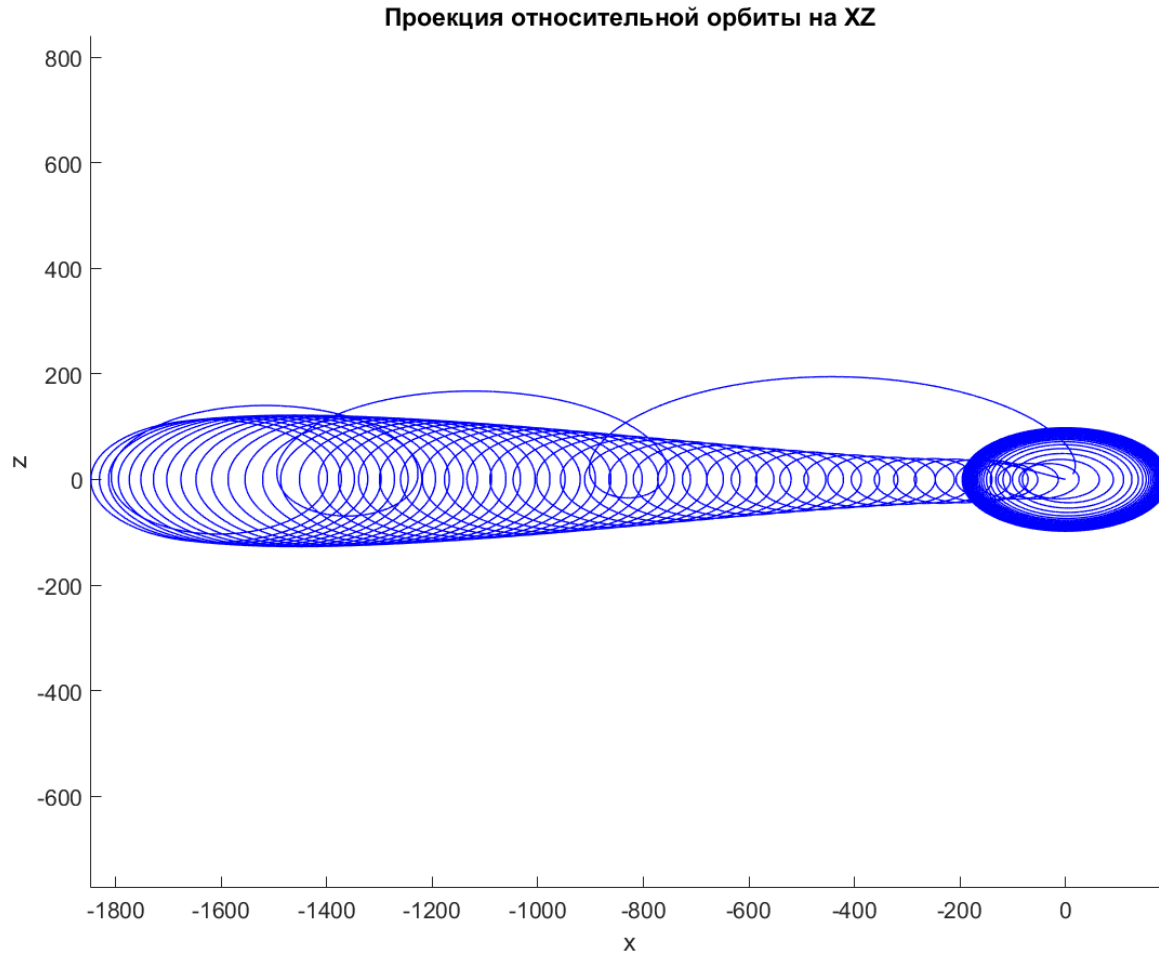
Моделирование



Моделирование



Моделирование



Заключение

- Разработан алгоритм управления относительным движением спутников, обеспечивающий приведение на заданную орбиту
- Алгоритм может быть реализован при помощи паруса с переменной отражающей способностью
- Требуемые управляющие моменты для переориентации паруса достаточно малы
- В дальнейшем планируется требуемые управляющие моменты также реализовывать при помощи паруса

Работа поддержана грантами РФФИ No 17-01-00449 и No 16-01-00739.