



57-я научная конференция МФТИ
29 ноября 2014 года



Актуальные проблемы фундаментальных и прикладных наук
в современном информационном обществе

Динамика и управление движением космических аппаратов

Выбор номинальной орбиты вокруг коллинеарных точек либрации в случае нештатной задержки коррекции

М.Г. Ширококов, аспирант 2 курса ФУПМ

Научный консультант: С.П. Трофимов, асп. 3 курса ФУПМ

Научный руководитель: М.Ю. Овчинников, д.ф.-м.н., проф., ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Содержание

- Мотивация
- Постановка задачи
- Динамика вокруг точек либрации
- Модельная задача: плоские орбиты
- Модельная задача: гало орбиты
- Заключение

Миссии к точкам либрации

- Успешные миссии:
 - ISEE-3, WIND, SOHO, ACE, Genesis, ARTEMIS
- Будущие проекты:
 - Deep Space Climate Observatory (NASA)
 - LISA Pathfinder (ESA/NASA)
 - Спектр-РГ (Роскосмос/ESA)

Особенности периодического движения вокруг точек либрации

Неустойчивость движения требует применения техник поддержания орбит и их составных частей:

- Точное определение орбиты
- Регулярные обновления закона управления

В среднем, требуется 2-12 м/с в год

Любая задержка коррекции, вызванная возможным отказом двигателя¹ или потерей связи с КА может привести к существенному отклонению КА от номинальной периодической орбиты

¹Отказ двигателя – самая распространенная нештатная ситуация бортовой системы управления, см. Tafazoli [2009] “A Study of On-Orbit Spacecraft Failures”, *Acta Astronautica*

Проблема нештатных ситуаций

Если двигатель выходит из строя, то обычно управление передается:

- двигателям управления ориентацией, или
- запасному маршевому двигателю

Большинство публикаций по проблеме относится к избеганию столкновения во время стыковки. Проблема же спасения миссии вокруг точки либрации до сих пор не ставилась

Постановка задачи

Основные предположения:

- пропущен запланированный маневр коррекции
- главный маршевый двигатель не производит тягу
- управление становится доступным с некоторой задержкой

Возврат к исходной периодической орбите может быть слишком затратным:

- неустойчивая динамика приводит к быстрому отклонению от номинальной траектории
- время жизни КА пропорционально остатку топлива после возврата

Стратегии по спасению миссии

Рассматриваются две стратегии:

- нацеливание на периодическую орбиту (НПО)
- нацеливание на устойчивое многообразие (НУМ)

В каждом случае целью является поиск такой периодической орбиты, перелет¹ на которую был бы оптимальным в терминах затрат характеристической скорости. Время задержки в работе двигателя предполагается фиксированной величиной

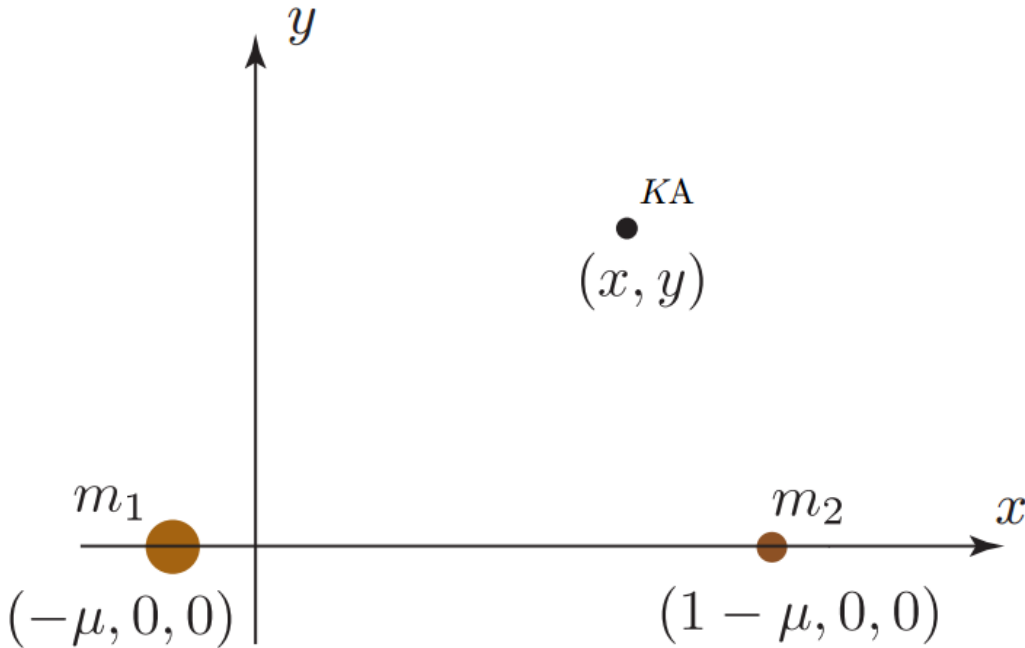
¹Перелет предполагается двухимпульсным

Круговая ограниченная задача трех тел

Изучается круговая ограниченная задача трех тел:

- КА пренебрежимо малой массы движется в поле притяжения двух тел: m_1 и m_2
- Главные тела движутся по круговым орбитам вокруг их общего центра масс

Система отсчета



Массовый параметр

$$\mu = m_2 / (m_1 + m_2)$$

Безразмерные единицы:

$$m_1 = 1 - \mu \quad x_{m1} = -\mu$$

$$m_2 = \mu \quad x_{m2} = 1 - \mu$$

$$\omega_0 = 1$$

Для системы Солнце-(Земля+Луна) $\mu = 3.03939 \cdot 10^{-6}$

Уравнения движения

Во вращающейся системе координат

$$\ddot{x} - 2\dot{y} = -U_x, \quad \ddot{y} + 2\dot{x} = -U_y, \quad \ddot{z} = -U_z$$

где

$$U(x, y, z) = -\frac{x^2 + y^2}{2} - \frac{1 - \mu}{r_1} - \frac{\mu}{r_2} - \frac{\mu(1 - \mu)}{2},$$

Называется эффективным потенциалом; U_x, U_y, U_z обозначают частные производные по отношению к координатам.

Расстояния от КА до главных тел равны

$$r_1 = \sqrt{(x + \mu)^2 + y^2 + z^2} \quad r_2 = \sqrt{(x - 1 + \mu)^2 + y^2 + z^2}$$

Точки либрации

Точки равновесия (либрации) находятся из уравнений

$$U_x = U_y = U_z = 0$$

Коллинеарные точки либрации

Система Солнце-Земля

$$x_{L_1} \approx 1 - r_H + \frac{1}{3} r_H^2 - \frac{26}{9} r_H^3$$

$$x_{L_1} \approx 0.989987$$

$$x_{L_2} \approx 1 + r_H + \frac{1}{3} r_H^2 - \frac{28}{9} r_H^3$$

$$x_{L_2} \approx 1.010074$$

$$x_{L_3} \approx -1 - \frac{5}{12} \mu + \frac{23 \cdot 49}{12^4} \mu^3$$

$$x_{L_3} \approx -1.000001$$

$$r_H = (\mu/3)^{1/3}$$

Аппроксимация периодических орбит

Периодические орбиты представляются в виде рядов:

$$x(t) = \sum_{i,j=1}^{+\infty} \left(\sum_{|k| \leq i+j} x_{ijk} \cos k\theta \right) \alpha^i \beta^j \quad \omega = \omega_p \left(1 + \sum_{i,j=1}^{\infty} d_{ij} \alpha^i \beta^j \right)$$

$$y(t) = \sum_{i,j=1}^{+\infty} \left(\sum_{|k| \leq i+j} y_{ijk} \sin k\theta \right) \alpha^i \beta^j \quad \sum_{i,j=1}^{\infty} f_{ij} \alpha^i \beta^j = \omega_p^2 - \omega_v^2$$

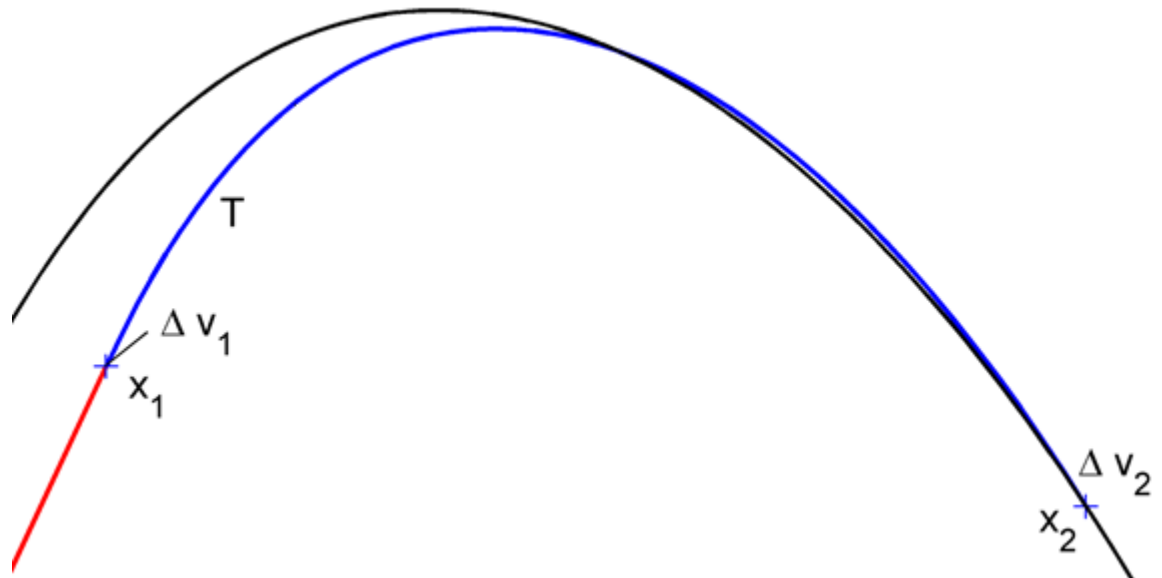
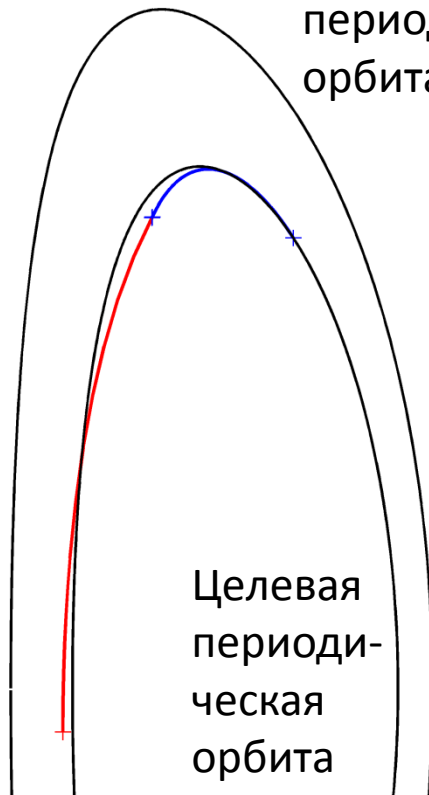
$$z(t) = \sum_{i,j=1}^{+\infty} \left(\sum_{|k| \leq i+j} z_{ijk} \cos k\theta \right) \alpha^i \beta^j \quad \theta = \omega t + \varphi$$

Коэффициенты находятся методом Линдштедта-Пуанкаре

Нацеливание на периодическую орбиту

Исходная
периодическая
орбита

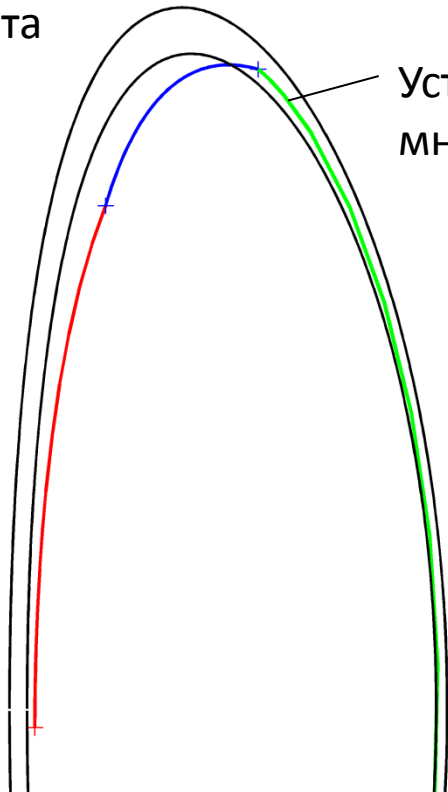
$$J(y) = \Delta v_1 + \Delta v_2 \rightarrow \min$$
$$y = (A_x, T, \varphi)$$



Нацеливание на устойчивое многообразие

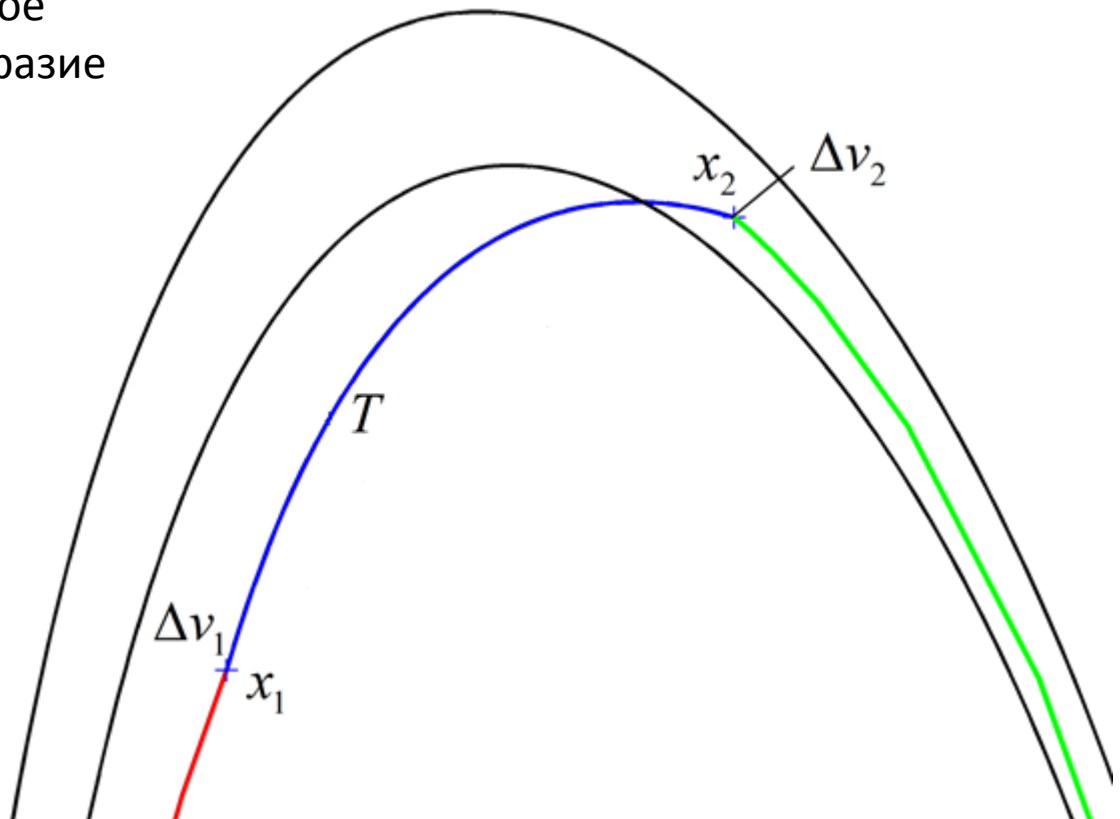
Исходная периодическая орбита

Устойчивое многообразие

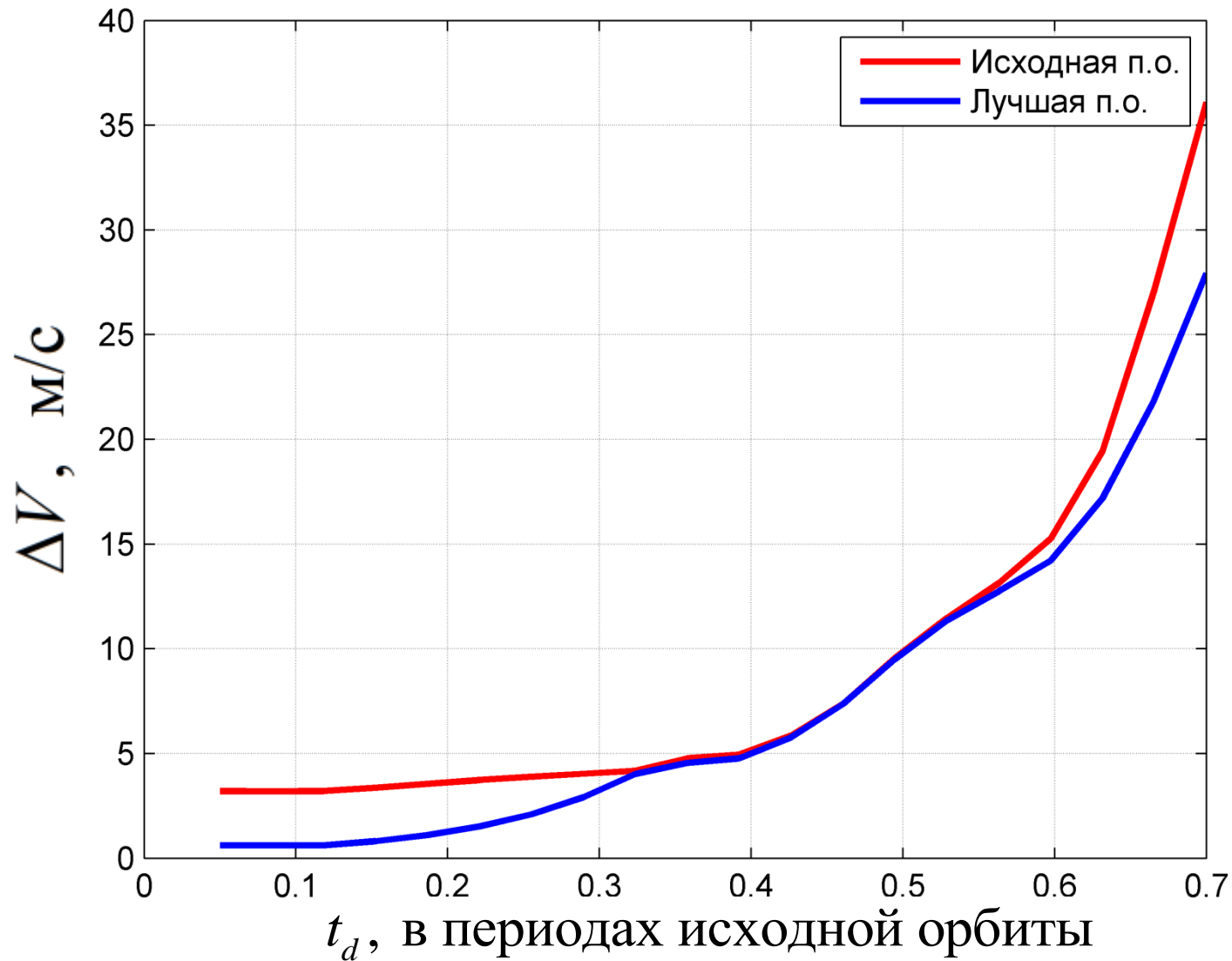


$$J(y) = \Delta v_1 + \Delta v_2 \rightarrow \min$$

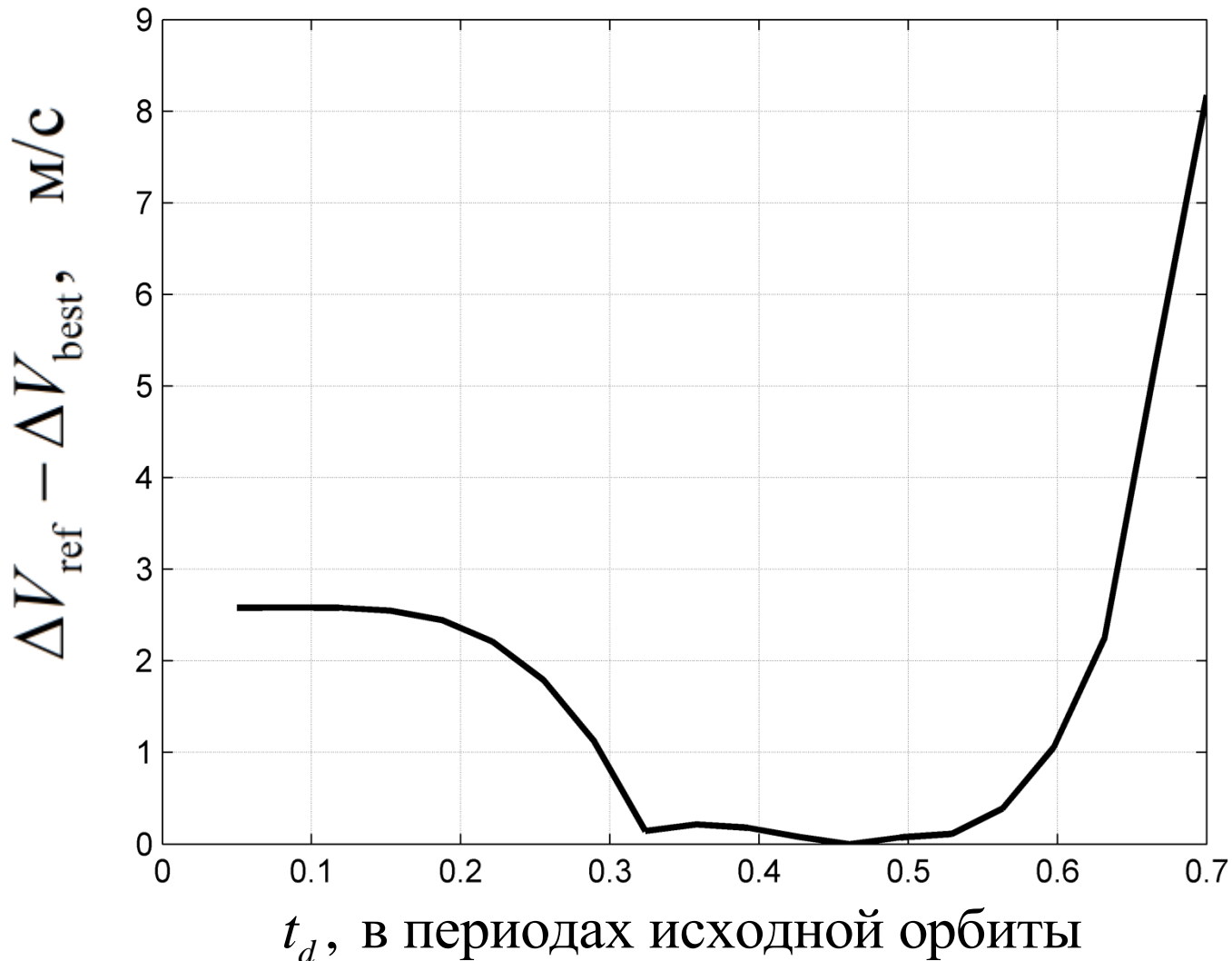
$$y = (A_x, T, \varphi, t)$$



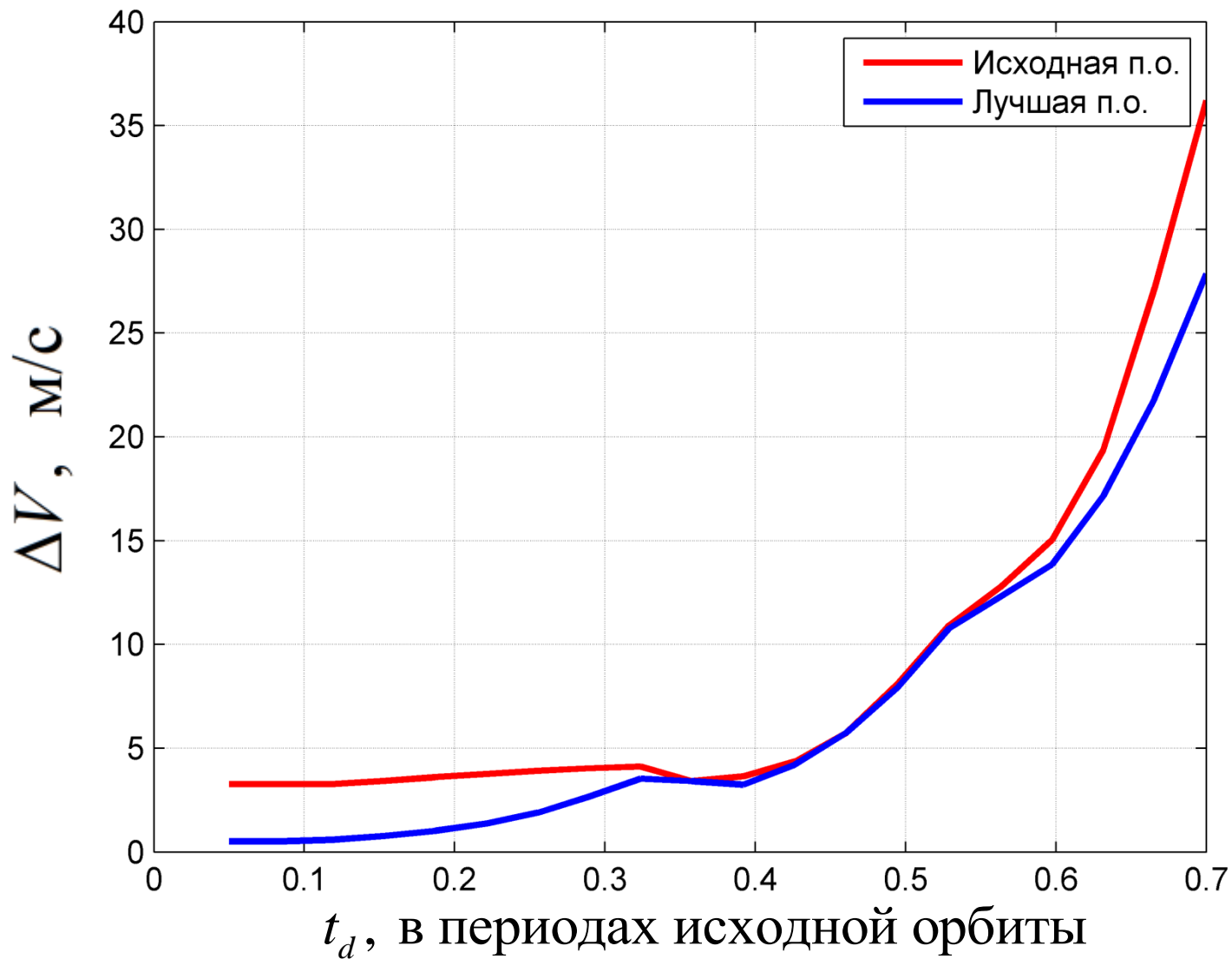
Характеристическая скорость для стратегии НПО (орбита Ляпунова)



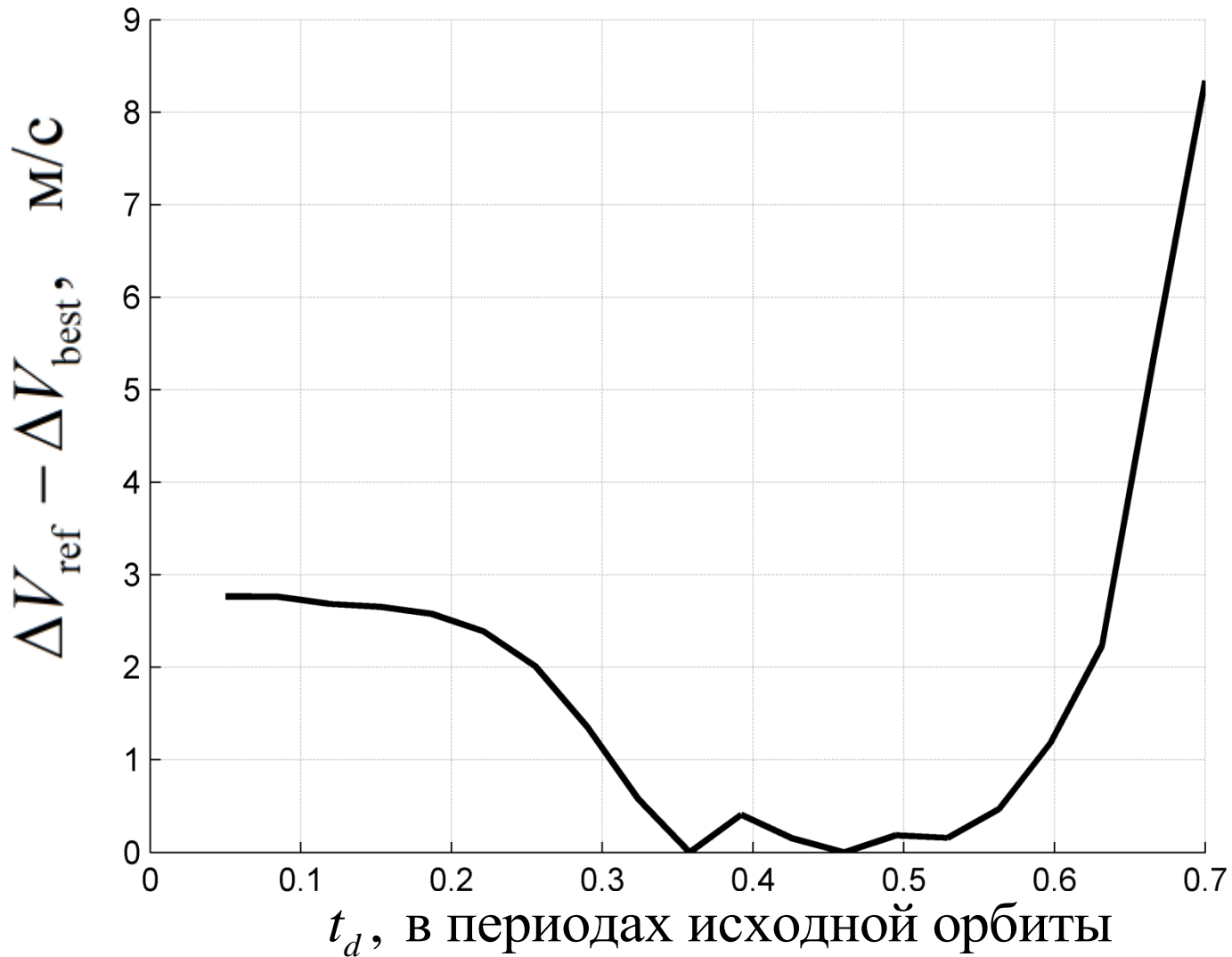
Выигрыш характеристической скорости для стратегии НПО (орбита Ляпунова)



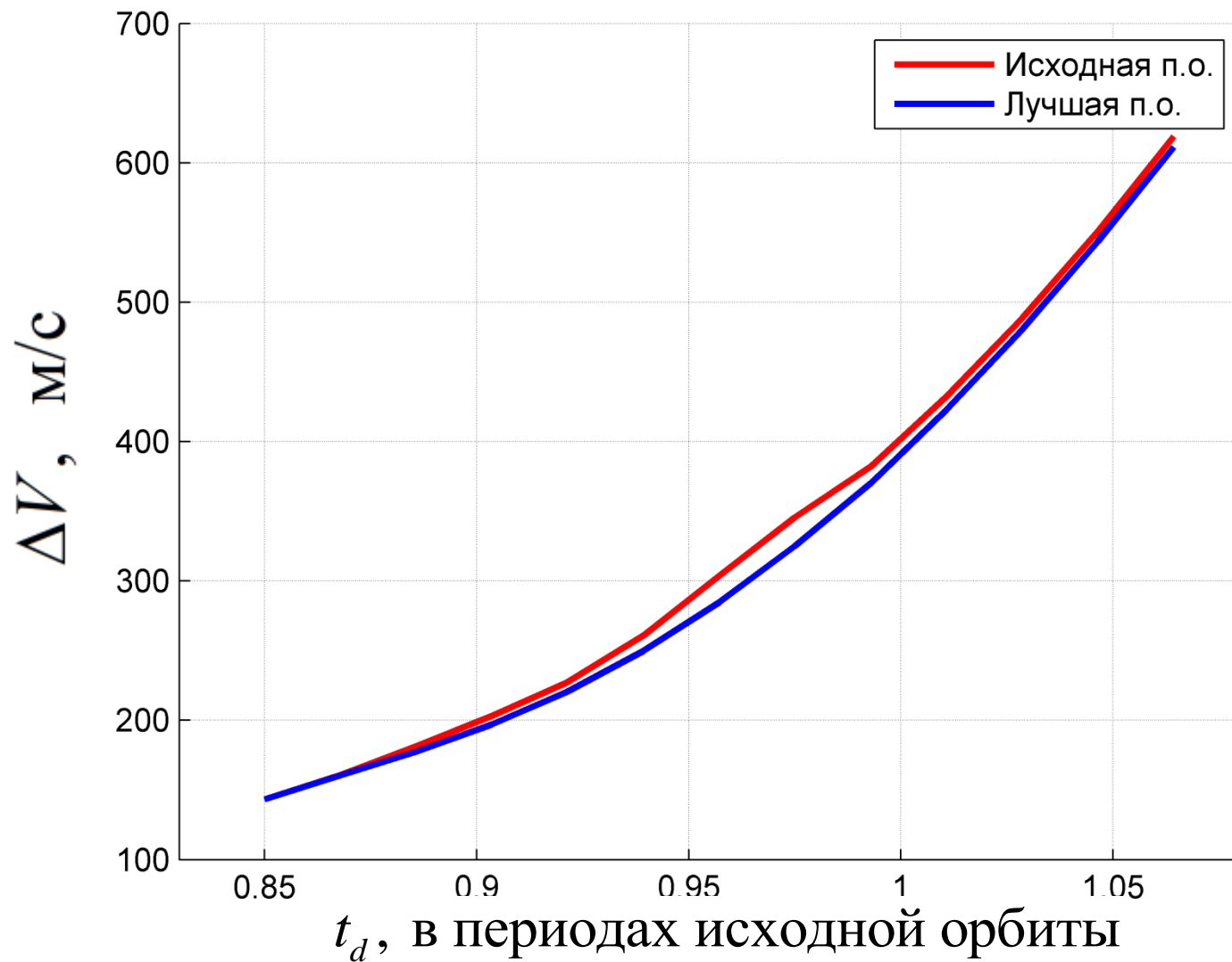
Характеристическая скорость для стратегии НУМ (орбита Ляпунова)



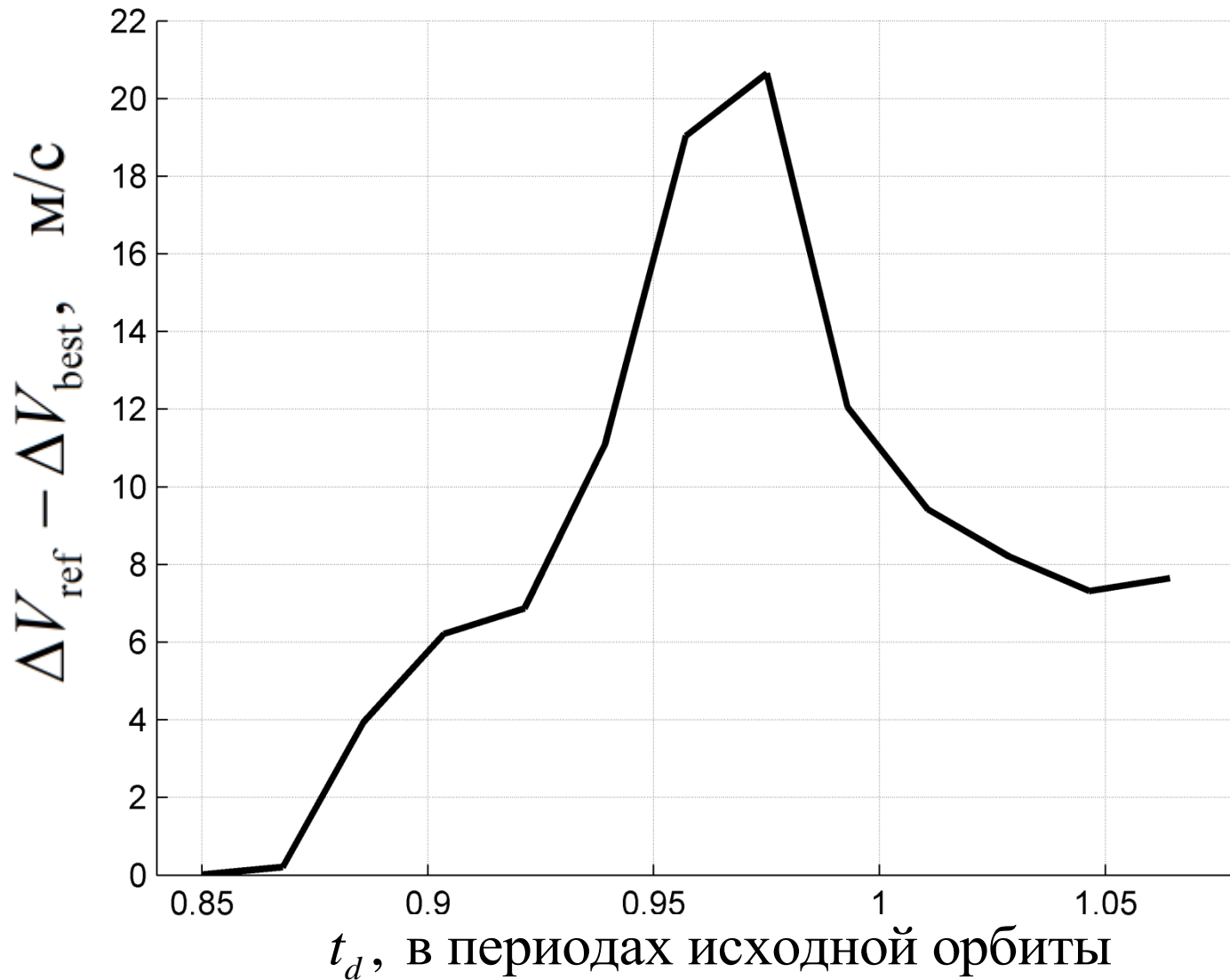
Выигрыш характеристической скорости для стратегии НУМ (орбита Ляпунова)



Характеристическая скорость для стратегии НПО (гало орбита)



Выигрыш характеристической скорости для стратегии НПО (гало орбита)



Подходящие модели двигателей малой тяги

Период гало орбиты – 180 дней

Разгон до 100 м/с, масса КА – 2500 кг

	dt, дни	F, мН	Производитель	Модель
СПД-100	34.8617	83	Факел	летная
СПД-200	5,82175	до 500	Факел	перспективная
СПД-180	5,78704	120 – 565	Факел	перспективная
ВНТ-8000	5,70713	507 (8 кВт)	BUSEK	перспективная
Д-100-2	4,45157	80 – 650	ЦНИИМаш	перспективная
ВНТ-20k	3,58552	807 (15 кВт)	BUSEK	перспективная
СПД-290	1,94676	до 1500	Факел	перспективная

Заключение

- Разработаны две стратегии выбора номинальной орбиты в случае нештатной задержки коррекции – нацеливание на периодическую орбиту и на устойчивое многообразие – и предложены для миссий вокруг коллинеарных точек либрации
- Предлагаемый подход позволяет сократить затраты характеристической скорости и увеличить время жизни КА на орбите на несколько лет
- Показано, что с точки зрения выигрыша характеристической скорости стратегии почти не отличаются друг от друга
- В случае гало орбит предлагаемый подход имеет смысл лишь для двигателей малой тяги и только перспективных, не летных, моделей