



«Механика, управление и информатика»
Институт космических исследований РАН

18 апреля 2017 г.



Баллистико-навигационные аспекты миссий малых космических аппаратов к Луне и точкам либрации

М.Г. Широбоков

по материалам диссертационной работы на соискание
ученой степени кандидата физико-математических наук

научный руководитель д.ф.-м.н. М.Ю. Овчинников

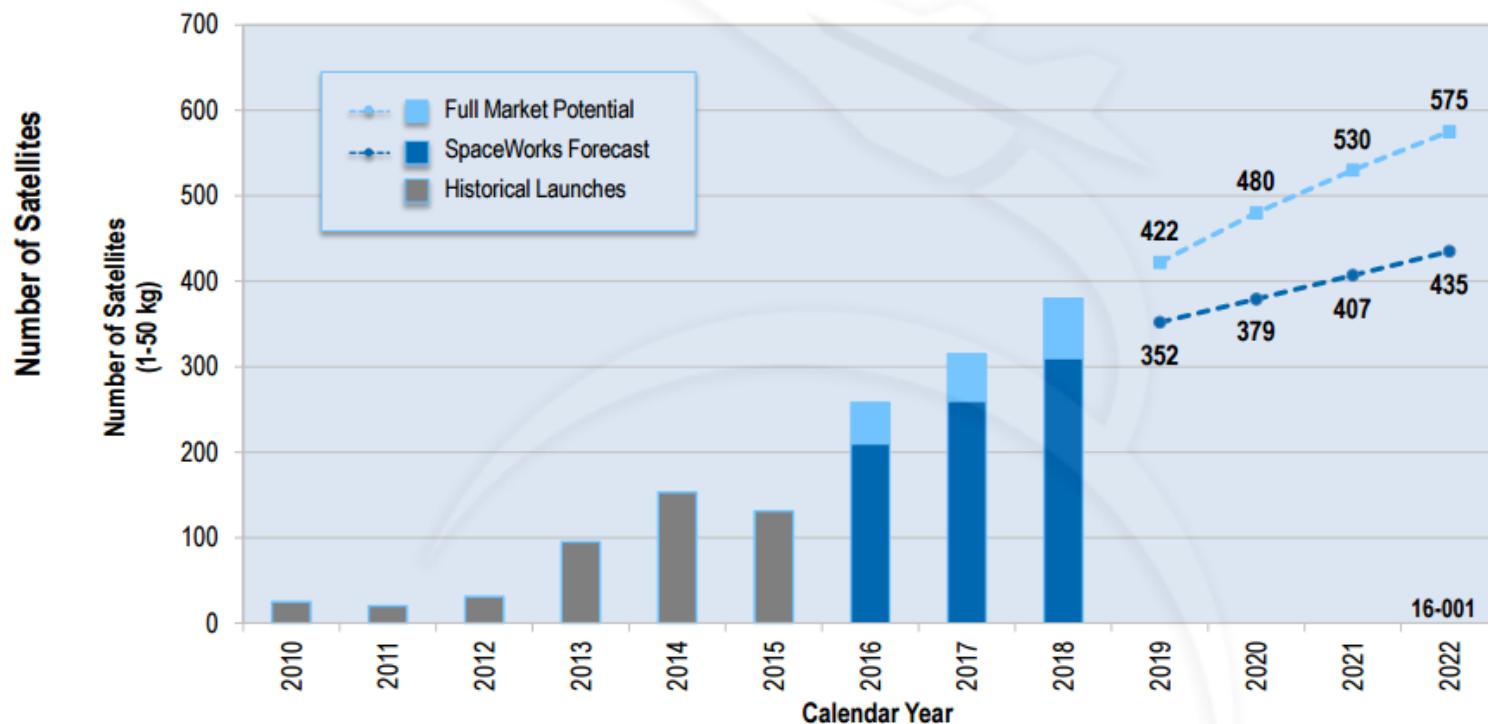
Структура доклада

- Актуальность выбранной темы
- Анализ спиральных траекторий перелета к лунной точке либрации L1 с использованием резонансных сближений
- Варианты дальнейших перелетов с орбит вокруг лунных точек либрации L1 и L2
- Смена номинальной орбиты в окрестности коллинеарной точки либрации в случае нештатной задержки коррекции
- Положения, выносимые на защиту

Тренд на увеличение числа малых космических аппаратов (МКА)

Nano/Microsatellite Launch History and Forecast (1 - 50 kg)

Projections based on announced and future plans of developers and programs indicate as many as 3,000 nano/microsatellites will require a launch from 2016 through 2022



Задачи, решаемые МКА

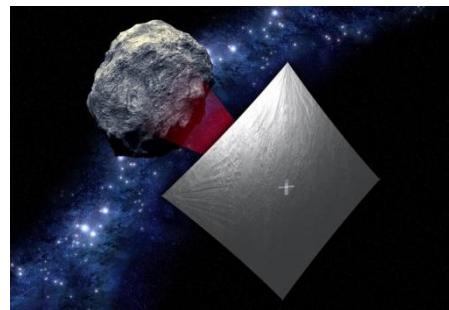
- Дистанционное зондирование (ТаблетСат-Аврора)
- Наблюдения за ионосферой (DEMETER)
- Электрические разряды в атмосфере (Чибис-М)
- Магнитосферные явления (Astrid, Резонанс)
- Солнечная активность (Picard)
- Система противоракетной обороны (SPIRALE)

Технологии для межпланетных перелетов

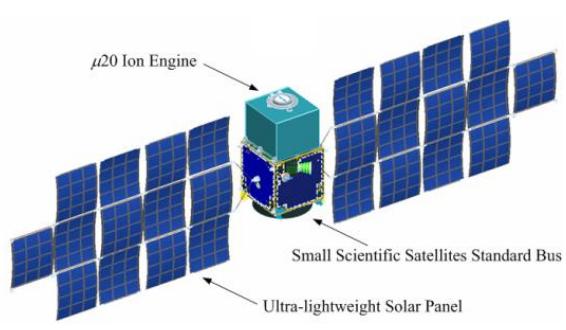
- Высокоскоростной лазерный канал связи посредством остронаправленной развертываемой антенны
- Более стойкая к высоким дозам радиации и низким температурам элементная база
- Совершенствование двигателей малой тяги
- Отработка технологий солнечного паруса
- Новые решения в области абсолютной и относительной автономной навигации
- Развитие прецизионной навигации в условиях хаотической динамики

Исследование Солнечной системы МКА

- CuSP
- Lunar IceCube
- Lunar Flashlight
- NEA Scout
- INSPIRE
- DESTINY



NASA: NEA Scout



JAXA: DESTINY



NASA: Lunar
IceCube

Математические инструменты

- Квазипериодические орбиты вокруг точек либрации (либрационные орбиты)
- Устойчивые и неустойчивые инвариантные многообразия, связанные с либрационными орбитами
- Граница слабой устойчивости
- Резонансные орбиты и связанные с ними инвариантные многообразия
- Резонансные сближения с возмущающим телом

Пионерские исследования

Либрационные орбиты:

Лидов и др. (1976-1993), Эльясберг (1986), Шейхет (1987), Евтеев (1987), Коган (1992), Breakwell (1984), Howell (1984-1994), Gómez et al. (1986), Farquhar (1970)

Инвариантные многообразия:

Gómez, Koon, Simó, Lo, Masdemont, Ross (1998-2005), Scheeres et al. (2001)

Граница слабой устойчивости

Belbruno, Topputo, Gómez et al. (1993-2009), Ивашкин (2001-2004)

Резонансные орбиты:

Коган (1987), Ross and Scheeres (2007), Lantoine, Russel, Campagnola (2011), Alessi et al. (2013)

Цель данной работы

Технологии

Математика

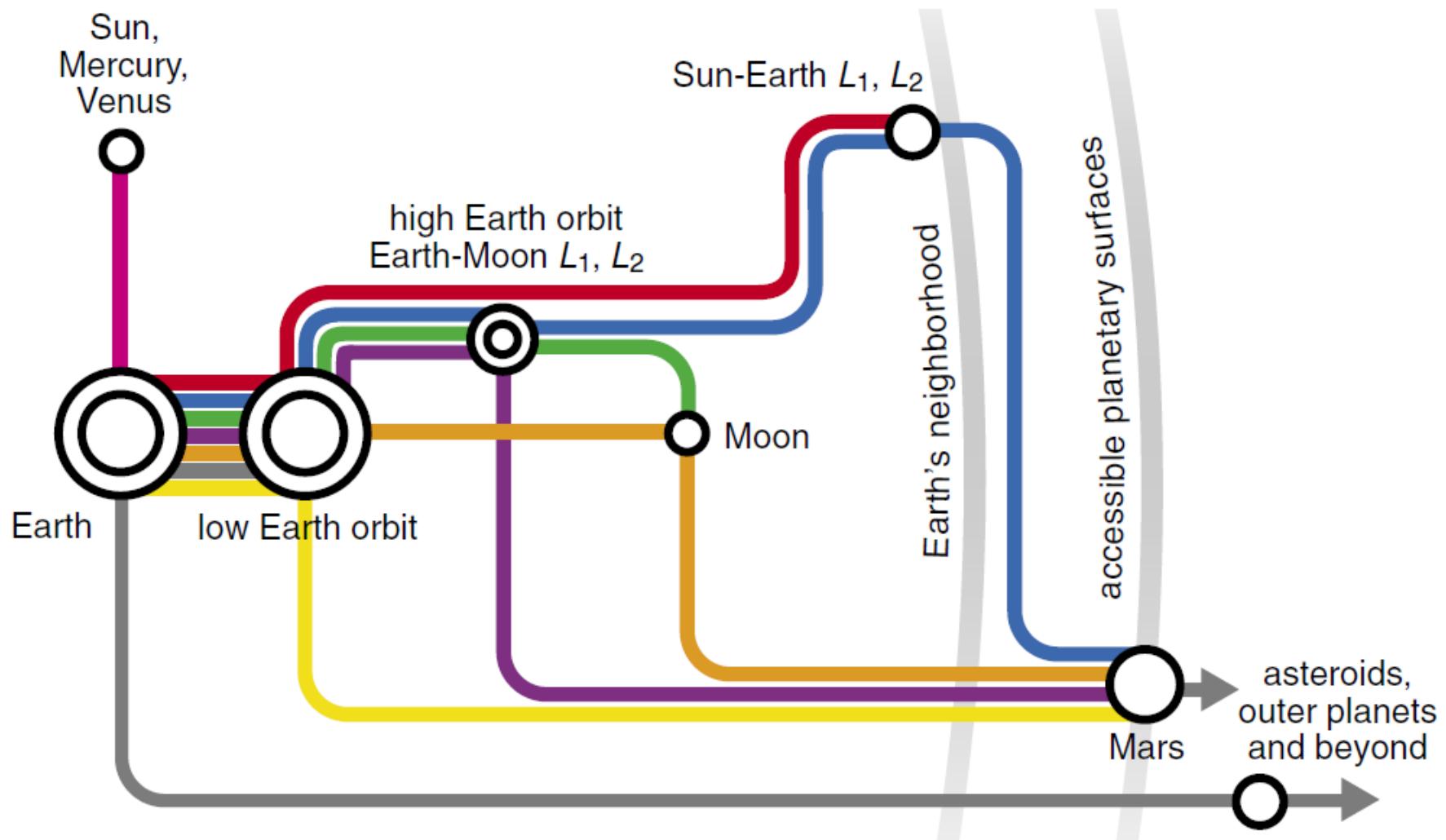
С учетом имеющихся технологий
изучить **возможности** полетов МКА

в дальний космос, которые

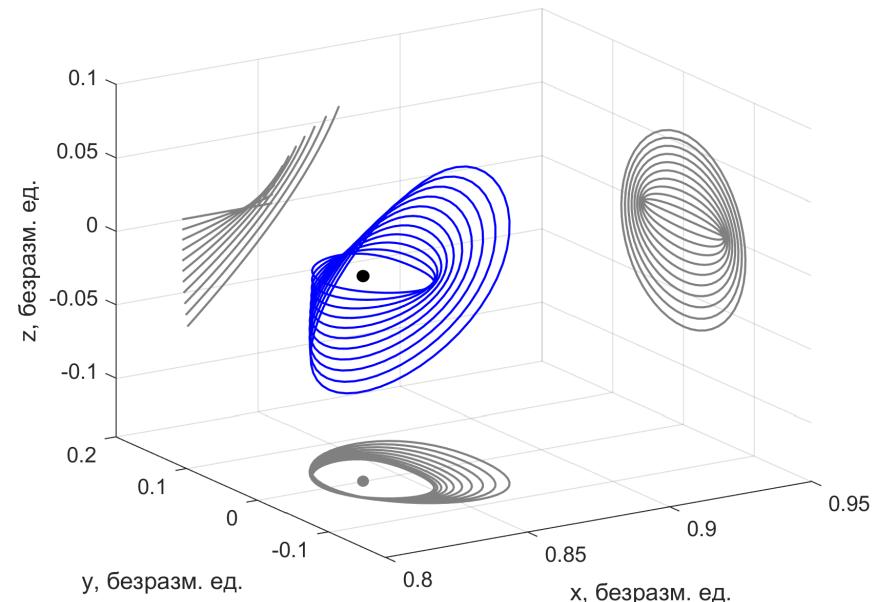
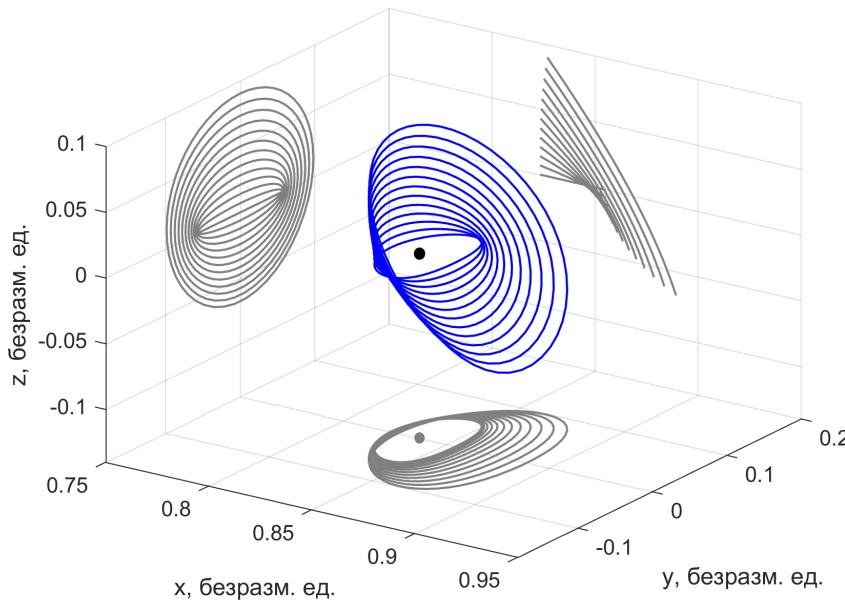
предоставляет **динамика**
новые

возможности

Маршрутная карта



Северные и южные гало-орбиты вокруг точки L1 системы Земля-Луна



Существуют и другие семейства периодических орбит вокруг точек либрации:

Doedel, E. J. et al., "Elemental Periodic Orbits Associated with the Libration Points in the Circular Restricted 3-Body Problem," International Journal of Bifurcation and Chaos, 2007, Vol. 17, Is. 8, pp. 2625–2677

Рассматриваемые в работе задачи

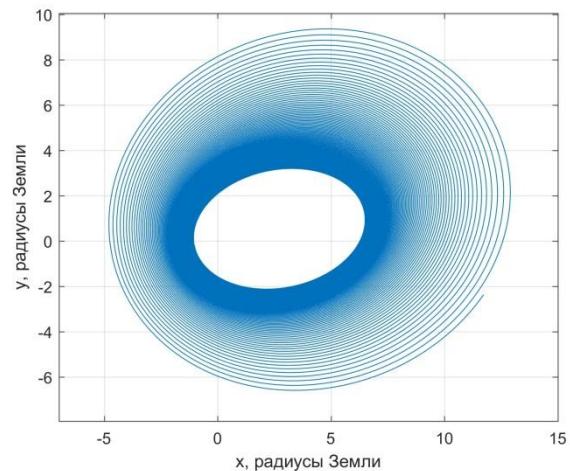
- Перелет к лунной точке либрации L1 с использованием малой тяги и резонансных сближений с Луной
- Перелеты с либрационных орбит вокруг L1 и L2 на окололунные орбиты
- Смена номинальной орбиты в окрестности точки либрации в случае нештатной задержки коррекции

Структура доклада

- Актуальность выбранной темы
- **Анализ спиральных траекторий перелета к лунной точке либрации L1 с использованием резонансных сближений**
- Варианты дальнейших перелетов с орбит вокруг лунных точек либрации L1 и L2
- Смена номинальной орбиты в окрестности коллинеарной точки либрации в случае нештатной задержки коррекции
- Положения, выносимые на защиту

Типы перелетов к Луне

- Гомановский перелет
- Низкоэнергетический перелет с использованием гравитации Солнца
- Спиральная раскрутка
с околоземной орбиты
с помощью двигателя малой
тяги или солнечного паруса
- Попутная доставка к Луне



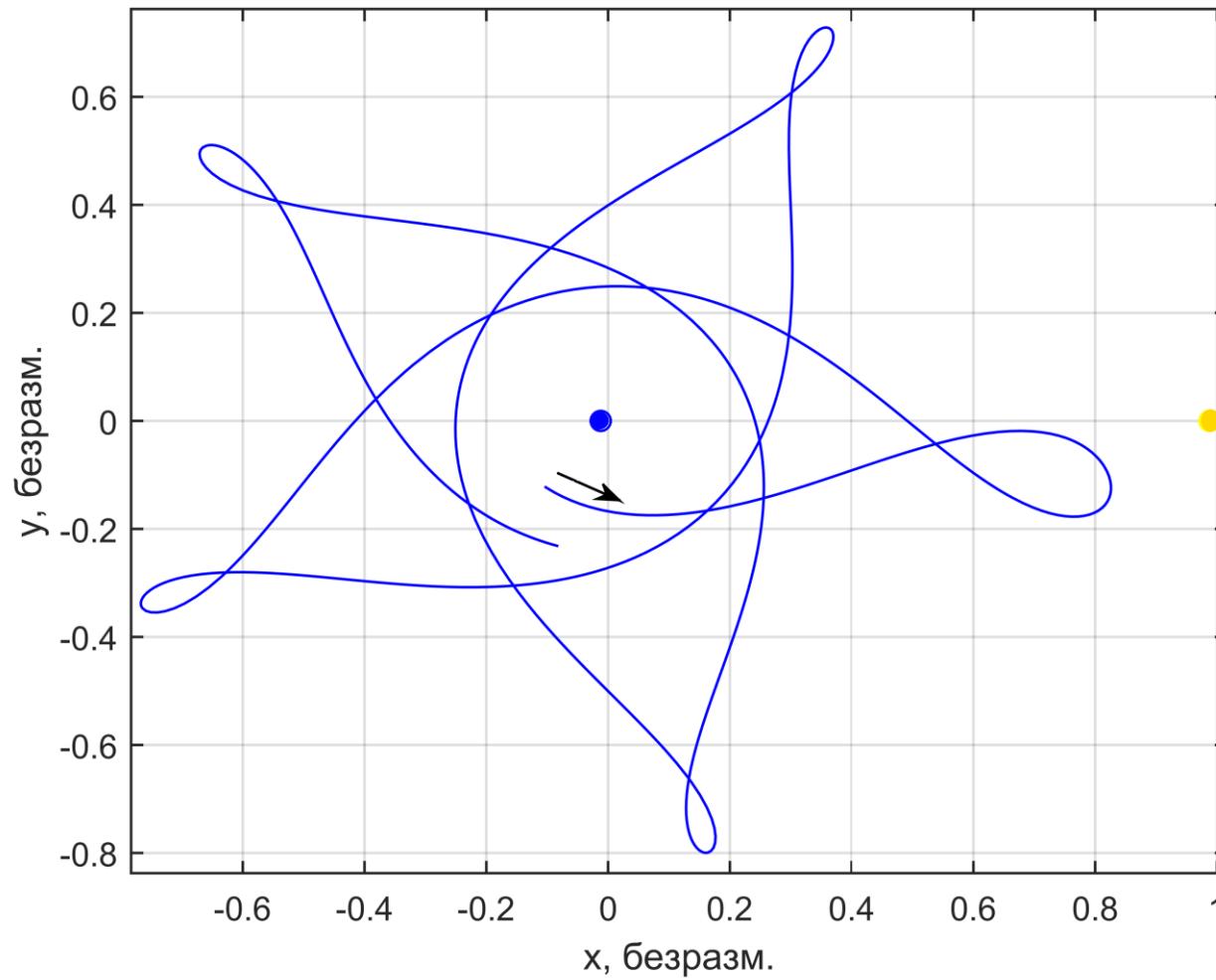
Некоторые особенности построения спиральных траекторий к Луне

- Большое число витков
- Влияние возмущений при старте с ГПО¹ или НКО²
- Ограничения на поглощенную дозу радиации
- Неподходящее время/дата старта (попутный запуск)
- Наличие теневых участков траектории
- Эффекты задачи трех тел (лунные сближения, баллистический захват)

¹ ГПО – геопереходная орбита

² НКО – низкая круговая орбита

Подъем орбиты КА при сближении с Луной



Исследование резонансных сближений

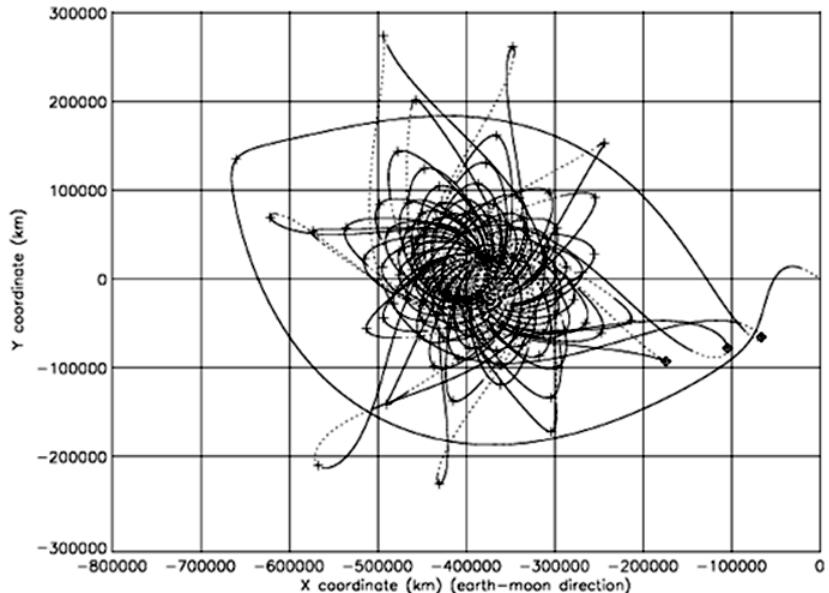
SMART-1, 2001

резонансные сближения
использовались в миссии для
экономии топлива

Ross and Scheeres, 2007:
«скачки» энергии в результате
сближений, полуаналитический метод
(плоский случай)

Lantoine, Russell, Campagnola, 2011:
прямая оптимизация траекторий
перелета между лунами Юпитера с
использованием резонансных
сближений

Alessi et al., 2013:
алгоритм расчета сближений в
трехмерном случае



Schoenmaekers: траектория SMART-1

Schroer and Ott, 1997:
расчет низкоэнергетических траекторий
к Луне с использованием резонансов

Ross, 2003:
расчет низкоэнергетических траекторий
к Луне с использованием резонансов и
инвариантных многообразий

Постановка задачи

Построить спиральные траектории перелета к либрационным орбитам вокруг L1 с резонансными сближениями для различных случаев:

- Начальные орбиты:
НКО (радиус 300 км, наклонение 51.6°) и ГПО
- Терминальное множество: гало-орбиты вокруг точки L1 системы Земля-Луна ($Az = 15$ тыс. км и $Az = 35$ тыс. км)
- Космические аппараты: в классе мини и классе нано

Найти характеристики траектории перелета (затраты топлива, время полета, рабочее время двигателя) в зависимости от даты и времени старта, последовательности резонансов и точки входа на гало-орбиту

Параметры КА и двигателя

	I_{sp} , с	N/m, Вт/кг	eff	a_T , мм/с ²
Характерный диапазон для МКА	1500...3000	4...6	0.4...0.6	0.1...0.5
SMART-1	1640	3.2	0.51	0.20
Lunar IceCube	3000	4.3	0.42	0.10

В данном исследовании

Масса КА: 300 кг

Масса КА: 10 кг

«Мини-ДУ»

$I_{sp} = 1600$ с

$F_T = 77.5$ мН

eff = 0.45

«Нано-ДУ»

$I_{sp} = 3000$ с

$F_T = 1.4$ мН

eff = 0.45



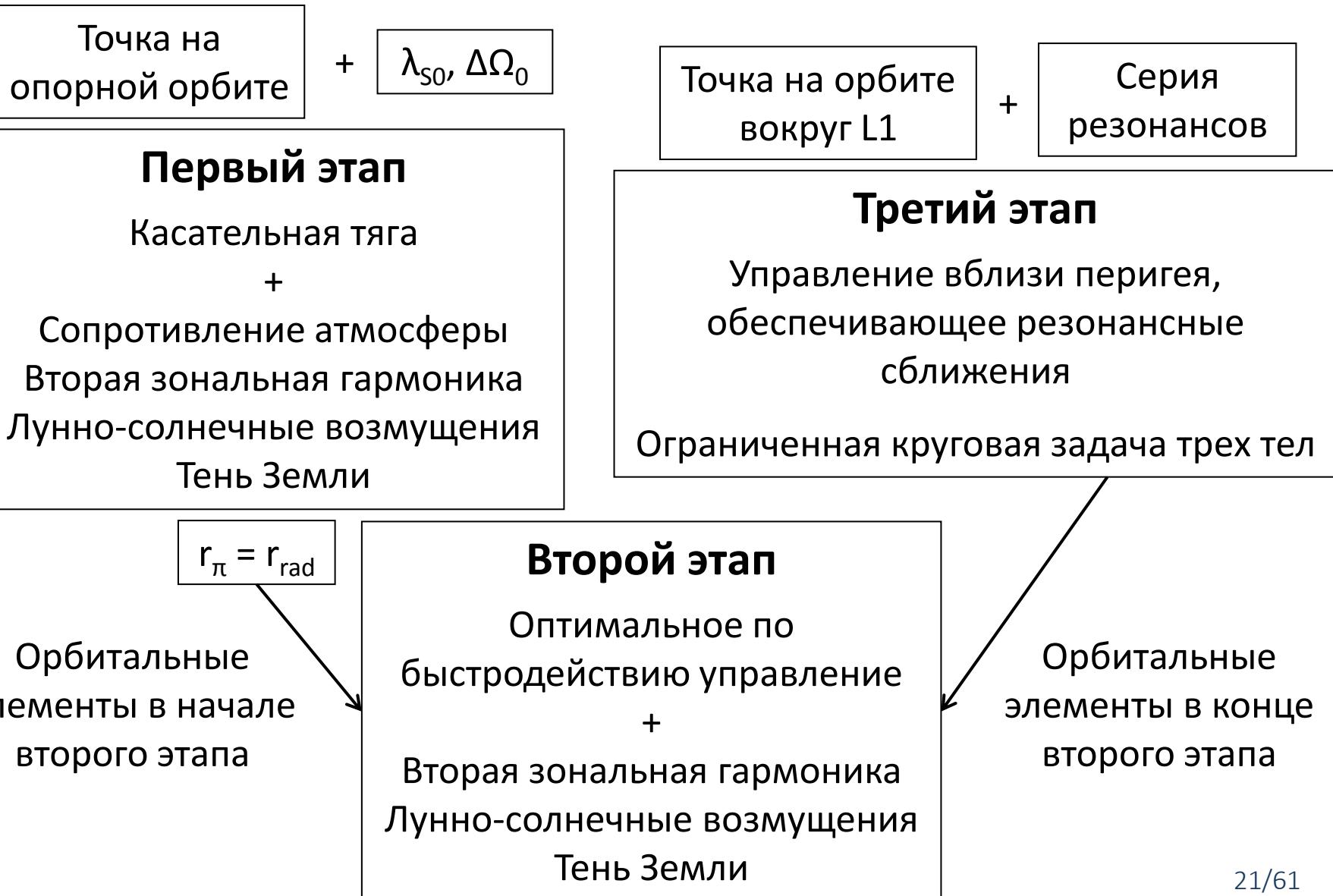
ОКБ Факел:
СПД-100В

Busek: BIT-3

Основные этапы перелета

- **Первый этап:** подъем орбиты непрерывной касательной тягой, чтобы перигей вышел за пределы радиационных поясов
- **Второй этап:** оптимальное по времени увеличение размеров орбиты до тех пор, пока лунные сближения не станут достаточно эффективными
- **Третий этап:** серия резонансных сближений с Луной, баллистический захват Луной или выход на устойчивое многообразие гало-орбиты вокруг L1

Алгоритм построения траектории



Третий этап: резонансные орбиты

- Резонанс $l:m$ – l витков КА вокруг Земли за m витков Луны вокруг Земли

$$a_{res} = (1 - \mu)^{1/3} (m/l)^{2/3}$$

- Ограничения:

$$m \leq 3$$

$$l/m \leq 4$$

- Цепочки резонансов:

$$l_1 : m_1 \rightarrow l_2 : m_2 \rightarrow l_3 : m_3 \rightarrow \dots$$

Третий этап: расчет резонансных сближений (пример для последовательности 5:2 → 3:1)

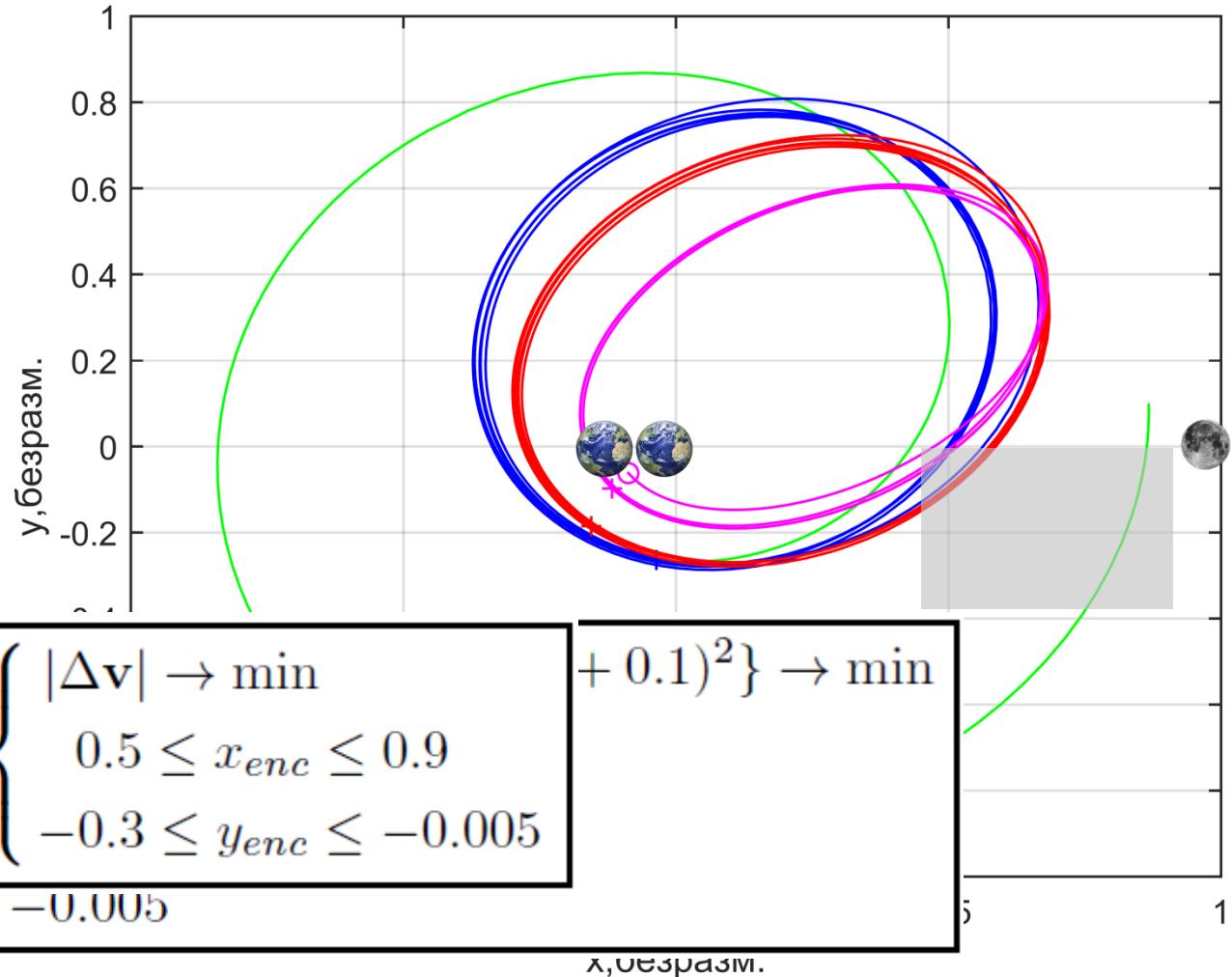
$$\varphi = 0.2$$

$$\Delta v_0 = 0.78 \text{ м/с}$$

$$5 : 2 \rightarrow 3 : 1$$

$$\Delta v_1 = 47.5 \text{ м/с}$$

$$\Delta v_2 = 0 \text{ м/с}$$



$$\left\{ \begin{array}{l} \max\{(a_1 - a_r) \\ |\Delta v| \leq \Delta v_{\max} \\ 0.5 \leq x_{enc} : \\ -0.3 \leq y_{enc} \leq -0.005 \end{array} \right.$$

$$\left\{ \begin{array}{l} |\Delta v| \rightarrow \min \\ 0.5 \leq x_{enc} \leq 0.9 \\ -0.3 \leq y_{enc} \leq -0.005 \end{array} \right.$$

$$+ 0.1)^2 \} \rightarrow \min$$

1

Подзадачи второго этапа

- Решение усредненной задачи в простой модели (центральное поле Земли + J2)
- Фазирование добавлением начального пассивного участка и параллельной пристрелкой
- Уточнение с учетом теневых участков и лунно-солнечных возмущений параллельной пристрелкой

Характеристики первого этапа

	ГПО	НКО
Мини-ДУ	$T = 72.3 \pm 2.1$ дней $\Delta M/M_0 = 0.10 (\pm 0.6\%)$ $T_{тень} = 1.9 \pm 1.9$ дней $T_{max,тень} = 1.1 \pm 1.1$ ч	$T = 185.7 \pm 5.6$ дней $\Delta M/M_0 = 0.23 (\pm 0.8\%)$ $T_{тень} = 21.9 \pm 4.8$ дней $T_{max,тень} = 0.8 \pm 0.2$ ч
Нано-ДУ	$T = 139.0 \pm 3.5$ дней $\Delta M/M_0 = 0.05 (\pm 0.6\%)$ $T_{тень} = 4.1 \pm 2.6$ дней $T_{max,тень} = 1.3 \pm 0.9$ ч	$T = 366.1 \pm 4.7$ дней $\Delta M/M_0 = 0.13 (\pm 0.2\%)$ $T_{тень} = 43.2 \pm 4.5$ дней $T_{max,тень} = 0.8 \pm 0.1$ ч

Последовательности резонансов на третьем этапе

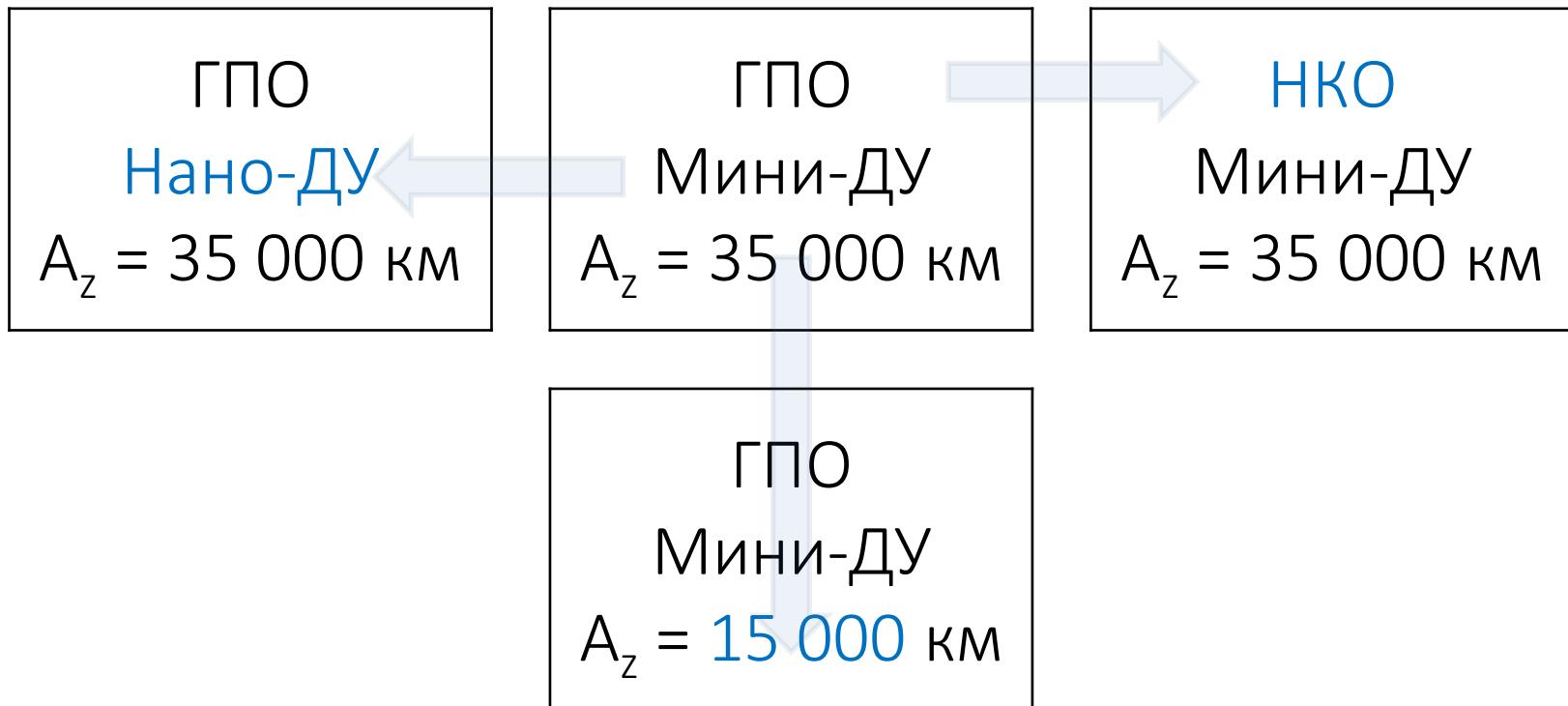
φ	последовательность $l : m$	r_π	r_α
0.0	7:2 → 3:1	0.123	0.740
0.0	11:3 → 7:2 → 3:1	0.119	0.722
0.1	10:3 → 3:1	0.169	0.745
0.2	3:1 → 5:2	0.111	0.781
0.2	7:2 → 3:1 → 5:2	0.112	0.757
0.2	11:3 → 7:2 → 3:1 → 5:2	0.100	0.736
0.2	4:1 → 11:3 → 7:2 → 3:1 → 5:2	0.091	0.710
0.4	3:1 → 5:2	0.150	0.790
0.4	7:2 → 3:1 → 5:2	0.125	0.742
0.4	7:2 → 10:3 → 5:2	0.156	0.716
0.5	3:1 → 2:1	0.151	0.802
0.5	7:2 → 3:1 → 2:1	0.114	0.757
0.6	3:1 → 2:1	0.179	0.774
0.6	8:3 → 2:1	0.209	0.733
0.6	7:2 → 3:1 → 2:1	0.141	0.725
0.6	10:3 → 3:1 → 2:1	0.162	0.756
0.6	11:3 → 7:2 → 3:1 → 2:1	0.132	0.705
0.7	3:1 → 2:1	0.158	0.792
0.7	11:3 → 7:2 → 3:1 → 2:1	0.110	0.723
0.8	8:3 → 6:3	0.217	0.788
0.8	8:3 → 7:3	0.253	0.772
0.8	3:1 → 8:3 → 6:3	0.145	0.772
0.8	10:3 → 3:1 → 7:3	0.193	0.714
0.8	3:1 → 8:3 → 7:3	0.213	0.748
0.8	10:3 → 3:1 → 8:3 → 7:3	0.191	0.713

$A_z = 35\ 000$ км

φ	последовательность $l : m$	r_π	r_α
0.3	3:1 → 5:2	0.129	0.778
0.3	7:2 → 3:1 → 5:2	0.122	0.749
0.3	11:3 → 7:2 → 3:1 → 5:2	0.108	0.723
0.4	5:2 → 6:3	0.232	0.772
0.4	5:2 → 7:3	0.259	0.755
0.4	3:1 → 5:2 → 6:3	0.180	0.773
0.4	8:3 → 5:2 → 7:3	0.303	0.745
0.4	7:2 → 3:1 → 5:2 → 6:3	0.139	0.722
0.4	11:3 → 7:2 → 3:1 → 5:2 → 6:3	0.134	0.702
0.6	3:1 → 5:2	0.202	0.754
0.7	3:1 → 7:3	0.190	0.756
0.7	3:1 → 8:3	0.142	0.759
0.7	10:3 → 3:1 → 7:3	0.173	0.736
0.8	3:1 → 7:3	0.191	0.758
0.8	3:1 → 8:3	0.142	0.757
0.8	10:3 → 3:1 → 7:3	0.173	0.737
0.8	11:3 → 7:2 → 3:1 → 8:3	0.135	0.704

$A_z = 15\ 000$ км

Рассматриваемые случаи на втором этапе



Характеристики целых траекторий ГПО, мини-ДУ, Az = 35 000 км

	$\lambda_{S0} = 0^\circ$	$\lambda_{S0} = 90^\circ$	$\lambda_{S0} = 180^\circ$	$\lambda_{S0} = 270^\circ$
$\Delta\Omega_0 = 270^\circ$	$T_{min} = 252.79$ дней $T_{op} = 136.75$ дней $T_{sh} = 1.68$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1952$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 256.65$ дней $T_{op} = 142.73$ дней $T_{sh} = 1.65$ часов $\Delta M/M_0 = 0.2038$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 249.92$ дней $T_{op} = 133.70$ дней $T_{sh} = 0.74$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1909$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 241.68$ дней $T_{op} = 126.65$ дней $T_{sh} = 1.67$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1808$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$
$\Delta\Omega_0 = 180^\circ$	$T_{min} = 260.77$ дней $T_{op} = 137.13$ дней $T_{sh} = 2.19$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1958$ $\varphi = 0.6$ $8 : 3 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 252.95$ дней $T_{op} = 138.82$ дней $T_{sh} = 0.95$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1982$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 251.72$ дней $T_{op} = 136.69$ дней $T_{sh} = 0.45$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1951$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 259.00$ дней $T_{op} = 137.25$ дней $T_{sh} = 2.43$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1959$ $\varphi = 0.6$ $8 : 3 \rightarrow 2 : 1$
$\Delta\Omega_0 = 90^\circ$	$T_{min} = 253.22$ дней $T_{op} = 137.94$ дней $T_{sh} = 1.49$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1969$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 251.99$ дней $T_{op} = 136.12$ дней $T_{sh} = 0.99$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1943$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 260.62$ дней $T_{op} = 145.47$ дней $T_{sh} = 1.29$ часов $\Delta M/M_0 = 0.2077$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 252.35$ дней $T_{op} = 137.55$ дней $T_{sh} = 1.68$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1964$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$
$\Delta\Omega_0 = 0^\circ$	$T_{min} = 248.00$ дней $T_{op} = 132.67$ дней $T_{sh} = 0.50$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1894$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 252.77$ дней $T_{op} = 136.99$ дней $T_{sh} = 2.22$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1956$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 254.18$ дней $T_{op} = 136.53$ дней $T_{sh} = 2.14$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1949$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$	$T_{min} = 252.93$ дней $T_{op} = 136.06$ дней $T_{sh} = 1.19$ часов $\Delta M/M_0 = 0.1942$ $\varphi = 0.5$ $3 : 1 \rightarrow 2 : 1$

Быстрый перелет на третьем этапе

- На третьем этапе решается оптимальная по быстродействию задача перелета
- Пусть миниаппарат стартует с ГПО, причем в момент старта $\Delta\Omega_0 = 0^\circ$ и $\lambda_{S0} = 0^\circ$
- Экономный перелет:
 - Время полета: 115.4 дней
 - Затрачено топлива: 0.757 кг
- Быстрый перелет:
 - Время полета: 38.7 дней
 - Затрачено топлива: 17.1 кг



RAL Space: D-CIXS

Выводы

- Разработана методика автоматизированного проектирования спиральных траекторий перелета к лунной точке либрации L1 с использованием резонансных сближений. Предложен метод проектирования последовательных резонансных сближений.
- Исследовано влияние на характеристики перелета выбранных 1) даты и времени старта, 2) последовательности резонансных сближений, и 3) точки входа на терминальную орбиту вокруг точки L1.
- Проанализированы случаи различных стартовых и терминальных орбит, а также двух типовых ДУ малой тяги. Во всех случаях были получены характеристики траекторий перелета, они сгруппированы в таблицы, где каждой ячейке отвечает время старта и ориентация околоземной орбиты.
- Доля топлива на миниаппарате составляет порядка 20% от общей массы аппарата (старт с ГПО) и 38% (старт с НКО). Для наноаппарата доля топлива составляет порядка 10% (старт с ГПО). С точки зрения времени полета, быстрее попасть на гало-орбиту $Az = 35$ тыс. км, чем на гало-орбиту $Az = 15$ тыс. км.
- Найдены оптимальные последовательности резонансов: $3:1 \rightarrow 2:1$ (для гало-орбиты $Az = 35$ тыс. км) и $3:1 \rightarrow 5:2$ ($Az = 15$ тыс. км).

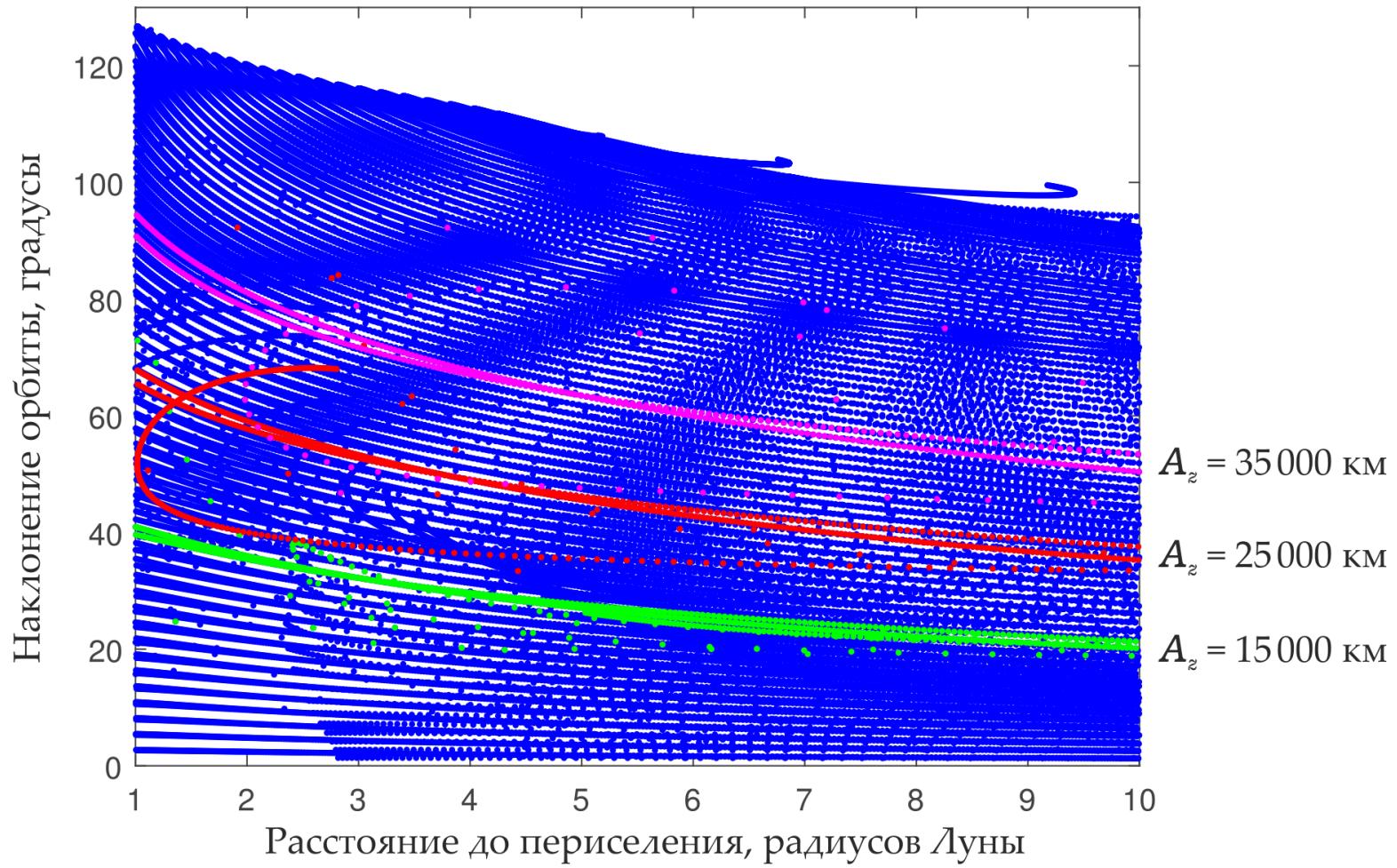
Структура доклада

- Актуальность выбранной темы
- Анализ спиральных траекторий перелета к лунной точке либрации L1 с использованием резонансных сближений
- Варианты дальнейших перелетов с орбит вокруг лунных точек либрации L1 и L2
- Смена номинальной орбиты в окрестности коллинеарной точки либрации в случае нештатной задержки коррекции
- Положения, выносимые на защиту

Постановка задачи

- Построить множество окололунных орбит, доступных при сходе вдоль неустойчивого многообразия с гало-орбит вокруг точек L1 и L2 системы Земля-Луна
- Стабилизировать найденные окололунные орбиты малой тягой, при этом тяга
 - направлена против скорости аппарата (в инерциальной системе отсчета)
 - включена лишь в окрестности Луны

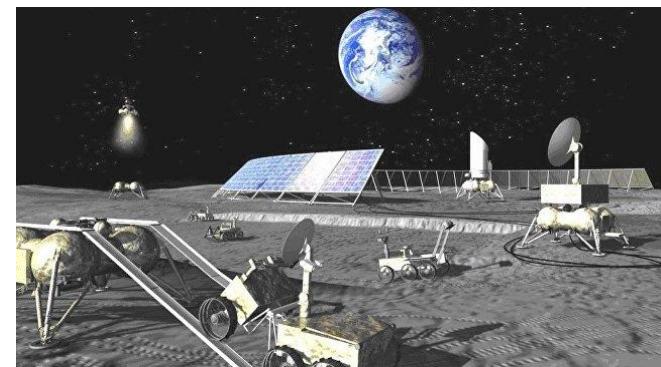
Оскулирующие параметры окололунных орбит при сходе по неустойчивому многообразию гало-орбит вокруг L1



Интерес к околополярным орбитам

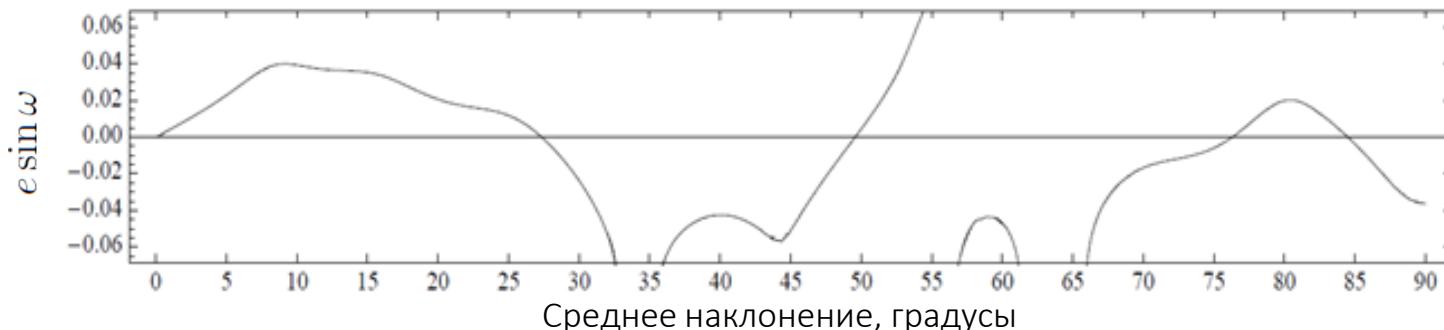
- Залежи водяного льда на южном полюсе были обнаружены в ряде миссий:

Луна-24 (1976), Clementine (1994),
Lunar Prospector (1998), Moon Impact
Probe (2008), Chandrayaan-1 (2009),
LCROSS (2009)



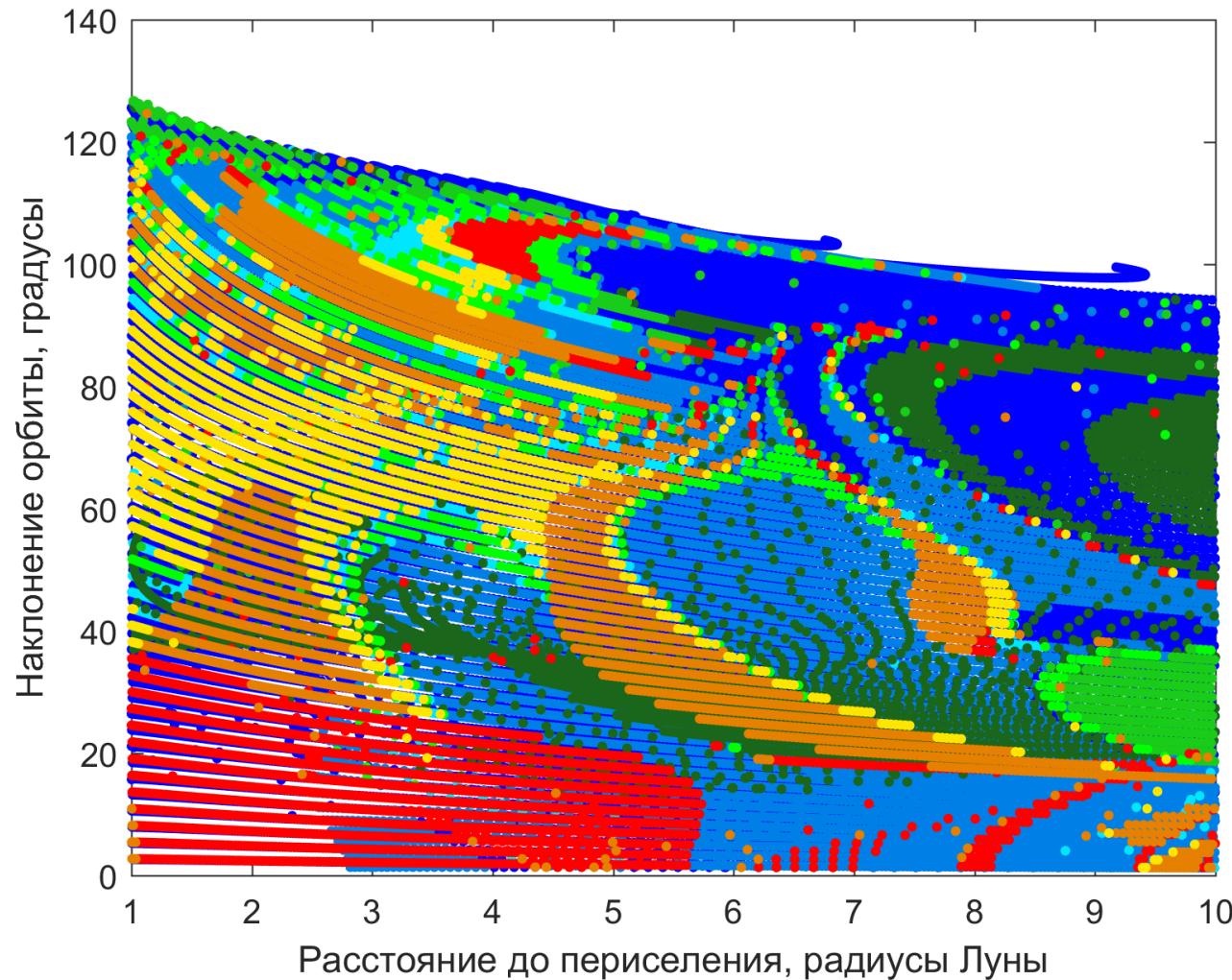
ЦНИИМаш: Будущая лунная база

- Устойчивость с учетом масконон:



Lara et al. (2009): Замороженные орбиты, $a = 1861$ км

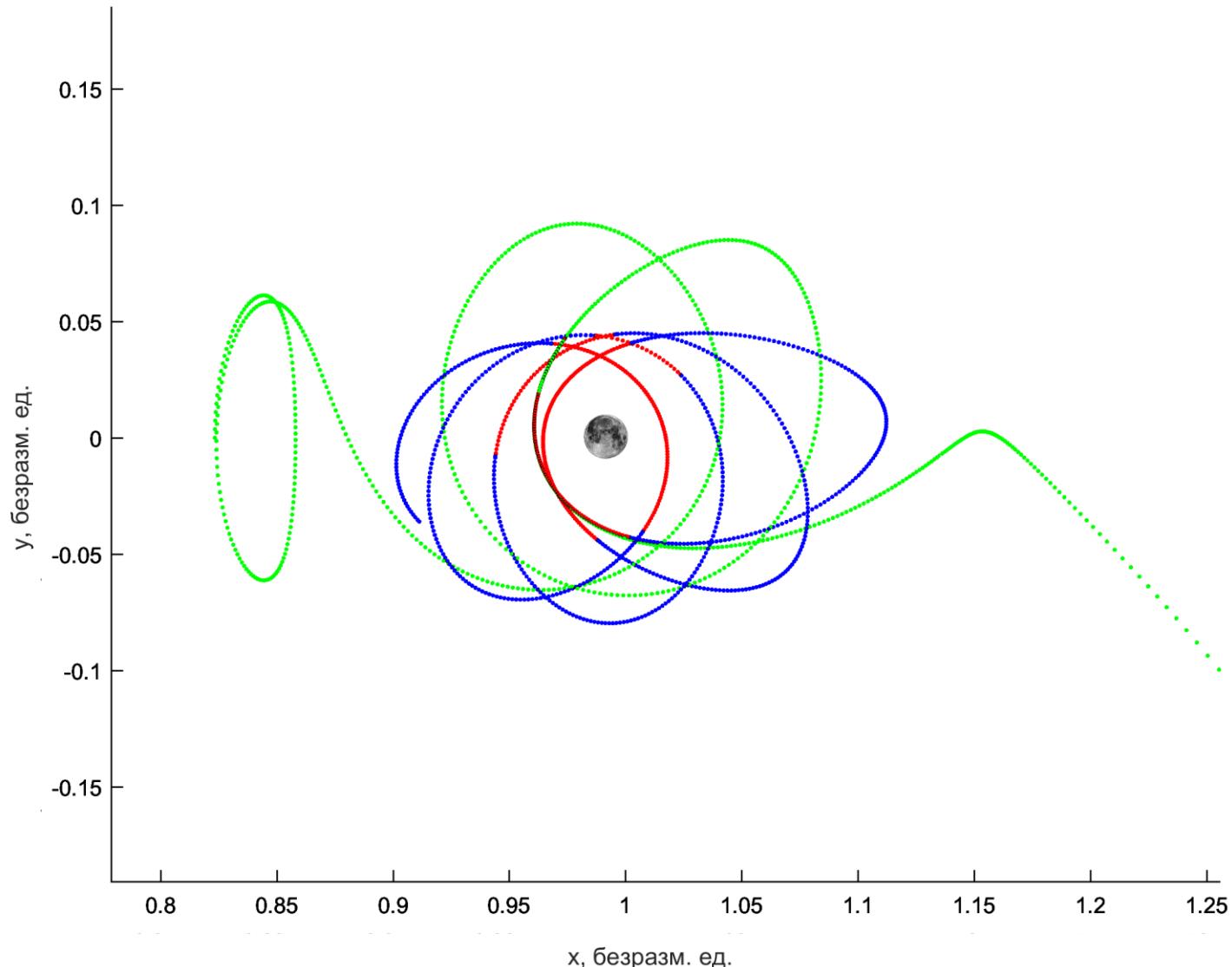
Распределение более и менее устойчивых оскулирующих
окололунных орбит при сходе по неустойчивому
многообразию гало-орбит вокруг L1



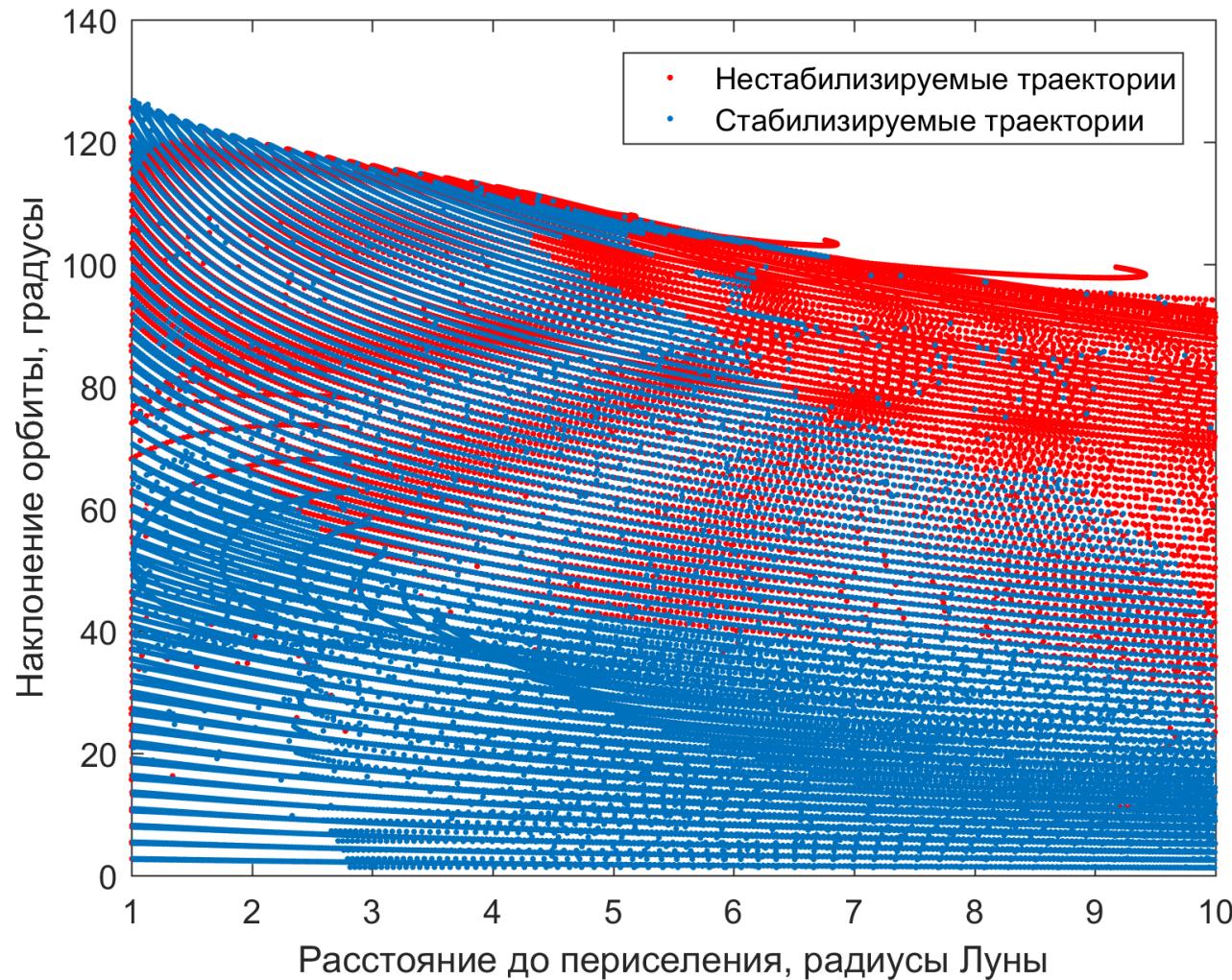
Стабилизация окололунных орбит малой тягой

- Тяга направлена против скорости (в инерциальной системе отсчета) в те интервалы времени, когда аппарат находится достаточно близко к Луне – не дальше 10 радиусов Луны
- Орбита считается стабилизированной, если за последовательные два витка вокруг Луны максимальная вариация наклонения от среднего значения не превзойдет 1 градус, а вариация расстояния до периселения не превысит 1000 км

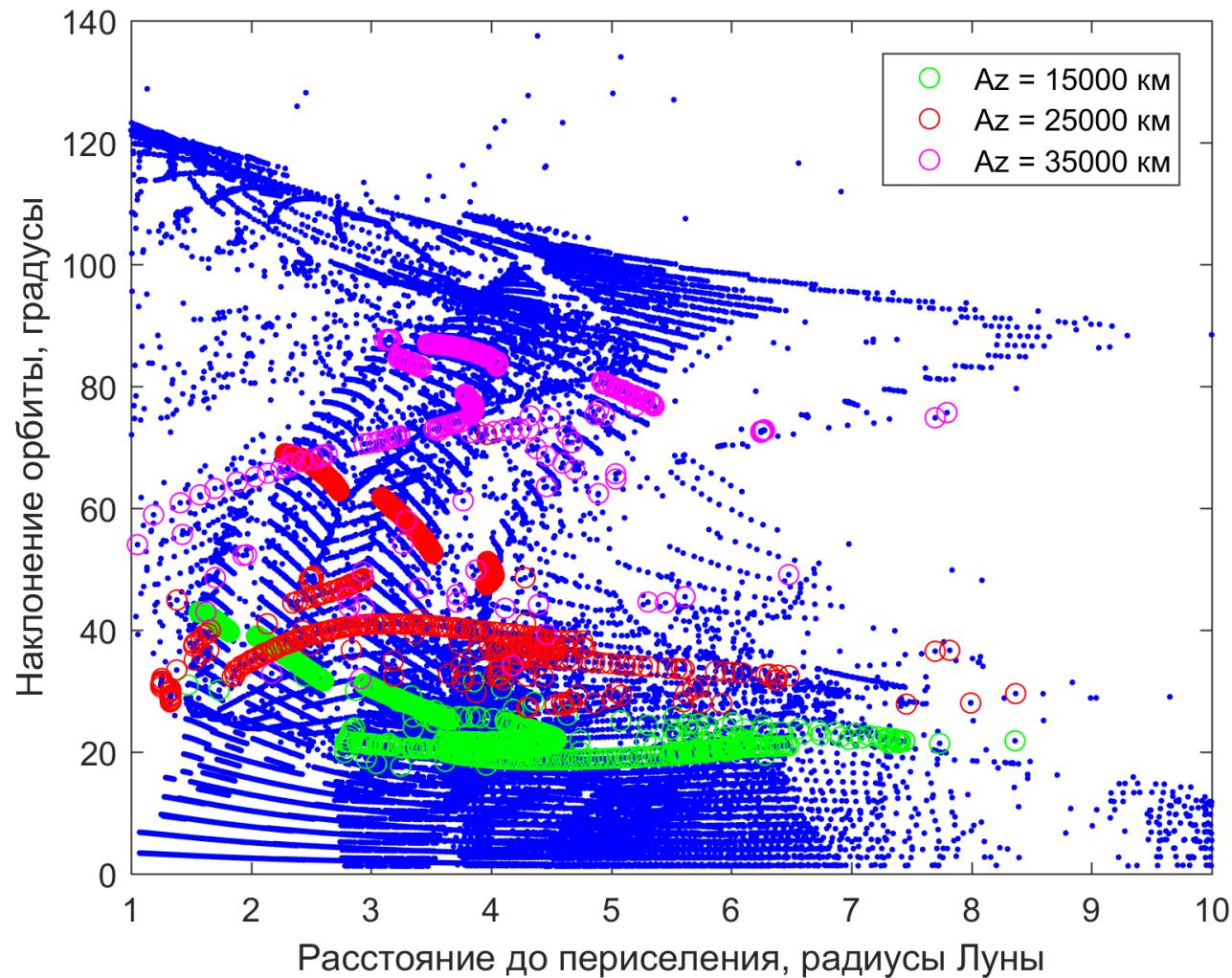
Пример стабилизации траектории малой тягой в окрестности Луны



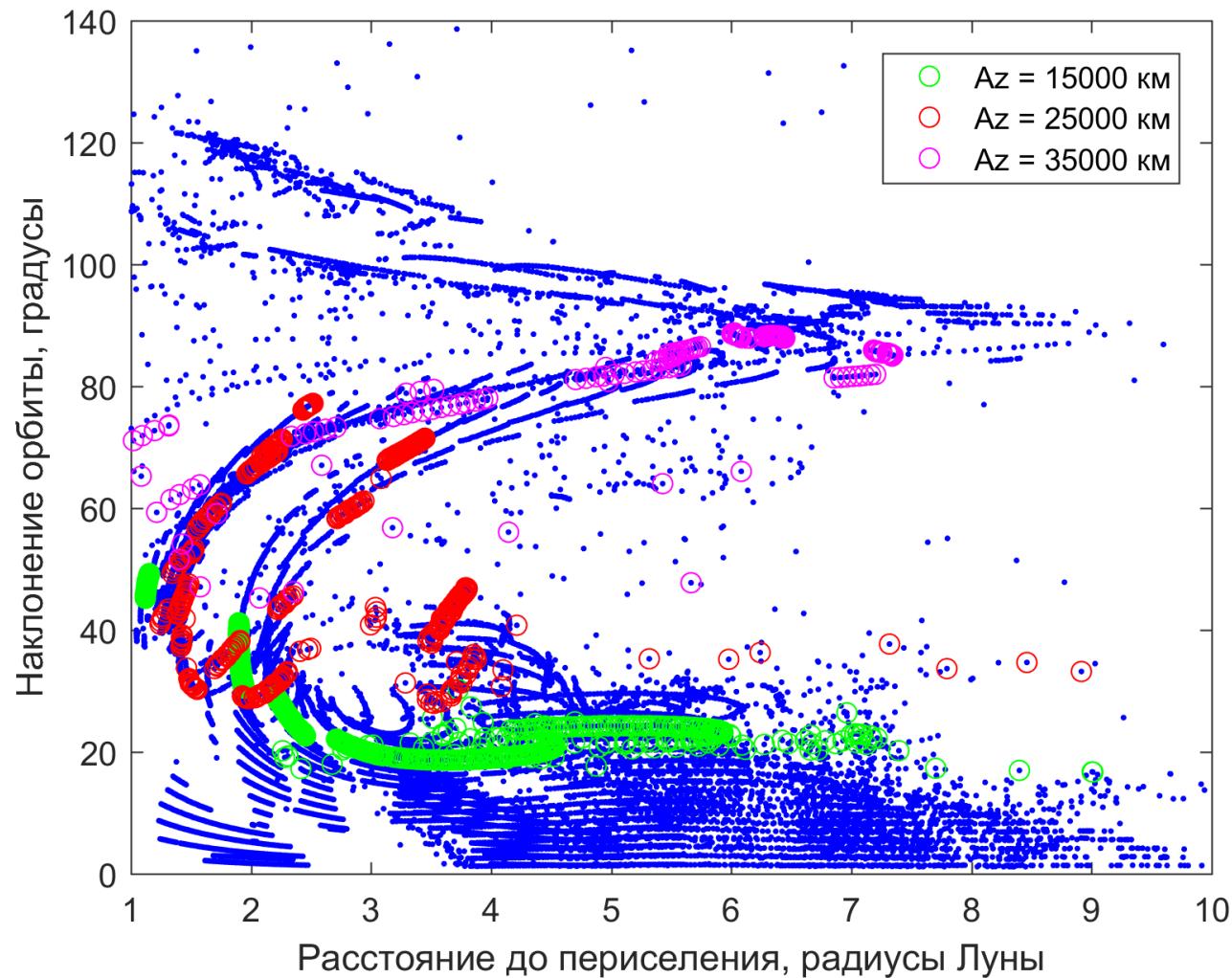
Стабилизируемые и нестабилизируемые орбиты при сходе вдоль неустойчивого многообразия гало-орбит вокруг L1



Стабилизированные малой тягой окололунные орбиты при
сходе по неустойчивому многообразию гало-орбит вокруг L1
Миниаппарат: 250 кг, СПД-100В



Стабилизированные малой тягой окололунные орбиты при
сходе по неустойчивому многообразию гало-орбит вокруг L1
Наноаппарат: 9 кг, BIT-3



Выводы

- Построено множество оскулирующих окололунных орбит, получаемых при сходе вдоль неустойчивых многообразий гало-орбит вокруг точек L1 и L2
- Построено множество стабилизированных малой тягой окололунных орбит для случаев обеих точек либрации и двух аппаратов – в классе мини и в классе нано
- Множество достижимых окололунных орбит имеет широкий диапазон наклонений (вплоть до 140 градусов) и высоты периселения (вплоть до поверхности Луны), это верно как для миниаппарата, так и для наноаппарата
- Чем больше требуемое наклонение окололунной орбиты, тем крупнее должна быть гало-орбита. Полярные и околополярные орбиты доступны при сходе с гало-орбит вокруг L1 при $Az = 35$ тыс. км и больше

Структура доклада

- Актуальность выбранной темы
- Анализ спиральных траекторий перелета к лунной точке либрации L1 с использованием резонансных сближений
- Варианты дальнейших перелетов с орбит вокруг лунных точек либрации L1 и L2
- **Смена номинальной орбиты в окрестности коллинеарной точки либрации в случае нештатной задержки коррекции**
- Положения, выносимые на защиту

Миссии к коллинеарным точкам либрации

- Всего 14 миссий к коллинеарным точкам либрации
- На текущий момент на орбитах оперируют аппараты Wind, SOHO, ACE, Gaia, DSCOVR и LISA Pathfinder
- Планируемые миссии:
 - Спектр-РГ (Роскосмос/DLR), SE L2
 - Миллиметрон (Роскосмос), SE L2
 - James Webb ST (NASA/ESA/CSA/STSCI), SE L2
 - EQUULEUS (JAXA), EM L2
 - Aditya (ISRO), SE L1

Особенности движения вокруг точек либрации

- Неустойчивость движения требует точного определения орбиты и выполнения корректирующих маневров
- В среднем требуется 1-2 м/с в год¹ (Солнце-Земля) и 5-8 м/с в год² (Земля-Луна)
- Любая задержка коррекции, вызванная возможным отказом двигателя или потерей связи с КА может привести к существенному отклонению КА от номинальной периодической орбиты

¹миссии Wind (L1), SOHO (L1), ACE (L1), WMAP (L2), Hershel (L2), Plank (L2), Gaia (L2)

²миссия ARTEMIS (L1,L2), Gómez, Howell et al. (1998), Pavlak (2010)

Статистический анализ нештатных ситуаций

- Tafazoli (2009) изучил 156 неудач на 129 аппаратах с 1980 по 2005 год
- 59% нештатных ситуаций пришлось на систему управления КА (орб. + угл.) и систему электропитания
- 45% нештатных ситуаций связано с неполадками в электронике
- 40% рассмотренных ситуаций привели к полной потере миссии
- Рекомендации:
 - Тщательное тестирование аппарата перед запуском
 - Резервирование и дублирование компонент
 - Обеспечение гибкости смены управления

Временная потеря управления в межпланетных миссиях

- SOHO (ESA/NASA, 1998):
 - Выход из строя двух гироскопов привел к неправильной ориентации КА
 - Потеря связи с аппаратом более чем на месяц
 - После возобновления связи на КА было загружено ПО, позволившее управлять ориентацией аппарата без использования гироскопов
 - Использование двигателей для поддержания угловой ориентации привело к необходимости корректировать орбитальное движение каждую неделю
- Akatsuki (JAXA, 2010)
 - Поломка обратного клапана в системе подачи топлива
 - Двигатель не отработал нужное время
 - На 5 лет КА стал искусственным спутником Солнца
 - Перевод на высокоэллиптическую орбиту Венеры с помощью двигателей ориентации
- Juno (NASA/JPL, 2016)
 - За день до маневра у Юпитера КА неожиданно перешел в режим безопасности
 - Спустя несколько дней КА вышел из режима безопасности
 - Маневр был отложен на 2 месяца

Постановка задачи

- Аппарат движется в окрестности неустойчивой номинальной орбиты вокруг коллинеарной точки либрации, поддерживая свое движение регулярными импульсами коррекции
- В некоторый момент времени импульс коррекции пропущен, аппарат движется по баллистической траектории, двигатели тяги не производят, управление орбитальным движением невозможно
- Спустя некоторое время полное управление орбитальным движением становится доступным

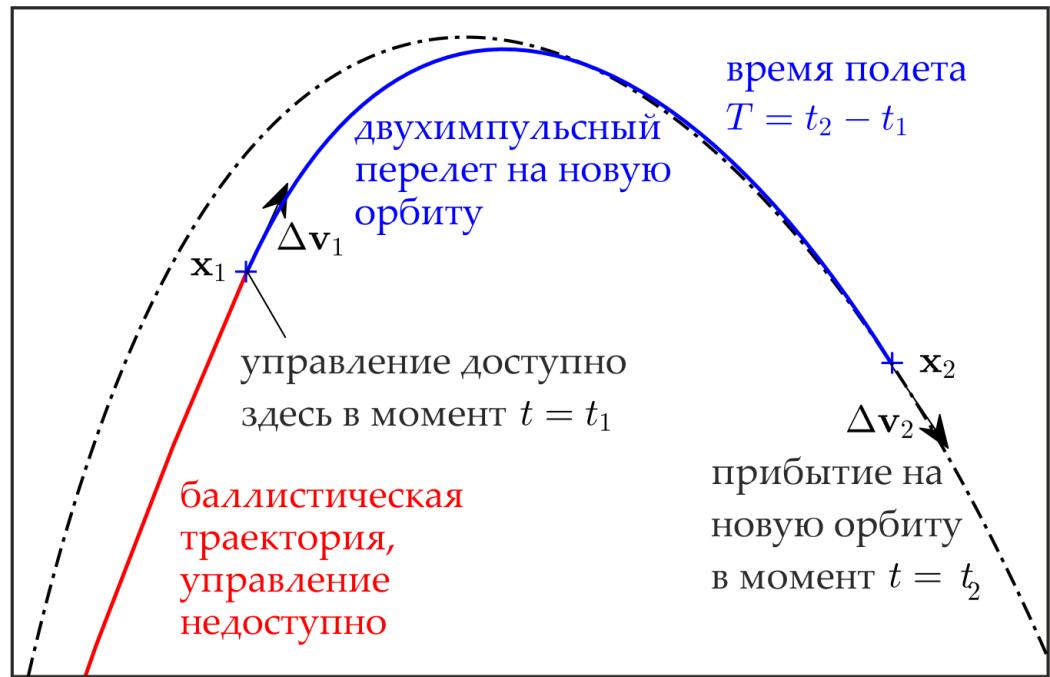
Постановка задачи (прод.)

- Рассчитать траекторию перелета на исходную орбиту
- Рассчитать траекторию перелета на оптимальную по Δv орбиту того же класса
- Исследовать полученные характеристики перелетов в зависимости от
 - Времени задержки коррекции
 - Начальных условий в момент пропуска коррекции
 - Точки либрации и системы трех тел
 - Размеров исходной орбиты
 - Типов орбит

Классы рассматриваемых задач

- Системы трех тел: Земля-Луна и Солнце-Земля
- Точки либрации: L1 и L2
- Типы орбит: гало-орбиты и квазигало-орбиты
- Модели движения: круговая ограниченная задача трех тел (с последующим уточнением в эфемеридной модели движения тел Солнечной системы)

Перелет на новую орбиту



Нацеливание на устойчивое многообразие орбиты не дает каких-либо преимуществ по сравнению с нацеливанием на саму эту орбиту^{1,2}

¹Shirobokov, M.G., Trofimov, S.P.: Thruster failure recovery strategies for libration point missions. In: 2nd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems. Paper AAS 14-589 (2014)

²Renault, C.A., Scheeres, D.J.: Statistical Analysis of Control Maneuvers in Unstable Orbital Environments. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, Vol. 26, No. 5, 2003

Оптимизационная задача и ее решение

- Переменные: $\mathbf{y} = [A_z, T, \varphi]$
- Функционал: $J(\mathbf{y}) = \|\Delta \mathbf{v}_1\| + \|\Delta \mathbf{v}_2\| \rightarrow \min$
- Ограничения: $\mathbf{l}_b \leq \mathbf{y} \leq \mathbf{u}_b$
- Метод оптимизации: последовательное квадратичное программирование (SQP)
- Начальное приближение:

$$\mathbf{y}_0 = [0.25 P_{\text{ref}}, t_d/P_{\text{ref}} + \varphi_{\text{ref}} + 0.25]$$

где $t_d = t_1 - t_0$ – время задержки коррекции

Исследуемые характеристики перелетов

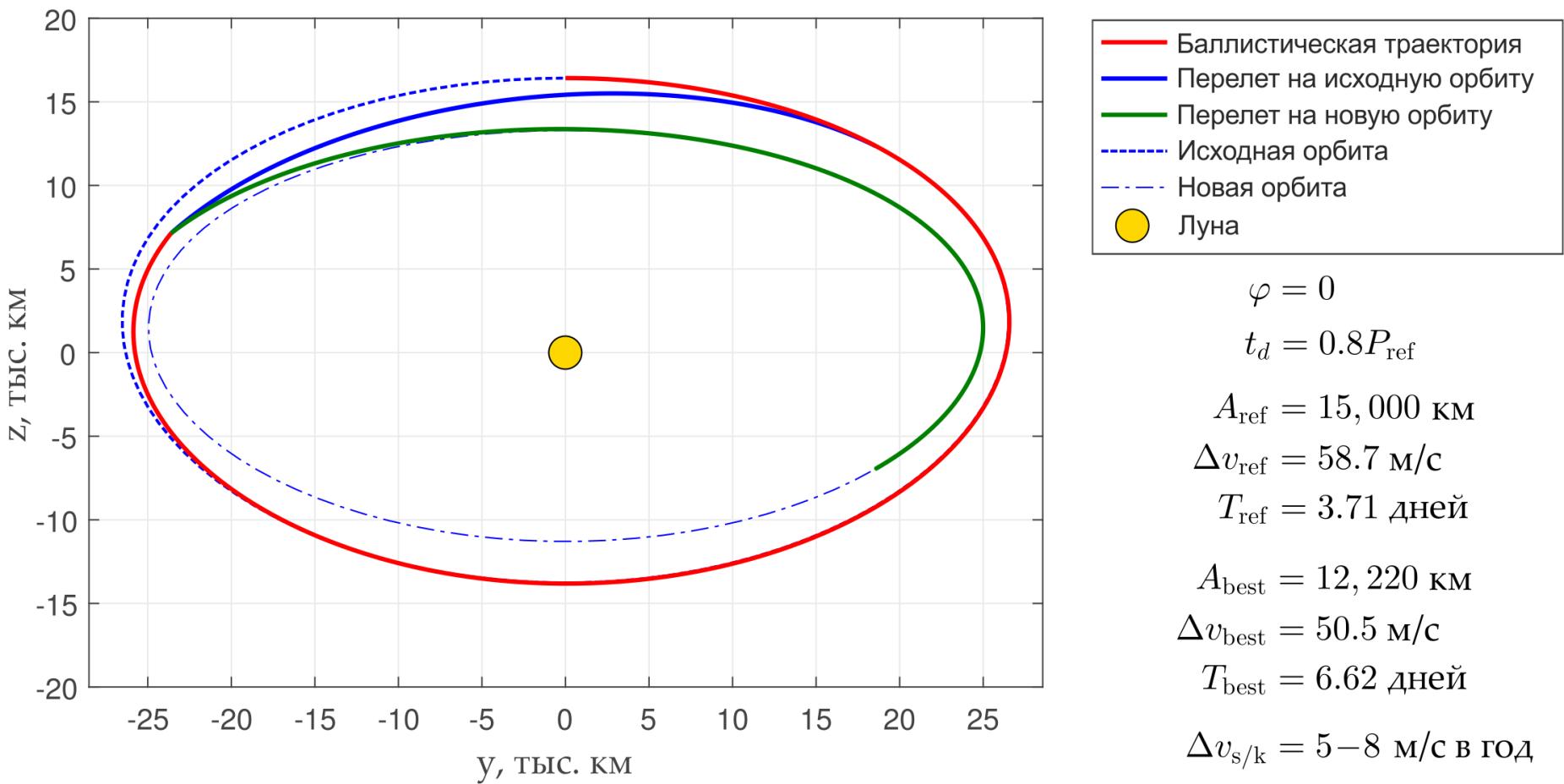
- Затраты на возвращение на исходную орбиту: Δv_{ref}
- Затраты на перелет на новую орбиту: Δv_{best}
- Абсолютный выигрыш по затратам: $\Delta v_g = \Delta v_{\text{ref}} - \Delta v_{\text{best}}$
- Относительный выигрыш по затратам:

$$\rho = \frac{\Delta v_g}{\Delta v_{\text{ref}}} \cdot 100\%$$

- Абсолютное изменение размеров орбиты: $\Delta A_z = A_{\text{best}} - A_{\text{ref}}$
- Относительное изменение размеров орбиты:

$$\alpha = \frac{\Delta A_z}{A_{\text{ref}}} \cdot 100\%$$

Пример перелета на исходную и новую гало-орбиту, отклонение вдоль неустойчивого многообразия, Земля-Луна L1, $\sigma_r = 5$ км, $\sigma_v = 5$ см/с



Характеристики перелетов,
точки L1/L2 Земля-Луна, $\sigma_r = 5$ км, $\sigma_v = 5$ см/с

L1:

A_z , км	$\max \rho (\Delta v_g)$	$\max \Delta v_g (\rho)$	$\max \alpha (\Delta A_z)$
5 000	9.1% (2.7 м/с)	3.4 м/с (6.8%)	37.9% (1 893 км)
10 000	12.1% (3.5 м/с)	4.7 м/с (8.1%)	38.0% (3 800 км)
15 000	14.0% (7.9 м/с)	8.1 м/с (13.8 %)	20.1% (3 014 км)
20 000	15.8% (5.6 м/с)	7.5 м/с (15.3 %)	13.4% (2 687 км)
25 000	17.9% (2.4 м/с)	9.2 м/с (16.8 %)	9.8% (2 462 км)

L2:

A_z , км	$\max \rho (\Delta v_g)$	$\max \Delta v_g (\rho)$	$\max \alpha (\Delta A_z)$
5 000	8.6% (5.0 м/с)	5.0 м/с (8.6%)	49.8% (2 488 км)
10 000	12.7% (7.4 м/с)	7.4 м/с (12.7%)	34.1% (3 413 км)
15 000	14.5% (4.2 м/с)	8.3 м/с (13.8%)	31.8% (4 770 км)
20 000	16.5% (4.4 м/с)	8.6 м/с (16.0%)	21.9% (4 375 км)
25 000	18.4% (4.3 м/с)	7.8 м/с (17.4%)	15.5% (3 884 км)

Серия испытаний Монте-Карло

Вектор отклонения моделируется как случайный вектор с нормальным распределением $N(\mathbf{0}, \Sigma)$ и матрицей ковариации

$$\Sigma = \begin{pmatrix} \sigma_r^2 \mathbf{I}_{3 \times 3} & \mathbf{O}_{3 \times 3} \\ \mathbf{O}_{3 \times 3} & \sigma_v^2 \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{pmatrix}$$

Для каждой точки либрации и интервала времени задержки было проведено 200 испытаний Монте-Карло

Стандартные отклонения σ_r и σ_v характеризуют величину отклонения от исходной траектории и, вообще говоря, превышают уровень навигационной неопределенности

Диаграмма размаха величины Δv_g в серии 200 испытаний
Монте-Карло, сбой коррекции в наивысшей точке,
 $Az = 15$ тыс. км, Земля-Луна L1, $\sigma_r = 5$ км, $\sigma_v = 5$ см/с

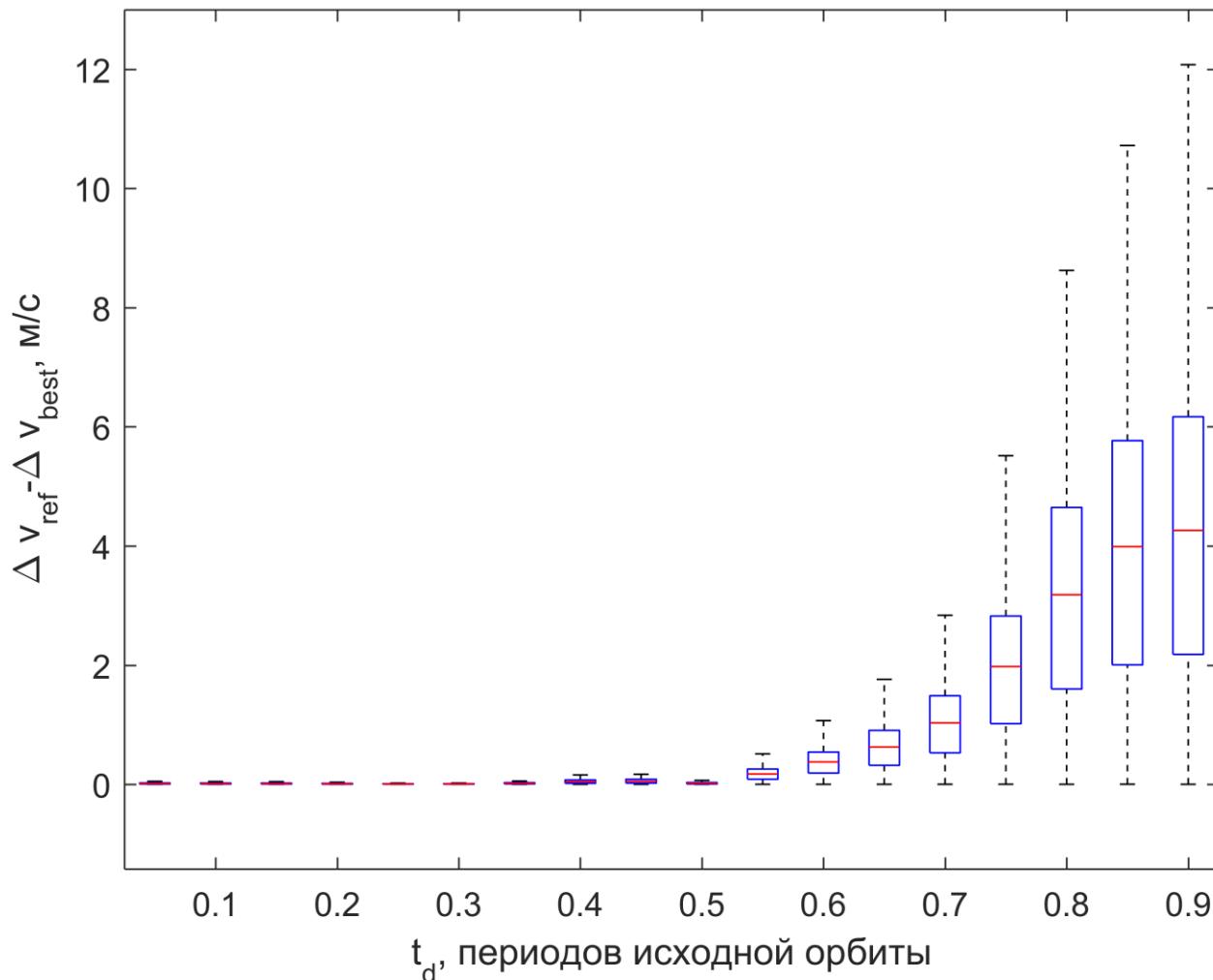
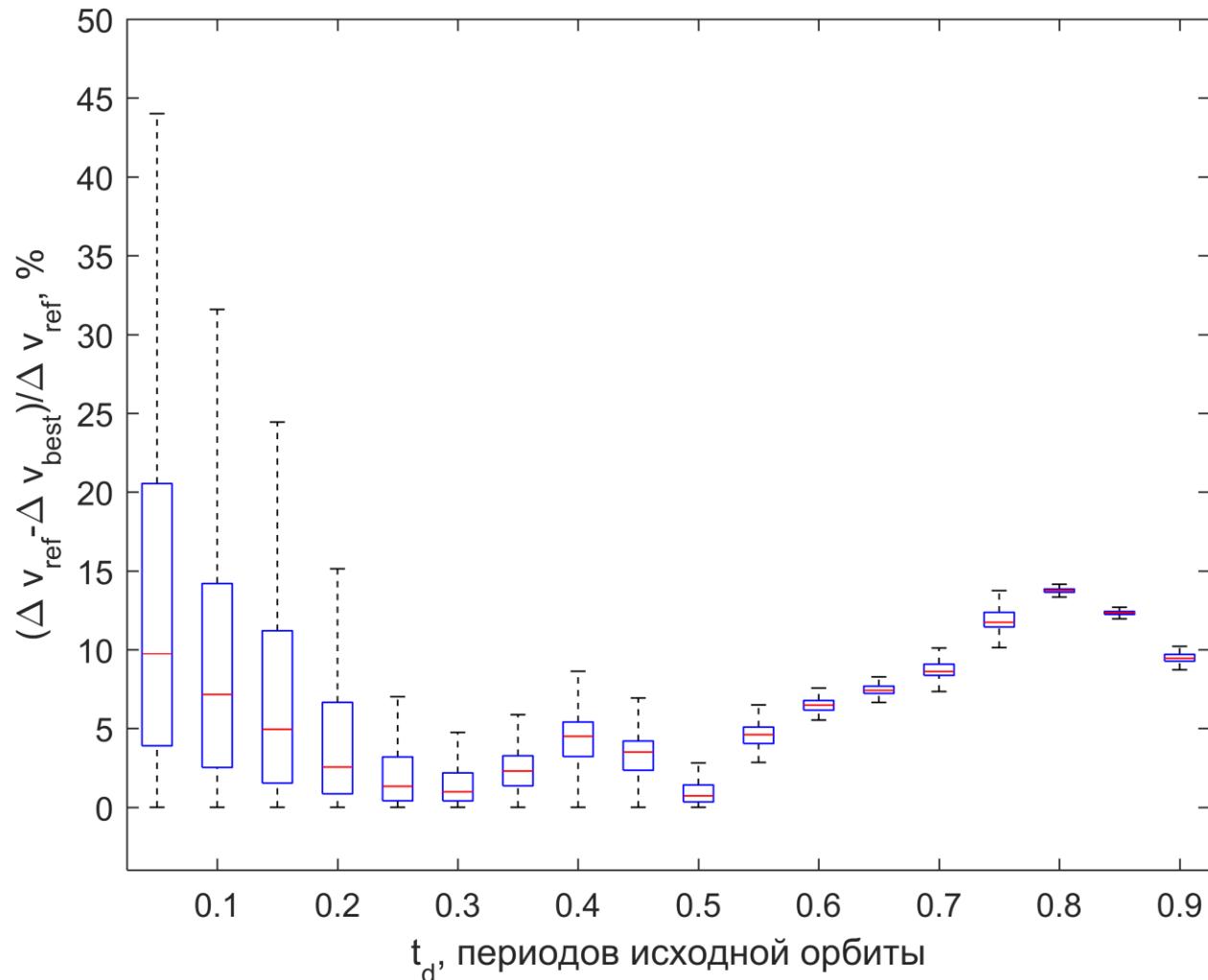


Диаграмма размаха величины ρ в серии 200 испытаний
 Монте-Карло, сбой коррекции в наивысшей точке,
 $Az = 15$ тыс. км, Земля-Луна L1, $\sigma_r = 5$ км, $\sigma_v = 5$ см/с



Результаты адаптации перелетов на гало-орбиты вокруг точки ЕМ L1 к эфемеридной модели

φ_{ref}	t_d/P_{ref}	$\Delta v_{\text{CR3BP}}^{\text{ref}}, \text{м/c}$	$\Delta v_{\text{Ephem}}^{\text{ref}}, \text{м/c}$	$\Delta v_{\text{CR3BP}}^{\text{best}}, \text{м/c}$	$\Delta v_{\text{Ephem}}^{\text{best}}, \text{м/c}$	ρ_{CR3BP}	ρ_{Ephem}
0.0	0.25	0.9047	0.9047	0.8939	0.8552	1.2006%	5.4705%
0.0	0.50	5.6362	3.8318	5.6362	3.8314	0.0000%	0.0121%
0.0	0.80	56.6247	37.9082	48.7070	27.6262	13.9829%	27.1236%
0.2	0.25	0.8423	0.8423	0.8309	0.8196	1.3594%	2.6966%
0.2	0.50	6.5429	6.0314	5.9803	3.8095	8.5998%	36.8401%
0.2	0.80	48.7434	32.3698	48.4170	31.5764	0.6696%	2.4512%
0.4	0.25	0.9648	0.9648	0.8925	0.8223	7.4927%	14.7635%
0.4	0.50	5.2289	3.4869	4.7399	2.7490	9.3524%	21.1616%
0.4	0.80	52.2940	37.5588	50.9540	32.8765	2.5626%	12.4666%
0.6	0.25	0.7724	0.7724	0.6841	0.6649	11.4283%	13.9139%
0.6	0.50	5.0713	4.6934	4.8062	4.1785	5.2275%	10.9717%
0.6	0.80	43.7610	31.8308	41.3512	26.6942	5.5067%	16.1371%
0.8	0.25	0.8173	0.8173	0.7930	0.7832	2.9834%	4.1759%
0.8	0.50	5.4075	4.4529	5.3516	4.1474	1.0333%	6.8605%
0.8	0.80	58.4593	44.7867	54.6497	36.7154	6.5168%	18.0217%

Выводы

- Оценены преимущества смены номинальной орбиты вокруг коллинеарной точки либрации с точки зрения затрат топлива, требуемых на спасение миссии после временной задержки коррекции траектории.
- Результаты для системы Земля-Луна и Солнце-Земля показывают, что затраты на перелет могут быть уменьшены на 1-10 м/с, что может продлить время жизни КА на несколько месяцев и даже лет.
- Выигрыш по затратам от перелета на новую орбиту увеличивается с ростом размера орбиты, но размеры орбиты могут измениться существенно (до 25%).
- Выигрыш по затратам незначителен, если длительность задержки меньше половины периода исходной орбиты. При более длительных задержках выигрыш может достигать 30-40%.
- Адаптация результатов для эфемеридной модели показывает, что для перелета на исходную и на новую гало-орбиты требуется меньше затрат топлива, чем в модели CR3BP. Более того, выигрыш от перелета на новую орбиту существенно увеличивается.

Положения, выносимые на защиту

- Разработана методика автоматизированного проектирования спиральных траекторий перелета к лунной точке либрации L1 с использованием резонансных сближений с Луной. Предложен метод проектирования последовательных резонансных сближений.
- Проанализированы случаи различных стартовых и терминальных орбит, а также двух типовых ДУ малой тяги. Во всех случаях были получены характеристики траекторий перелета, они сгруппированы в таблицы, где каждой ячейке отвечает дата старта и ориентация околоземной орбиты. Найдены оптимальные последовательности резонансных сближений для различных целевых гало-орбит.
- Построено множество оскулирующих окололунных орбит, получаемых при сходе вдоль неустойчивых многообразий гало-орбит вокруг точек L1 и L2.
- Построено множество стабилизированных малой тягой окололунных орбит для случаев обеих точек либрации и двух аппаратов – в классе мини и в классе нано.
- Оценены преимущества смены номинальной орбиты вокруг коллинеарной точки либрации с точки зрения затрат топлива, требуемых на спасение миссии после временной задержки коррекции траектории. Результаты для системы Земля-Луна и Солнце-Земля показывают, что смена орбиты может продлить время жизни КА на несколько месяцев и даже лет.
- Показано, что при длительности задержки меньше половины периода исходной орбиты проводить смену орбиты нецелесообразно. При более длительных задержках выигрыш может достигать 30-40%.

Список публикаций автора

Статьи в журналах, индексируемых ВАК:

- Shirobokov, M., Trofimov, S., Ovchinnikov, M. "Survey of Station-Keeping Techniques for Libration Point Orbits," Journal of Guidance, Control, and Dynamics. URL: <http://dx.doi.org/10.2514/1.G001850>
- Shirobokov, M., Trofimov, S., Ovchinnikov, M. "Recovery of Halo Orbit Missions in Case of Contingent Station-Keeping Maneuver Delay," Advances in Space Research, 2016, Vol. 58, No. 9, 1807–1818. URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.asr.2016.07.003>
- Shirobokov, M., Trofimov, S. "Parametric Analysis of Low-Thrust Lunar Transfers with Resonant Encounters," Advances in the Astronautical Sciences, 2016, Vol. 158, 579–603.
- Ovchinnikov, M., Shirobokov, M., Trofimov, S. "Recovery of lunar libration point missions in case of contingency correction maneuver delay," Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC, 2015, Vol. 8, pp. 5771–5791.
- Shirobokov, M., Trofimov, S. "Thruster Failure Recovery Strategies for Libration Point Missions," Advances in the Astronautical Sciences, 2015, Vol. 153, 1383–1391.

Результаты исследований были также доложены на конференциях AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems, Всероссийском съезде по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Академических чтениях по космонавтике, конференциях МФТИ, а также на научных семинарах сектора 2 и сектора 4 отдела 5 Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН