



XVII Международная конференция «Устойчивость и колебания нелинейных систем управления» (Конференция Пятницкого)



Особенности управления движением малых спутников в околоземных и межпланетных миссиях

М.Ю. Овчинников

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

ovchinni@keldysh.ru



Причины появления малых космических аппаратов



Кредо Мастера – “ ...
большое – это хорошо. И
очень маленькое – хорошо.
Только среднее плохо”

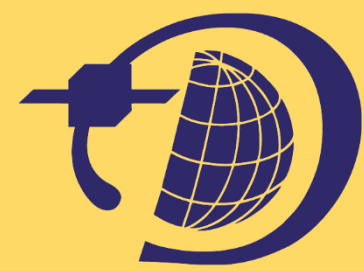
Однако огромные
динозавры и птеродактили
вымерли



Эрнст Неизвестный. Проходящий сквозь стену



Классификация или что подразумевается под малыми аппаратами



Исторически введены две пересекающиеся классификации:
первая - в 1994 году введена Arianespace в зависимости от массы спутника (в кг):

Mini	Small	Micro	Nano	<i>Pico</i>	<i>Femto (zp)</i>	<i>Atto (zp)</i>	<i>Zepto (zp)</i>
1000 - 500	500 - 100	100 - 10	10 - 1	<i>1 - 0.1</i>	<i>100-10</i>	<i>10-1</i>	<i>1-0.1</i>

Спутник-1

Explorer-1



Bob Twigg

1999 год

≈1 литр x 1-1.3 кг



Cubesats (кубсаты):
1U, 3U, 6U, 12U, 16U,
24U, 27U и даже 54U

Москва, ИПУ РАН



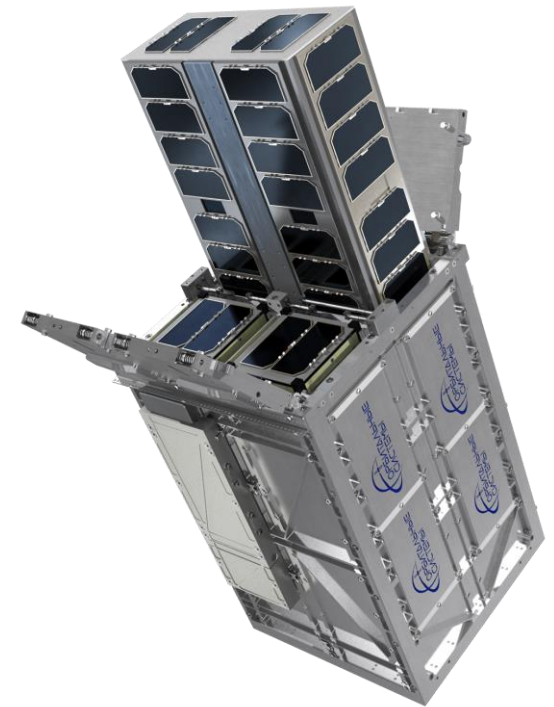
Jordi Puig-Saari



Способы вывода на орбиту



Попутный запуск
малых аппаратов на
переходной шайбе с
основным большим
аппаратом (слева)
и кубсаты в пусковом
контейнере (справа)





Причины появления малых аппаратов в 90-х годах



- прогресс в электронике и материаловедении, позволившие **миниатюризировать** бортовую электронику и компьютеры, датчики и средства связи
- появление недорогих конверсионных носителей и возможность попутного запуска на больших ракетах **для легких спутников**
- снижение потребностей отрасли в молодых специалистах, выпускаемых университетами, и их сокращение на предприятиях космической отрасли – **появление амбициозных “лишних” людей**



cntd

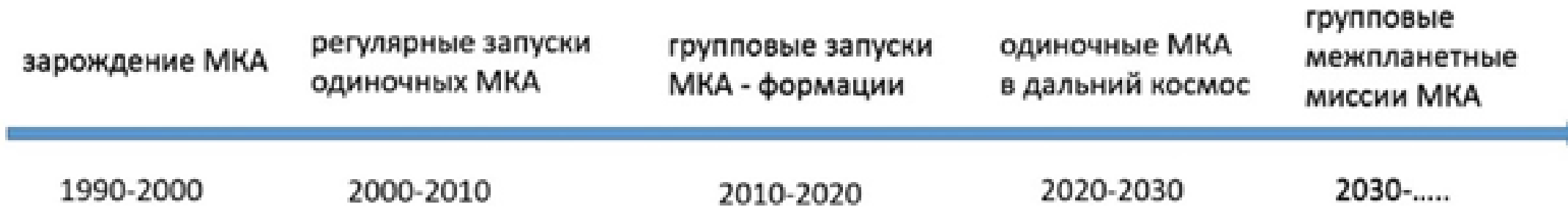


- произошло сокращение финансирования космической отрасли - **на долго разрабатываемые и дорогие аппараты денег нет**
- потребности в космическом сегменте не только не уменьшились, но и **выросли** благодаря смягчению международной обстановки (совместные прикладные и научные проекты, мобильность населения)

Нужда и возможности встретились друг с другом, что дало начало развитию столь перспективного направления космонавтики – возникла потребность в недорогих, легких, быстро создаваемых и, быть может, даже менее надежных спутниках



Тренд в развитии малых спутников



Спроецируем тренд на потребности в управлении движением спутников



“Тяжелое” наследие

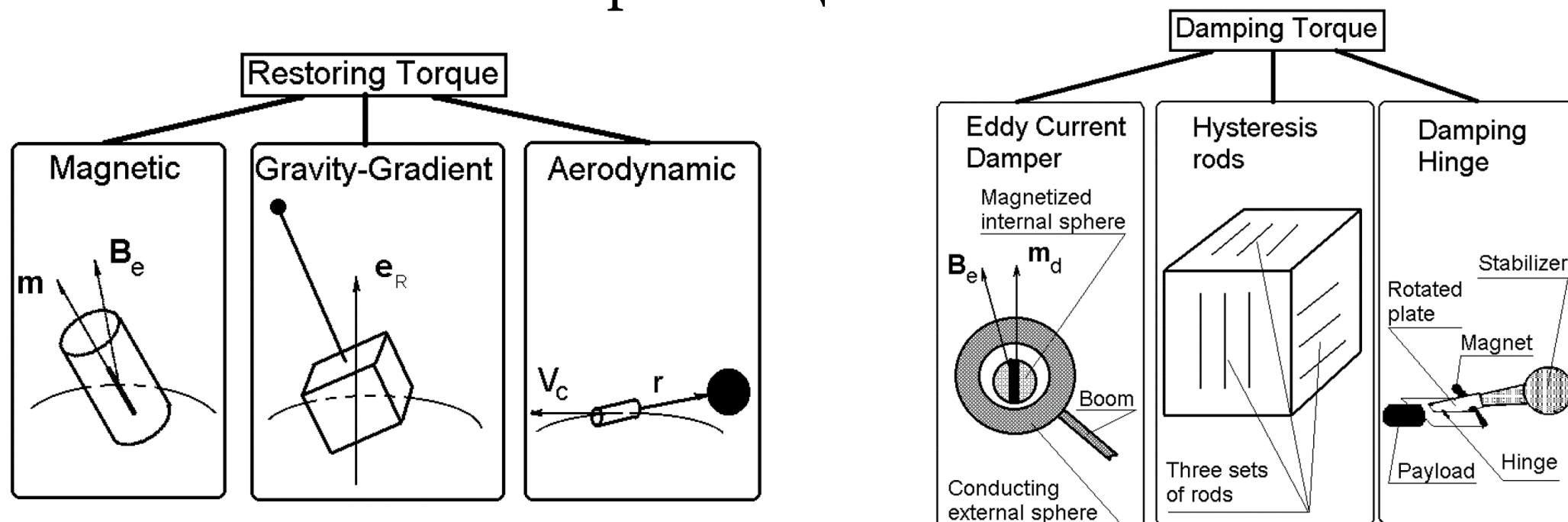


С чем пришла космонавтика к 90-м годам для управления движением космических аппаратов

- для управления угловым движением применяются пассивные методы (магнитная, гравитационная, аэродинамическая ориентация, стабилизация собственным вращением), реактивные двигатели, гироскопы, гиродины, маховики, токовые катушки
- для обеспечения относительного маневрирования и сближения – реактивные двигатели
- для межпланетных перелетов применяются прямые схемы (гомановские перелеты), требующие реактивных двигателей

1990-2000-2010

Попытки миниатюризировать сложные электромеханические системы были сложными – нужны миниатюрные бортовой компьютер и гиросприборы, поэтому подавляющее большинство систем ориентации - пассивные





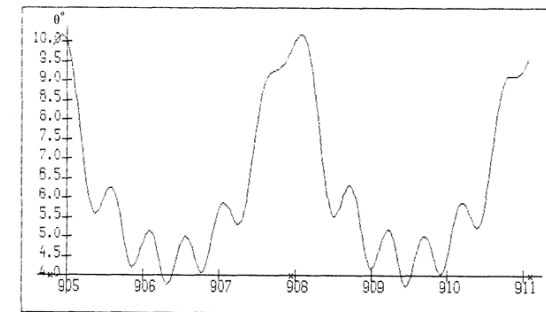
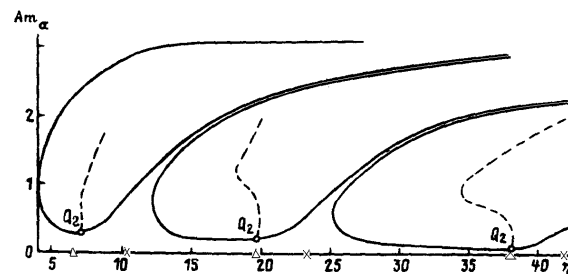
О моделях и методах пассивной ориентации



- магнитные:

$$J\dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times J\vec{\omega} = -\frac{3\mu g}{r^3} \mathbf{E}_3 \times J\mathbf{E}_3 + \mathbf{m}_s \times \mathbf{B} + \sum_{j=1}^n V_j W_j (\mathbf{H}_{e_j}, \dot{\mathbf{H}}_{e_j}) \mathbf{e}_j \times \mathbf{B},$$

$$\dot{\mathbf{E}}_j = -(\vec{\omega} - v\mathbf{E}_2) \times \mathbf{E}_j, (j=1,2)$$



- гравитационные:

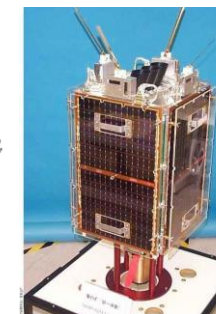


$$\alpha = \frac{\mu_0 V_b \alpha_R H_0^3}{\omega_0^2} \sin^3 i \frac{1}{4B - 3(A - C)} \sin 2u,$$

$$\beta = \frac{\mu_0 V_b \alpha_R H_0^3}{\omega_0^2} \sin i \cos i \frac{2(B - C) \cos i + A(\cos i - 3 \sin i)}{3(B - C)(A + C - B)} \cos u$$

$$\gamma = \frac{\mu_0 V_b \alpha_R H_0^3}{\omega_0^2} \sin i \cos i \frac{3 \sin i - \cos i}{3(B - C)} \sin u.$$

REFLECTOR, 6 кг, НИИПП, ИПМ, 2001

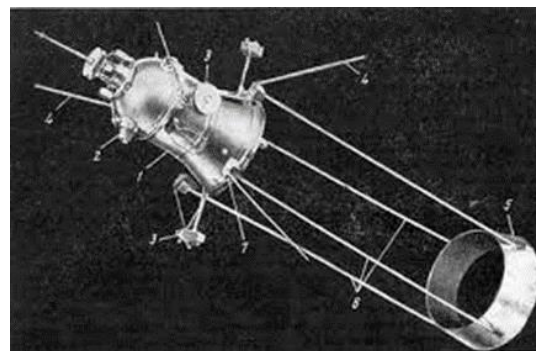


Tsinghua-1, SSTL, 70 кг

$$\mathbf{M} = \mathbf{m} \times \mathbf{B} + \mathbf{M}_{grav}$$

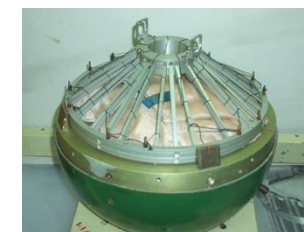
$$\mathbf{m} = -k \frac{d\mathbf{B}}{dt}$$

- аэродинамические:



Космос-149, Днепропетровск, 70-ые

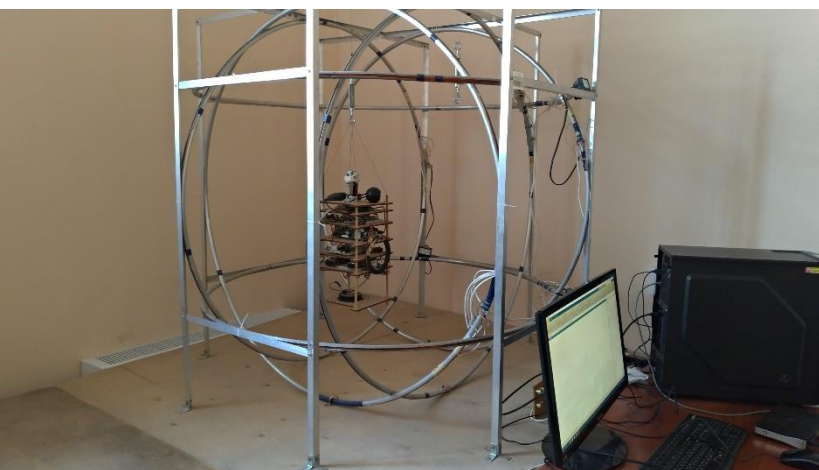
Москва, ИПУ РАН



МАИ, ВНИИЭМ, ИПМ, 1994, 12 кг (на базе ПИОН)



Лабораторная отработка алгоритмов управления движением

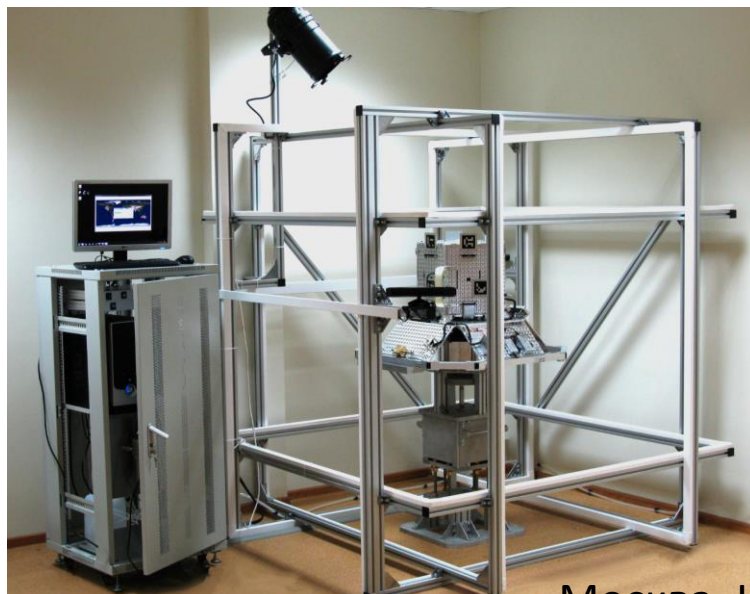


Стенд для имитации одноосного углового движения в МПЗ (ИПМ, конец 90х)



Стенд-аэростол для имитации поступательного и вращательного движения макета LUVEX (ZARM, 2003)

Стенд для имитации трехосного углового движения в МПЗ (Спутникс, 2016)



Москва, ИПУ РАН

Стенд COSMOS для имитации относительно управляемого движения макетов (Спутникс, ИПМ, 2017)

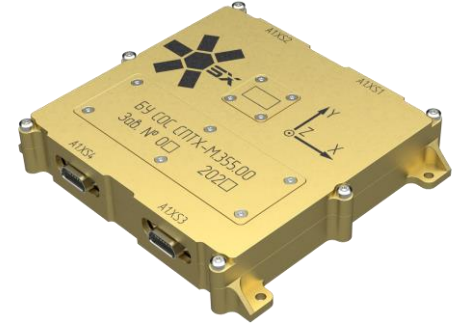




Всплеск на рынке служебных систем



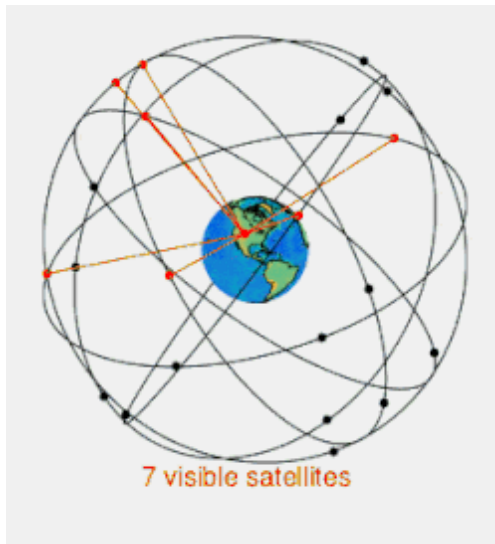
- стали доступны юниты СОС с интегрированными сенсорами (магнитометр, солнечный датчик, MEMS-гироскоп), вычислителями, токовыми катушками и миниатюрными маховичными блоками
- алгоритмы ориентации инкорпорированы в состав юнитов
- стало возможным на МКА реализовывать произвольные режимы углового движения. Вначале для решения целевых задач, а затем ...
- ... а затем был сделан следующий шаг ...



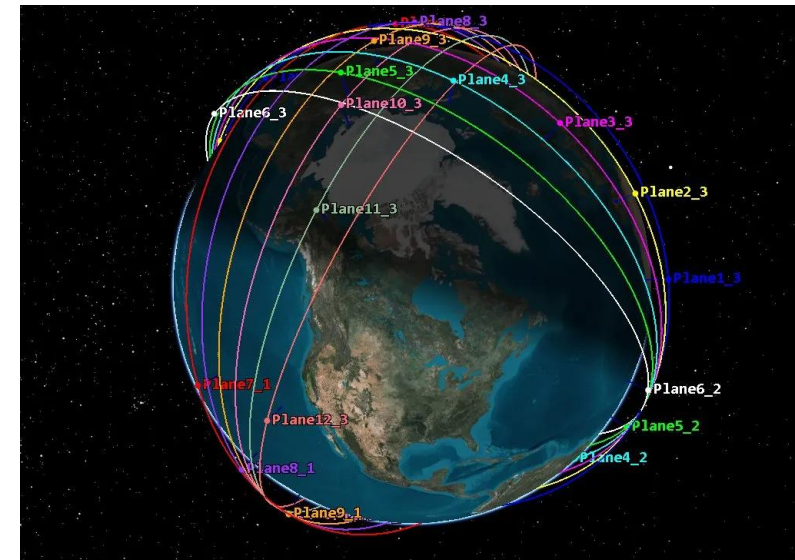
С появлением

- микродвигателей (газовые, плазменные, ионные, коллоидные и т.д.)
- актюаторов и алгоритмов для надежного управления угловым движением

общество подошло к реализации идеи построения *распределенных систем*



*Constellation
(Walker-Можжев)*





Разведение группировки МКА по разным орбитальным плоскостям



Выведение одной РН снижает стоимость миссии, но и порождает проблему **разведения аппаратов по разным орбитальным плоскостям** при ограниченном ресурсе управления

Гибридная схема разведения – РН с РБ выводят МКА на разные по высоте и/или наклонению промежуточные орбиты, а J2 обеспечивает дрейф ДВУ. Сведение на одну орбиту осуществляет ЭРДУ и атмосфера

- *Сценарий 1.* Аппараты выводятся на промежуточные орбиты с одинаковой высотой и разными наклонениями
- *Сценарий 2.* Аппараты выводятся на промежуточные орбиты с одинаковым наклонением и разной высотой

$$\Delta\Omega_p = -\Delta t \left(\frac{\cos i_1}{r_1^3 \sqrt{\mu r_1}} - \frac{\cos i_2}{r_2^3 \sqrt{\mu r_2}} \right) \varepsilon.$$

$$\Delta t_i = \frac{\pi m}{2F_m \sin \frac{\varphi}{2}} \sqrt{\frac{\mu}{r}} \Delta i.$$



Formation Flying



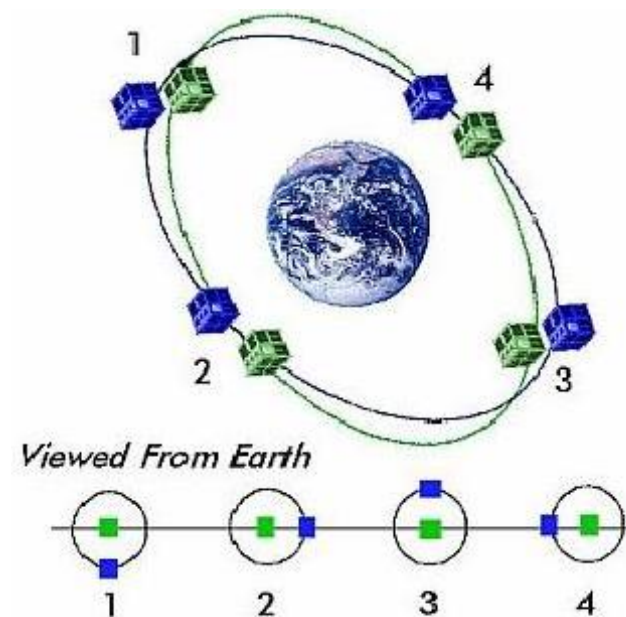
Если выполняются условия для орбит:

- близость наклонений
- близость долгот восходящего узла
- близость больших полуосей

тогда возникает второй тип
распределенных систем - *Formation Flying*

Задачи, подлежащие решению:

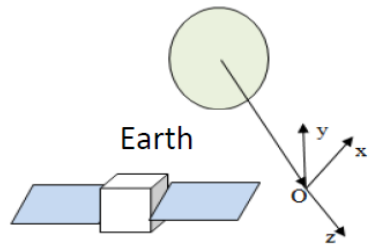
- устранение опасных сближений
- построение и поддержание заданной конфигурации группировки
- перестроение группировки



CanSat4&5 mission

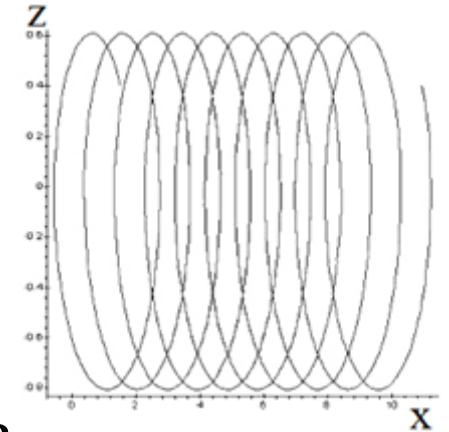


Управление относительным движением в группе



$$\begin{aligned}\ddot{x} + 2n\dot{z} &= u_x, \\ \ddot{y} + n^2y &= u_y, \\ \ddot{z} - 2n\dot{x} - 3n^2z &= u_z\end{aligned}$$

$$\frac{(z - 2C_1)^2}{C_2^2 + C_3^2} + \frac{[x - (C_4 - 3C_1\omega_0 t)]^2}{4(C_2^2 + C_3^2)} = 1$$



Так как внешние возмущения от J_2 , сопротивления атмосферы приводят к вековым эффектам, то должно быть реализовано управляющее воздействие:

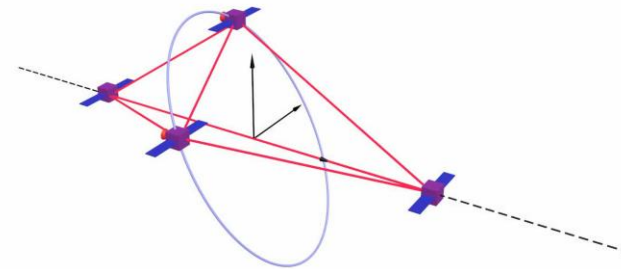
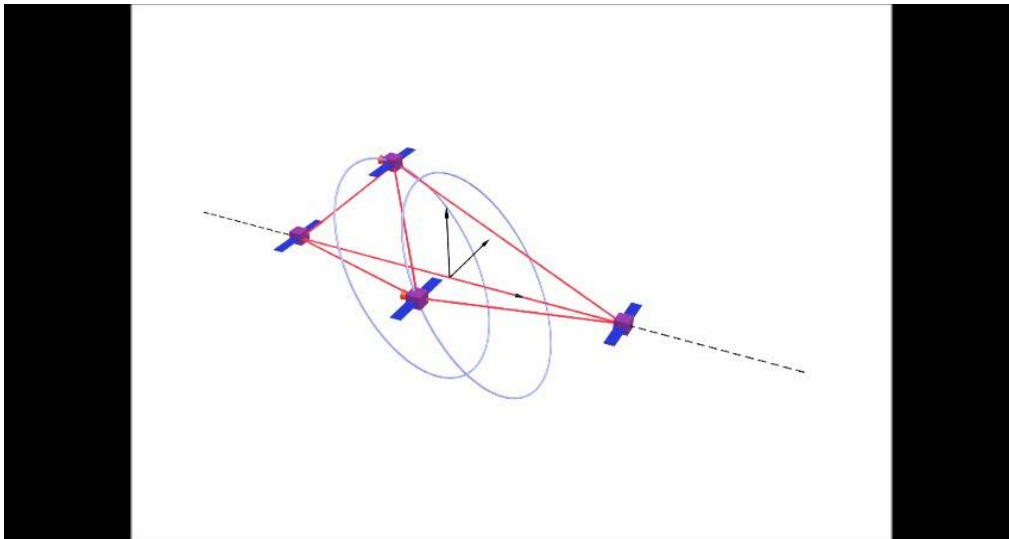
- активное – двигатели на холодном газе или плазменные двигатели
- пассивное – дифференциальное сопротивление атмосферы, давление солнечной радиации, взаимодействие с геомагнитным полем, кулоновское притяжение, силы Лоренца, переброс масс, тросовые устройства



Стационарные относительные движения в группе

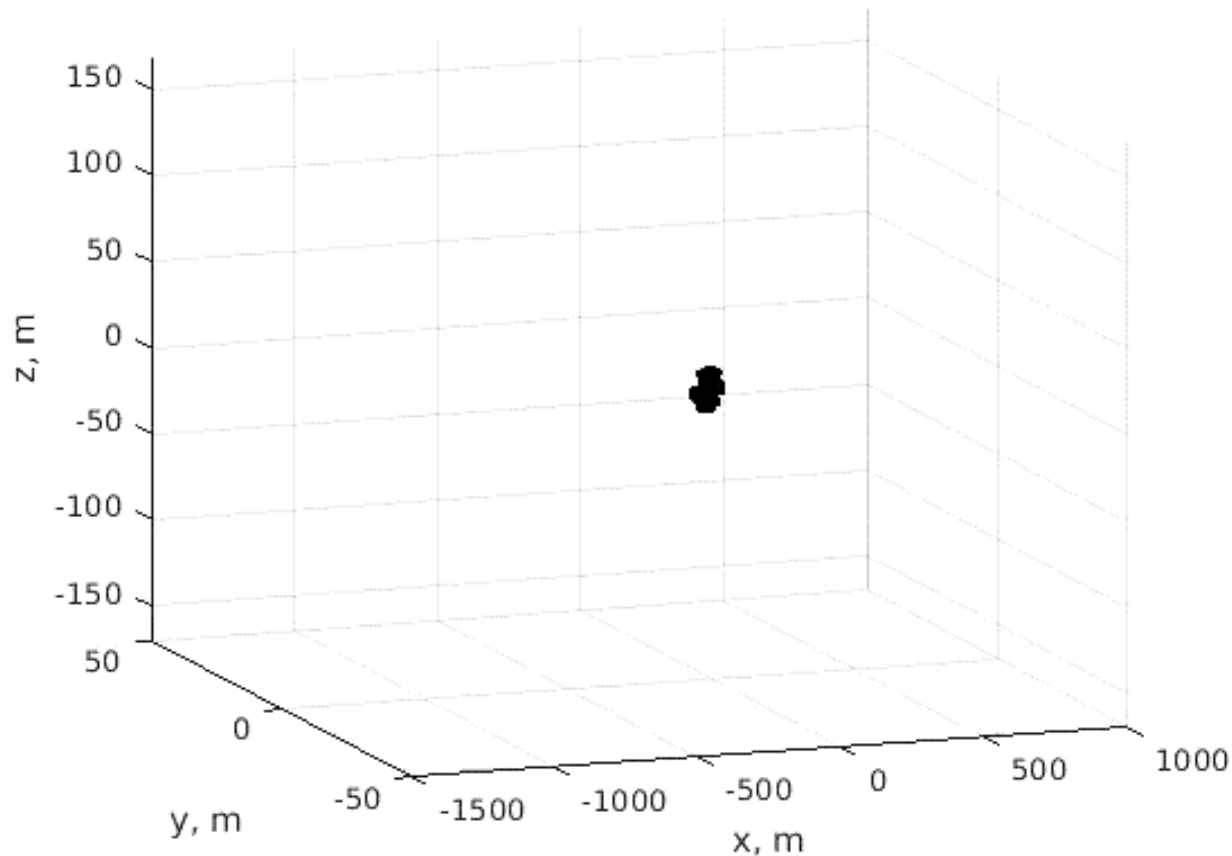


В рамках уравнений Hill- Clohessy–Wiltshire получены стационарные движения в тетраэдральных групповых конфигурациях, сохраняющих объем и качество соответственно (Credit: С. Шестаков и др.)





Третий тип группового движения – рой (swarm)

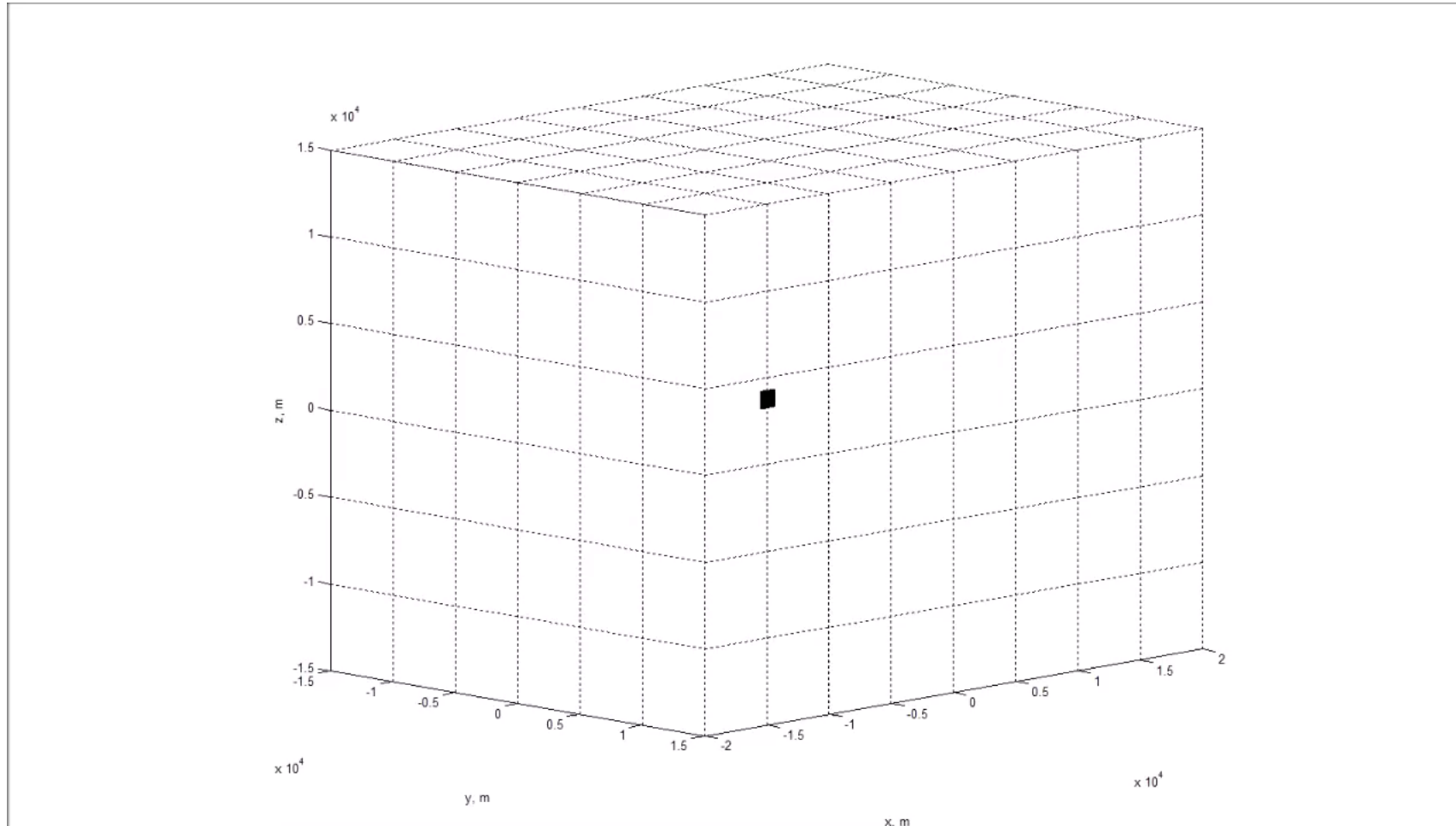


Атмосферное сопротивление, учет подъемной силы, активное угловое управление и децентрализованное орбитальное управление на основе линейно-квадратичного регулятора для сохранения роя в ограниченном объеме без столкновений

(Credit: Д.Иванов & У.Монахова)



Развертывание и поддержание группы с децентрализованным управлением



Дифференциальное
сопротивление
атмосферы + точное
управление ориентаций

При пролете над
заданной точкой Земли
происходит переворот
МКА отражающей
поверхностью вниз

(Credit: Д. Иванов)



2020-2030



- Еще более интересный период – перелеты отдельных малых аппаратов к Луне, астероидам, другим планетам
- Пока существует паритет между большими и малыми аппаратами – большие разрабатываются большими организациями и обычно за государственный бюджет, а малые - частными фирмами и университетами
- Большие аппараты продолжают традиции - прямые перелеты, большие массы, много топлива на борту
- Малые аппараты лишены таких козырей и для них приходится выдумывать экзотические подходы



2020-ые ... за пределы околоземных орбит ...



По факту существует три возможности для МКА достичь Луну :

- попутная доставка с основным КА в окрестность Луны с последующим отделением около Луны
- вывод на МЕО, GTO или GEO и далее по спирали на малой тяге медленный отлет от Земли через точку L_1 с последующем снижением к Луне по спирали
- вывод разгонным блоком на отлетную траекторию, позволяющий МКА покинуть грависферу Земли и далее использовать обходные низкоэнергетические траектории или инвариантные многообразия

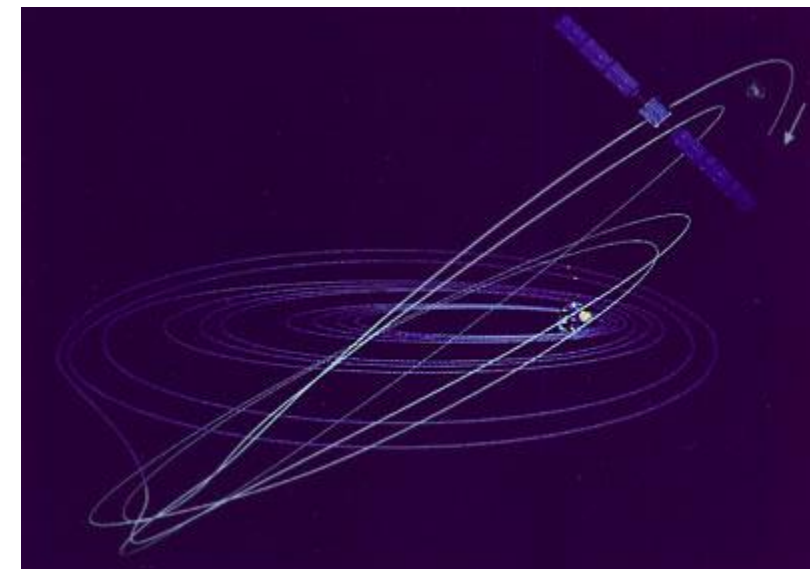
Для успешной реализации должны быть применены иные математические и управленческие подходы вместо “прямых” перелетов



Спиральные перелеты к Луне



Пока была реализована лишь одна миссия ESA SMART-1 (27.09.2003-14.11.2004-23.09.2006 гг.) 305+82 кг



До пандемии разрабатывалась аналогичная миссия для КА значительно меньшей массы с гораздо более эффективным ЭРД и весьма уникальной начальной орбитой – миссия Vifrost для аппарата массой до 40 кг



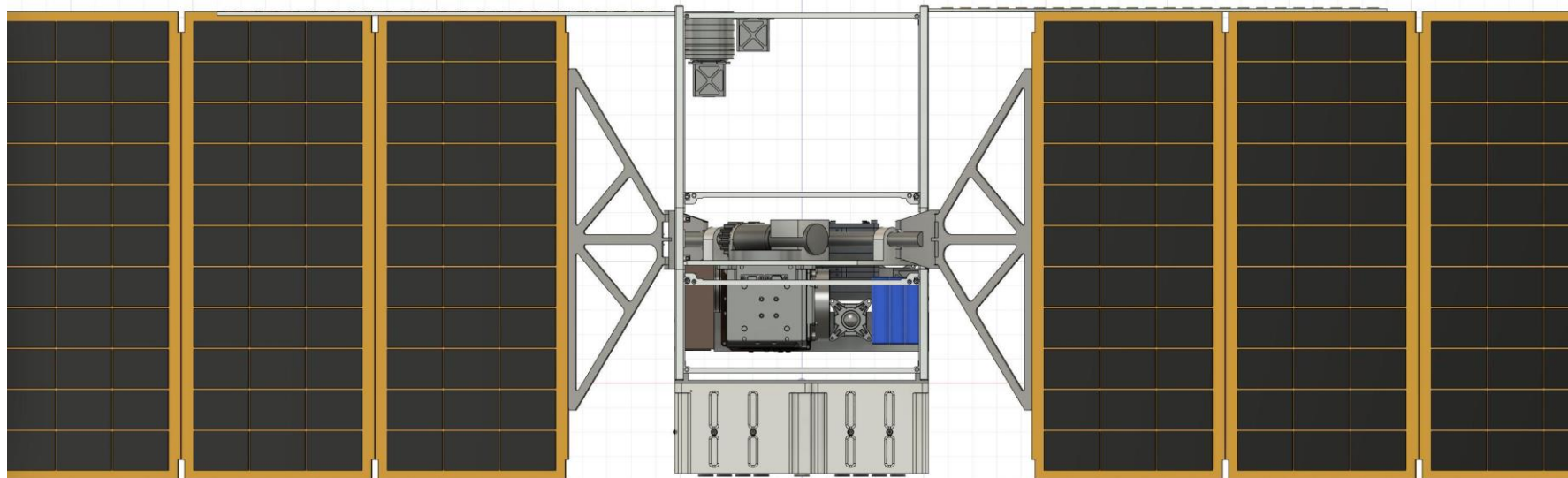
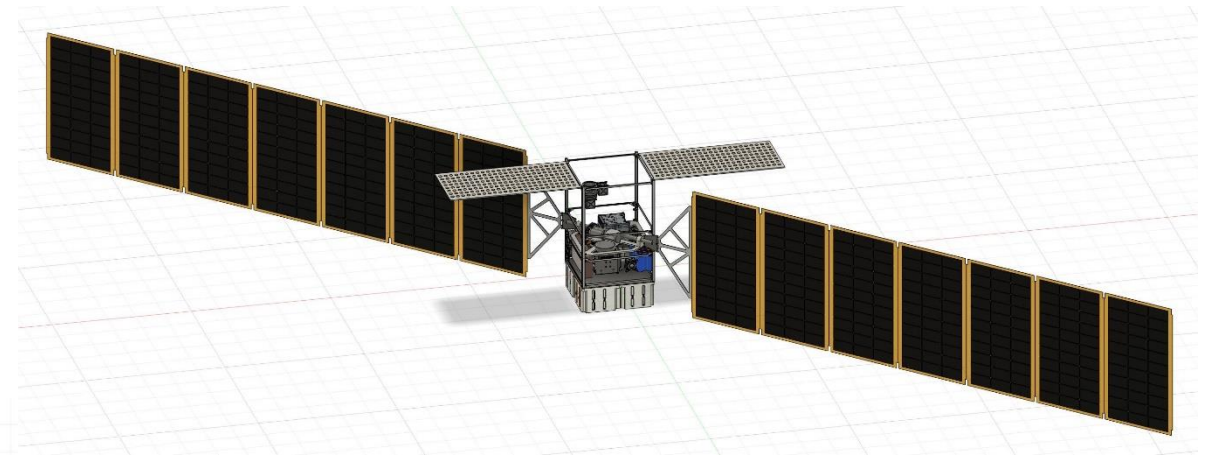
Проект миссии Vifrost (Швеция)



Сухая масса (без ПН): 20-23 кг

Масса топлива: 5 кг

Масса полезной нагрузки: 7-10 кг



Панели солнечных
батарей 1.7 м^2
(пиковая мощность
до 560 Вт)



Спиральная раскрутка с МЕО



Стартовая орбита – МЕО
(средневысокая околоземная орбита):
наклонение $i=55$ градусов
высота $h=23,200$ км
эксцентриситет $e=0$

Целевая окололунная орбита:
полярная, высотой 100 км

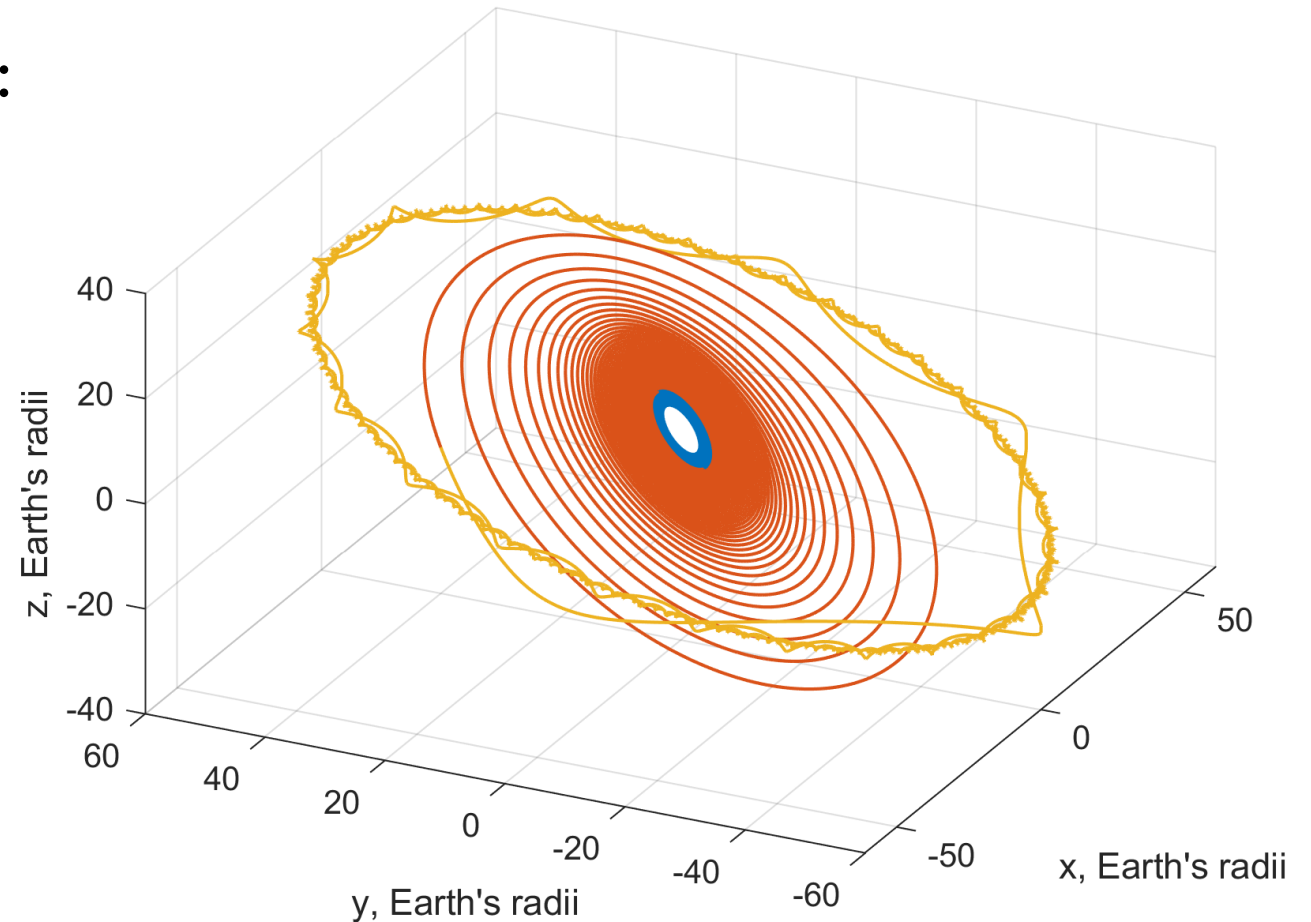
Начальная и конечная массы КА:

$m_0 = 35$ кг

$m_f = 30.6$ кг

Общее время перелёта: 443 дней

Москва, ИПУ РАН





Обходные траектории к Луне



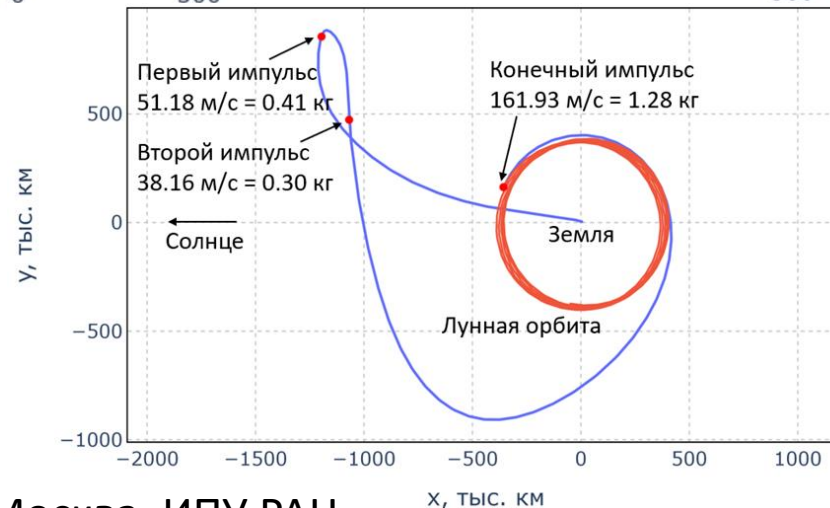
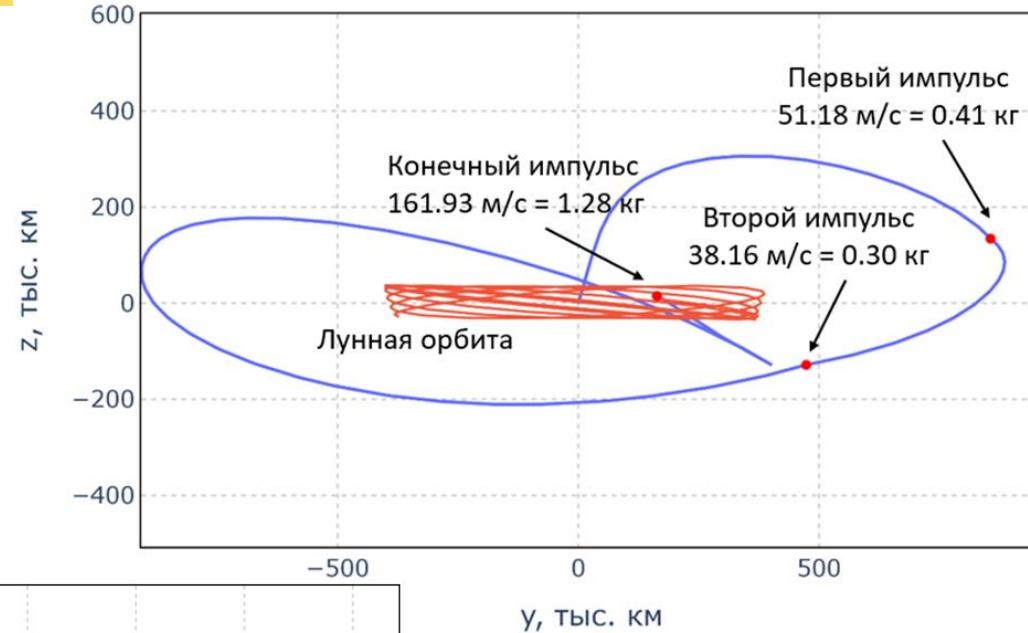
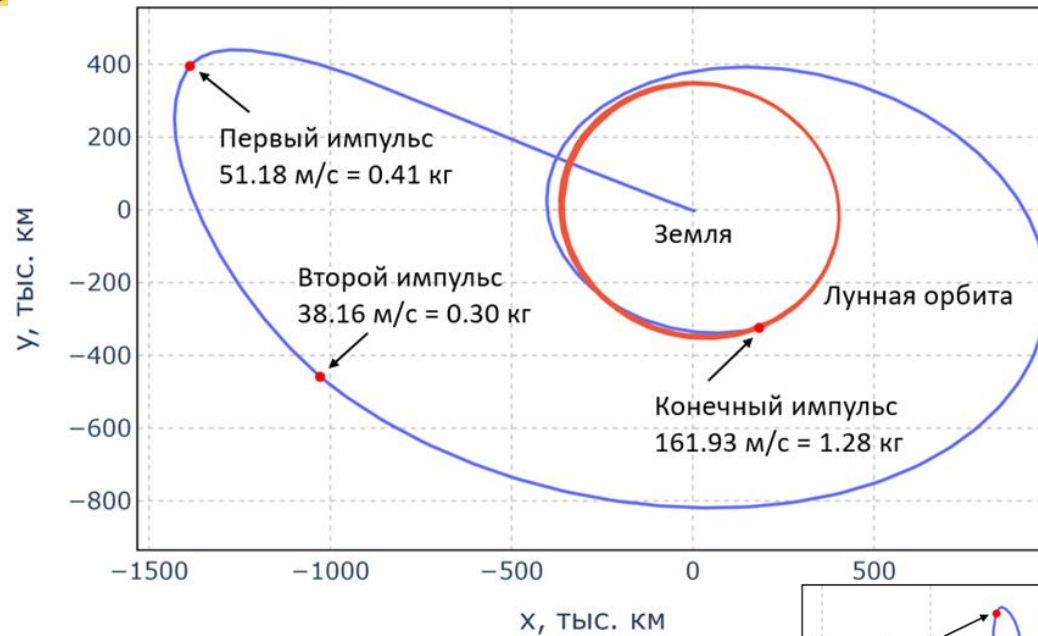
Нужны способы перелета, которые

- быстрее
- не требуют мощной радиационной защиты МКА
- не борются с гравитационными полями, а используют их и не требуют длительной работы ЭРД

Такой способ есть - это использование обходных траекторий, но **нужен быстрый отлет от Земли** – попутно с лунной миссией или попутно на резерве топлива разгонного блока при выводе основного низкоорбитального аппарата



Обходная траектории для Луника



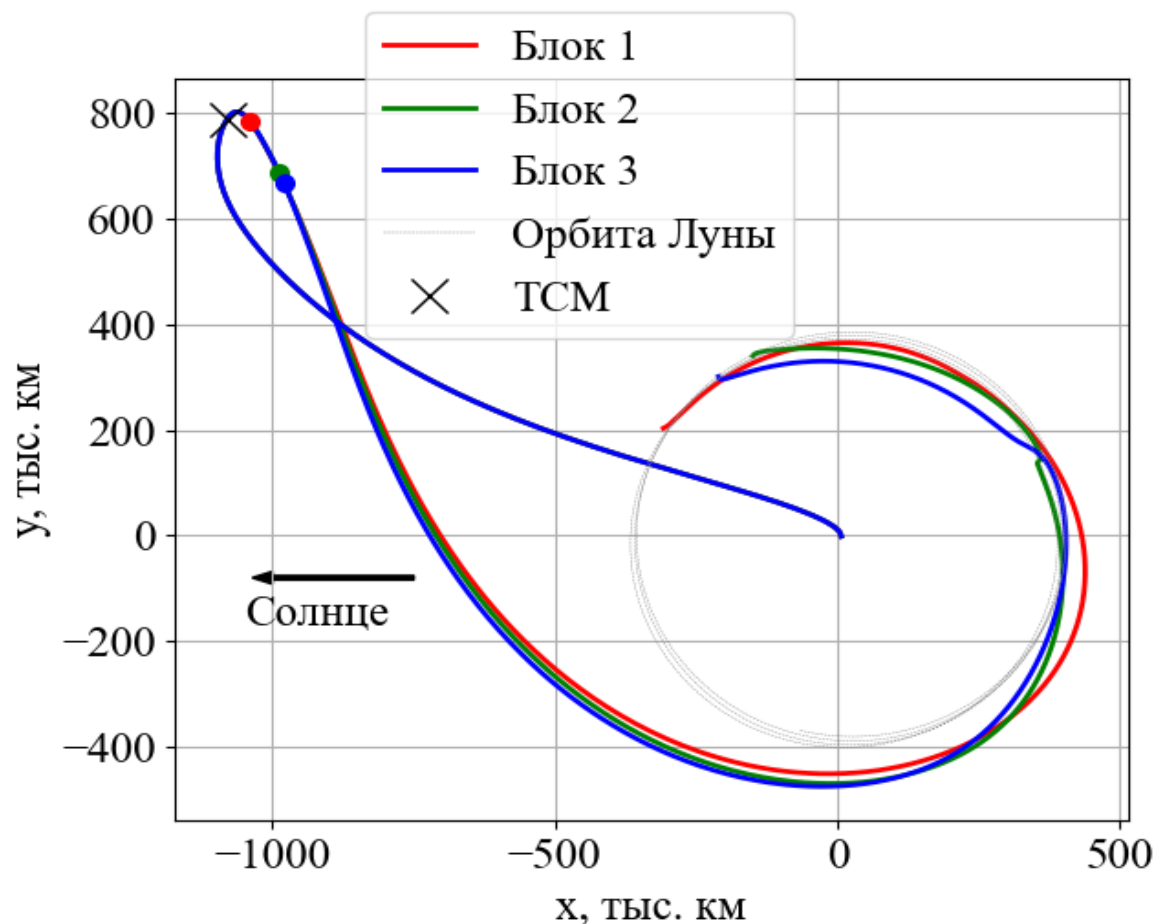
Перелет Луника на базе УММП с СПД-50м (92 кг + 2 кг ксенона). Отлет от Земли на резерве топлива с РБ Фрегат с $dV = 3.1885$ км/с.

В инерциальной СК (вверху), во вращающейся СК (внизу) (Credit: М. Ширококов)

Старт: 26.08.2028 г., 10:14:45
Прилет: 11.02.2029 г., 07:05:21
Время полета: 168.87 дней



Развёртывание окололунного созвездия с тремя орбитальными плоскостями



Траектории перелёта блоков МКА во вращающейся геоцентрической системе координат Солнце-Земля
 Москва, ИГиТ РАН

Параметры финальных орбит:

Параметр	Блок 1 день 48	Блок 2 день 56	Блок 3 день 57
a , км	4400	4400	4400
i , град.	84.1	83.0	84.1
Ω , град.	51.0	167.6	-72.4

Затраты характеристической скорости:

Импульс	Блок 1 день 48	Блок 2 день 56	Блок 3 день 57
Δv_{dep} , м/с	10.0	10.0	11.0
Δv_{LOI} , м/с	391.2	416.5	376.9
Δv_{circ} , м/с	126.9	81.8	143.5
Δv_{tot} , м/с	528.1	507.6	531.4



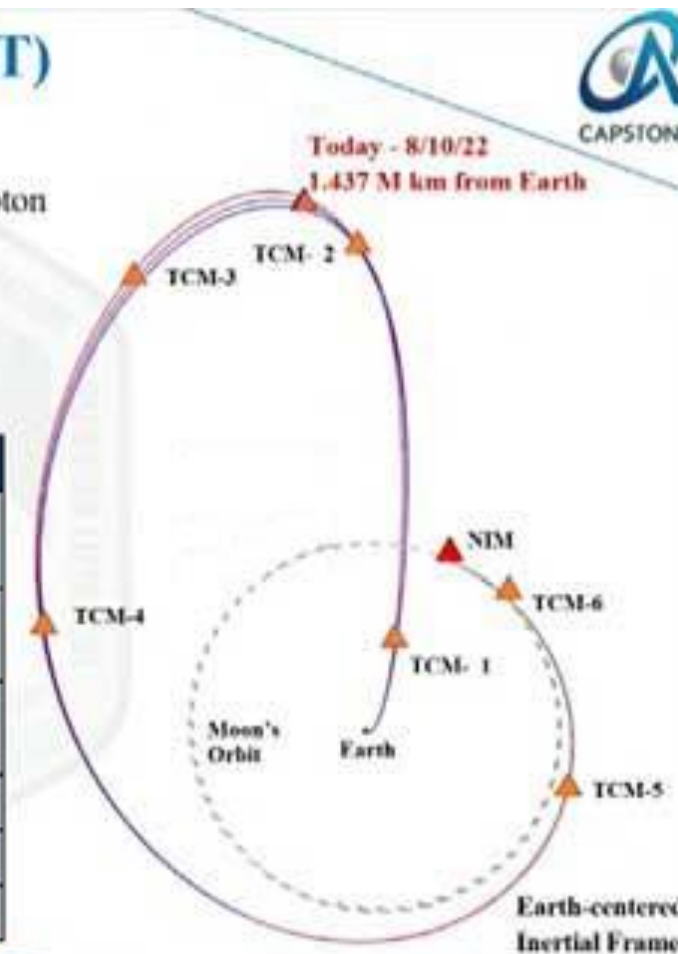
Реализованная миссия по обходной траектории с выходом на NRHO (CAPSTONE, 25 kg, 2022)



Low Energy, Ballistic Lunar Transfer (BLT)

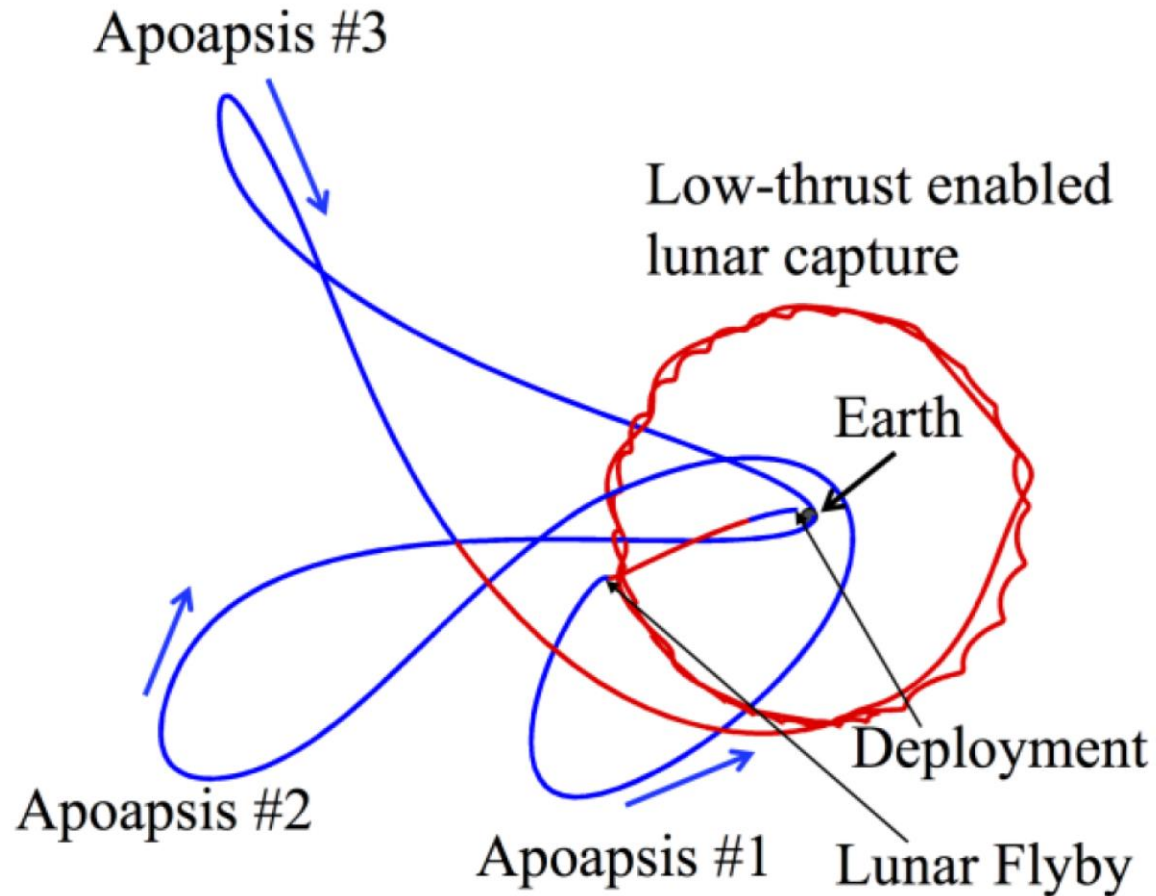
- CAPSTONE vehicle propellant requirements include:
 - 120 m/s of ΔV for insertion into NRHO once deployed from Photon
 - 40 m/s of ΔV is required to maintain orbit for 18 months
 - 5 m/s of ΔV is required for disposal.
- TCM = Trajectory Correction Maneuver
- NIM = NRHO Insertion Maneuver: 11/13/22

Maneuver	Purpose	Timing
TCM-1	Clean up launch errors	Executed on 7/6 and 7/11: 22 m/s
TCM-2	Expand launch period	Executed on 7/25: 40 m/s
TCM-3	Clean up sensitive TCM-2	9/8/22 – 60 days before NIM
TCM-4	Target NRHO insertion	40 days before NIM
TCM-5	Target NRHO Insertion	10 days before NIM
TCM-6	Target NRHO Insertion	5 days before NIM





Низкоэнергетический перелёт при отлете попутно к Луне (с Artemis-1)



Credit: Dave Folta (NASA GSFC)

Москва, ИПУ РАН

Траектория 6U-кубсата IceCube изображена во вращающейся системе координат Солнце-Земля с центром в Земле. Солнце – слева

Красным показаны активные участки траектории (где ДУ включена) и орбита Луны. Пассивные участки – синие

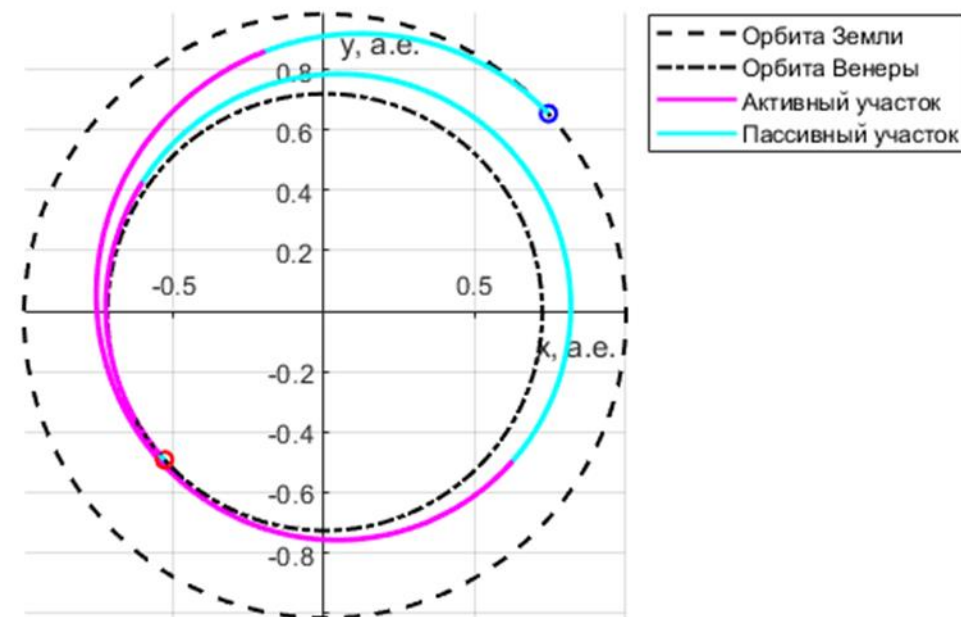
Последний участок идентичен схеме перелёта Земля-Луна в миссии GRAIL (обходной перелёт, WSB transfer)



Миссии на базе УММП с ЭРДУ к Марсу и Венере (92 + 64 кг ксенона)

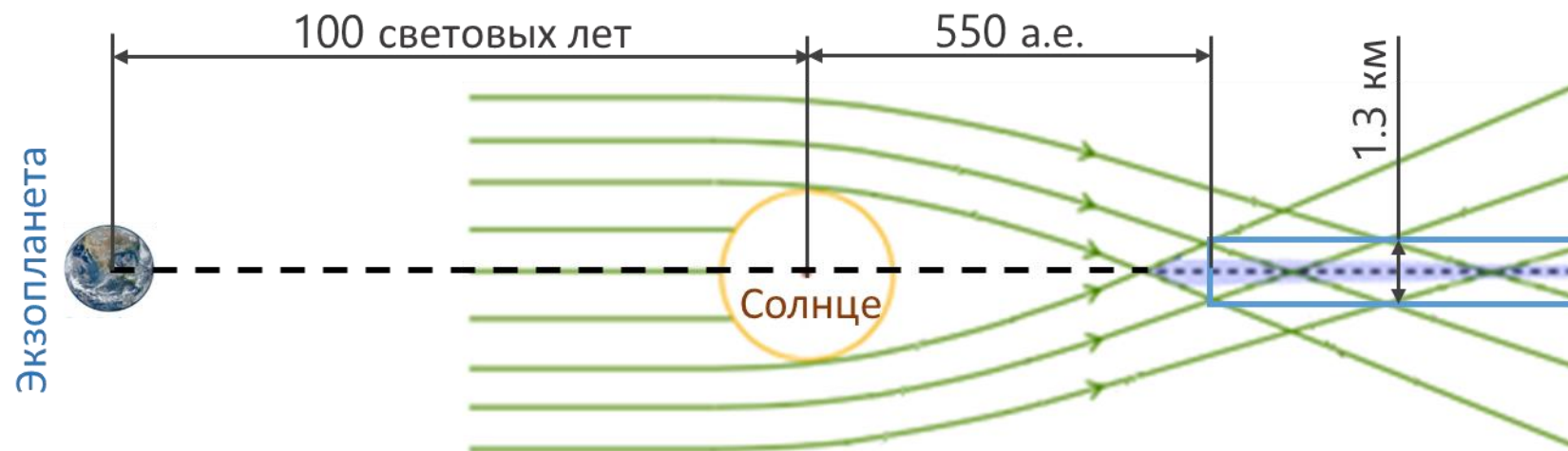


Оптимальная траектория перелёта Земля–Марс с датой старта 08.10.2026 и длительностью 420 суток. Целевая орбита $300 \times 10\,000$ км. Расход ксенона – 37.6 кг.



Оптимальная траектория перелёта Земля-Венера с датой старта 01.11.2032 и длительностью 390.8 суток. Целевая орбита $400 \times 400\,000$ км. Расход ксенона – 46.69 кг

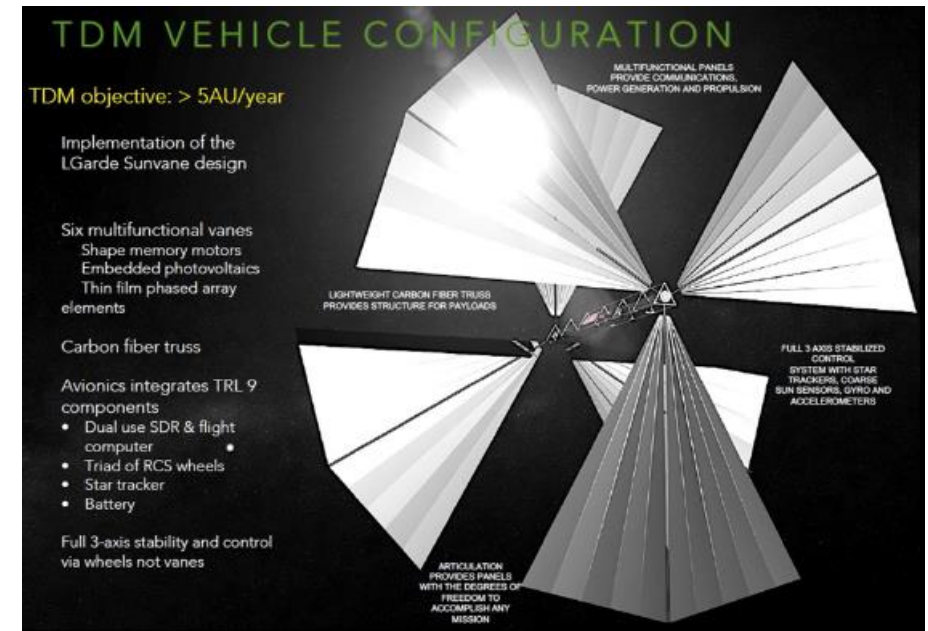
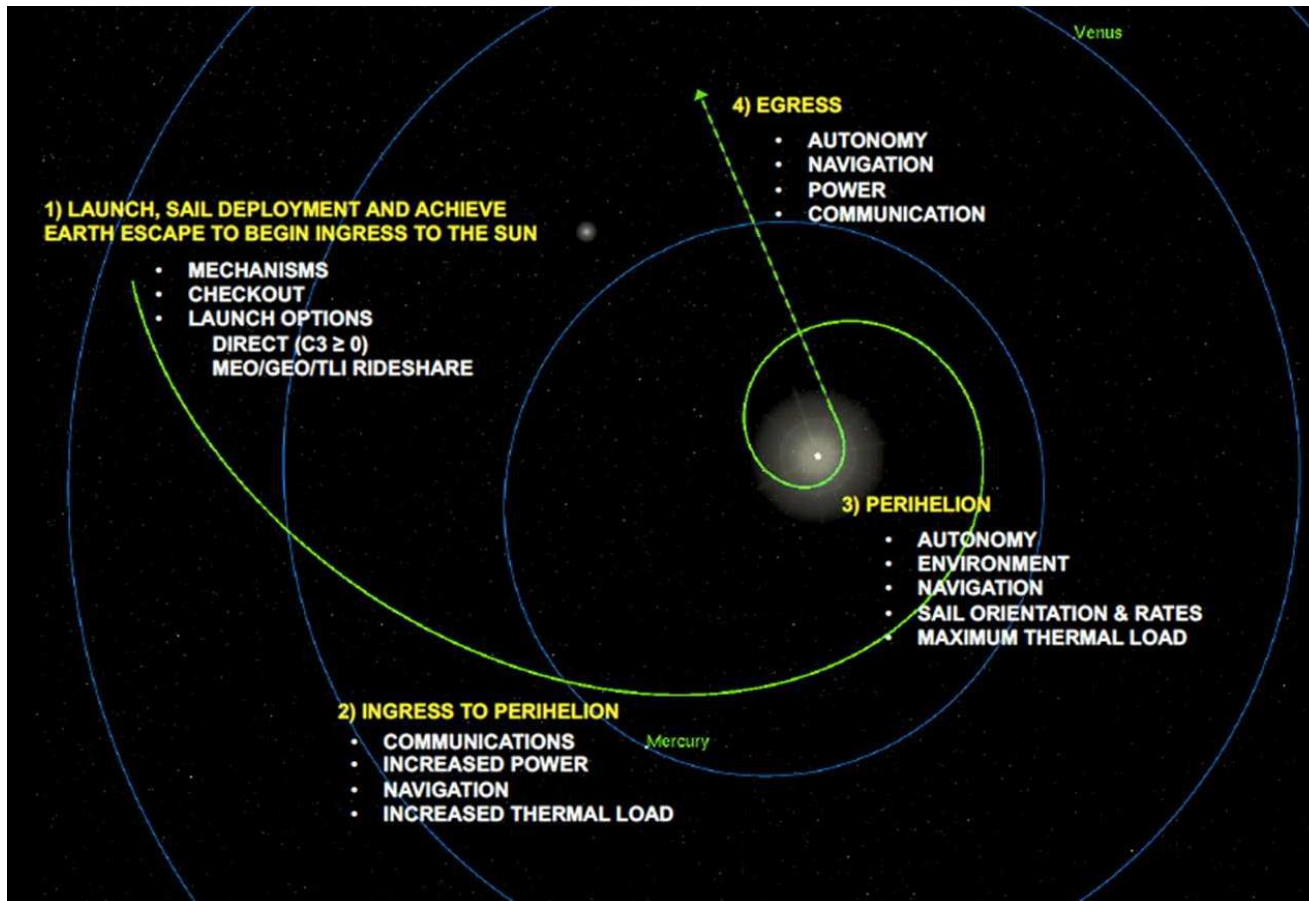
Для поиска жизни на экзопланетах нужен мощный телескоп с 200-км зеркалом на Земле или ...!



Положение	[550 а.е., $+\infty$) от Солнца
Усиление сигнала	До 10^{11} раз
Угловое разрешение	До 10^{-10} угловых секунд



Выход из Солнечной системы со скоростью 20-25 А.Е./год



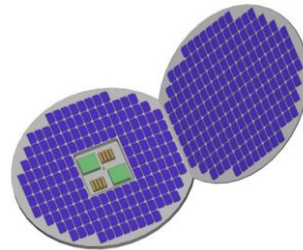
S.Turyshv et al., Science opportunities with solar sailing smallsats, <https://arxiv.org/abs/2303.14917v4>



Вместо заключения



Малые космические аппараты вносят новые парадигмы (научные, технологические, политические) в освоение космоса, но и требуют новых подходов для реализации миссий с точки зрения баллистики



(Credit: Aerospace Corporation)

*«Просите, и дано будет вам; **ищите, и найдете**; стучите, и отворят вам; ибо всякий просящий получает, и **ищущий находит**, и стучащему отворят»*

(Новой Завет, в Евангелии от Матфея (глава 7, стихи 7–8))



Спасибо за внимание!

Результаты представлены при поддержке РФФ (грант
№ 24-11-00038, <https://rscf.ru/project/24-11-00038/>)