



Конференция «Технологии Геоскана 2025»



От математики к межпланетным перелетам на малых космических аппаратах

М.Ю. Овчинников (ИПМ им. М.В. Келдыша РАН)



Мотивация



достижения в теории динамических систем и астеродинамике

потребности в достижении Луны и планет Солнечной системы

миниатюризация компонентной базы и опыт создания околоземных малых КА

поиск способов и путей реализации логистических схем доставки МКА к Луне и планетам земной группы



История и тенденции в развитии миссий на базе МКА





Три составные части межпланетной МИССИИ

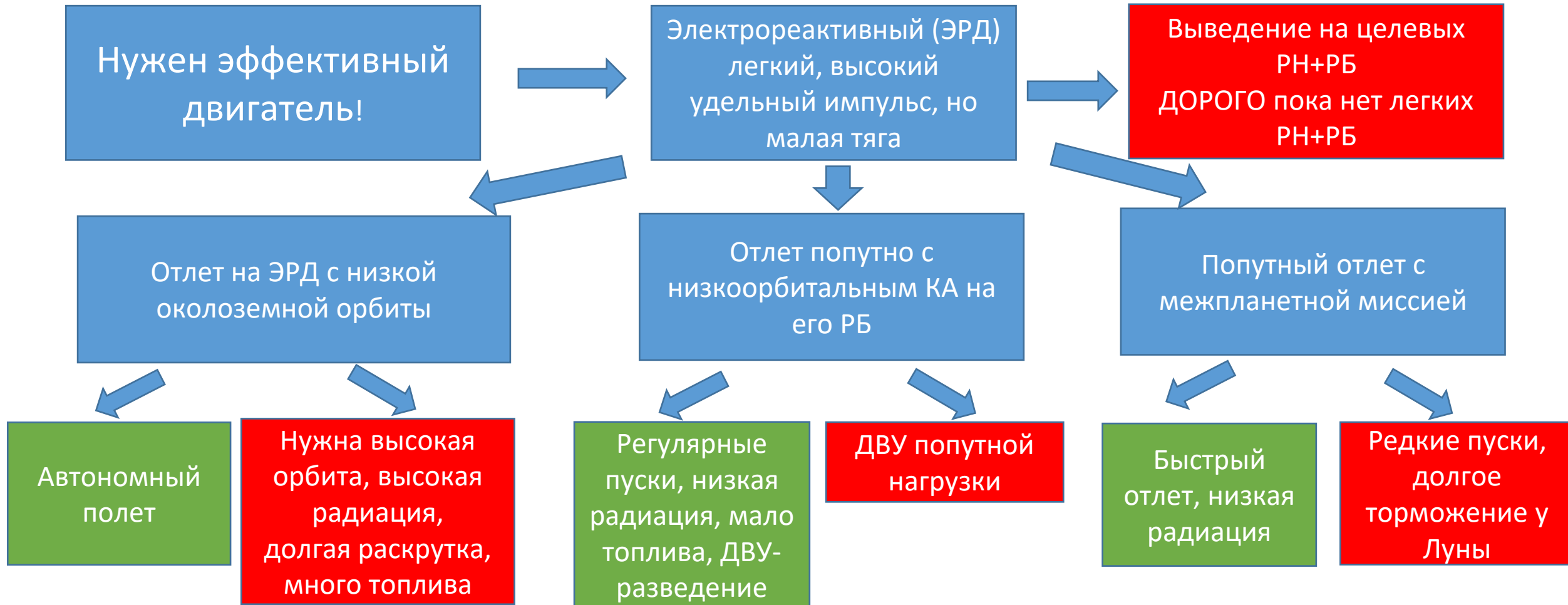


1. Отлет от Земли и выход на траекторию перелета:
традиционно — целевая ракета-носитель + разгонный блок (Союз-2.1б + Фрегат)
преимущество: свобода выбора даты старта *недостатки:* высокая стоимость
2. Траектория перелета:
традиционно — прямой перелет, требующий выравнивания скоростей у цели (ЖРД)
преимущество: быстрая доставка к цели *недостатки:* большой расход топлива из-за низкого удельного импульса ЖРД
3. Достижение орбиты вокруг планеты-цели:
традиционно — импульсное торможение (ЖРД)
преимущество: быстрый выход и коррекция *недостатки:* большой расход топлива



Альтернатива для МКА

1. Отлет от Земли





2. Траектория перелета к Луне (1)



Перелет по спирали через точку либрации L1 с дальнейшим снижением к Луне также по спирали (миссия Bifrost)

MEO:

$i=55$ deg

$h=23,200$ km

$e=0$

Target LLO:

polar, 100 km

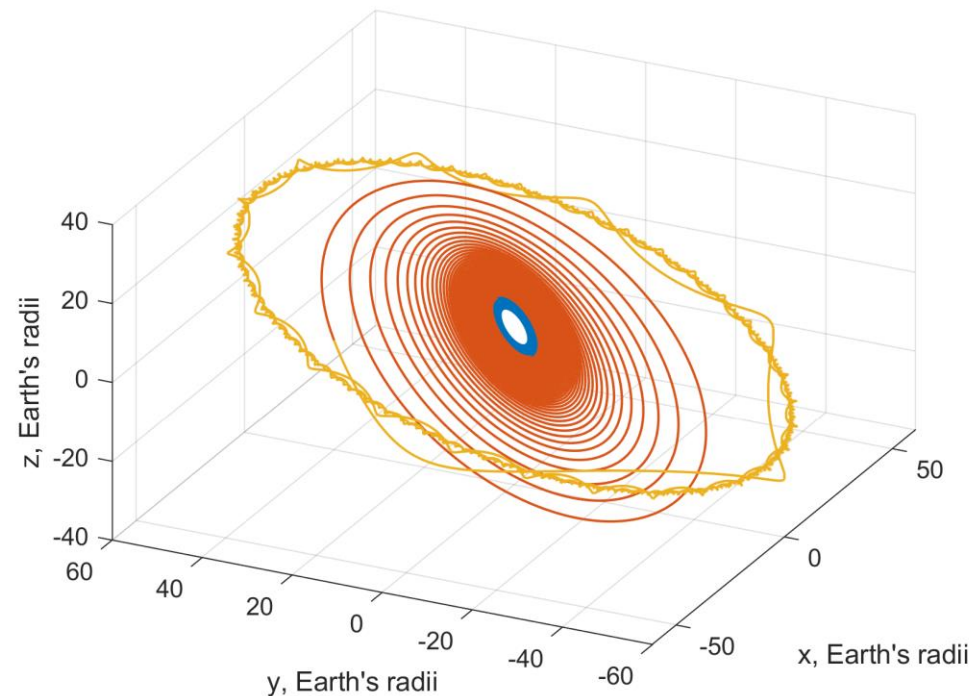
Spacecraft:

$m_0 = 35$ kg

$m_f = 30.6$ kg

TOF (total): 443

days



1st stage (blue): to get higher than radiation belts ($h=40,000$ km is adopted as a threshold), TOF 2 months

2nd stage (red): energy-optimal spiraling up to the L1 bottleneck, TOF 9 months

3rd stage (yellow): constant-thrust spiraling down to the 100 km polar LLO, TOF >3 months

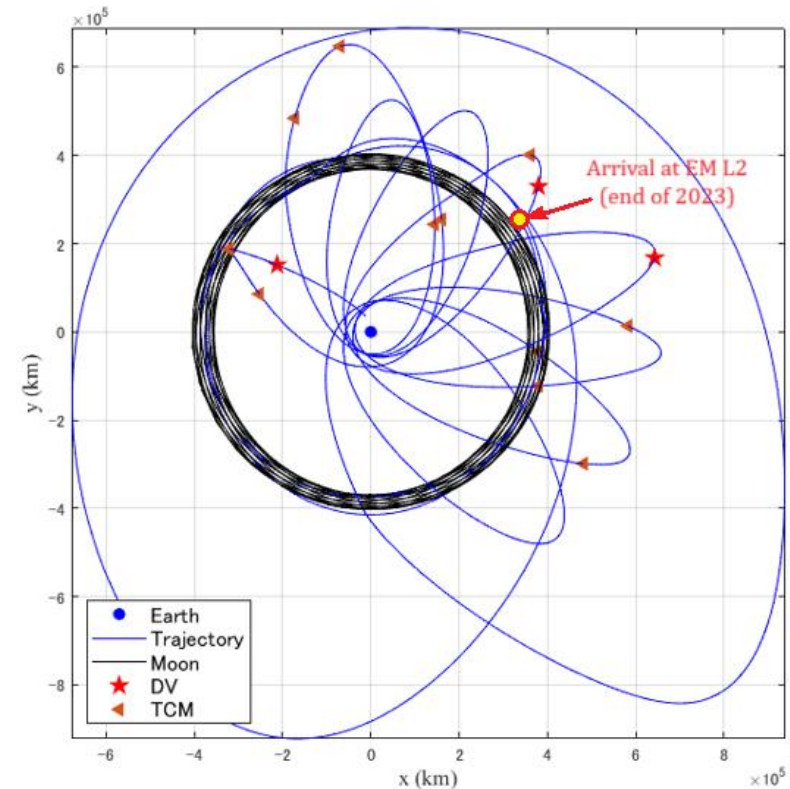
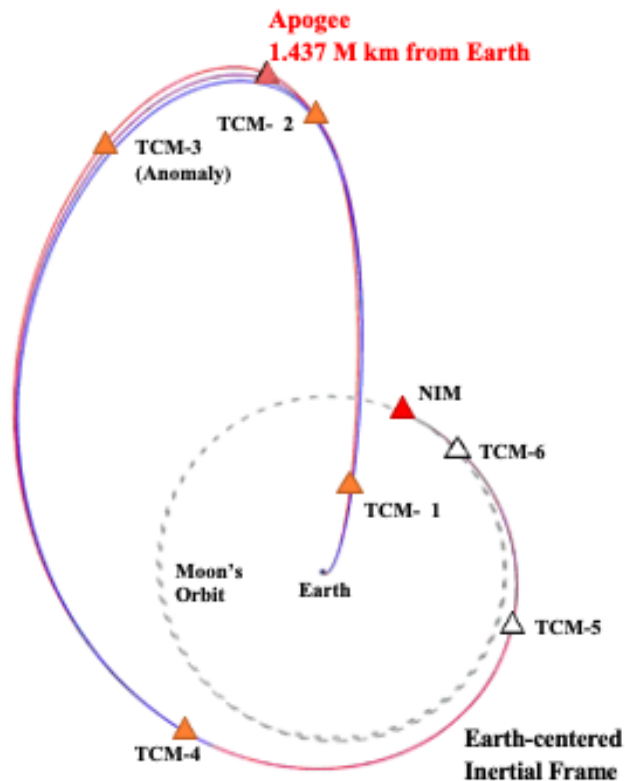
Everyday corrections seem to be required at 100 km altitude over Moon's surface



2. Траектория перелета к Луне (2,3)

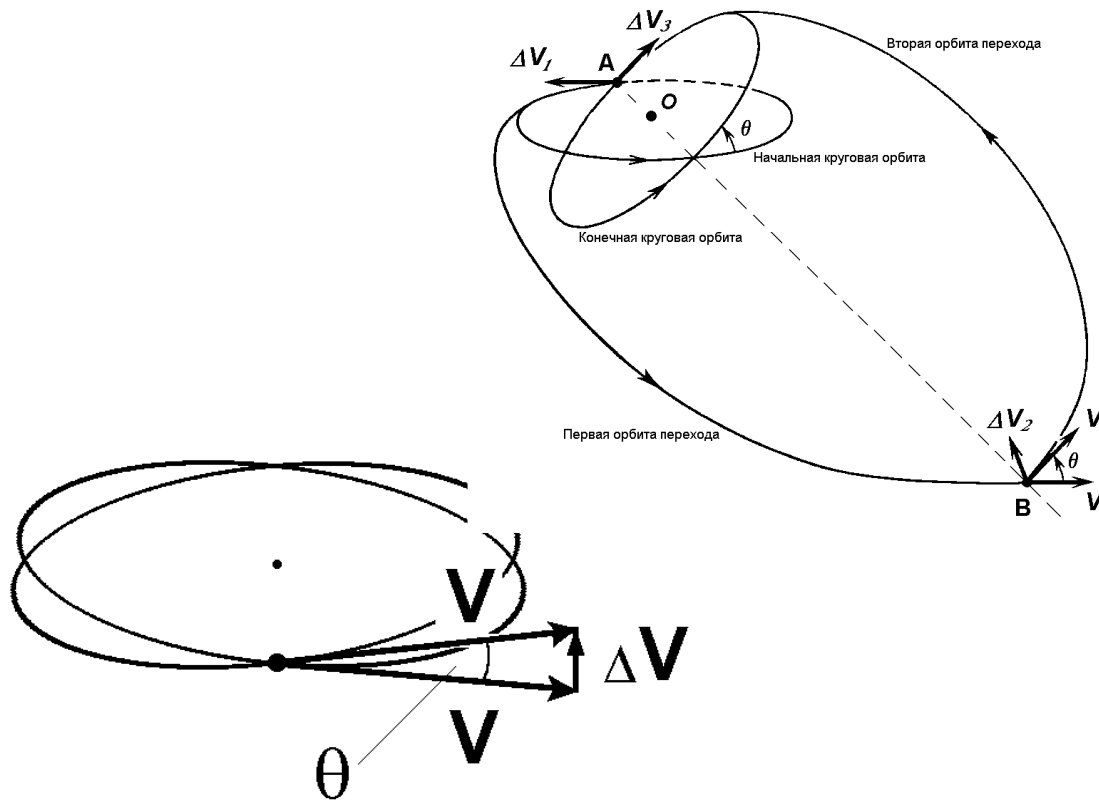


Перелет по *обходной* траектории — одномоментный выход на обходную траекторию (пример — CAPSTONE (NASA), 2022 год, слева) или постепенный выход с многократными гравитационными маневрами у Луны в системе Земля-Луна (пример — EQUULEUS (JAXA), 2022 год, справа)

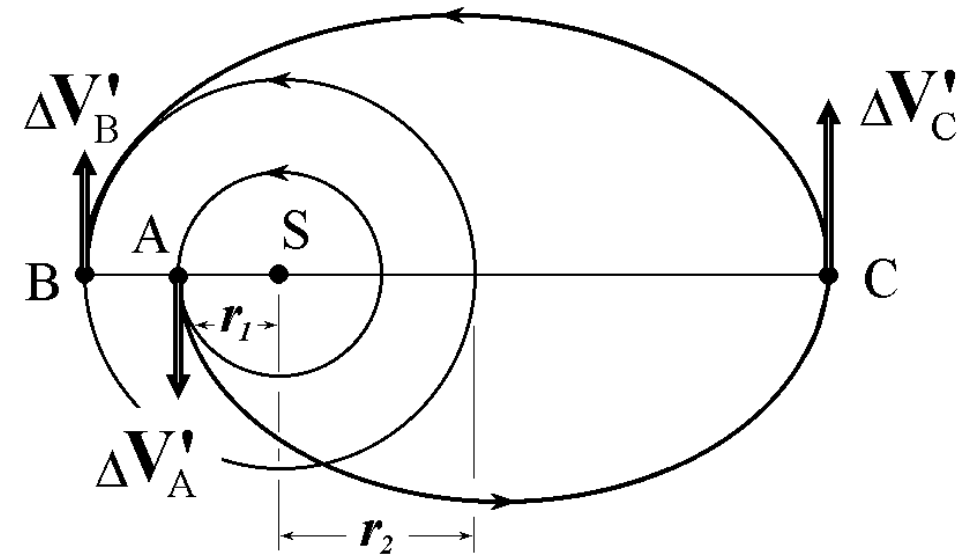




Схемы импульсных маневров в задаче двух тел



Поворот плоскости орбиты



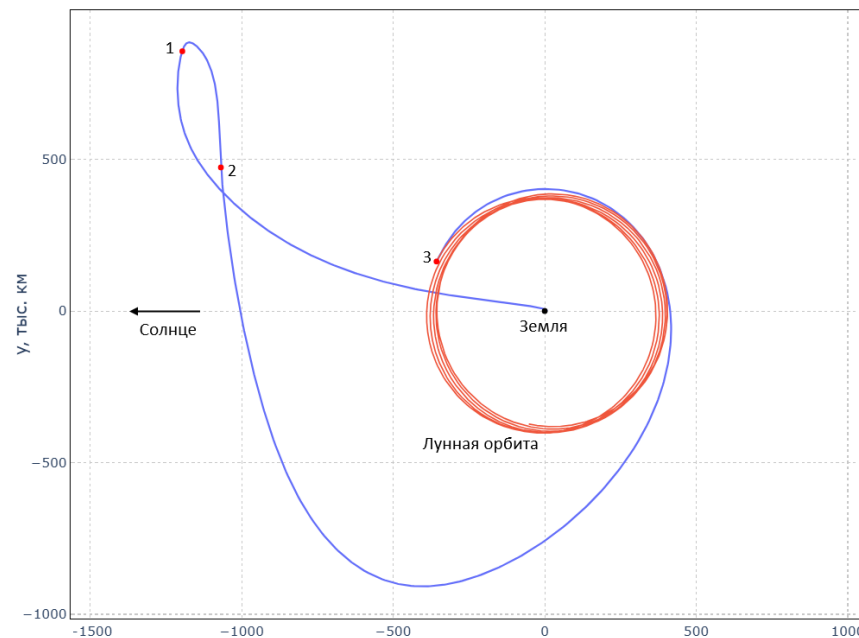
Изменение размера и формы орбиты



Три проекции обходной траектории

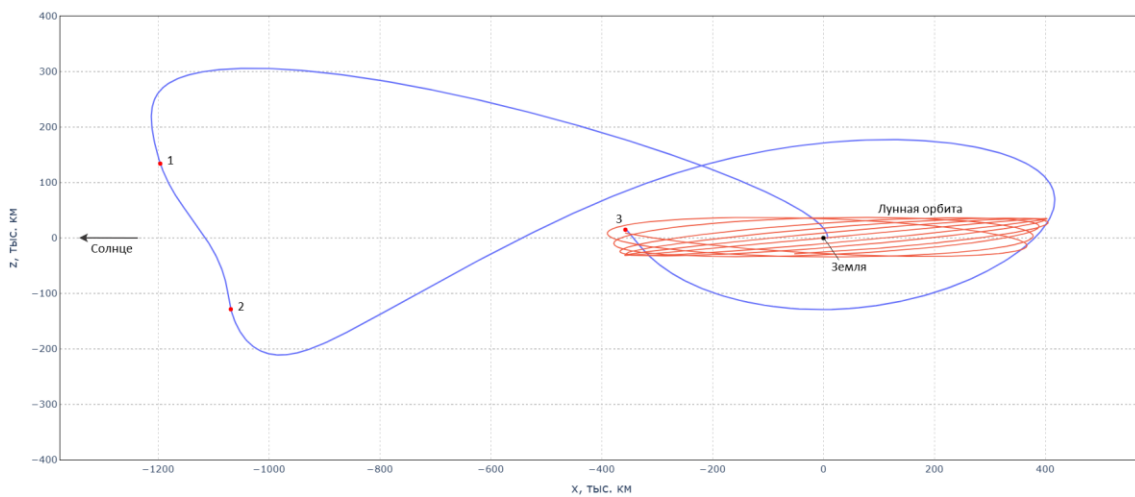


Вид сверху на плоскость эклиптики

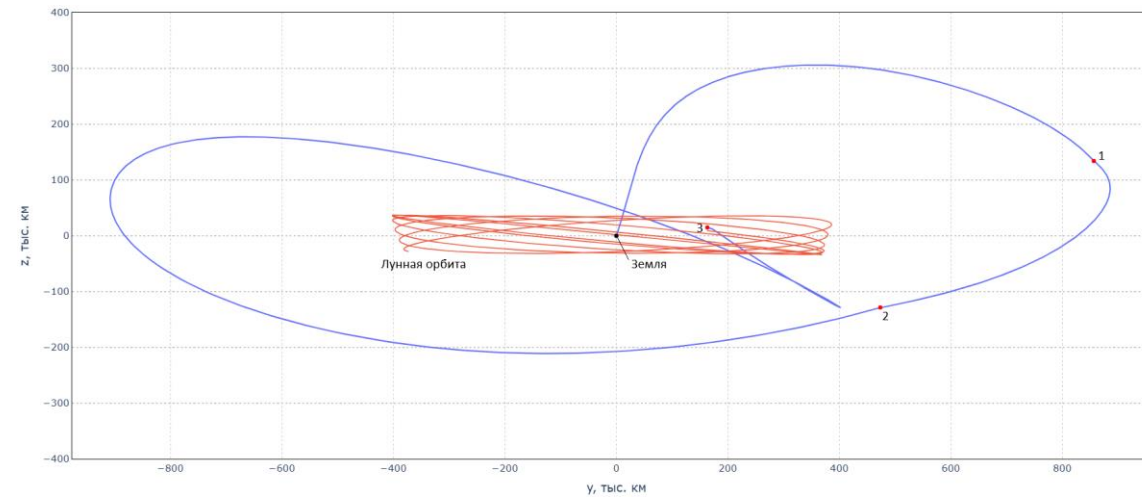


(Рисунки М.Г. Широбокова)

Вид сбоку



Вид сзади из-за Луны



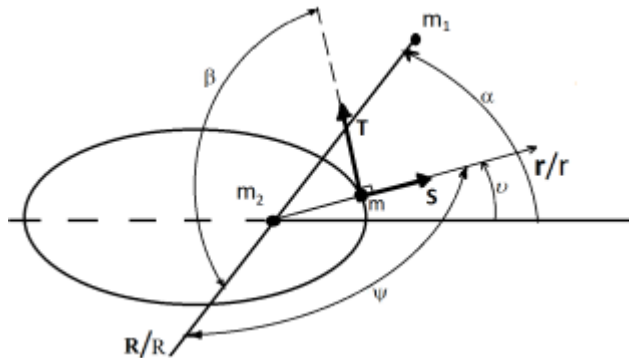


Формирование орбиты вокруг Луны



После выхода на эллиптическую орбиту вокруг Луны ($e \sim 0.5$) для ее “скругления” используется:

- эффект Оберта (двигатель включается в окрестности перицентра — чем больше текущая скорость аппарата, тем больший вклад дает приложенный импульс)
- эффекта Лидова-Козаи (вековое влияние притяжения Земли, приводящее к изменению эксцентриситета орбиты)

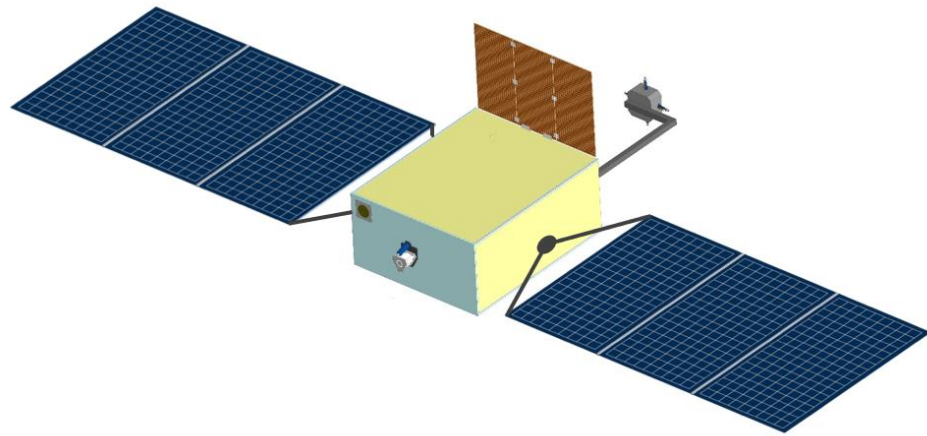


$$\Delta e = -15\pi \frac{m_1}{m_2} \left(\frac{a}{R} \right)^3 e \sqrt{1-e^2} \cos \alpha \sin \alpha$$

Низкая окололунная орбита (2-3 сотни км высотой) требует регулярной коррекции из-за сильного влияния сложного гравитационного поля Луны



Проект универсальной малогабаритной платформы с ЭРДУ



Состав платформы: корпус, СЭП, радиопередатчик, СОС на маховиках и газовых двигателях, антенна, бортовой компьютер, система терморегулирования, ЭРДУ (2 СПД-50М), 6 газовых двигателей, 4 бака по 16 кг ксенона

Полная стартовая/сухая масса: 156/92 кг

Максимальное моторное время: 208 суток x 2

Для перелета к Луне, Марсу или Венере

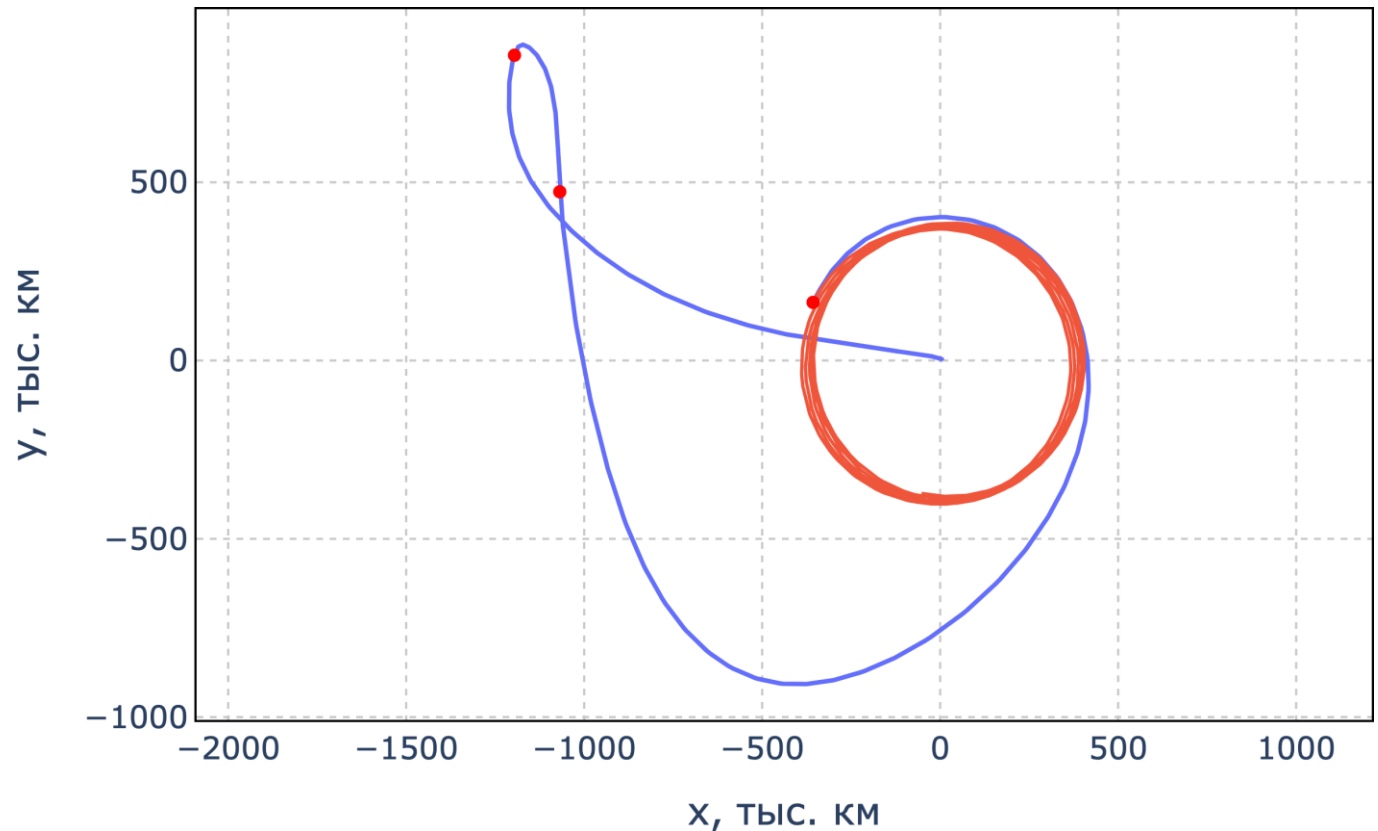
Платформа предложена Консорциумом в составе: ИКИ РАН, АО РКС, АО ОКБ Факел, ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, ИМБП РАН



Обходная траектория перелета к Луне и ее характеристики



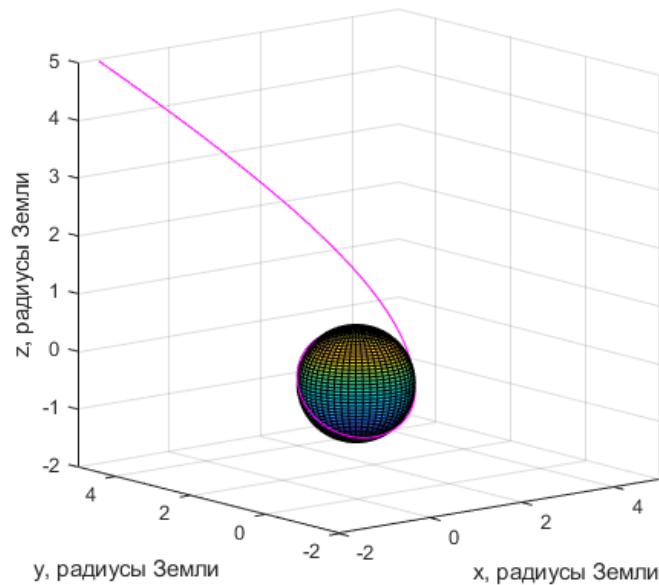
- Околоземная орбита:
 - 832 км, **98.8 градусов**
- Окололунная орбита:
 - Большая полуось: 11738 км
 - Эксцентриситет: 0.49
 - Наклонение: **92.5 градусов**
- Затраты скорости:
 - Старт (РБ): 3.18 км/с
 - Импульс №1: 51.2 м/с (0.4 кг)
 - Импульс №2: 28.1 м/с (0.3 кг)
 - Тормозной импульс: 161.9 м/с (1.28 кг)
- Время полета: 168 дней



*Траектория перелета во вращающейся системе
координат Солнце-Земля, импульсы и лунная
орбита*



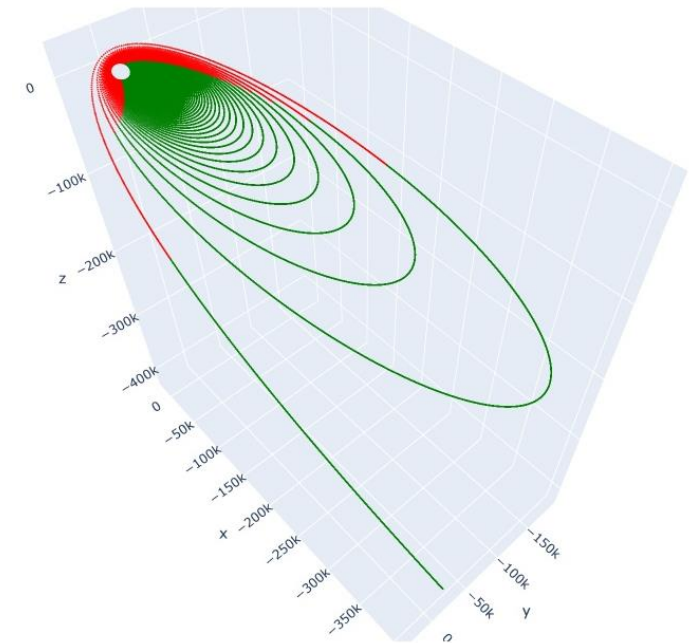
Этапы миссии к Марсу с использованием РБ и ЭРДУ



Отлёт от Земли



Межпланетный перелёт



Выход на целевую орбиту
вокруг Марса



Оптимальная траектория перелёта Земля–Марс



Дата старта: **8 октября 2026 года**

Длительность перелёта Земля–Марс: **420 суток**

Полная стартовая/сухая масса: **156/92 кг**

Моторное время*: **256+150 суток (2 СПД-50М)**

Затраты ксенона*: **37.6+23.4 кг** (с учётом 30%
на парирование эксцентриситета тяги СПД-50М)

Отлётный импульс на орбите 200 км: **3 579 м/с**

Рабочая орбита у Марса: **300 x 10 000 км, 86.3°**



*Моторное время и затраты ксенона разбиты на два слагаемых: в ходе межпланетного перелёта Земля-Марс и на этапе скрутки к рабочей околомарсианской орбите.

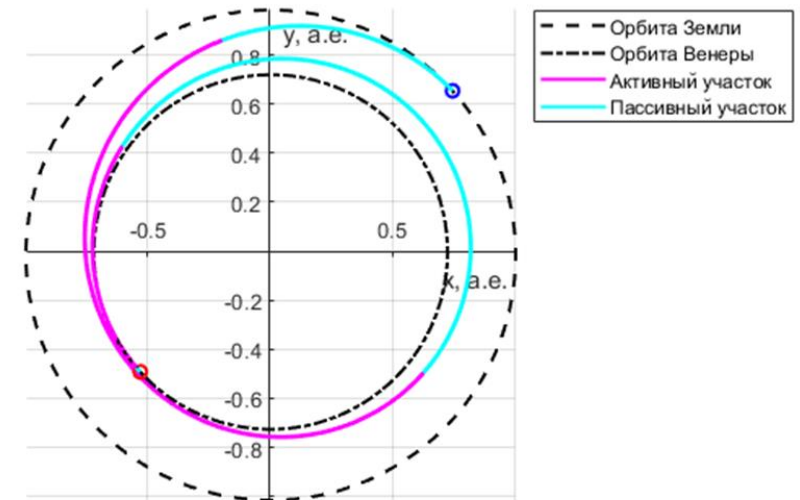


Оптимальная траектория перелёта Земля–Венера и выход на околовенерианскую орбиту



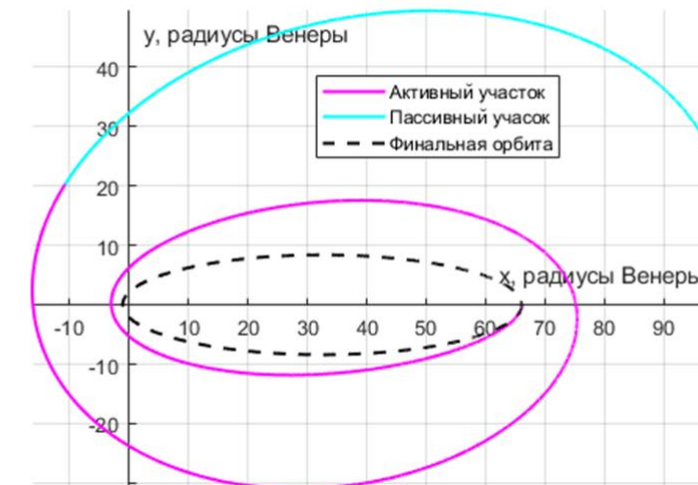
Перелет Земля-Венера:

Параметр	Значение
Затраты топлива	41.77 кг
Затраты характеристической скорости	3.18 км/с
Время перелёта	390.8 дней
Гиперболический избыток	2.67 км/с
Моторное время	195.2 суток
Дата старта	01.11.2032
Резерв мощности	60 Вт
Начальная масса КА	156 кг
Первый активный участок	31.12.2032 - 28.05.2033
Второй активный участок	09.10.2033 - 25.11.2033



Выход на орбиту вокруг Венеры:

Параметр	Значение
Затраты топлива	4.92 кг
Затраты характеристической скорости	448.5 м/с
Время манёвра	31.66 суток
Скорость при входе в сферу действия	379.5 м/с
Моторное время	22.06 суток
Дата старта	27.11.2033
Резерв мощности	60 Вт
Остаток рабочего тела	17.61 кг
Орбита до манёвра	91334 x 616 000 км
Целевая орбита	400 x 400 000 км





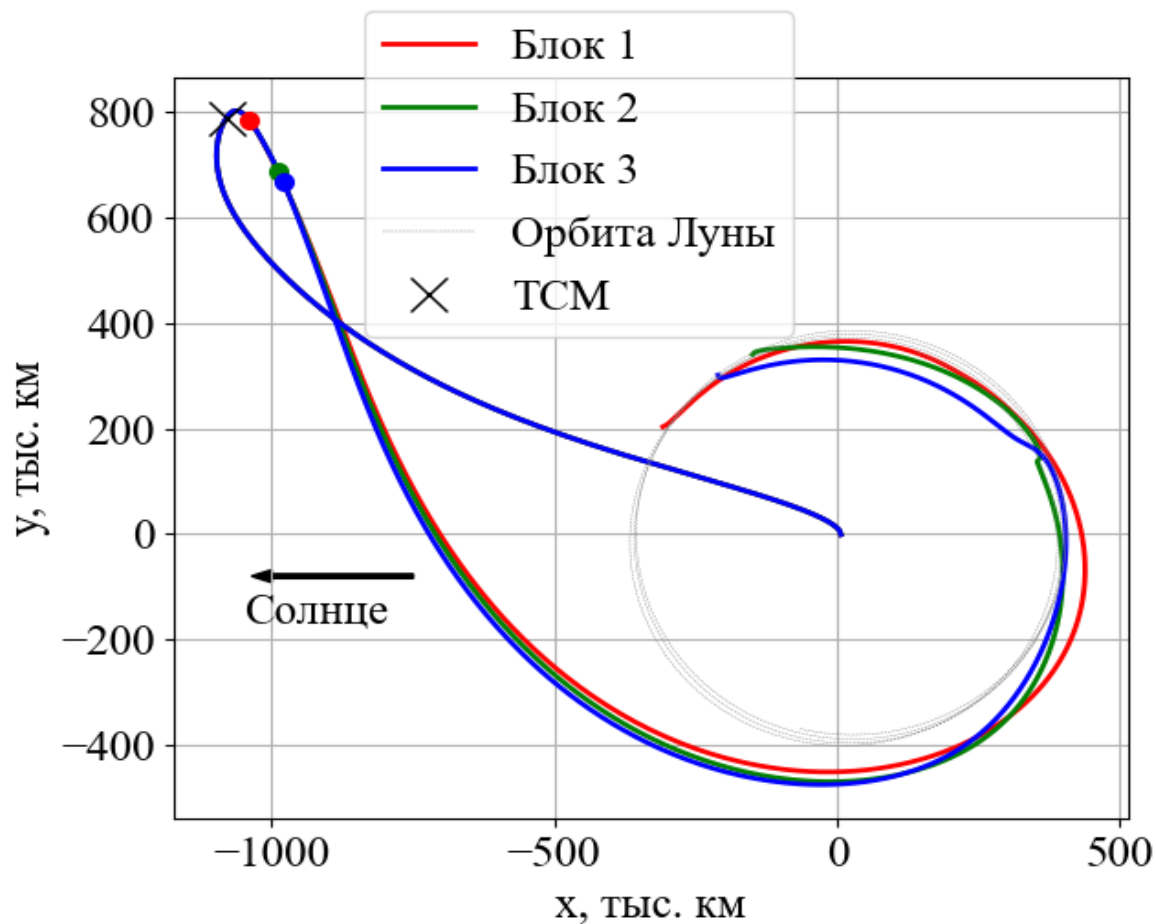
Максимальная масса МКА к Луне при попутном запуске с КА «Канопус-В»



Основная полезная нагрузка (ПН)	2 КА Канопус-В
Масса основной ПН	около 900 кг
Рабочая орбита основной ПН	ССО 512 км
Разгонный блок (РБ)	Фрегат
Конечная масса РБ	945 кг
Масса адаптера	425 кг
Максимальная масса МКА	458 кг



Пример развёртывания созвездия с тремя орбитальными плоскостями



Траектории перелёта блоков МКА во вращающейся геоцентрической системе координат Солнце–Земля

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



Заключение



- Усечение возможностей для реализации межпланетных миссий потребовало разработки прецизионных динамических моделей, алгоритмов управления, использования современных математических методов для внедрения МКА
- *Гибридная схема* позволяет до минимума снизить стоимость миссии и сократить время ее разработки и запуска (имеющиеся комплектующие, ЭРДУ, попутный запуск, наземный комплекс управления)
- Освоение *обходных* траекторий к Луне расширяет возможности по созданию окололунной инфраструктуры и должно быть востребовано для организации грузового трафика по маршруту между Землей и Луной
- Оперативная реализация гибридных МКА-миссий к Марсу, Венере и Луне наряду с решением научных и технологических задач будет способствовать укреплению статуса России в межпланетных исследованиях, органично дополняя разрабатываемые “большие” межпланетные миссии



Спасибо за внимание!



Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Михаил Овчинников

Заведующий отделом "Динамика космических систем"

+7 903-192-96-53

ovchinni@keldysh.ru

Москва, Миусская пл. 4

8 499 978-13-14

office@keldysh.ru

<https://keldysh.ru/smallsat/>



BTW



“Постепенно расчёты полётов по нашей планетной системе будут становиться похожими больше на автобусное расписание нежели на ожидание у моря погоды. Точность небесной механики, помноженная на точность наблюдений и вычислений, способна совершить переворот в наших взглядах на космические путешествия”. [популярный сайт]