

V Научно-техническая конференция  
Развитие технологий построения унифицированных малых космических  
аппаратов и многоспутниковых орбитальных группировок на их базе  
28 ноября 2024 г., Санкт-Петербург, Россия

# Способы доставки малых космических аппаратов к Луне

Широбоков М.Г., Суслов К.С.,  
Перепухов Д.Г., Корнеев К.Р., Овчинников М.Ю.  
Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН



# Мотивация

- Стратегический запрос на освоение Луны: окологрунная станция, лунная база, добыча ресурсов, научные исследования
- Появляются технологические возможности и, как следствие, растет число интересующихся их отработкой в полете к Луне
- От аппарата к платформе, от миссии к инфраструктуре
- Перенести или адаптировать технологии и процессы на околоземных орбитах к соответствующим на окологрунных орбитах

# Малые аппараты в контексте освоения Луны

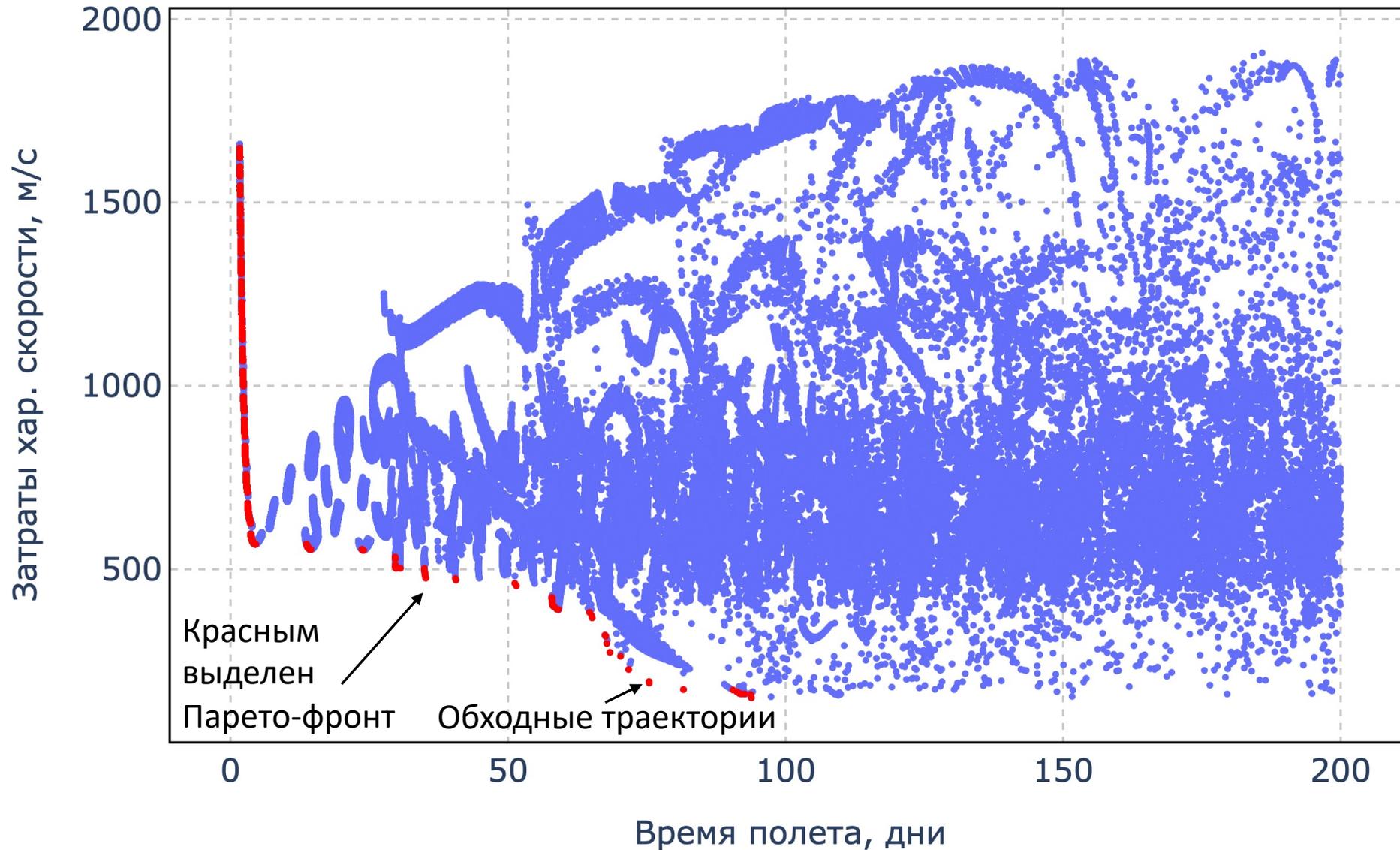
- Малые аппараты – это парадигма: модульность, стандартизация, коммерческие разработки «с полки», децентрализация и распределенность, масштабируемость, инновации, снижение барьеров для входа
- Выполняют одну-две специфические задачи
- На них можно отработать технологии для полетов за пределы околоземных орбит и весь процесс разработки и сопровождения миссии
- Малые аппараты могут быть полезны и сами по себе, например для создания навигационной инфраструктуры в окололунном пространстве

# Проблемы баллистического анализа и построения траекторий перелета малых аппаратов к Луне

- Жесткие ограничения на массово-энергетические характеристики
- Существенные ограничения на возможности изменения траектории и орбиты
- Масса полезной нагрузки, топлива и служебных систем существенно влияет на массу всего аппарата и его динамику
- Меньше резервных систем, высокий риск нештатных ситуаций
- Целевой запуск малого аппарата расточителен, а попутный дает неоптимальные или неудобные стартовые условия

Цель: с учетом упомянутых ограничений выявить способы доставки малых аппаратов к Луне

# Характеристики двухимпульсных траекторий перелета на круговую окололунную орбиту высотой 10 тыс. км в плоскости эклиптики



# Обходные траектории перелета к Луне

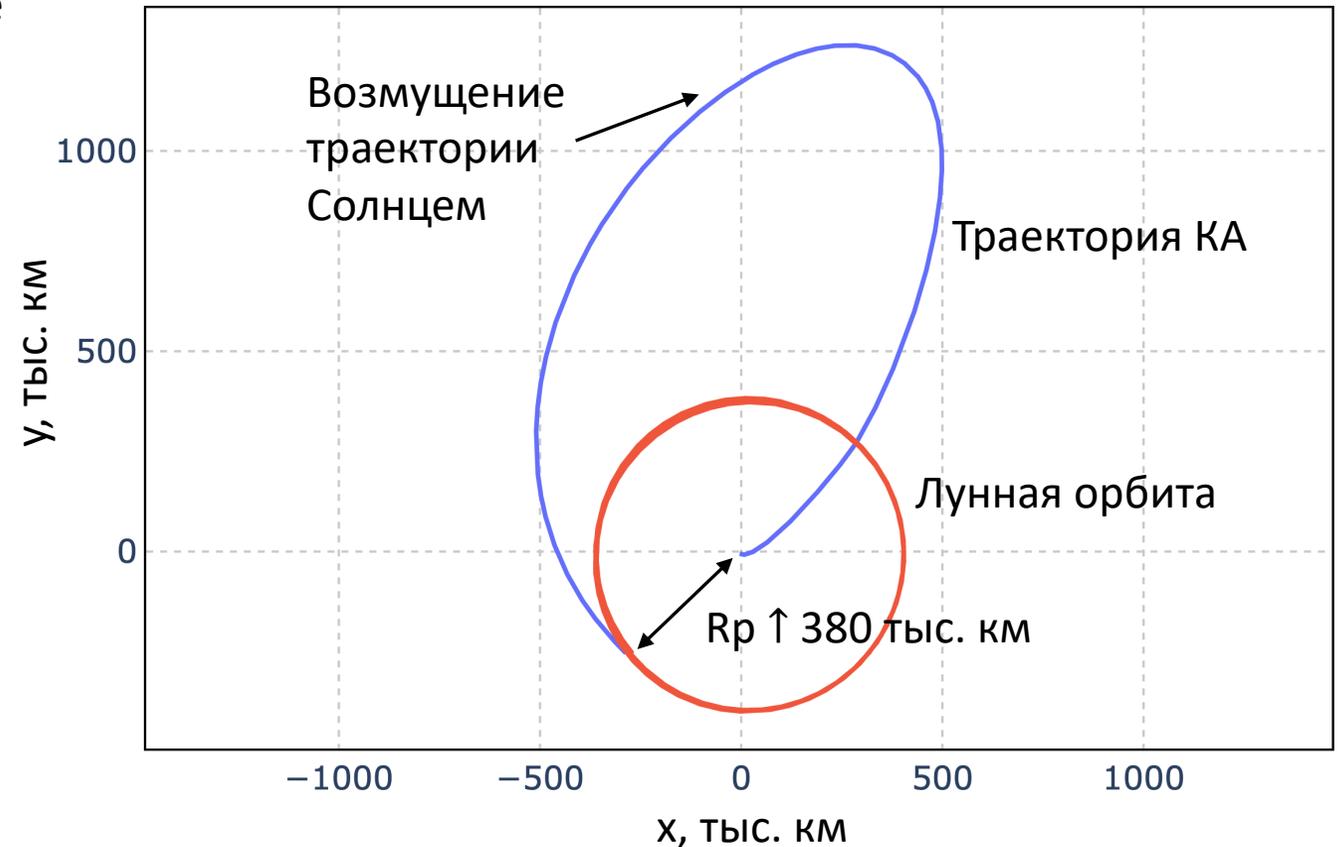
Используют гравитацию Солнца для повышения перигея и улучшения условий подлета к Луне

Миссии, использовавшие обходные траектории:

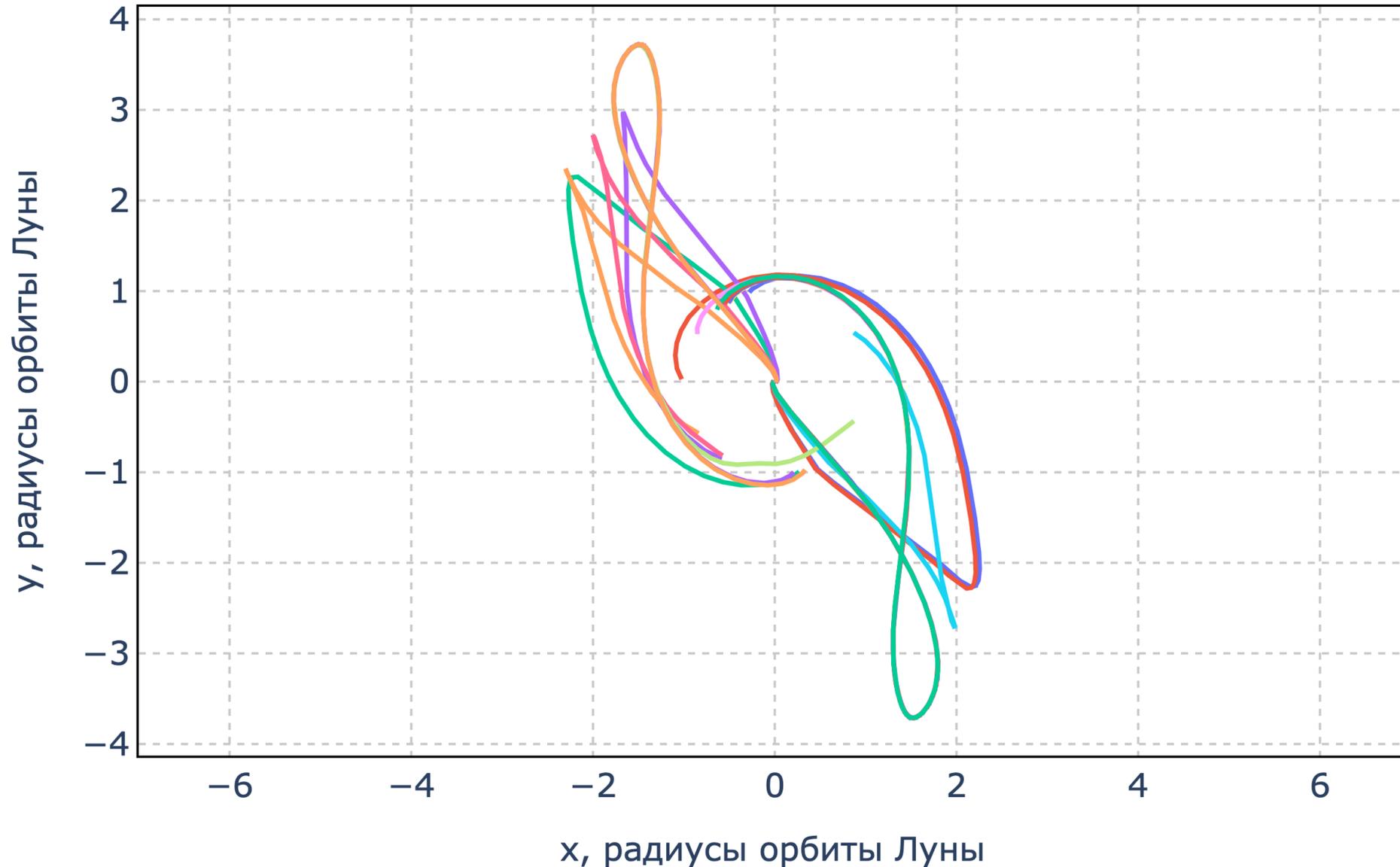
- Hiten (1991)
- GRAIL (2011)
- CAPSTONE (2022)
- Danuri (2022)
- Hakuto-R (2022)

Подходящий термин:

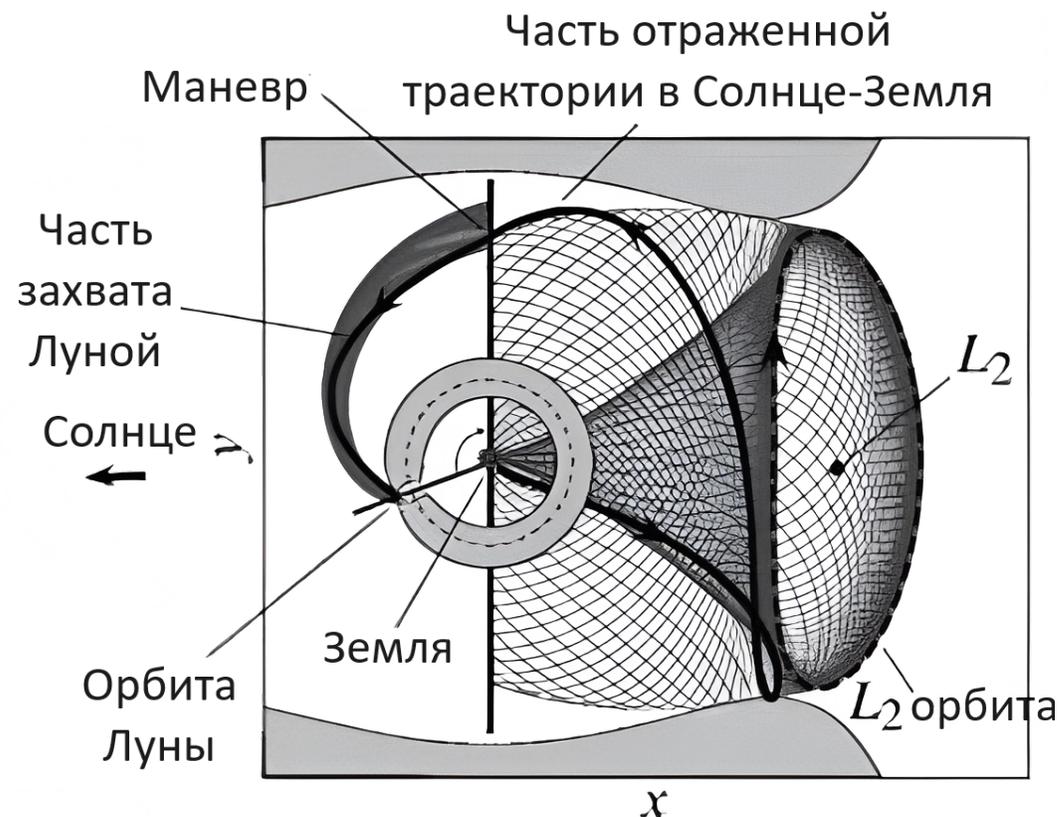
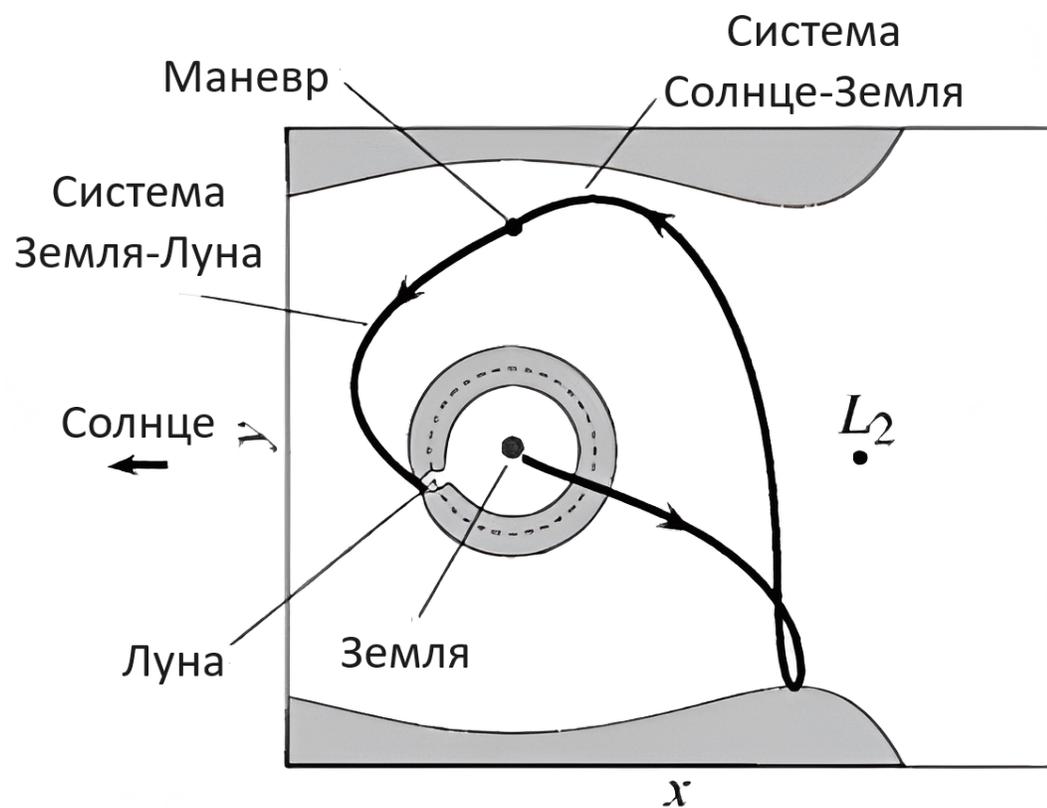
Sun-Assisted Lunar Trajectories (SALT)



# Несколько обходных траекторий во вращающейся системе координат Солнце-Земля (затраты менее 300 м/с)



# Обходные траектории перелета на либрационные орбиты (пассивные)



Обходная траектория как часть траектории вблизи устойчивого многообразия либрационной орбиты в Солнце-Земля и часть траектории вблизи устойчивого многообразия либрационной орбиты в Земля-Луна

Адаптировано из W. S. Koon, M. W. Lo, J. E. Marsden, S. D. Ross. Low energy transfer to the Moon. Celestial mechanics and dynamical astronomy. 2001. Vol. 81. №. 1-2. P. 63-73

# Условия, определяющие динамику

- Начальные условия (2 варианта)
  - Околоземные орбиты: НОО, СО, ВЭО
  - Траектории полета: прямая к Луне, обходная к Луне, к другим целям
- Используемая двигательная установка
  - Разгонный и тормозной блоки: есть / нет (4 варианта)
  - Тип двигательной установки: ГДУ или ЭРДУ (2 варианта)
- Всего  $2 \times 4 \times 2 = 16$  вариантов
- Номенклатура: (ОО/ТП) – (РТ/Р/Т/.) – (ГДУ/ЭРДУ)

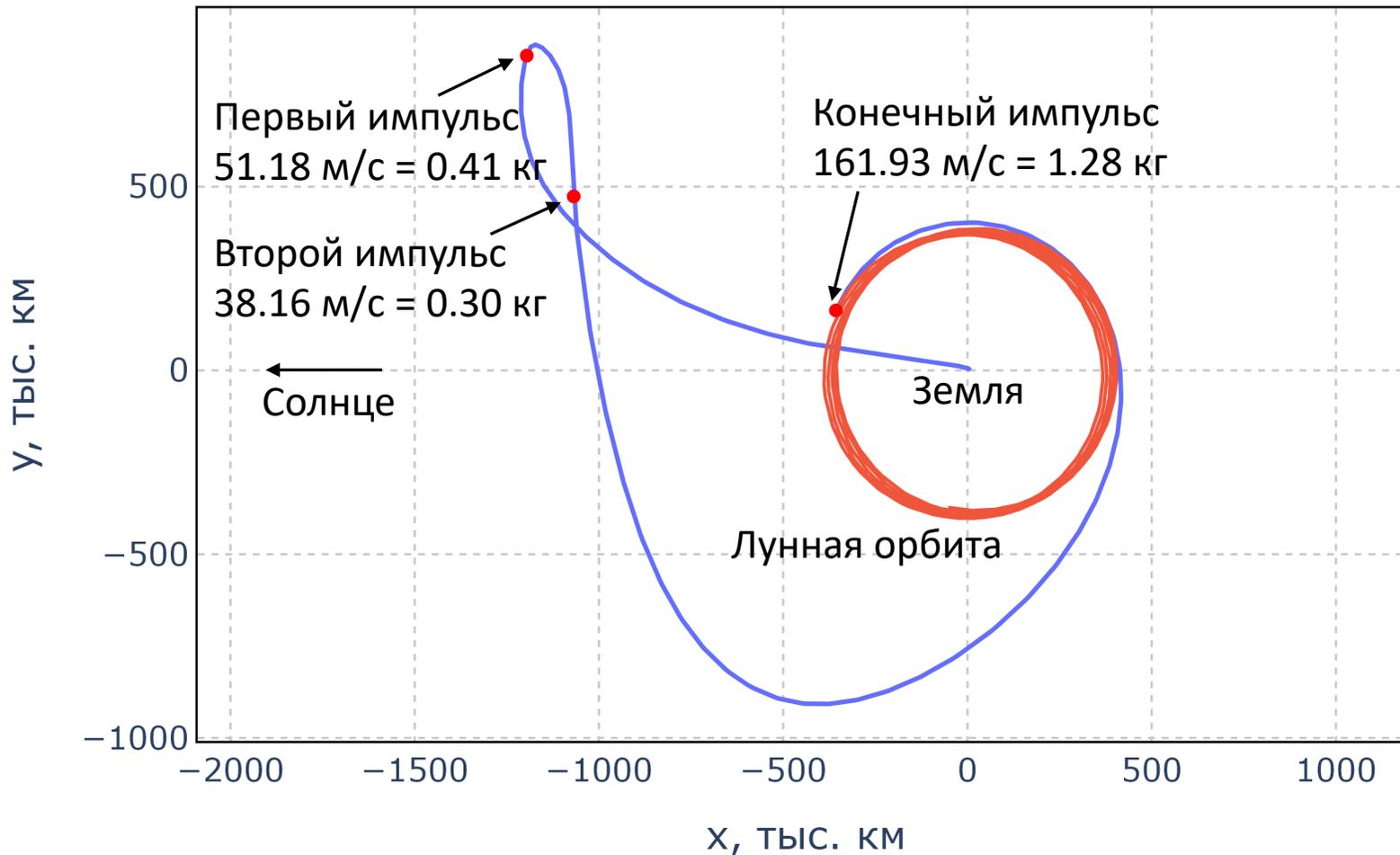
# Классификация вариантов

- Когда есть разгонный и тормозной блоки («здоровый и богатый»):
  - ОО – РТ – ГДУ/ЭРДУ: классические случаи
- Когда есть только тормозной блок (хорошие возможности торможения):
  - ОО – Т – ГДУ/ЭРДУ: старт с высоких и средних ОО, мало изученные случаи
  - ТП – Т – ГДУ/ЭРДУ: более простая ситуация
- Когда есть только разгонный блок (хорошие возможности отлета):
  - ОО – Р – ГДУ: сложно затормозить, на либрационные орбиты
  - ОО – Р – ЭРДУ\*: с любой высоты по обходной траектории
- Когда нет разгонного и тормозного блоков (лететь «своими силами»):
  - ОО – ГДУ: только с высоких ОО, только на либр. орбиты (ARTEMIS)
  - ОО – ЭРДУ: только с высоких и средних ОО (SMART-1)
  - ТП – ГДУ: невозможно затормозить, хаос (EQUULEUS)
  - ТП – ЭРДУ: целиться на обходную (Lunar IceCube)

# Доставка микроспутника

- Тормозной блок исключается из соображений энергетики и массы
- Спиральная раскрутка исключается из-за накопления радиации
- Целевая миссия МКА исключается из соображений бюджета
- Единственный выход: в рамках попутного запуска на околоземную орбиту воспользоваться разгонным блоком целевой миссии и выйти на обходную траекторию полета к Луне и использовать ЭРДУ для маневрирования и выхода на орбиту

# Пример траектории перелета к Луне с типичной ССО



## Параметры околоземной орбиты:

Большая полуось: 7203.0 км

Эксцентриситет: 0.0

Наклонение: 98.8 градусов

Направление на Солнце  $\perp$   
плоскости орбиты

## Параметры окололунной орбиты:

Большая полуось: 11738.0 км

Эксцентриситет: 0.497

Наклонение: 92.5 градусов

Стартовый импульс: 3.19 км/с

Импульс 1 в апогее: 51.18 м/с

Импульс 2 в апогее: 38.16 м/с

Конечный импульс: 161.93 м/с

-----  
Итого: 251.28 м/с

Время полета: 168.87 дней

Используемая двигательная установка: СПД-50М

Затраты топлива: 0.41 кг + 0.30 кг + 1.28 кг = 1.99 кг

# Заключение

- Схемы доставки к Луне проклассифицированы с динамической точки зрения: начальных данных и управления
- Не важно, есть разгонные/тормозные блоки или нет, возможности доставки малого аппарата существуют
- Для микроспутников глобально лучшим является вариант с попутным запуском, использованием разгонного блока основной миссии, перелета по обходной траектории и использовании ЭРДУ для управления, коррекции и выхода на окололунную орбиту
- Приведен пример траектории с типичной ССО, время полета 168 дней, затраты хар. скорости 251 м/с (2 кг для СПД-50М)