

# Использование гравитационного маневра у Луны для выведения КА на орбиты в окрестности точек Лагранжа

---

ИРИНА КОВАЛЕНКО

ИКИ РАН / ИНАСАН

12/12/2018

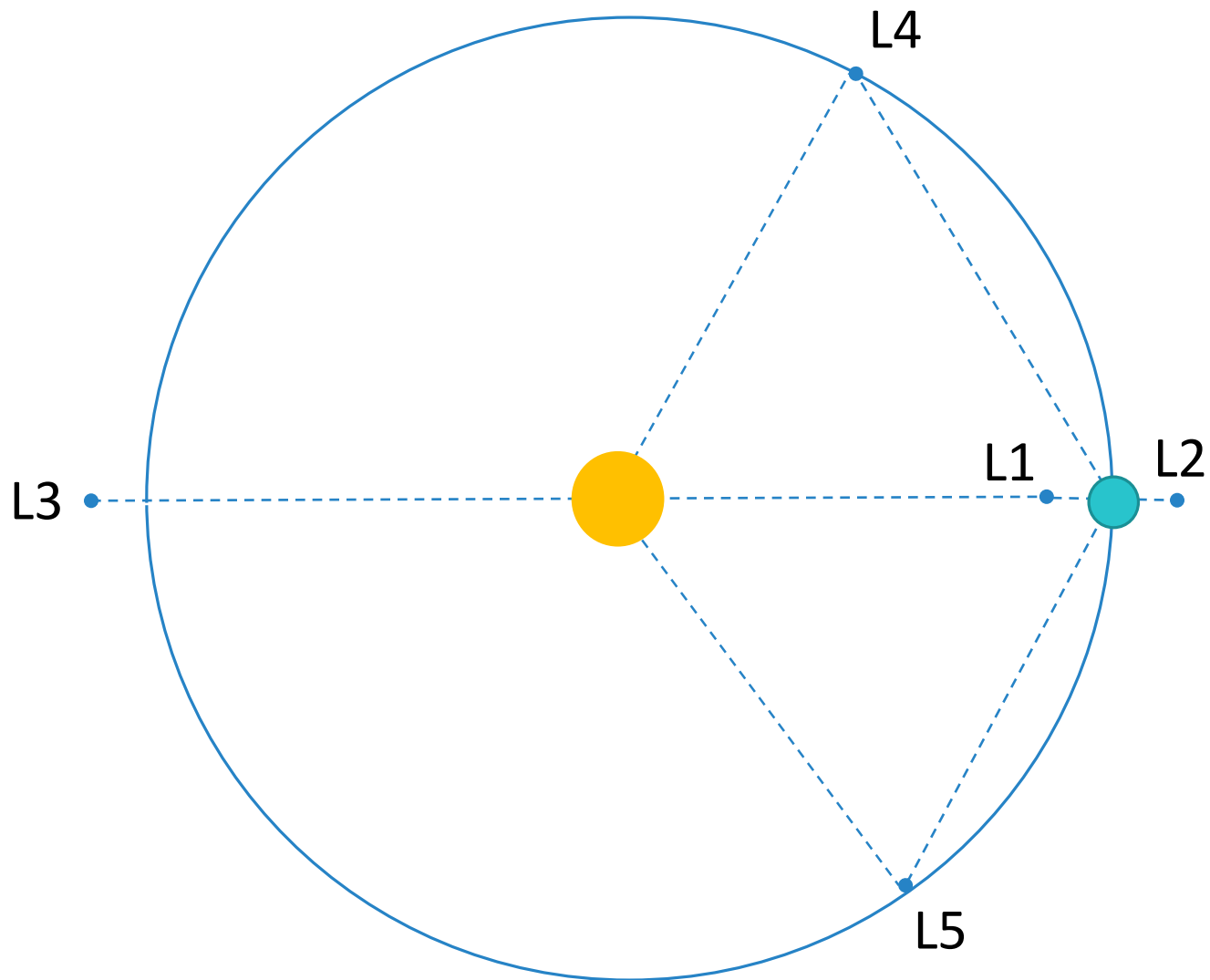
# План

---

1. Орбиты в окрестности точек Лагранжа
2. Уменьшение амплитуды орбиты в задаче Спектр-РГ
3. Увеличение амплитуды  $A_z$  в задаче РадиоАстрон
4. Фазирование аппаратов на орбите для проекта СОДА
5. Заключение

# 1. Орбиты в окрестности точек Лагранжа

---

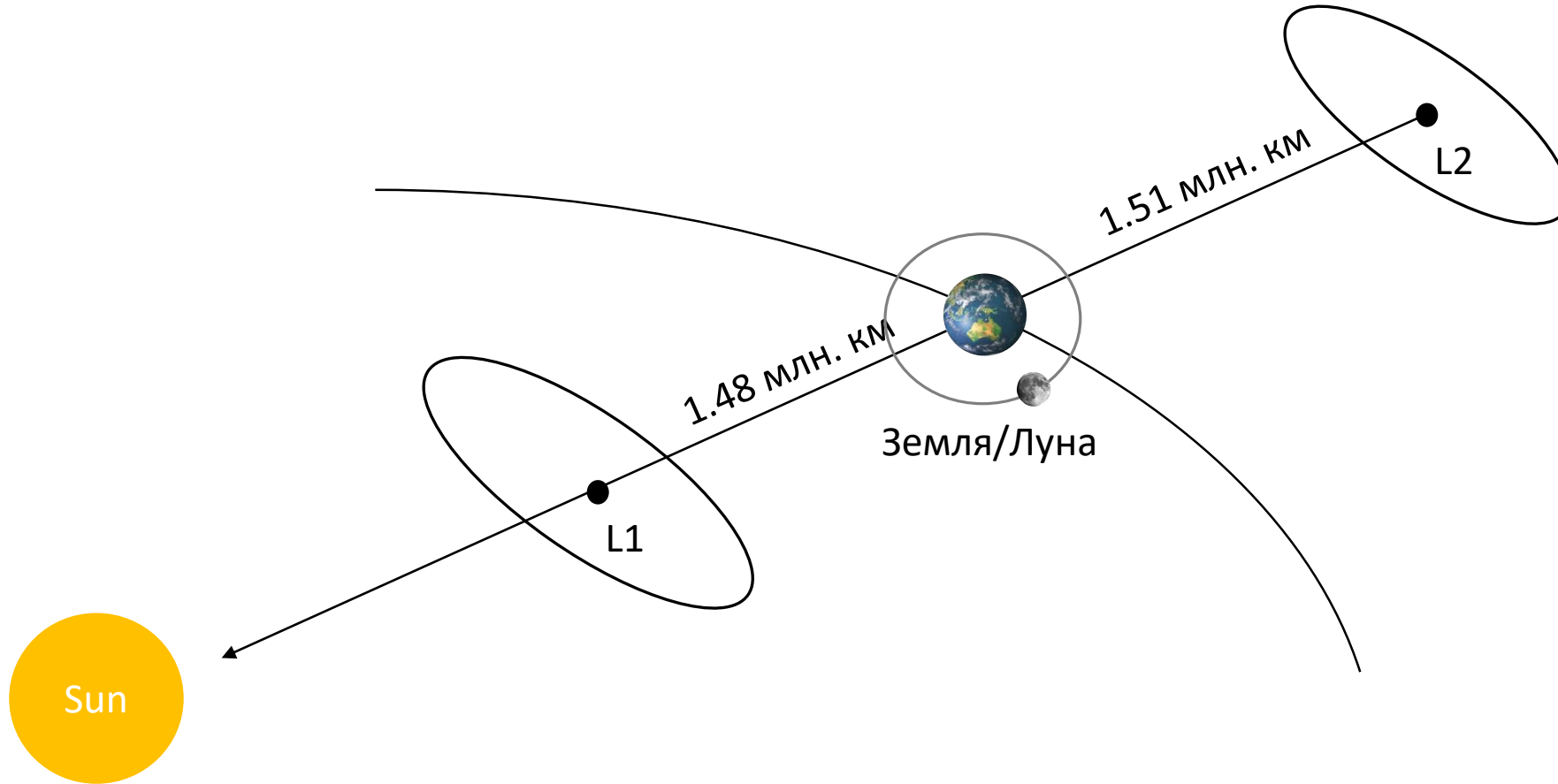


Точки Лагранжа:  
частное  
решение  
ограниченной  
задачи трех тел

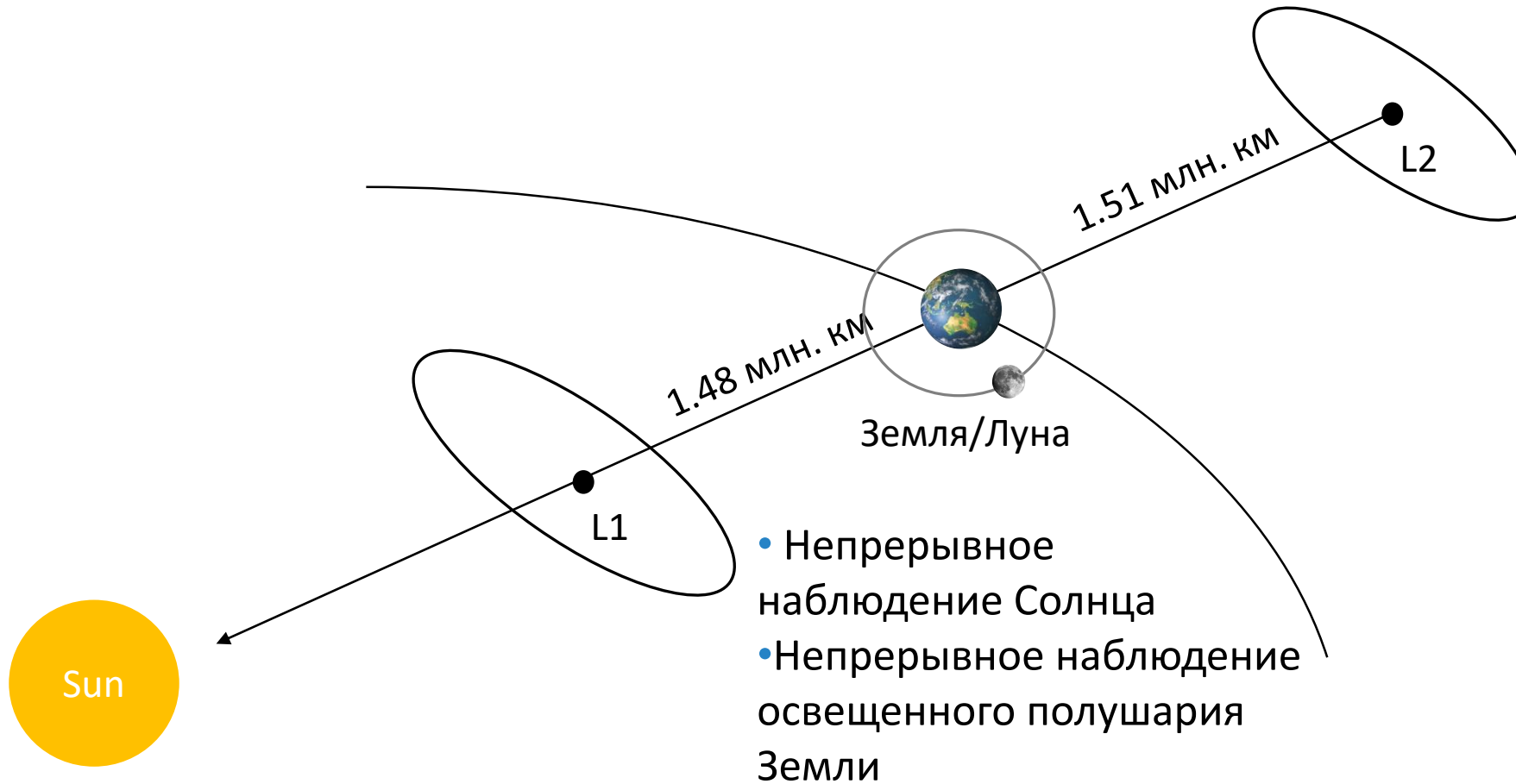
Эйлер (1767)

Лагранж (1772)

# Коллинеарные точки Лагранжа L1/L2



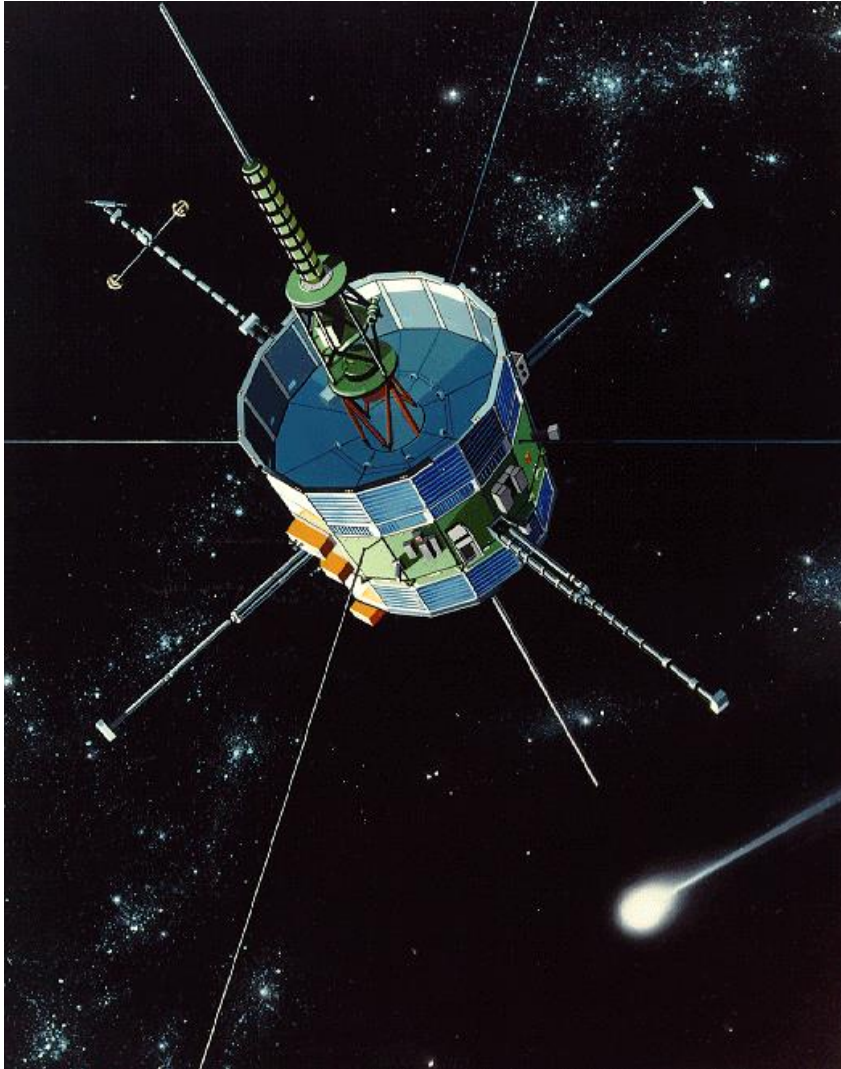
# Коллинеарные точки Лагранжа L1/L2



- Непрерывное наблюдение Солнца
- Непрерывное наблюдение освещенного полушария Земли

Размещение космических обсерваторий:

- Стабильные температурные условия
- Расположение по отношению к Земле, Солнцу и Луне



1978-1997

## International Sun Earth Explorer 3 (ISEE 3 / ICE)

---

ИЗУЧЕНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МЕЖДУ  
МАГНИТНЫМ ПОЛЕМ ЗЕМЛИ И  
СОЛНЕЧНЫМ ВЕТРОМ

# Научные миссий в окрестности L1

---

1978-1997 ISEE 3

1995 Solar and Heliospheric Observatory (SOHO)

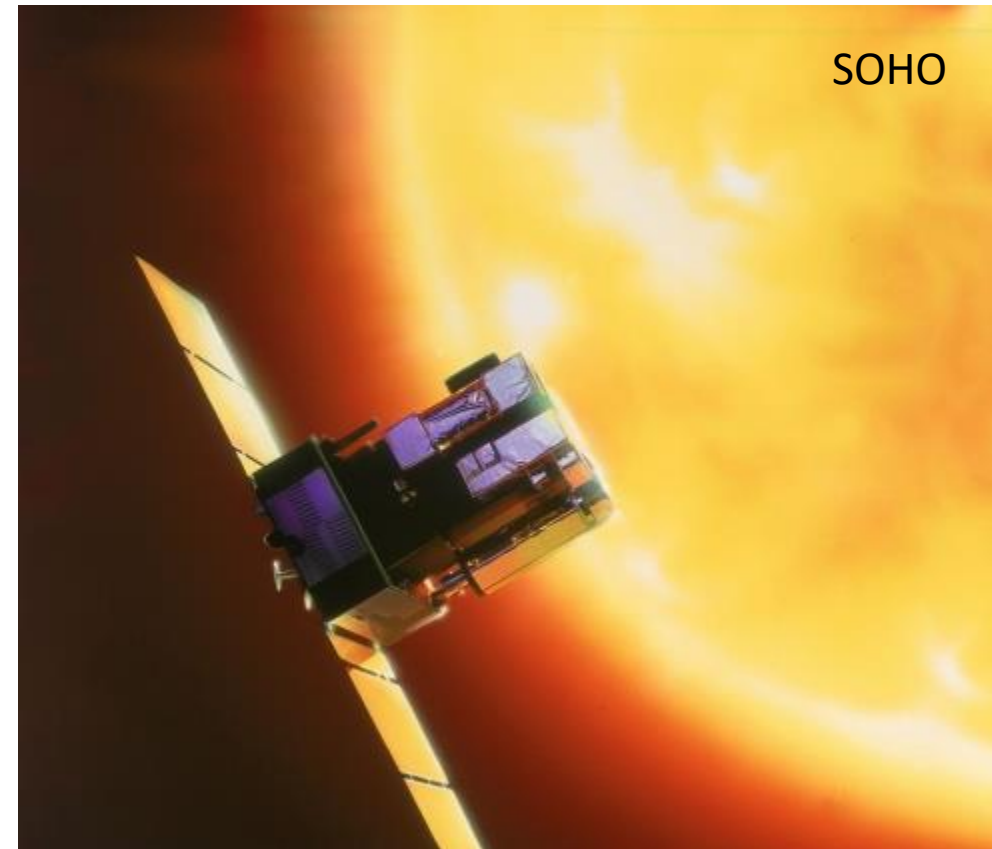
1997 Advanced Composition Explorer (ACE)

1994 (2004 in L1 orbit) WIND

2001-2004 Genesis

2015 DSCOVR

2015-2017 LISA Pathfinder (SMART-2)





# Научные миссий в окрестности L2

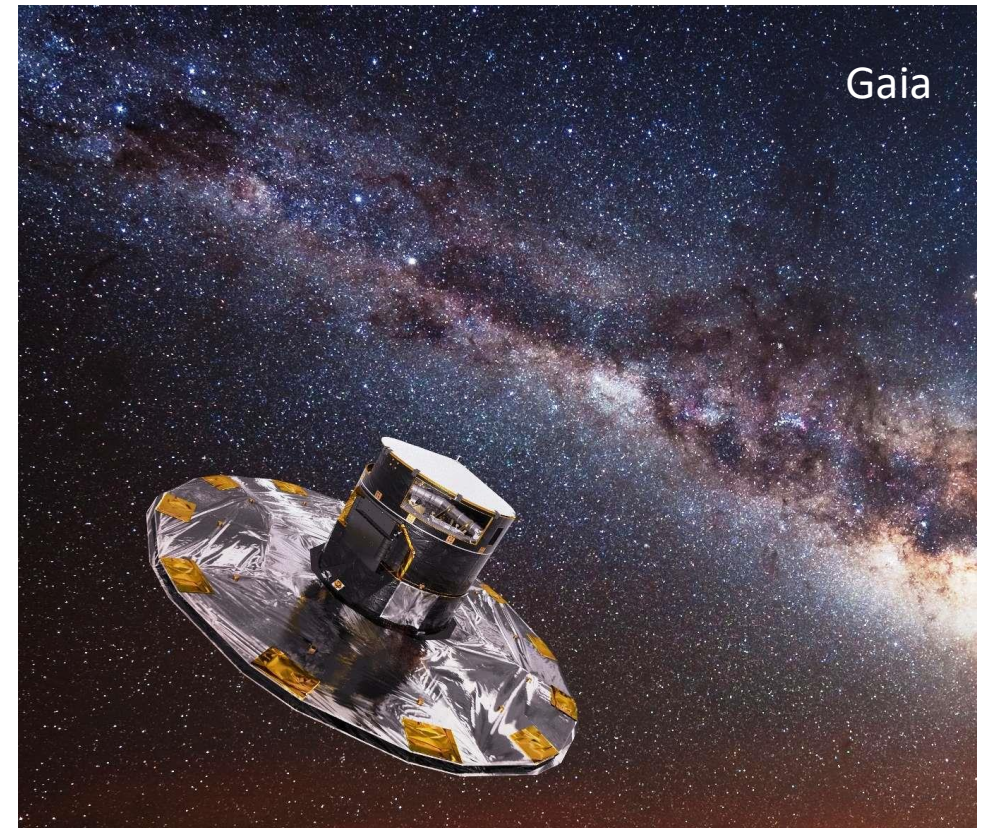
---

2001-2010 Wilkinson Microwave Anisotropy Probe

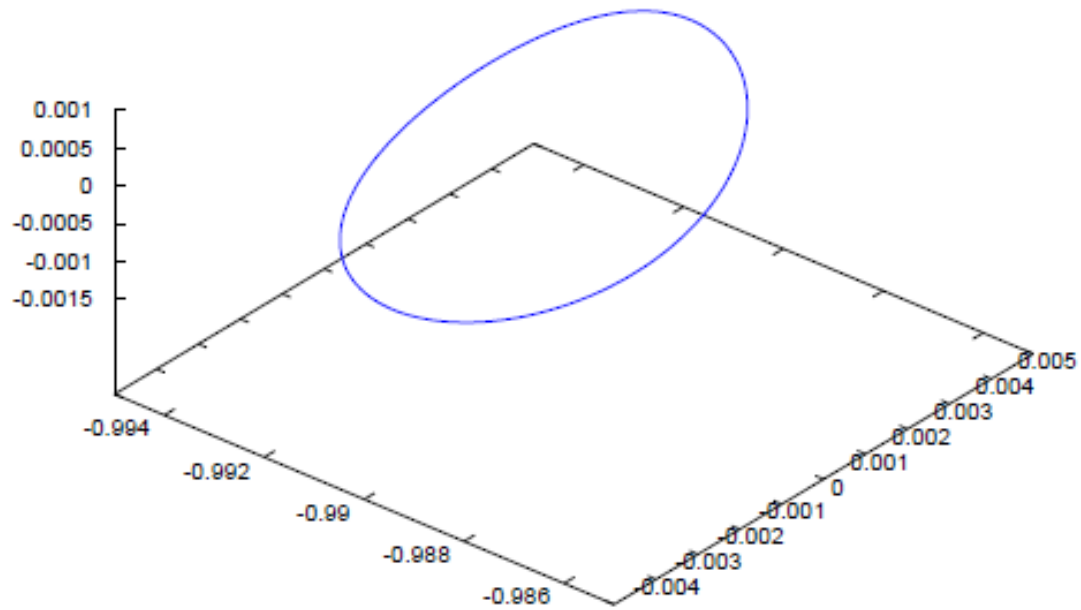
2009-2013 Herschel Space Telescope

2009-2013 Planck Space Observatory

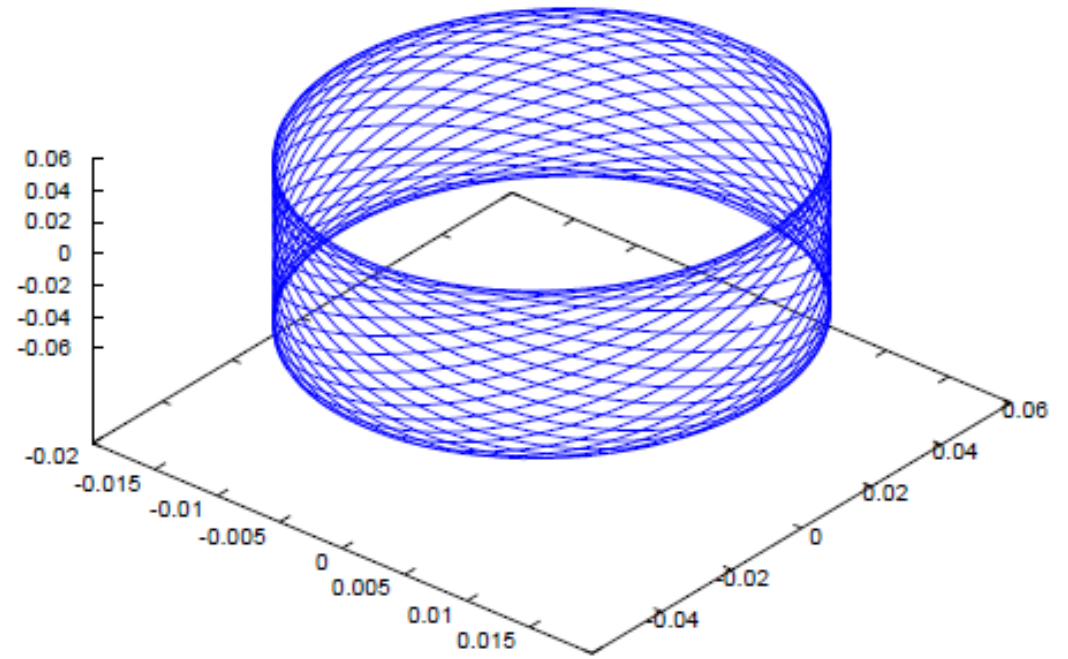
2014 Gaia Space Observatory



## Гало-орбита



## Орбита Лиссажу



Canalias Vila, E. (2007)

# Из ограниченной задачи 3-х тел

## Линеаризованные уравнения движения

$$\ddot{x} - 2\dot{y} - (1 + 2K)x = 0,$$

$$\ddot{y} + 2\dot{x} - (1 - K)y = 0,$$

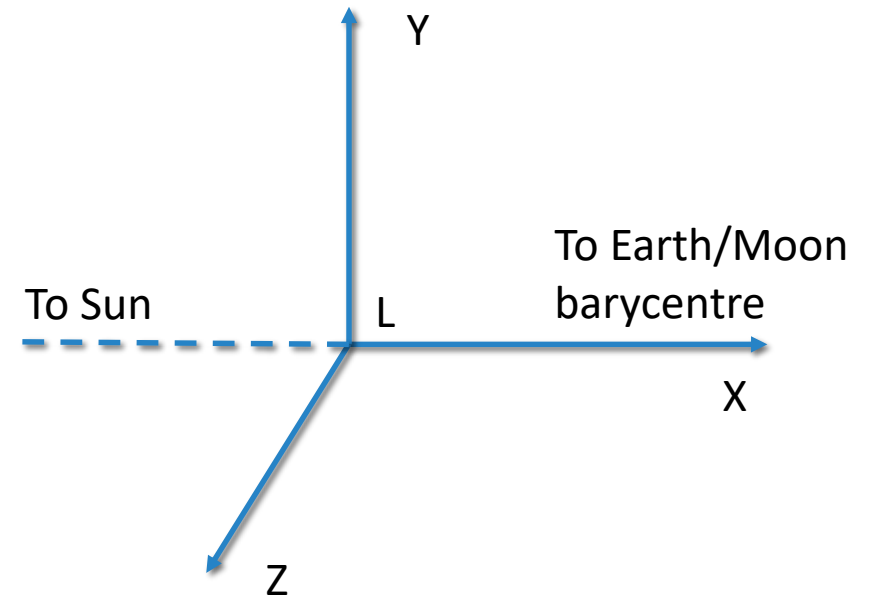
$$\ddot{z} + Kz = 0,$$

## Решение

$$x = e^{\lambda t} A_1 + e^{-\lambda t} A_2 + A_x \cos(\omega_{xy} t + \phi_{xy}),$$

$$y = ce^{\lambda t} A_1 - ce^{-\lambda t} A_2 + kA_x \sin(\omega_{xy} t + \phi_{xy}),$$

$$z = A_z \sin(\omega_z t + \phi_z),$$



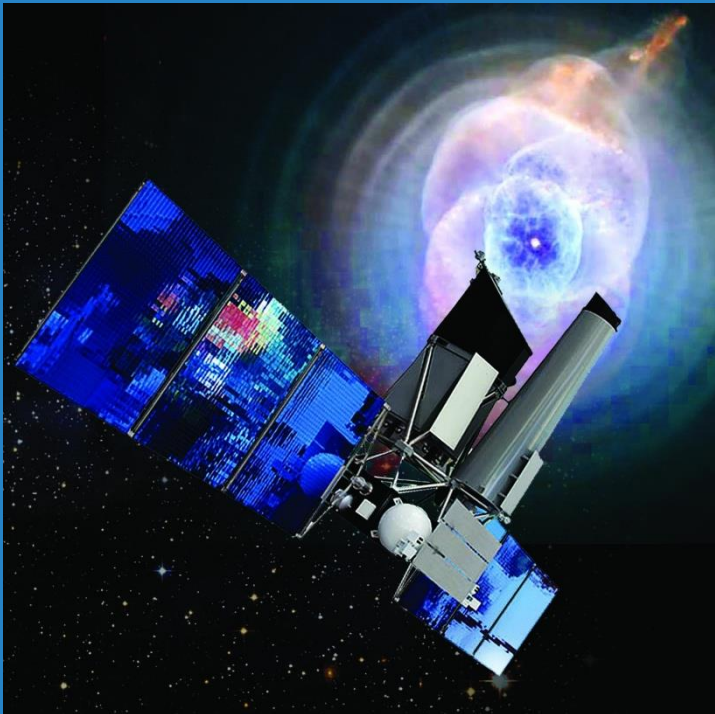
R. Farquhar (1968); Маркеев (1978)

## 2. Уменьшение амплитуды орбиты в задаче Спектр-РГ

---

СПЕКТР-РГ

## Спектр - РГ



## Космическая обсерватория в рентгеновском диапазоне

- Запуск: 2019
- РН Протон-М + РБ ДМ З
- Срок существования: 7 лет
- Орбита в окрестности L2

# Ограничения и требования к орбите

---

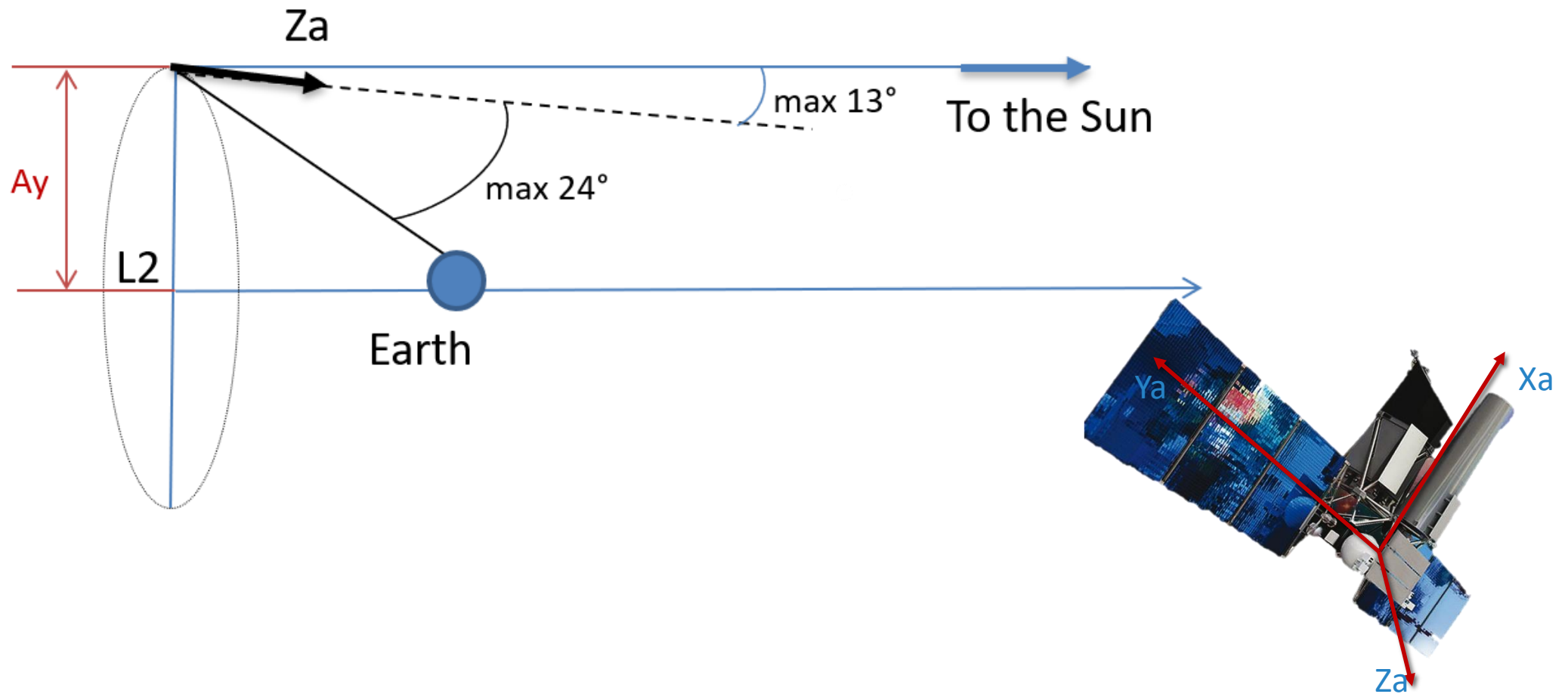
1. Выведение на рабочую орбиту только за счет РБ ДМЗ (без дополнительных маневров СРГ)
2. Уход из области тени/полутени Земли
3. Видимость с наземных станций: Медвежьи Озера и Уссурийск (ограничение по Az)
4. Угол между осью антенны и направлением на Землю: 24 градуса
5. Обеспечение теплового режима: направление на Солнце 13 градусов

# Ограничения и требования к орбите

---

1. Выведение на рабочую орбиту только за счет РБ ДМЗ (без дополнительных маневров СРГ)
2. Уход из области тени/полутени Земли
3. Видимость с наземных станций: Медвежьи Озера и Уссурийск (ограничение по Az)
4. Угол между осью антенны и направлением на Землю: 24 градуса
5. Обеспечение теплового режима: направление на Солнце 13 градусов

# Ограничения и требования к орбите



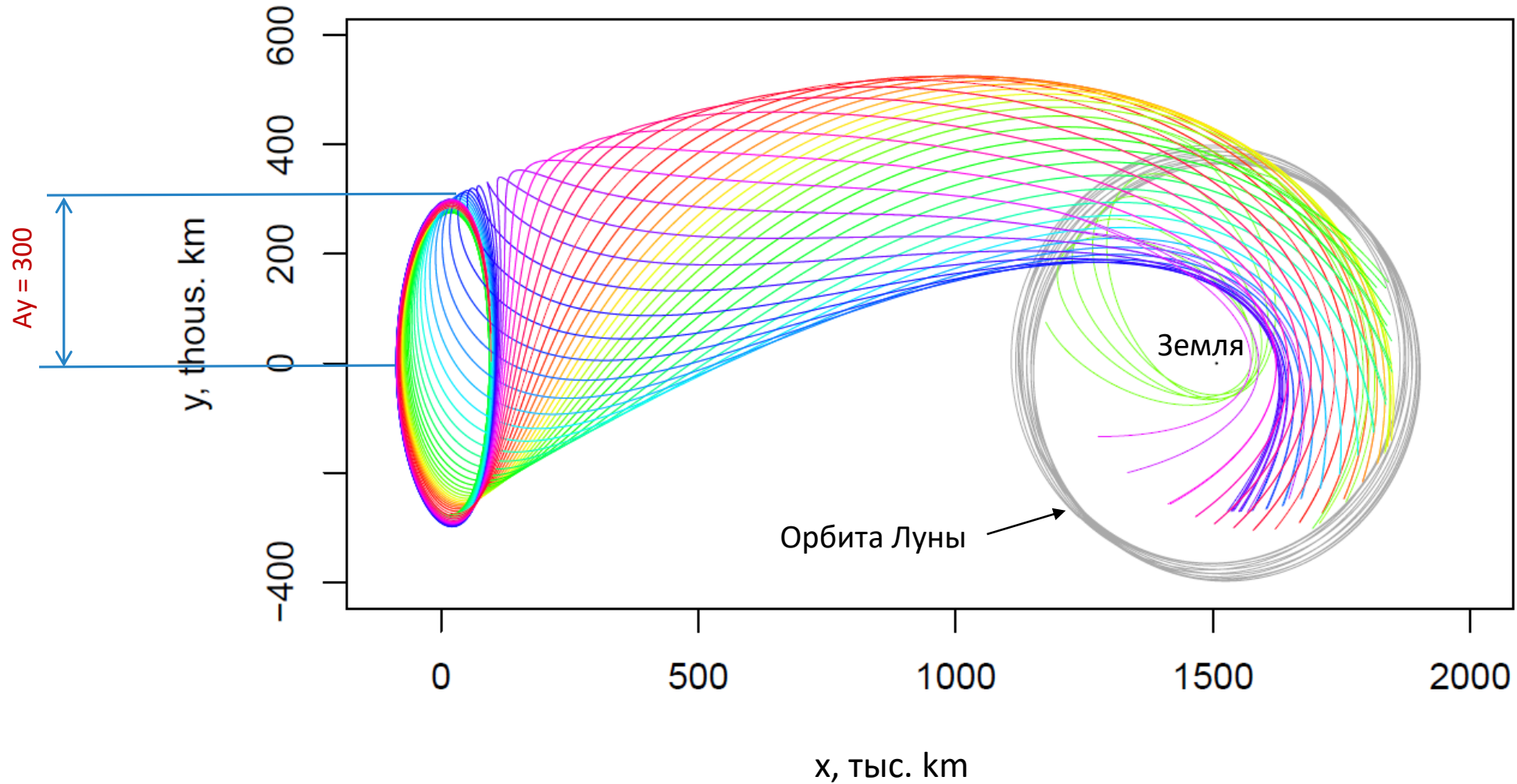


# Из ограниченной задачи 3-х тел

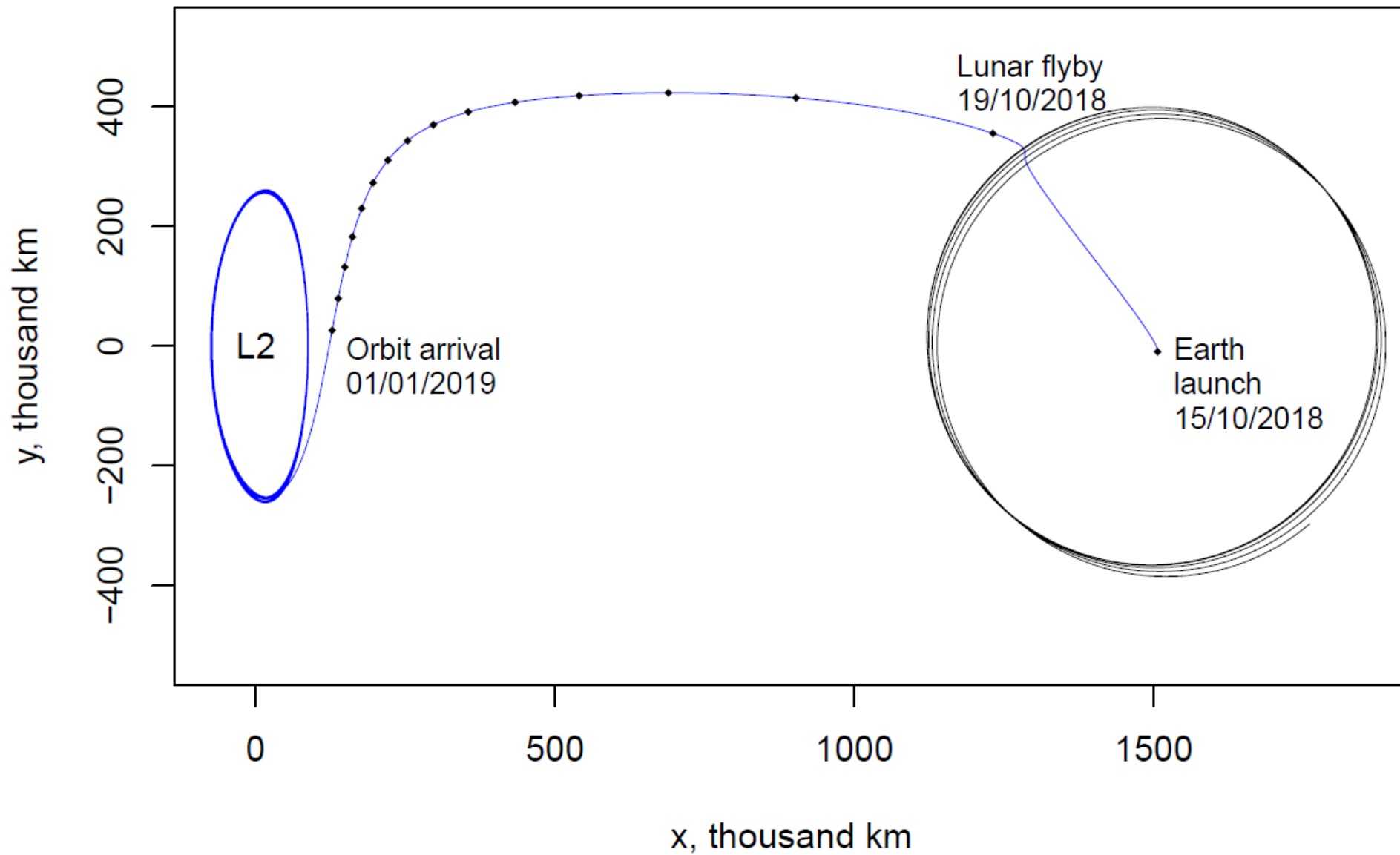
---

$$\begin{aligned}x &= e^{\lambda t} A_1 + e^{-\lambda t} A_2 + A_x \cos(\omega_{xy} t + \phi_{xy}), \\y &= ce^{\lambda t} A_1 - ce^{-\lambda t} A_2 + A_y \sin(\omega_{xy} t + \phi_{xy}), \\z &= A_z \sin(\omega_z t + \phi_z).\end{aligned}$$

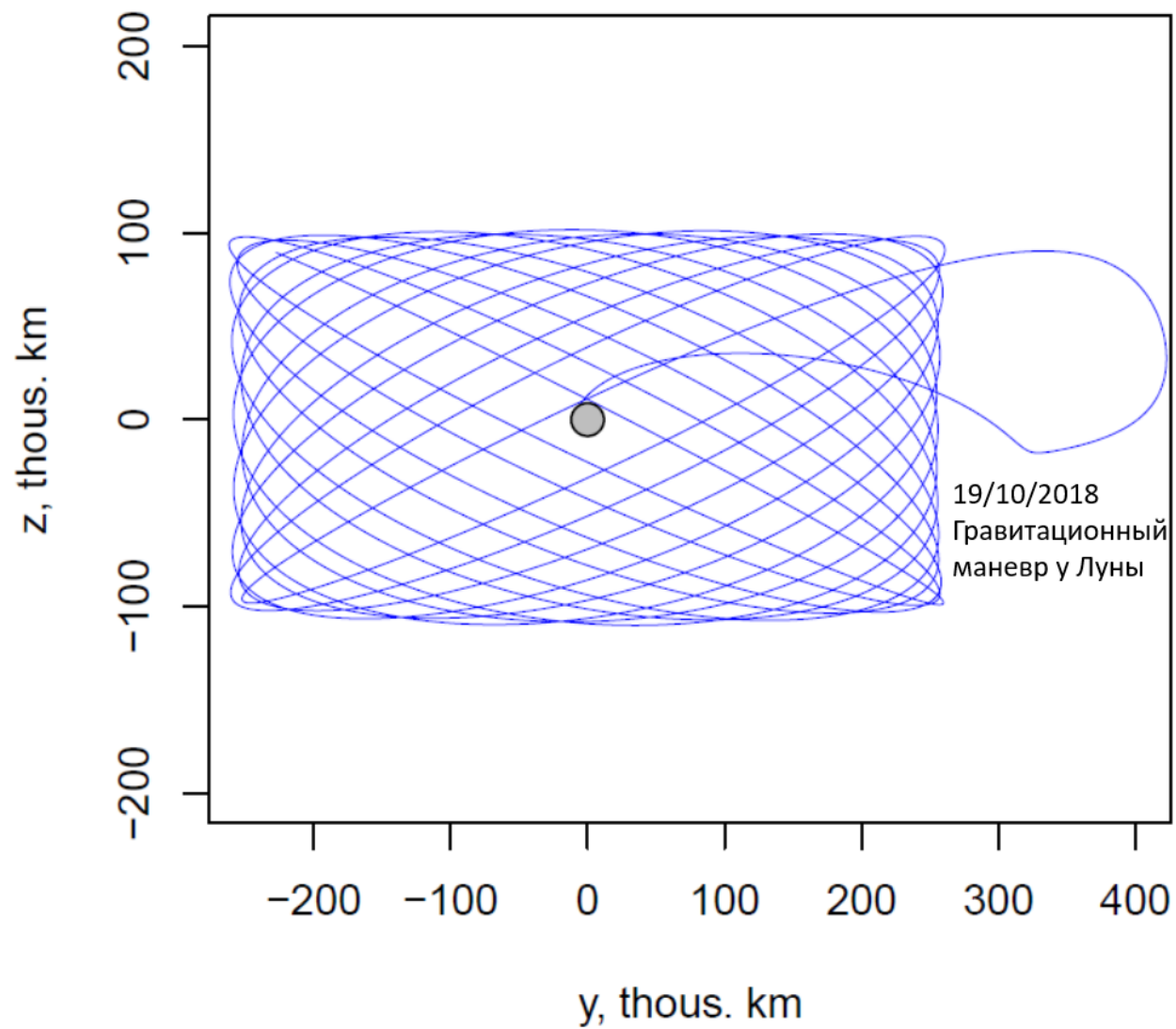
# Требуемая орбита



Проекция на плоскость эклиптики

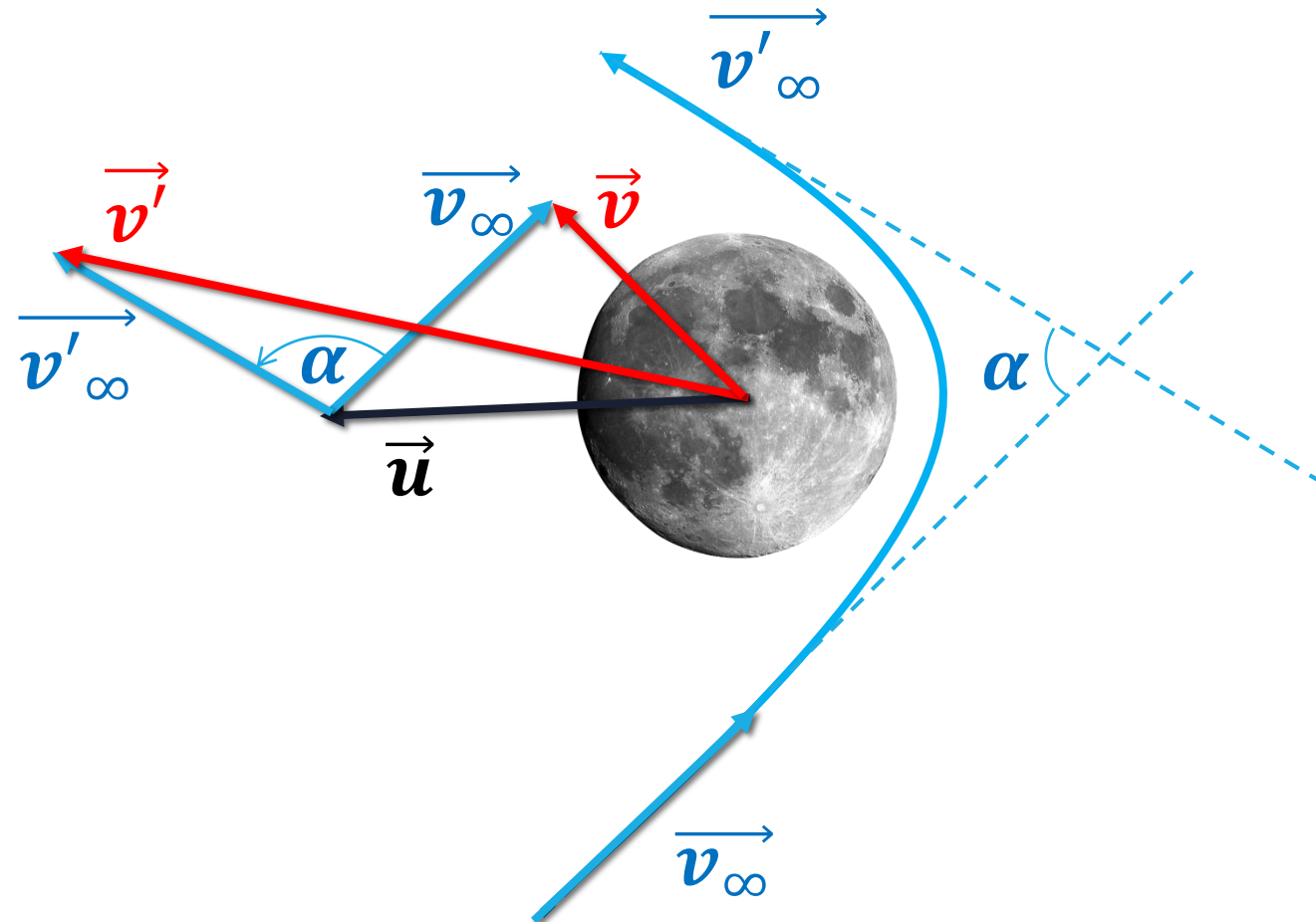


Проекция траектории на плоскость эклиптики



Проекция траектории на плоскость  $yz$  (вид с Земли)

# Гравитационный маневр у Луны



# Преимущества и недостатки

---

- ✓ Одноимпульсный перелет с опорной НОО на орбиту малой амплитуды
  - ✓ Использование РБ ДМЗ
- ✓ Гравитационный маневр у Луны позволяет уменьшить требуемый  $\Delta V$  (не существенно для Спектр-РГ)

# Преимущества и недостатки

---

- ✓ Одноимпульсный перелет с опорной НОО на орбиту малой амплитуды
    - ✓ Использование РБ ДМЗ
  - ✓ Гравитационный маневр у Луны позволяет уменьшить требуемый  $\Delta V$  (не существенно для Спектр-РГ)
- Окна запуска: 4 дня в месяц
- Уровень возможных рисков
- NB! 1-ый корректирующий маневр запланирован на 10 сутки после старта

# 3. Увеличение амплитуды $A_z$ в задаче РадиоАстрон

---

РАДИОАСТРОН



# РадиоАстрон



## Космический радиотелескоп

- Координатор проекта: Астрокосмический центр ФИАН
- Запуск: 18 июля 2011
- Орбита: высокоэллиптическая

### Цель:

Увеличение амплитуды выхода из плоскости эклиптики ( $Az$ ) за счет перевода на орбиту в окрестность точки Лагранжа

Ограничение:  $\Delta V = 112$  м/с (2018)

# РадиоАстрон



## Космический радиотелескоп

- Координатор проекта: Астрокосмический центр ФИАН
- Запуск: 18 июля 2011
- Орбита: высокоэллиптическая

### Цель:

Увеличение амплитуды выхода из плоскости эклиптики ( $Az$ ) за счет перевода на орбиту в окрестность точки Лагранжа

Ограничение:  $\Delta V = 112$  м/с (2018)

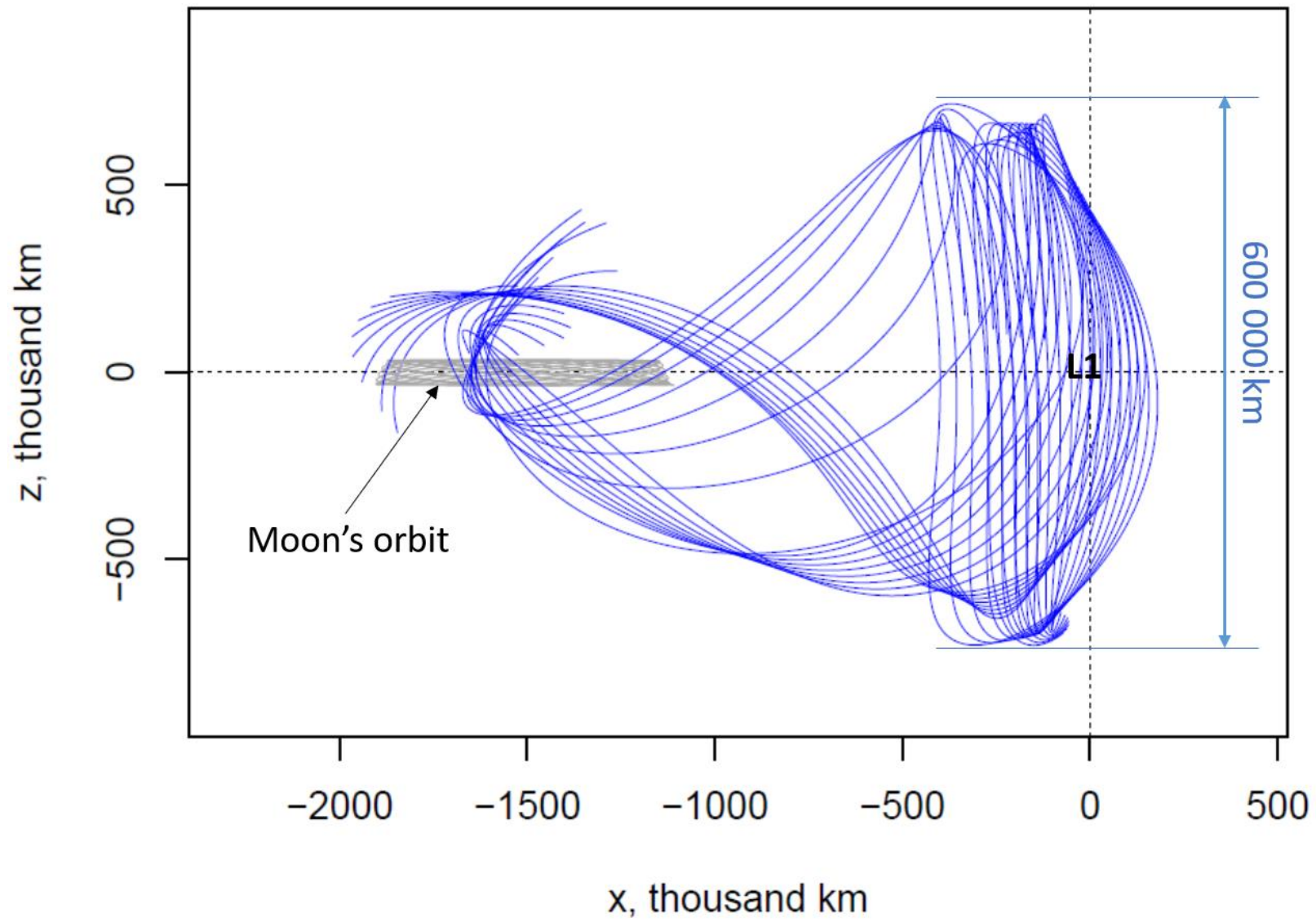
### Решение:

Использование гравитационного маневра у Луны

# Из ограниченной задачи 3-х тел

---

$$\begin{aligned}x &= e^{\lambda t} A_1 + e^{-\lambda t} A_2 + A_x \cos(\omega_{xy} t + \phi_{xy}), \\y &= ce^{\lambda t} A_1 - ce^{-\lambda t} A_2 + A_y \sin(\omega_{xy} t + \phi_{xy}), \\z &= A_z \sin(\omega_z t + \phi_z).\end{aligned}$$

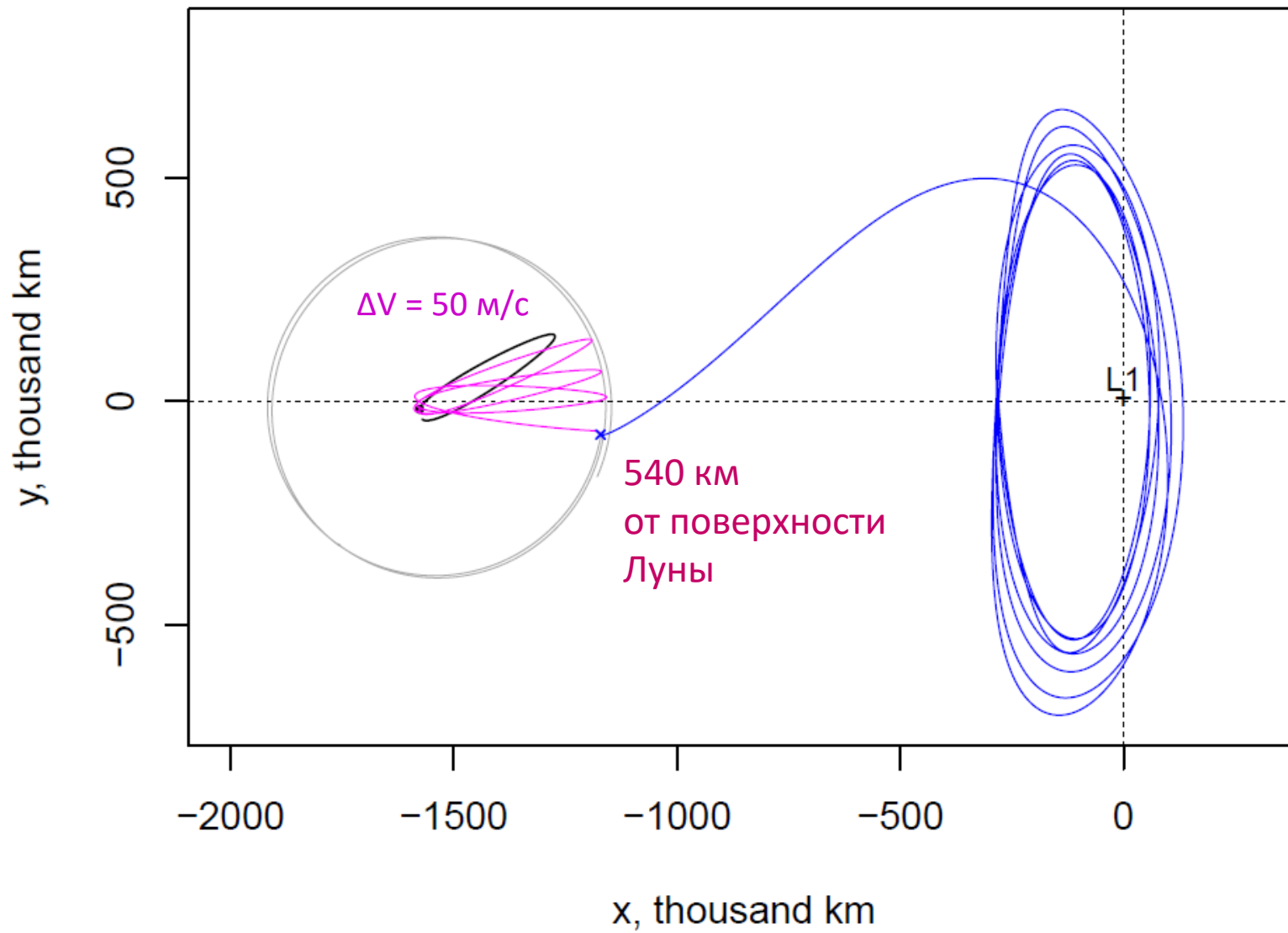


# Орбита РадиоАстро́на

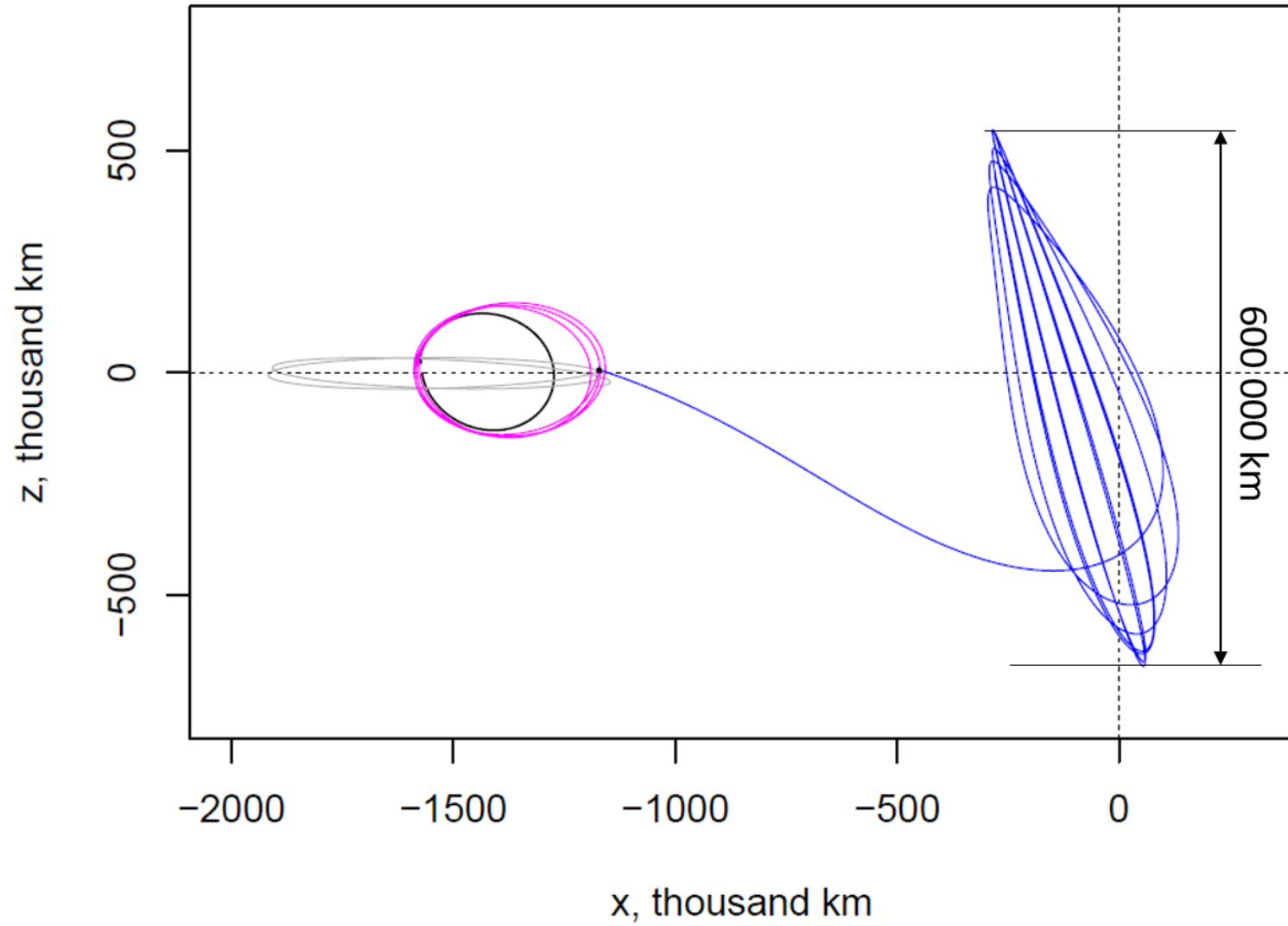
---

Планируемый маневр увода с орбиты: июнь 2019 года

- Перигей: 62 615 км
- Апогей: 280 494 км
- Эксцентриситет: 0.63
- Наклонение: 75.8 (ecliptic)
- Период: 8.2 дней



Проекция траектории на плоскость эклиптики



Проекция траектории на плоскость  $xz$  (перпендикулярно плоскости эклиптики)

# Преимущества и недостатки

---

Новый подход к задаче увода научных КА с высокоэллиптических орбит. Соблюдение международных требований по предотвращению образования космического мусора.

- ✓ Возможен перевод на гелиоцентрическую орбиту захоронения.
- ✓ Позволяет продлить время существования КА и улучшить условия миссии
  - Удержание на орбите в окрестности L1/L2:  $\Delta V = 1 \text{ m/s в год}$
  - Гравитационный маневр у Луны позволяет уменьшить требуемый  $\Delta V$
  - Возможность выведение в окрестность и L1 и L2



# Преимущества и недостатки

---

Новый подход к задаче увода научных КА с высокоэллиптических орбит. Соблюдение международных требований по предотвращению образования космического мусора.

- ✓ Возможен перевод на гелиоцентрическую орбиту захоронения.
- ✓ Позволяет продлить время существования КА и улучшить условия миссии
  - Удержание на орбите в окрестности L1/L2:  $\Delta V = 1 \text{ m/s в год}$
  - Гравитационный маневр у Луны позволяет уменьшить требуемый  $\Delta V$
  - Возможность выведение в окрестность и L1 и L2
- Требуется орбита фазирования.

# 4. Фазирование аппаратов на орбите для проекта СОДА

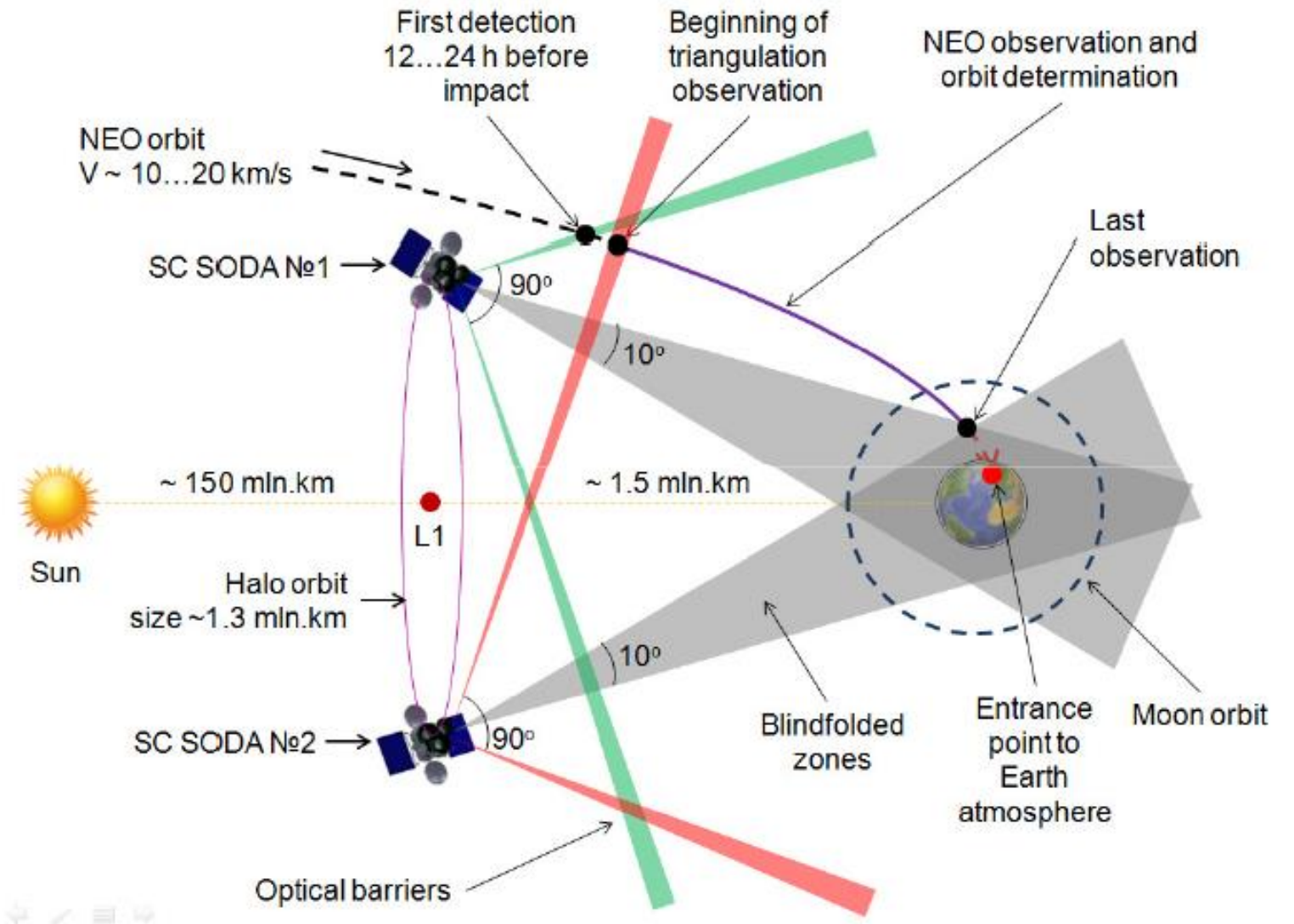
---

СИСТЕМА ОБНАРУЖЕНИЯ ДНЕВНЫХ АСТЕРОИДОВ (СОДА)

# Система Обнаружения Дневных Астероидов (СОДА)

Проект «low-cost»:

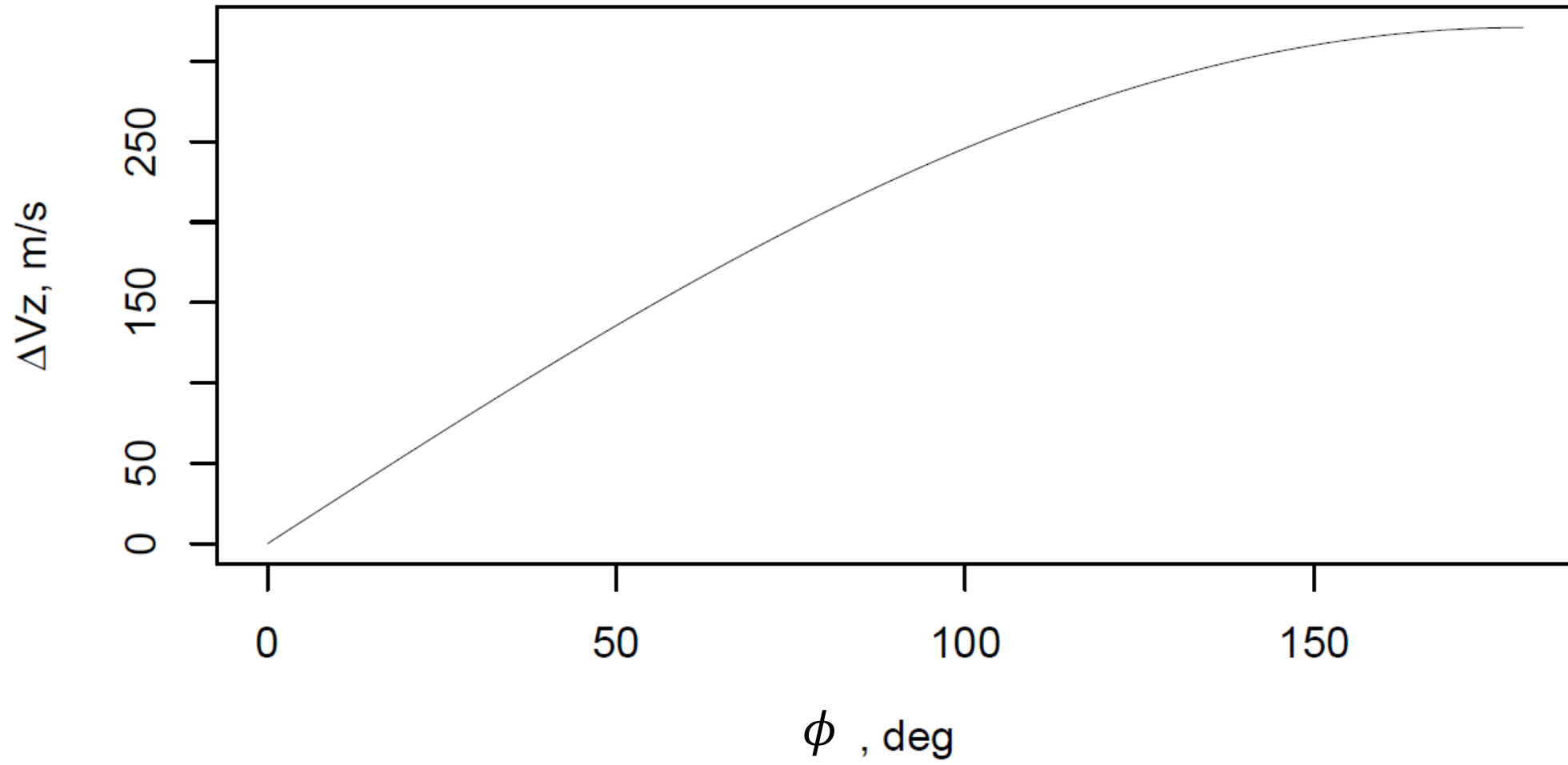
- Использование малых аппаратов
- Совместный запуск двух аппаратов на одном носителе



# Из ограниченной задачи 3-х тел

---

$$\begin{aligned}x &= e^{\lambda t} A_1 + e^{-\lambda t} A_2 + A_x \cos(\omega_{xy} t + \phi_{xy}), \\y &= c e^{\lambda t} A_1 - c e^{-\lambda t} A_2 + A_y \sin(\omega_{xy} t + \phi_{xy}), \\z &= A_z \sin(\omega_z t + \phi_z).\end{aligned}$$



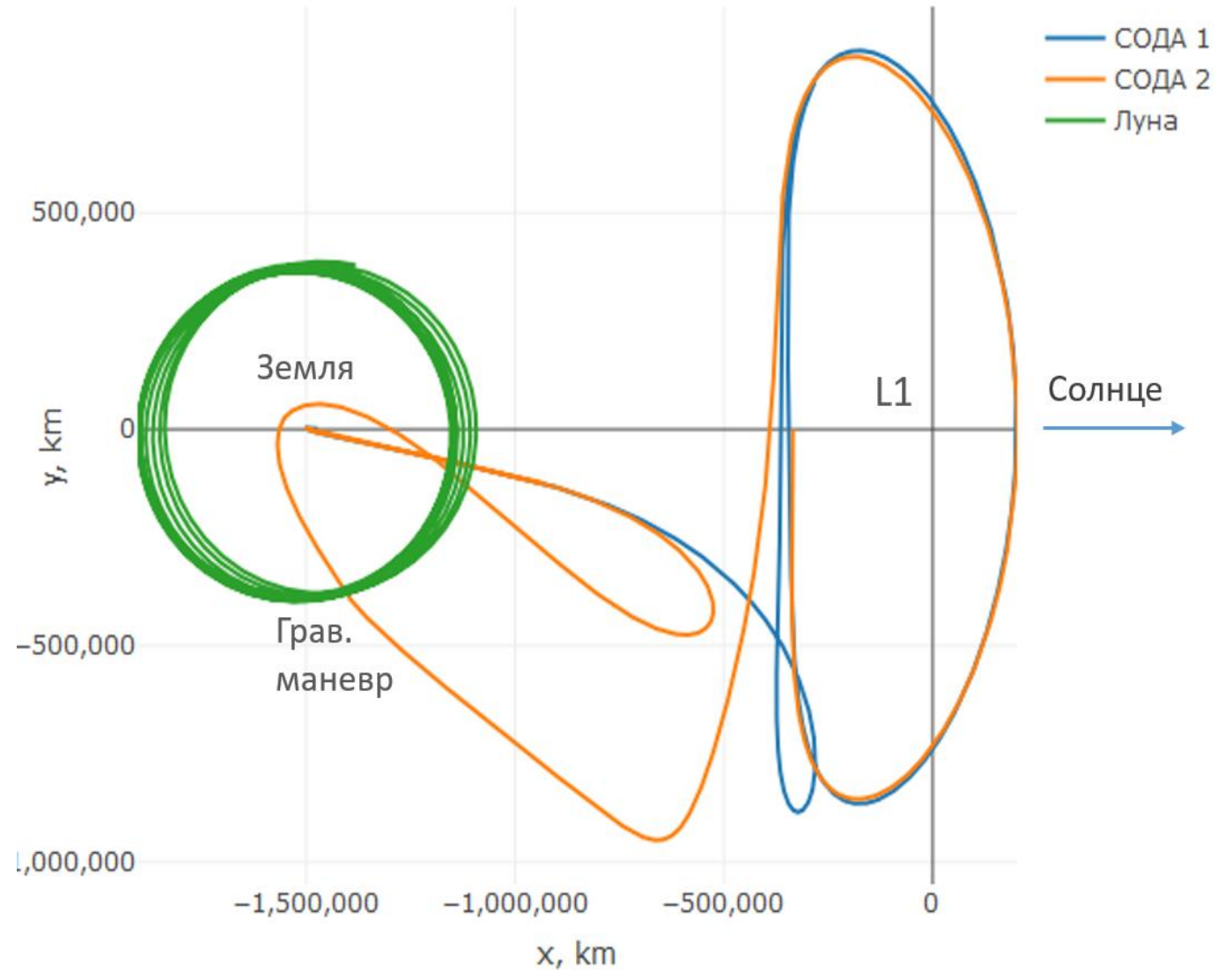
## Сценарий выведения:

1. Старт с низкой круговой орбиты высотой 200 км с наклоном  $51^\circ$  к экватору

$$\Delta V_1 \approx 3.18 \text{ км/с}$$

Осуществляется за счет РБ

Отделение от РБ и разделение аппаратов



## Сценарий выведения:

1. Старт с низкой круговой орбиты высотой 200 км с наклоном  $51^\circ$  к экватору

$$\Delta V_1 \approx 3.18 \text{ км/с}$$

Осуществляется за счет РБ

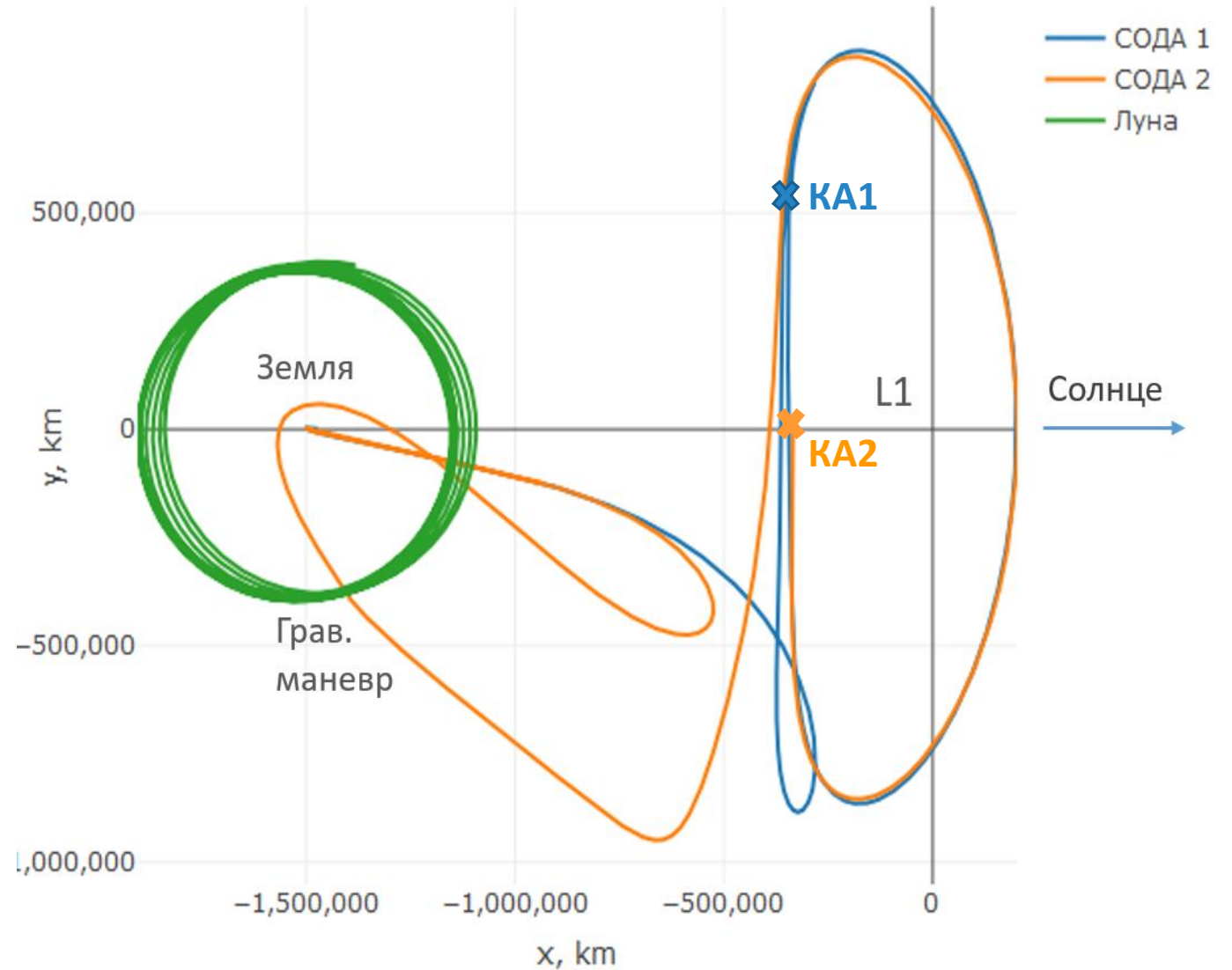
Отделение от РБ и разделение аппаратов

2.  $\Delta V_2 \approx 10 \text{ м/с}$

Маневр осуществляется **КА1** (совмещен с маневром коррекции) для выведения в окрестность L1

3.  $\Delta V_3 \approx \pm 10 \text{ м/с}$

Маневр осуществляется **КА2** в перигее для обеспечения аккуратного пролета Луны



# Преимущества и недостатки

---

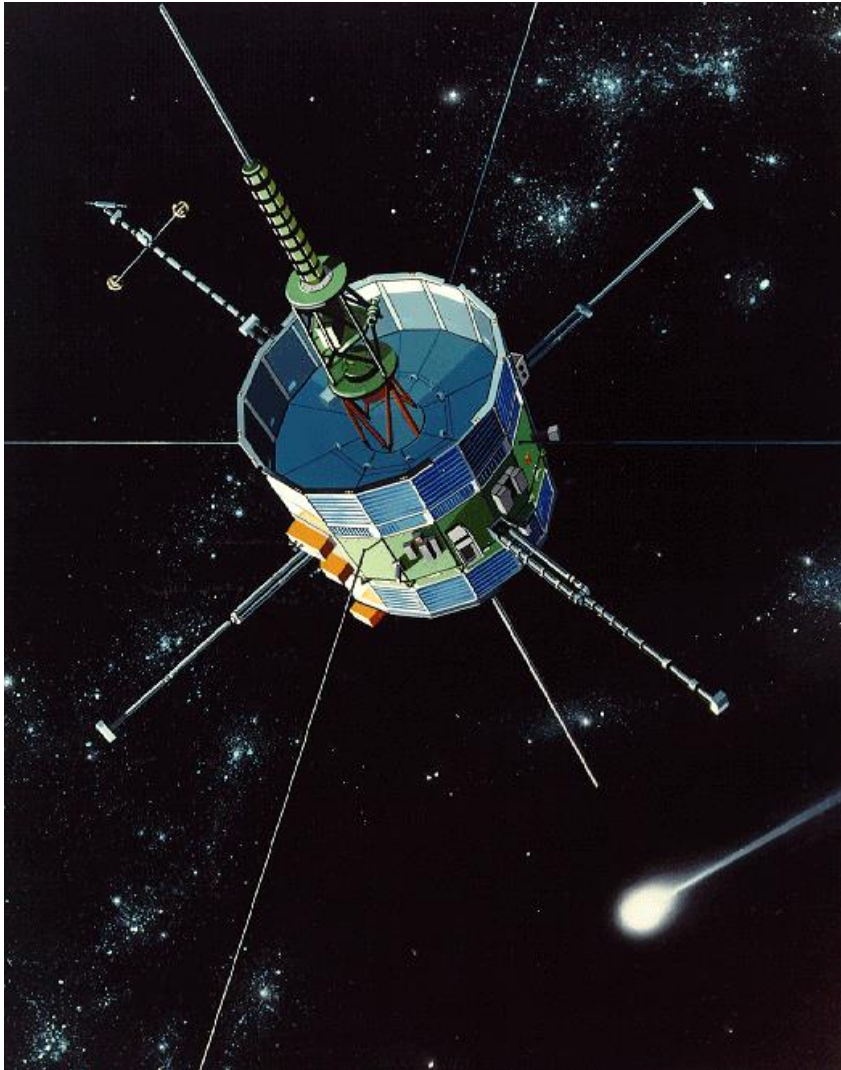
- ✓ Совместный запуск 2-х малых КА
- Уменьшение стоимости проекта
  
- Окна запуска
- Выбор орбиты фазирования



# Заключение

Гравитационные маневры у Луны являются эффективным инструментом для достижения требуемых орбит в окрестности точек Лагранжа.

- 
- ИЗМЕНЕНИЕ АМПЛИТУД ОРБИТ;
  - УМЕНЬШЕНИЕ  $\Delta V$  НА ВЫВЕДЕНИЕ;
  - ПОСТРОЕНИЕ ГРУППИРОВКИ НЕСКОЛЬКИХ КА.



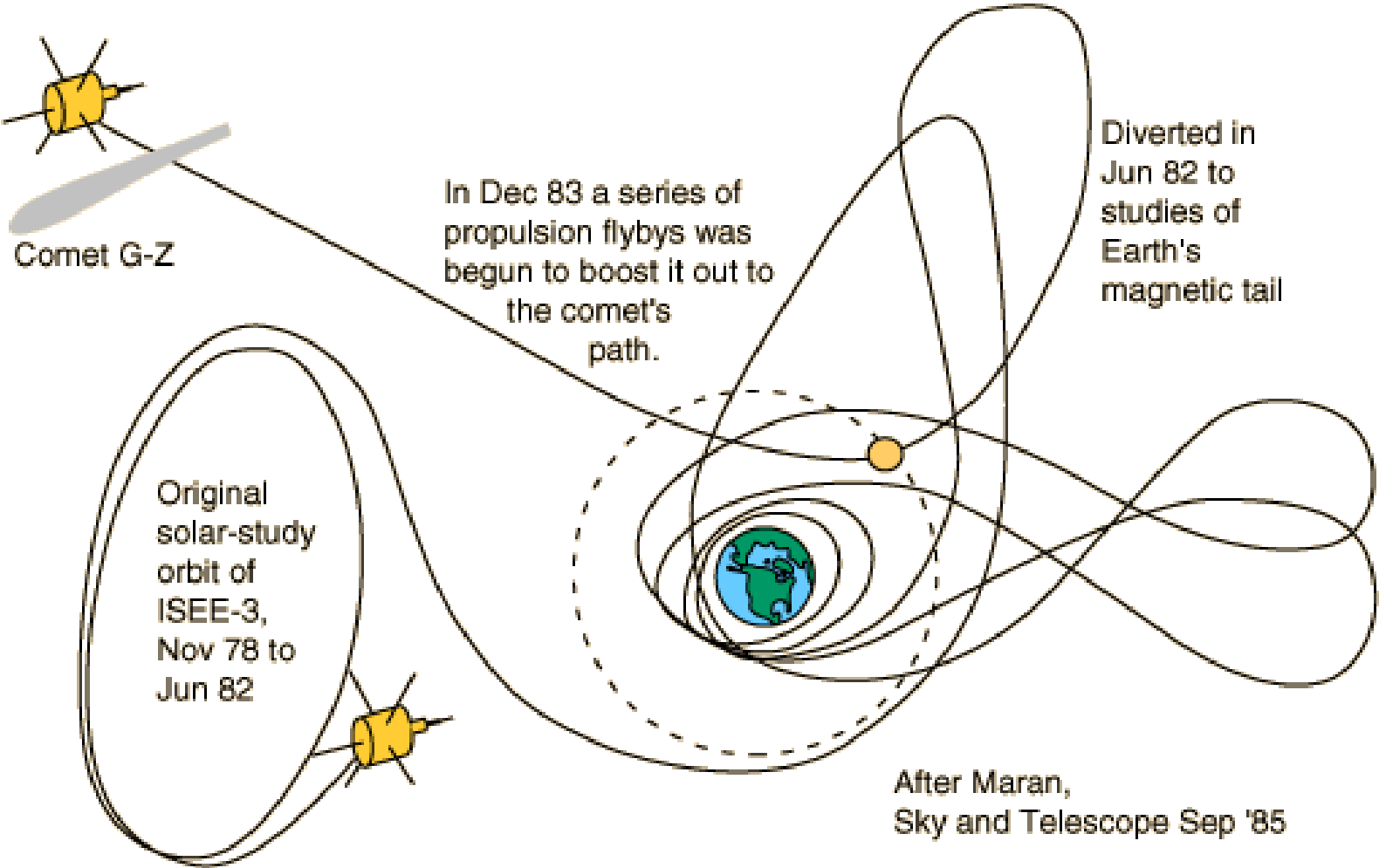
---

1978-1997

International Sun Earth  
Explorer 3 (ISEE 3 / ICE)

ИЗУЧЕНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МЕЖДУ  
МАГНИТНЫМ ПОЛЕМ ЗЕМЛИ И  
СОЛНЕЧНЫМ ВЕТРОМ

# 5 гравитационных маневров у Луны



Спасибо за внимание!

---