



XLIII Академические чтения по космонавтике
посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся
отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства
29 января—1 февраля 2019 г.

Анализ перелетов с низких околоземных орбит на высокие круговые околополярные орбиты вокруг Луны

А.А. Целоусова^{1,2}

М.Г. Ширококов¹, С.П. Трофимов¹

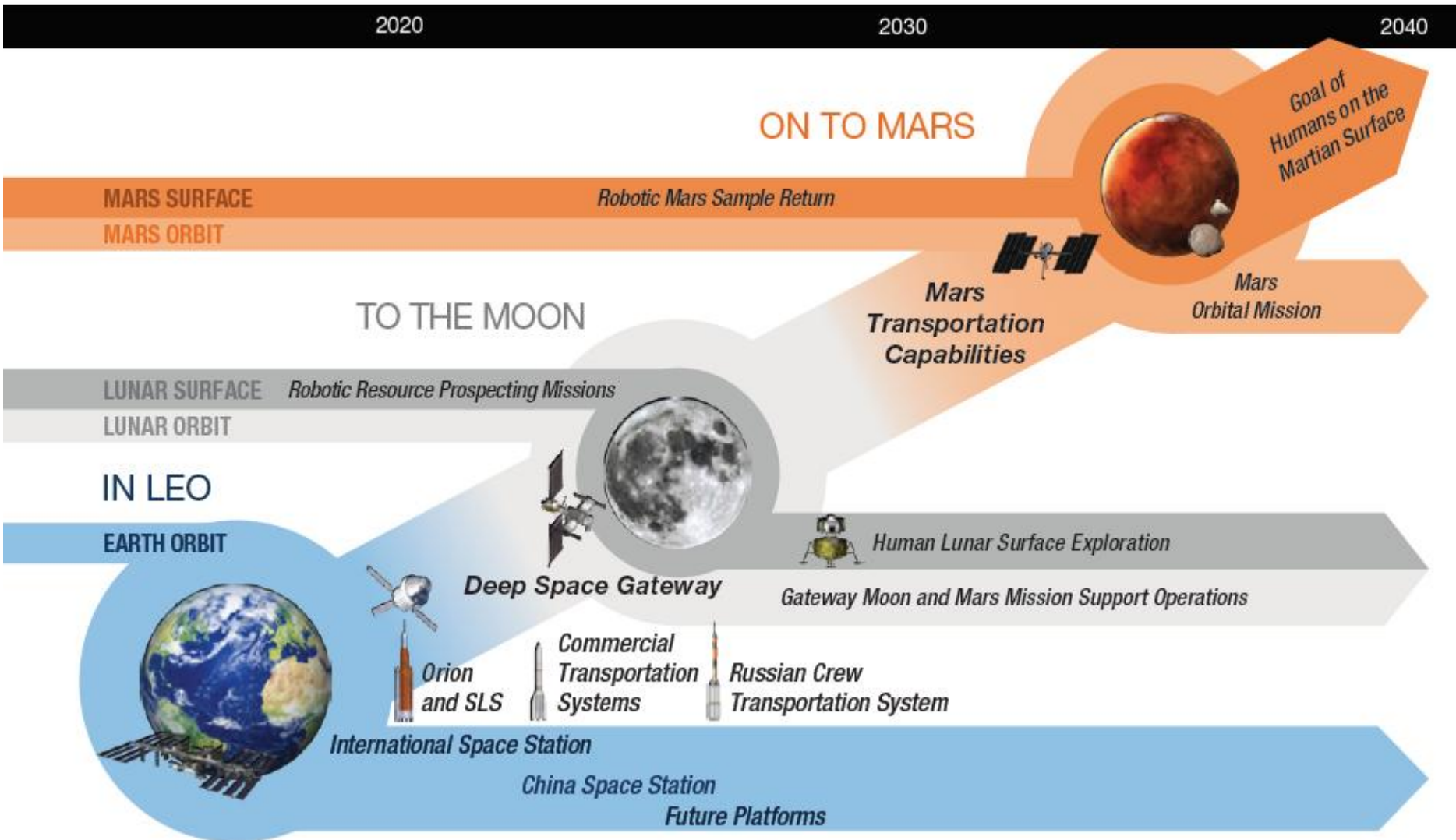
¹Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

²Московский физико-технический институт

Содержание

- Мотивация
- Проектирование оптимальных перелетов:
 - Выбор времени старта
 - Приближенные двухимпульсные перелеты
 - Адаптация к эфемеридной модели
- Результаты
- Заключение

Планы освоения космоса



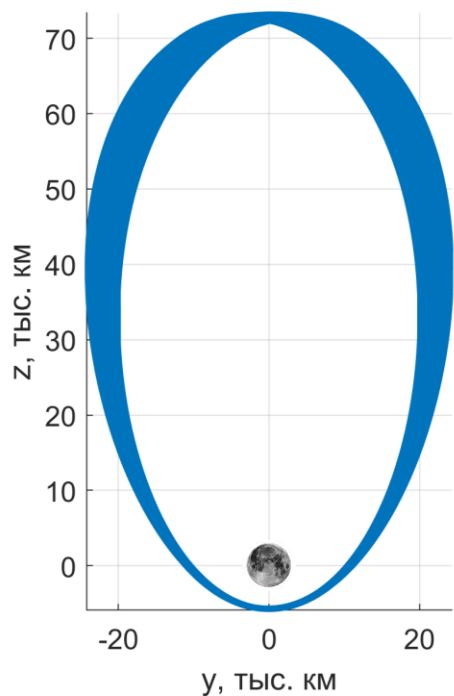
Lunar Orbital Platform-Gateway



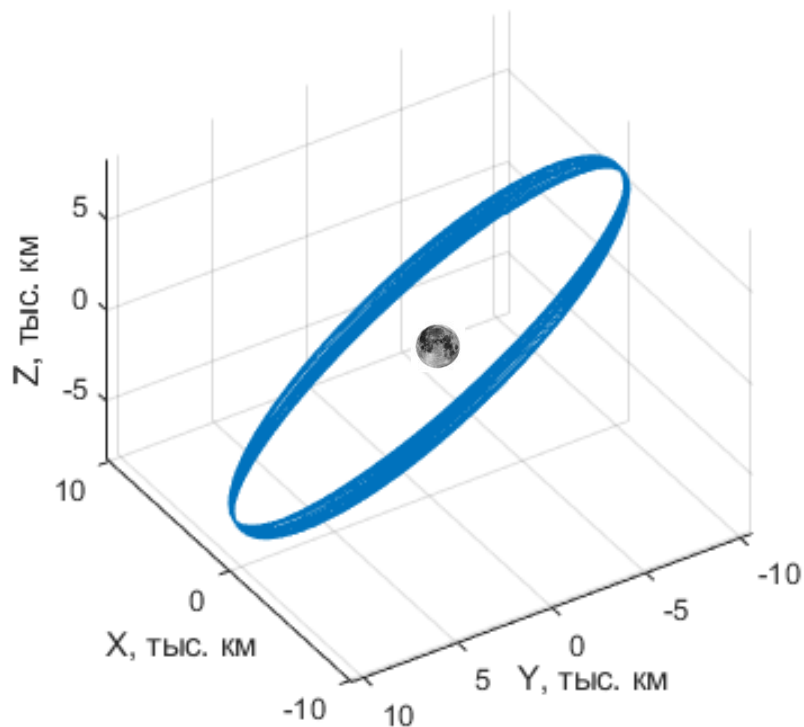
- Изучение Луны и дальнего космоса
- Платформа для будущих пилотируемых и роботизированных лунных миссий
- Промежуточный пункт для межпланетных миссий

Credit: NASA

Высокие круговые орбиты для окололунной станции



NRHO L2 4:1



Высокая круговая, $h = 10$ тыс. км

Высокие круговые околополярные орбиты вокруг Луны (высота 10-15 тыс. км) рассматриваются в качестве альтернативы почти прямолинейным гало-орбитам (Near Rectilinear Halo-Orbits, NRHOs)

Цель работы

- Проектирование быстрых прямых импульсных перелетов с низких околоземных орбит на предложенные высокие круговые орбиты вокруг Луны, оптимальных в плане затрат характеристической скорости

Проектирование оптимальных перелетов

- Выбор времени старта
- Приближенные двухимпульсные перелеты
- Адаптация к эфемеридной модели

Выбор времени старта

Опорная
околоземная
орбита:

$$e = 0$$

$$h = 200 \text{ км}$$

$$i = 51.6^\circ \text{ (ITRS)}$$

$$\Omega = 8.26^\circ \text{ в.д. (ITRS)}$$

Времена перелета (T):

$$T \in \{3 : 0.1 : 7\} \text{ дней}$$

Времена выдачи
отлетного импульса:

Январь 2028 года

- Каждому времени перелета сопоставляются времена выдачи отлетного импульса: в момент прилета Луна должна находиться в плоскости опорной околоземной орбиты

Приближенные двухимпульсные перелеты

Рассматриваемые окололунные орбиты:

$$e = 0; h = 10000, 15000 \text{ км}; i = 90^\circ \text{ (MER)}$$

Задача Ламберта:

$$\begin{cases} \mathbf{r}(0) = \mathbf{r}_1(u_1) \\ \mathbf{r}(T) = \mathbf{r}_2(u_2, \Omega_2) \end{cases} \longrightarrow \begin{cases} \Delta \mathbf{v}_1(u_1, u_2, \Omega_2) - \text{импульс в точке } \mathbf{r}_1(u_1) \\ \Delta \mathbf{v}_2(u_1, u_2, \Omega_2) - \text{импульс в точке } \mathbf{r}_2(u_2, \Omega_2) \end{cases}$$

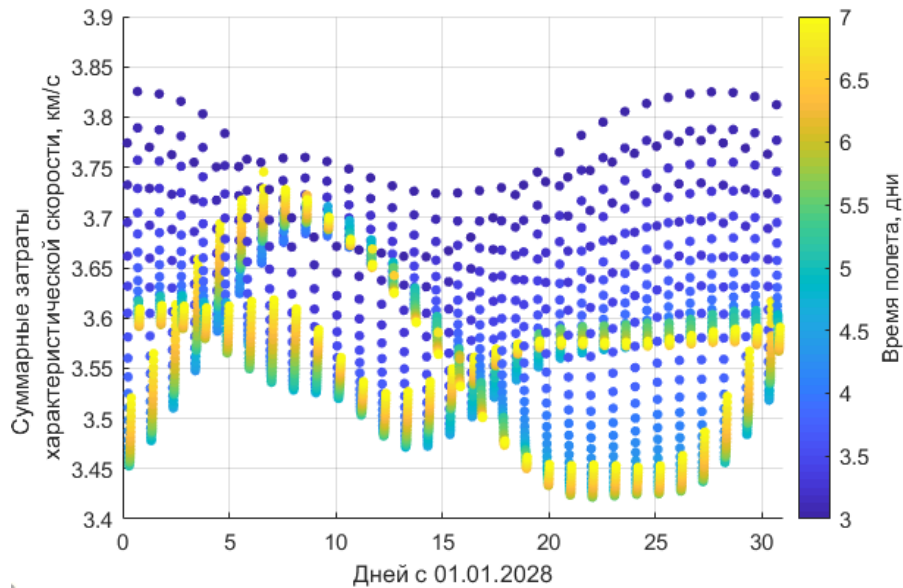
$\mathbf{r}(t)$ - радиус-вектор КА

$u_1, u_2, \Omega_2 \in [0, 2\pi]$ - аргумент широты точки выдачи отлетного импульса и точки выхода на окололунную орбиту и ДВУ окололунной орбиты, соответственно

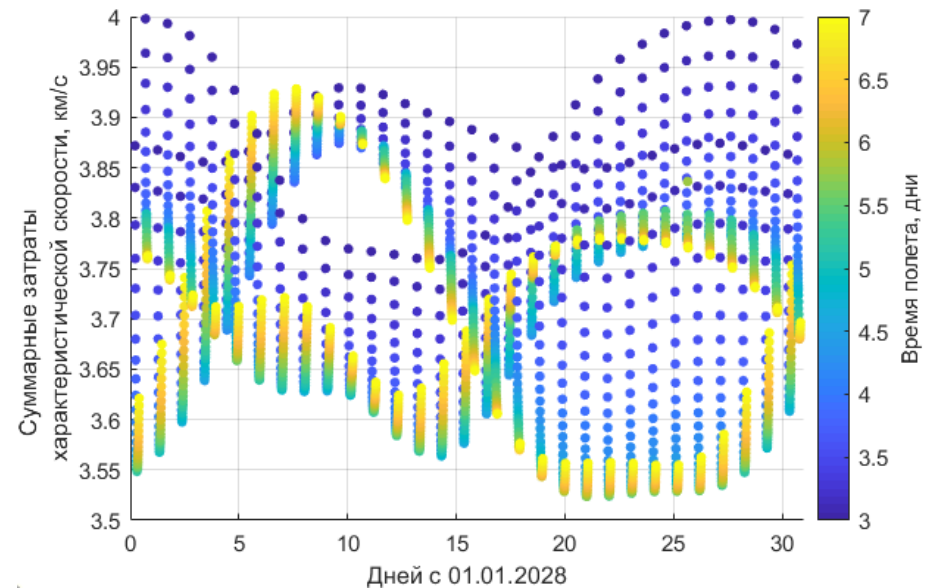
Оптимизационная задача:

$$\Delta v(u_1, u_2, \Omega_2) = \Delta v_1(u_1, u_2, \Omega_2) + \Delta v_2(u_1, u_2, \Omega_2) \rightarrow \min$$

Затраты характеристической скорости из задачи Ламберта



$h = 10000$ км



$h = 15000$ км

Эфемеридная модель орбитального движения

- Эфемериды JPL DE430
- Модель сферических гармоник GRGM1200A для гравитационного поля Луны
- Учитывается степень освещенности аппарата

Уравнения движения записываются в SCRS в следующем виде:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{g}_m - \rho P \left(\frac{\varpi}{|\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}|} \right)^2 \frac{A}{m} \frac{\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_0 - \mathbf{r}|} + \sum_{i=1}^N \left(\frac{\mu_i}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}|^3} (\mathbf{r}_i - \mathbf{r}) - \frac{\mu_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \mathbf{r}_i \right)$$

N – число учитываемых тел Солнечной системы (кроме Луны),

\mathbf{g}_m - гравитационное поле Луны, индекс i соответствует планетам Солнечной системы и Солнцу. Гравитационные параметры μ_i были взяты из

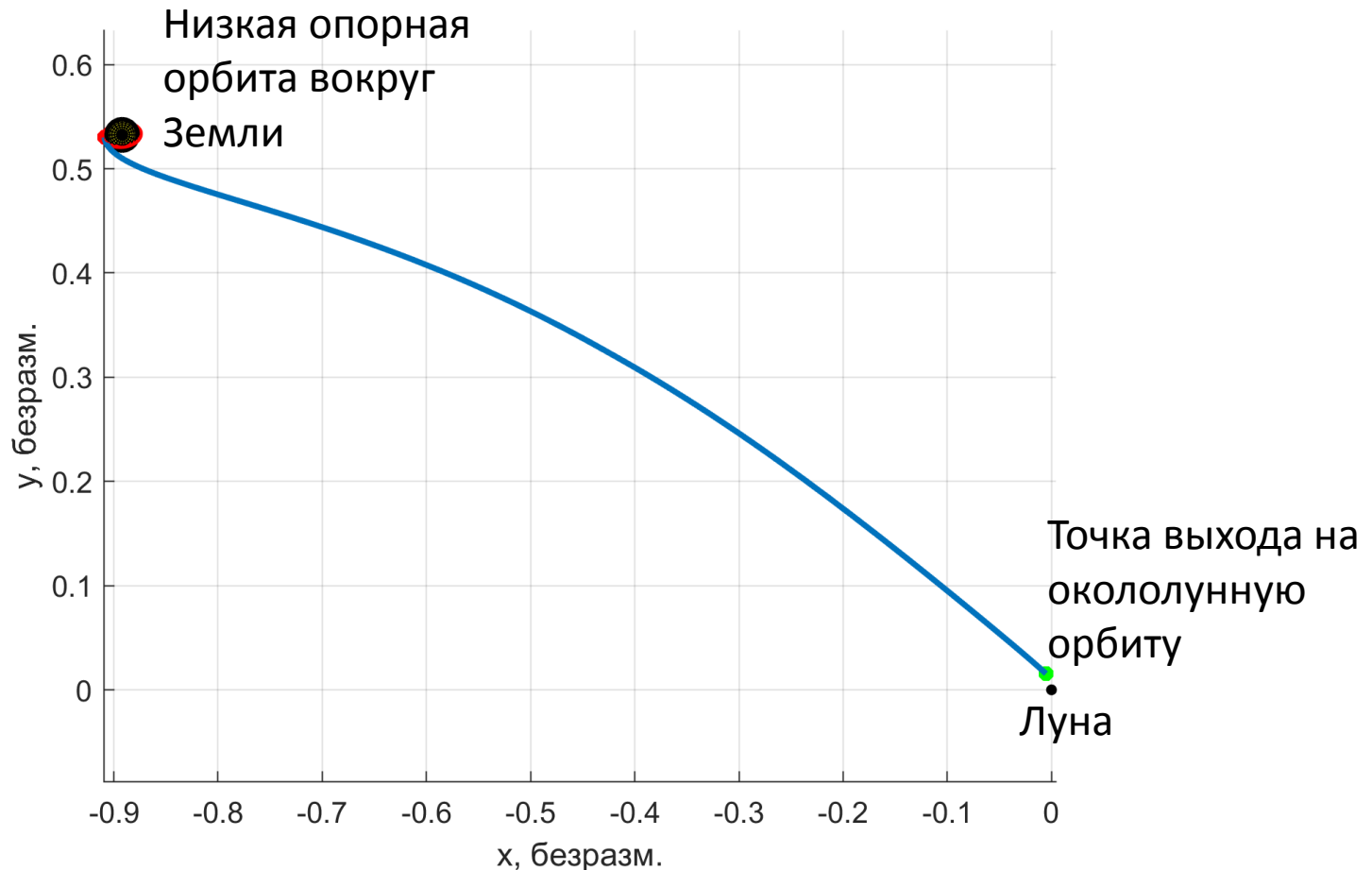
Астрономического Альманаха 2018,

$P = 4.56 \cdot 10^{-6}$ Па - давление солнечного излучения на расстоянии $\varpi = 1$ а.е. от Солнца, $\rho \in [0, 1]$ - коэффициент освещенности, $A/m = 0.006$ м²/кг

Адаптация к эфемеридной модели

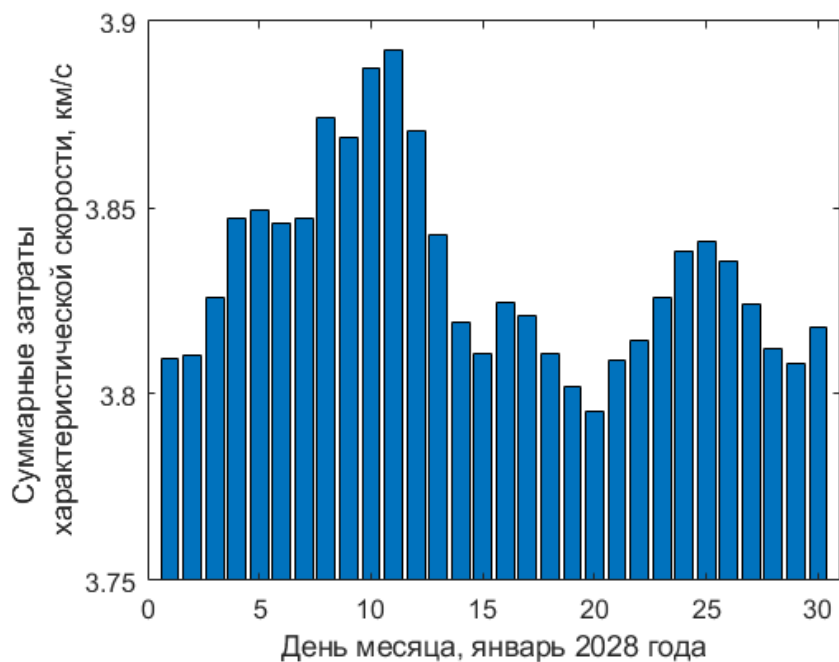
- Для адаптации к эфемеридной модели применяется метод параллельной пристрелки
- Траектория перелета считается гладкой во всех внутренних узлах метода параллельной пристрелки, кроме предпоследнего: импульс коррекции
- Время ожидания на опорной орбите меняется в диапазоне от нуля до 90 минут

Адаптированная траектория перелета на круговую орбиту вокруг Луны высотой 10000 км для даты старта 01.01.2028 5:11:24 UTC



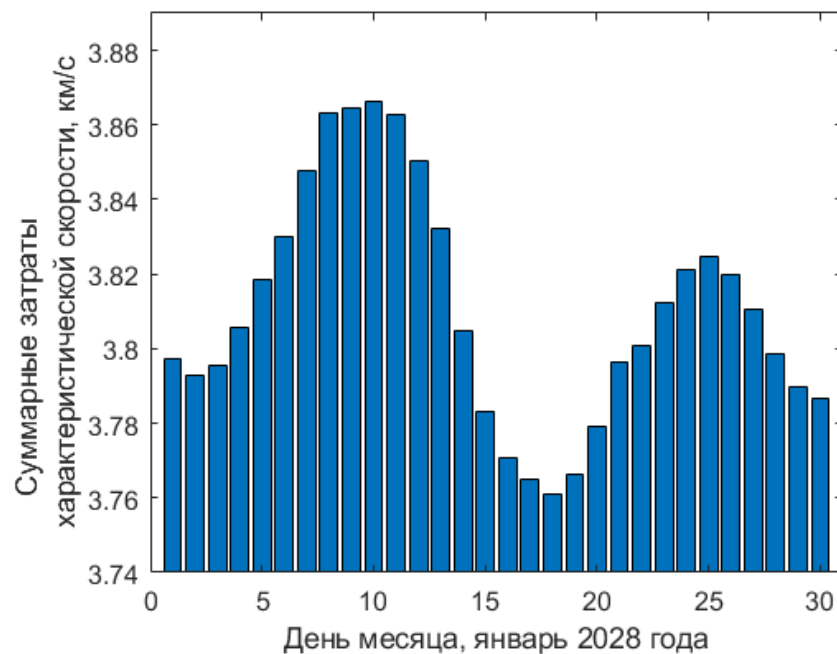
Величина отлетного импульса - 3086.4 м/с, импульс входа на окололунную орбиту спустя 3 дня – 886.5 м/с, дополнительный импульс коррекции – 19.1 м/с

Минимально достижимые значения суммарной характеристической скорости для перелета на высокие круговые орбиты при старте в разные дни января 2028 года



$$h = 10000 \text{ км}$$

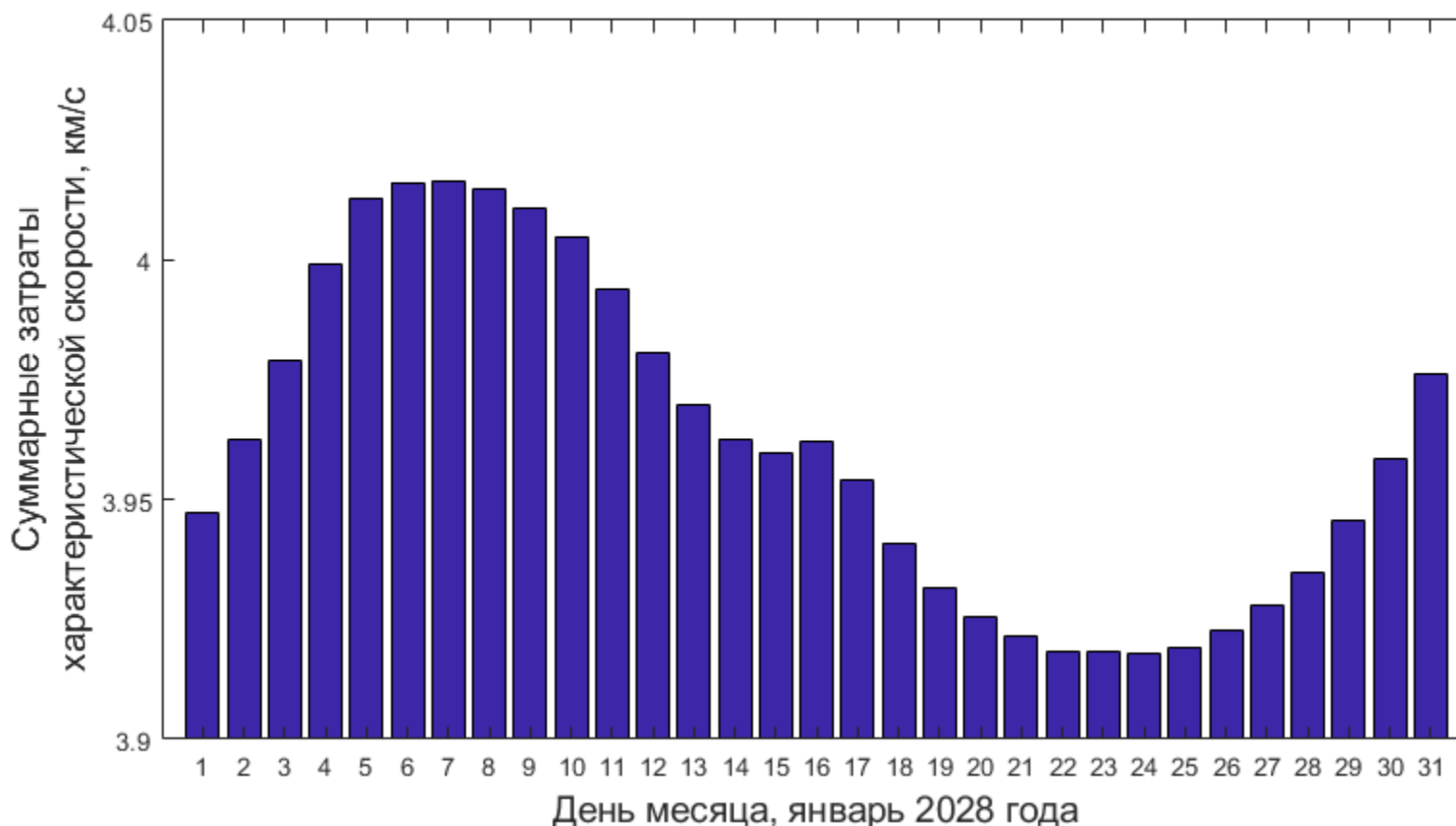
(3.79 – 3.89 км/с)



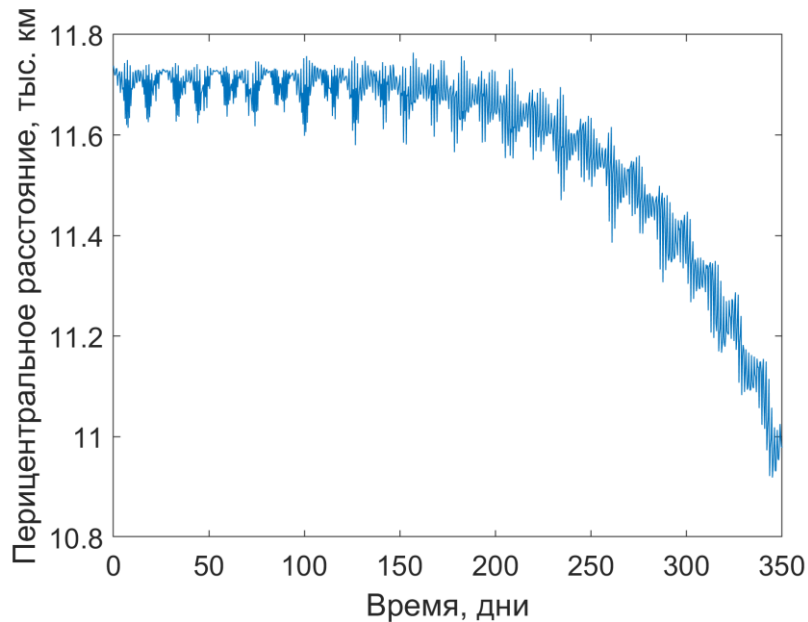
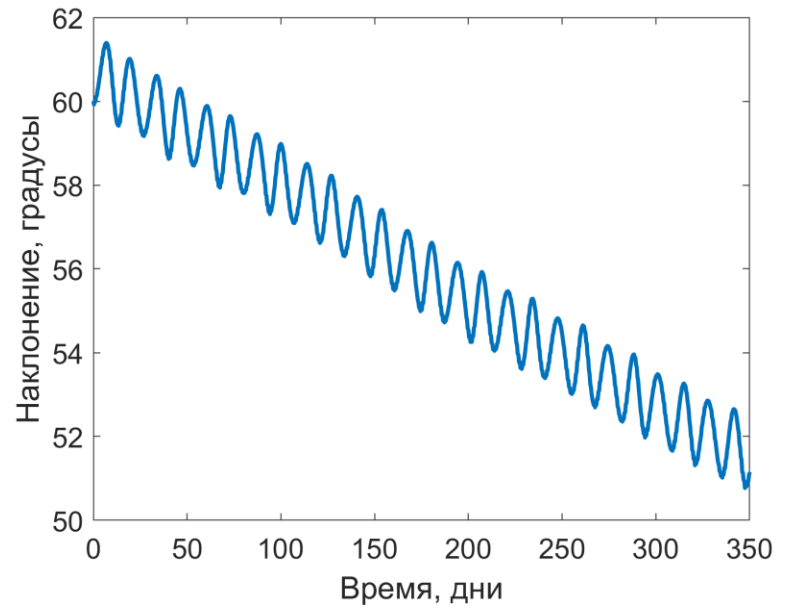
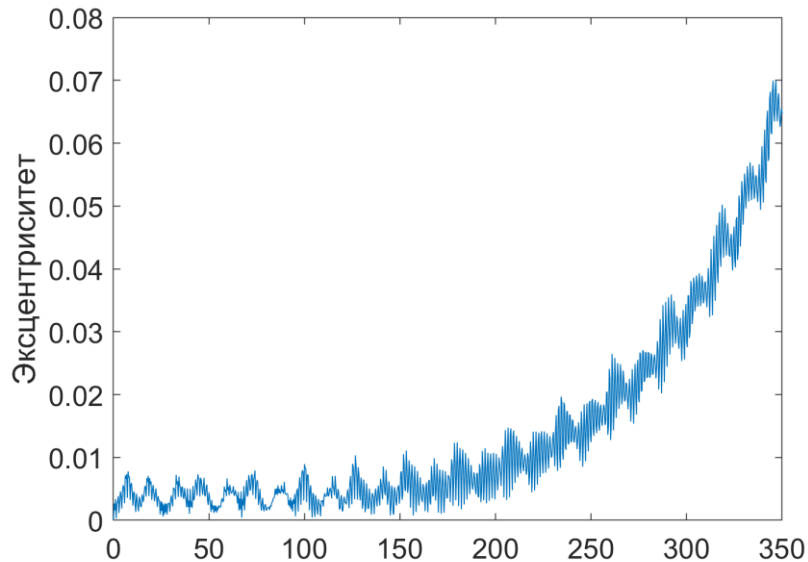
$$h = 15000 \text{ км}$$

(3.76 – 3.87 км/с)

Минимально достижимые значения суммарной характеристической скорости для перелета на северную L2-орбиту 4:1 при старте в разные дни января 2028 года.



Эффект Лидова-Козаи

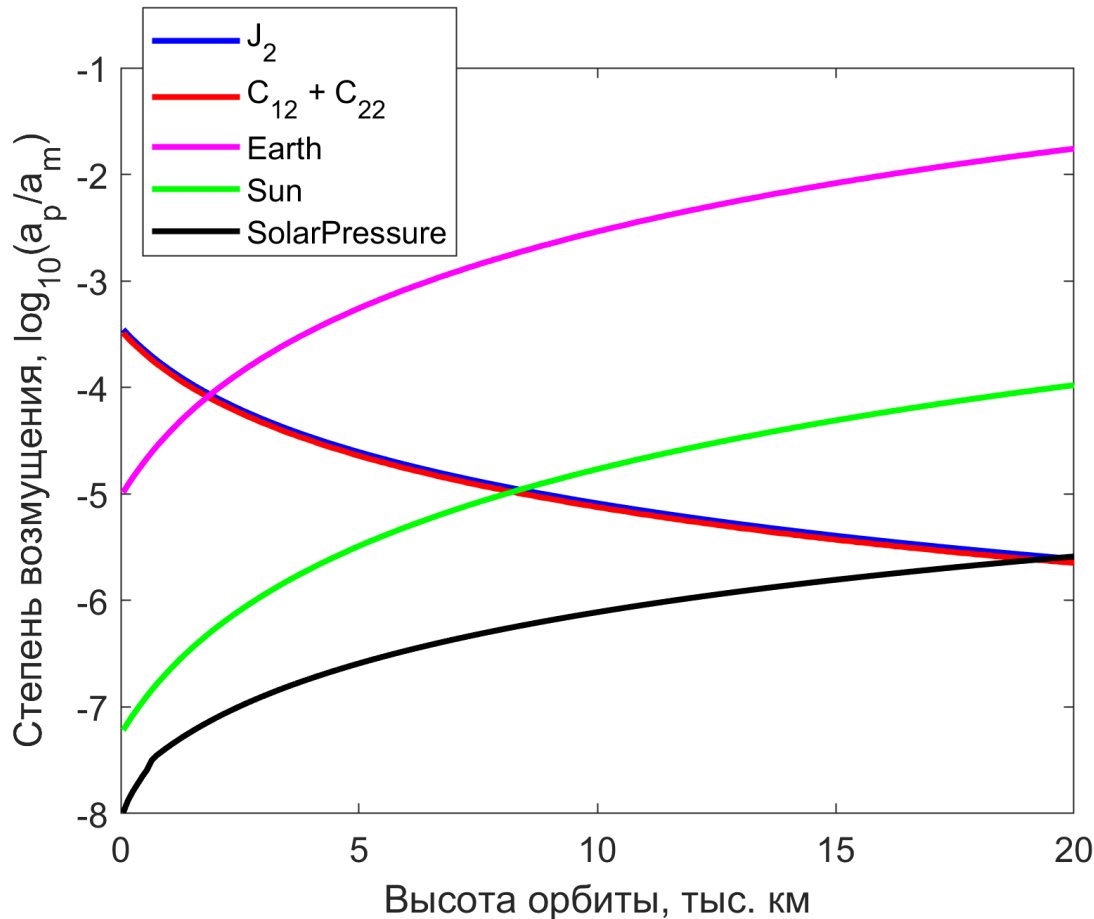


В связи с эффектом Лидова-Козаи раз в несколько месяцев необходимо корректировать орбиту

Заключение

- Проведено проектирование быстрых прямых импульсных перелетов с низких околоземных орбит на высокие круговые орбиты вокруг Луны (высота 10, 15 тыс. км, наклонение 90°)
- Найдены интервалы времени выдачи отлетного импульса для наиболее выгодных перелетов
- Выдача отлетного импульса для оптимального перелета возможна дважды за каждые сутки
- Суммарные затраты характеристической скорости при предложенной схеме перелета составили 3.79 – 3.89 км/с, 3.76 – 3.87 км/с для орбит высотой 10 и 15 тыс. км, соответственно
- Перелет на предложенные высокие круговые орбиты в рамках рассматриваемой схемы перелета оказался более выгодным, чем перелет на NRHOs

Степень возмущения на различных высотах



Короткопериодические вариации наклоения и перигентрального расстояния должны быть в пределах 1-2° и 2-3%, соответственно

Системы координат

- **International Celestial Reference System (ICRS):**
стандартная инерциальная небесная система координат с центром в барицентре Солнечной системы, оси фиксированы по отношению к далеким квазарам. Координаты соответствуют экваториальным на момент эпохи J2000.
- **Selenocentric Celestial Reference System (SCRS):**
селеноцентрическая инерциальная система координат с осями, параллельными осям ICRS
- **Mean-Earth/Mean-Rotation System (MER):**
селеноцентрическая вращающаяся система координат, привязанная к средней оси вращения Луны и среднему земному (ориентированному на Землю) меридиану

- **Geocentric Celestial Reference System (SCRS):**
геоцентрическая инерциальная система координат с осями, параллельными осям ICRS
- **International Terrestrial Reference System (ITRS):**
ось z – средняя ось вращения Земли, ось x лежит в плоскости опорного меридиана