



61-я научная конференция МФТИ  
19-25 ноября 2018 года



Динамика и управление движением космических аппаратов

# Высокие круговые орбиты вокруг Луны для размещения окололунной станции

Целоусова А.А.<sup>1,2</sup>, Ширококов М.Г.<sup>1</sup>, Трофимов С.П.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша (РАН)

<sup>2</sup>Московский физико-технический институт

# Содержание

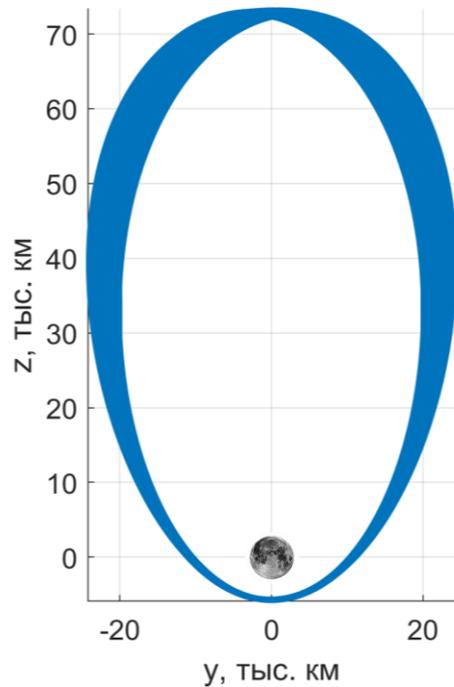
- Мотивация
- Высокие круговые орбиты:
  - Устойчивость
  - Затмения
  - Радиовидимость
- Заключение

# Lunar Orbital Platform-Gateway

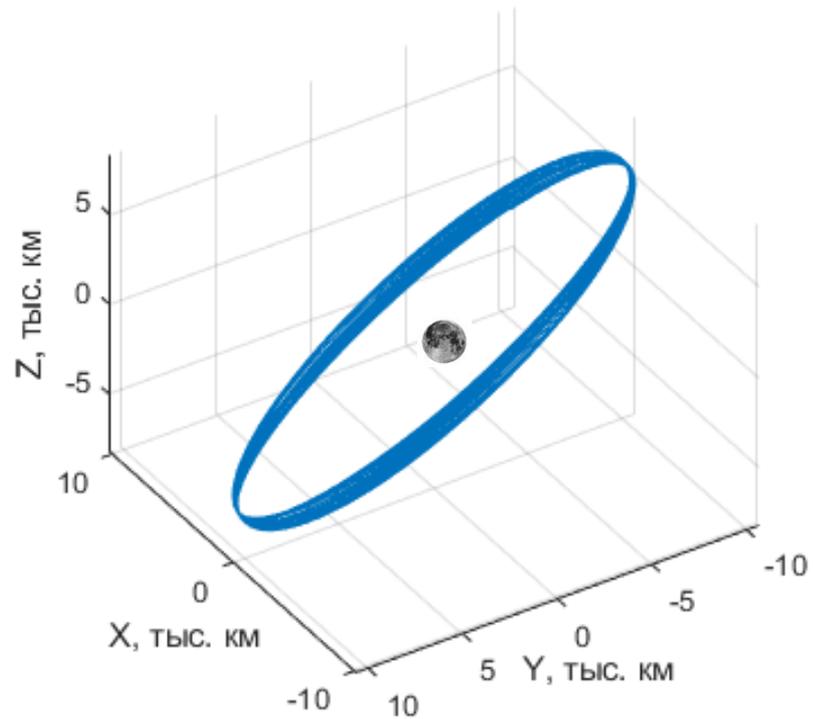


- Изучение Луны и дальнего космоса
- Платформа для будущих пилотируемых и роботизированных лунных миссий
- Промежуточный пункт для межпланетных миссий

# 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)

# Постановка задачи

- Исследовать устойчивость, освещенность и радиовидимость предложенных высоких круговых околополярных орбит вокруг Луны и сравнить их с резонансными NRHOs

# Системы координат

- **International Celestial Reference System (ICRS):**  
стандартная инерциальная небесная система координат
- **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

# Эфемеридная модель орбитального движения

- Эфемериды JPL DE430
- Модель сферических гармоник GRGM1200A для гравитационного поля Луны
- Простая цилиндрическая модель солнечного давления

Уравнения движения записываются в SCRS в следующем виде:

$$\ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{g}_m - \frac{PA}{m} \frac{\mathbf{r}_s - \mathbf{r}}{|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}|} + \frac{\mu_s}{|\mathbf{r}_s - \mathbf{r}|^3} (\mathbf{r}_s - \mathbf{r}) - \frac{\mu_s}{|\mathbf{r}_s|^3} \mathbf{r}_s + \sum_{i=1}^8 \left( \frac{\mu_i}{|\mathbf{r}_i - \mathbf{r}|^3} (\mathbf{r}_i - \mathbf{r}) - \frac{\mu_i}{|\mathbf{r}_i|^3} \mathbf{r}_i \right),$$

индексы  $m$ ,  $s$ , and  $i$  соответствуют Луне, Солнцу и  $i$ -ой планете Солнечной системы, соответственно. Гравитационные параметры  $\mu_i$ ,  $i = 1 \dots 8$ , и  $\mu_s$  были взяты из Астрономического Альманаха 2018.

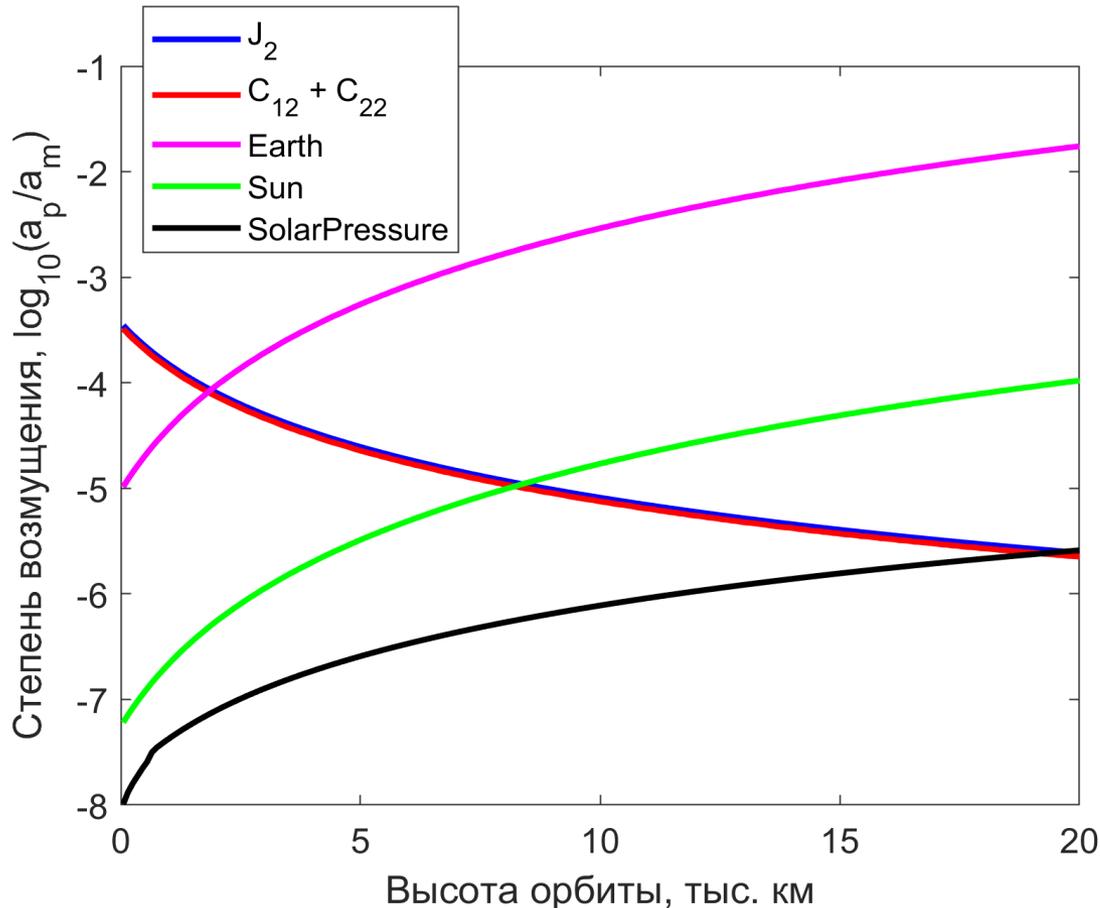
$$P = 4.56 \cdot 10^{-6} \text{ Па}$$

$$A/m = 0.006 \text{ м}^2/\text{кг}$$

# Исследование устойчивости

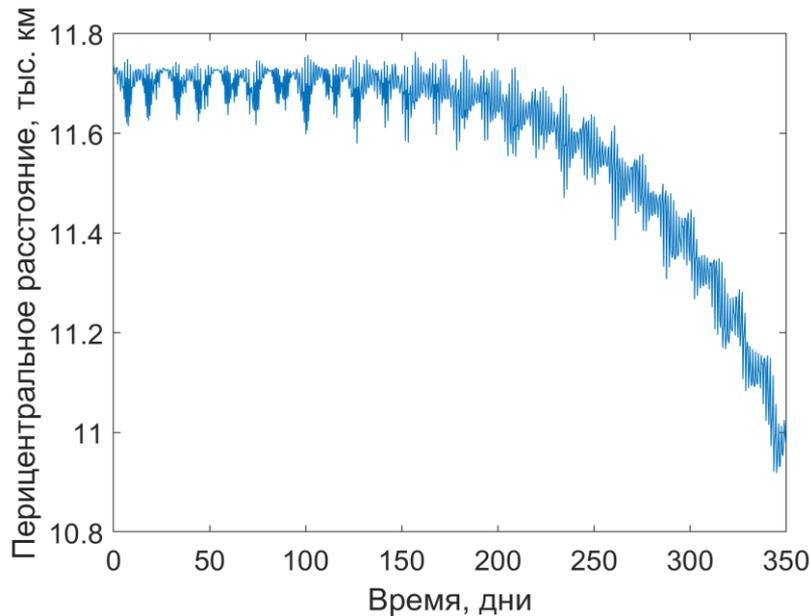
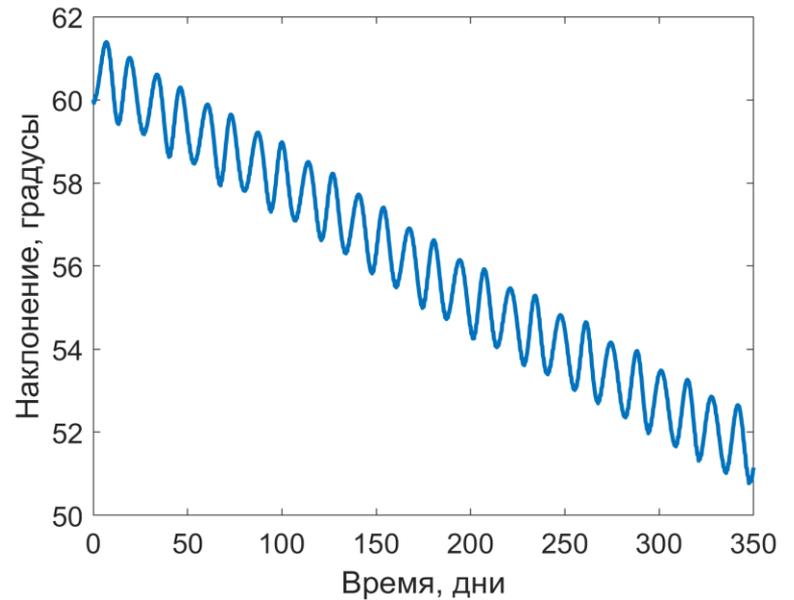
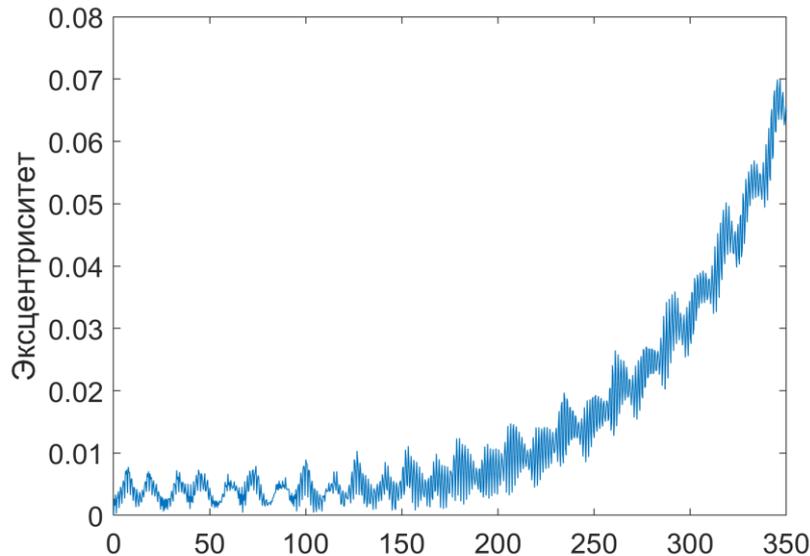
- Орбитальные элементы являются оскулирующими в точной модели движения и испытывают короткопериодические вариации в зависимости от относительного уровня возмущений
- Устойчивость определяется в смысле слабого среднего изменения орбитальных элементов за долгий период времени в системе MER
- Чтобы определить допустимые средние изменения орбитальных элементов на длительном интервале времени, оцениваются значения их короткопериодических вариаций

# Степень возмущения на различных высотах



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

# Эффект Лидова-Козаи



Рассматриваемые орбиты:

Наклонение:  $60^\circ:10^\circ:120^\circ$

$h_p$ : 10:0.2:15 тыс. км

Начальная  $\Omega$ :  $0^\circ$  и  $90^\circ$

Начальная дата: 01.01.2028

80% орбит характеризуются  
среднемесячным изменением  
наклонения до  $2^\circ$  и относительным  
изменением  $r_p$  до 3%

# Исследование освещенности

## Рассматриваемые орбиты

Наклонение: 60°, 90°, 120°,  $h_p$ : 10:1:15 тыс. км, начальная  $\Omega$ : 0° и 90°,  
начальная дата: 01.01.2028

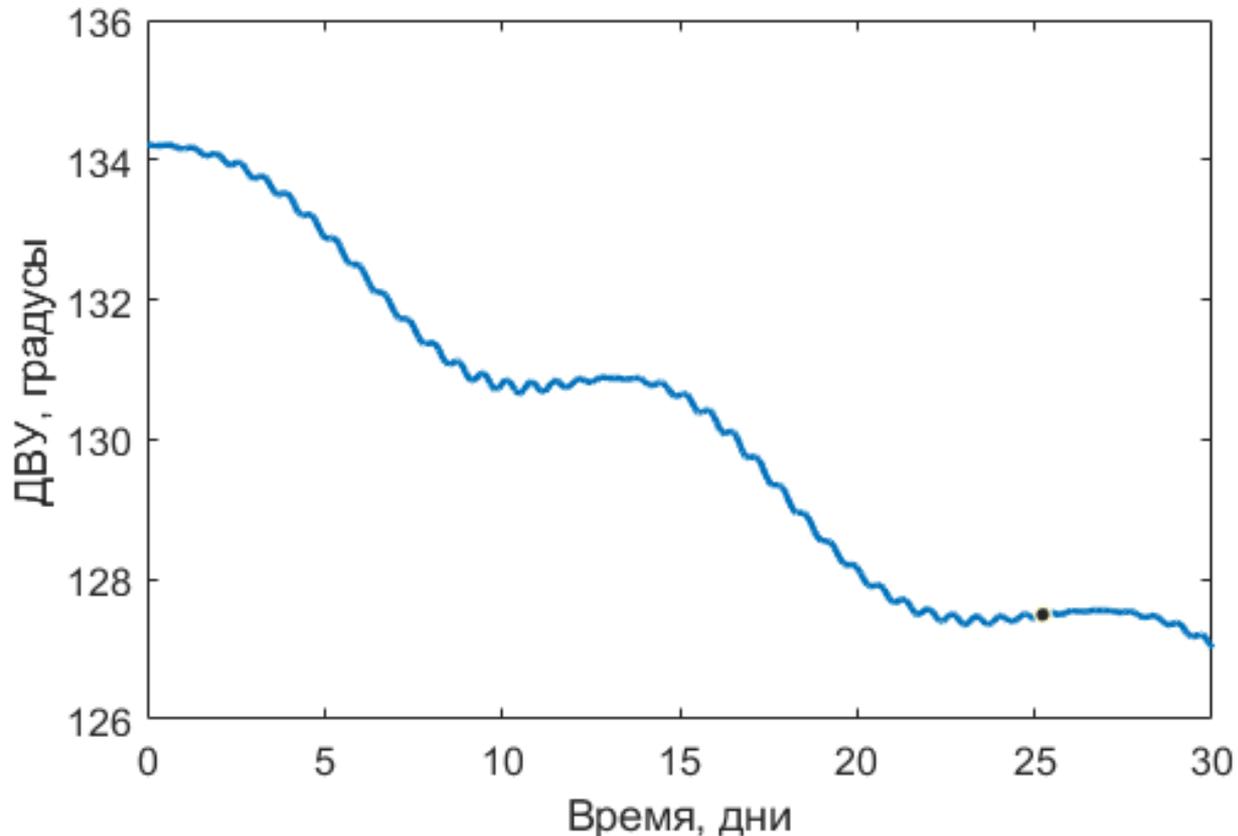
В течение 4 месяцев:

- Затмения лунной тенью длительностью до 100 минут
- Затмения земной тенью длительностью до 2 часов
- 20% орбит пересекают тень Земли
- Менее 50% орбит пересекают тень Луны
- Лунные затмения происходят серией.  
Общая продолжительность серии до 15 дней.
- Приблизительное время между сериями лунных затмений

$$\Delta t \approx \frac{180^\circ}{\omega_E - \dot{\Omega}}$$

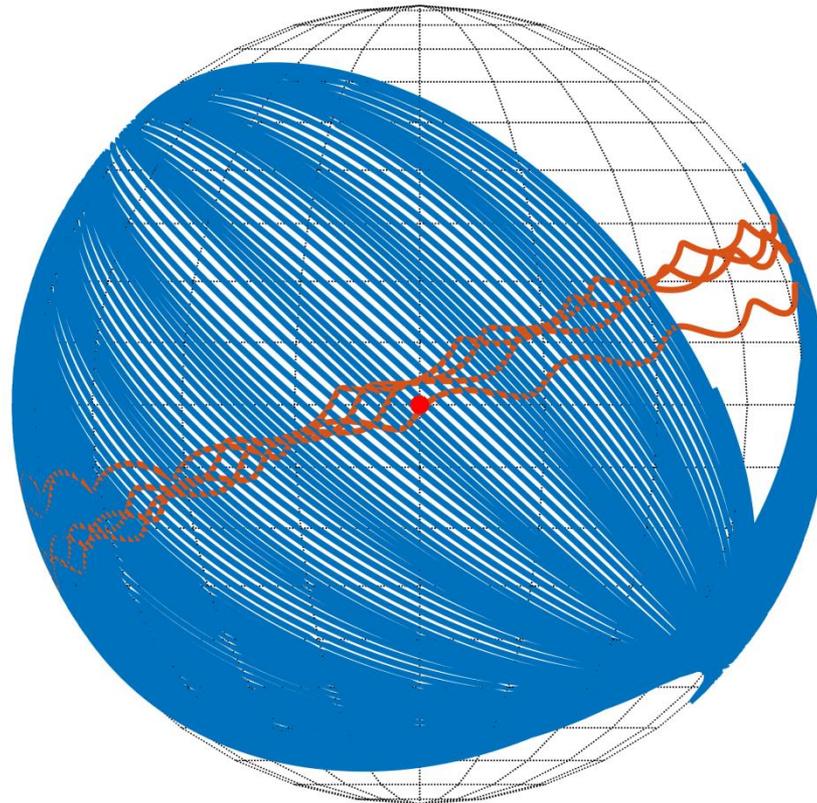
определяется орбитальной угловой скоростью Земли и скоростью изменения ДВУ

# Прецессия долготы восходящего узла в инерциальной системе отсчета



Для рассматриваемых орбит производная  $\Omega$  изменяется от  $5^\circ$  до  $10^\circ$  в месяц. Таким образом, время между сериями затмений лунной тенью для этих орбит составляет от 4 до 5 месяцев.

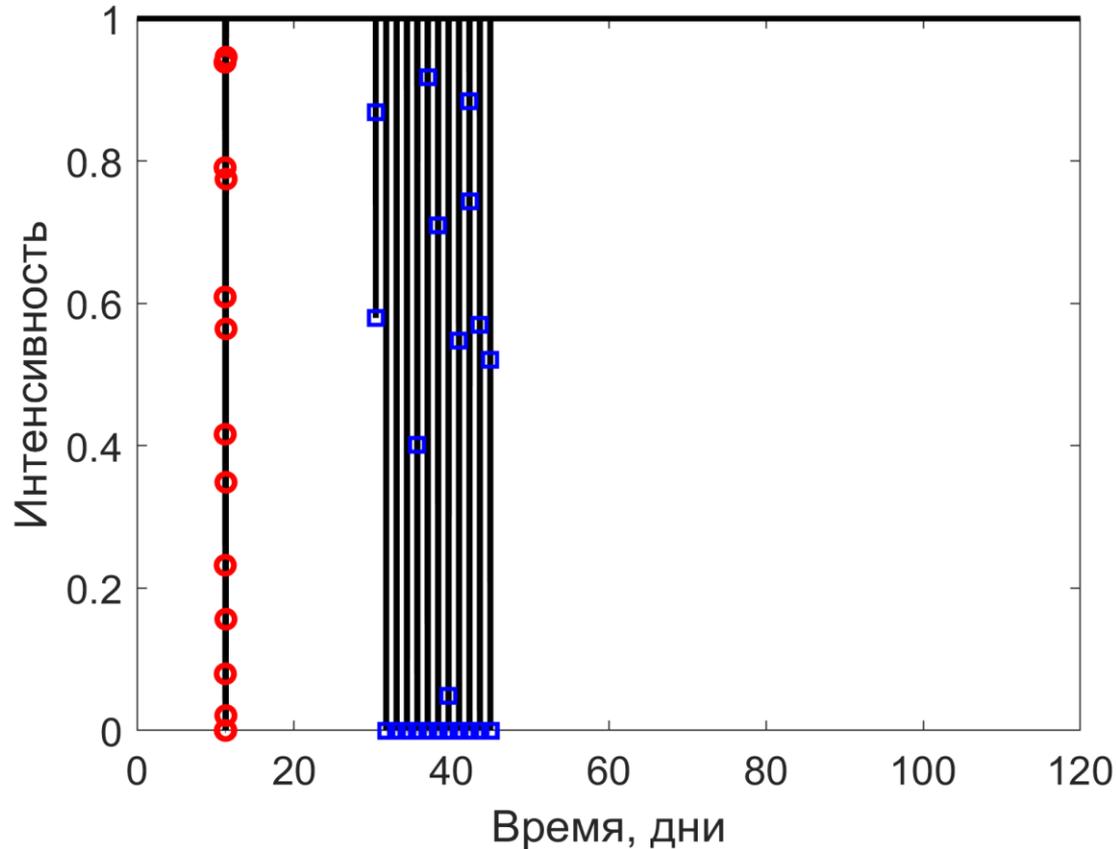
# Центры Луны и Земли, наблюдаемые из космического аппарата



Видимое движение центров Луны (голубой) и Земли (коричневый) на небесной полусфере с центром в Солнце (красная точка) за 4 месяца для высокой круговой орбиты с высотой перицентра 10 тыс. км, наклонением  $60^\circ$  и начальной датой 01.01.2028

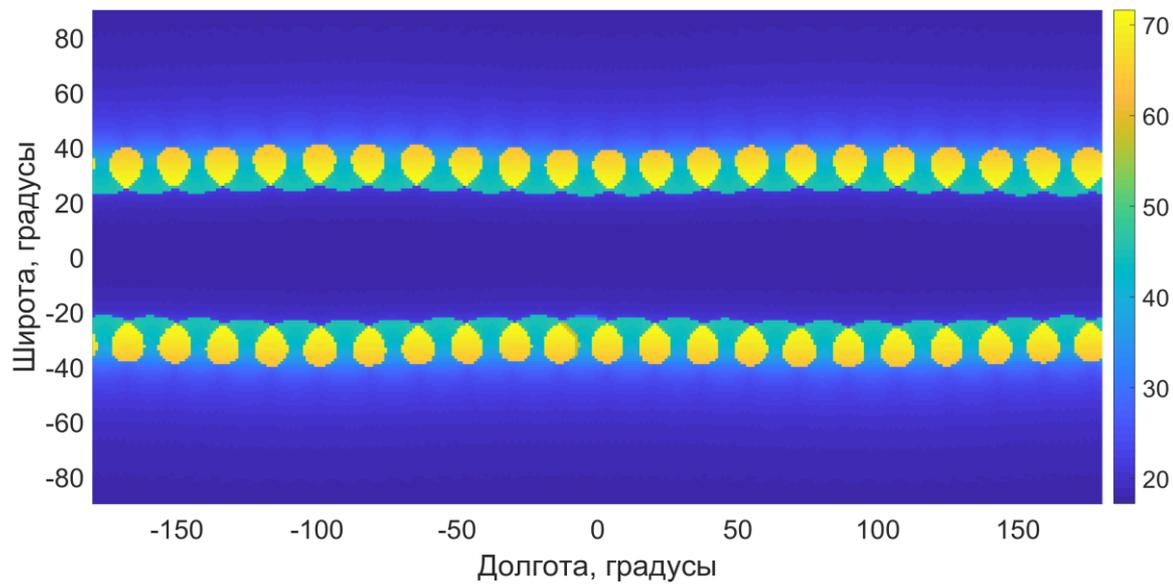
# Изменение интенсивности света

Интенсивность определяется как доля солнечного диска, видимая при движении вдоль орбиты.

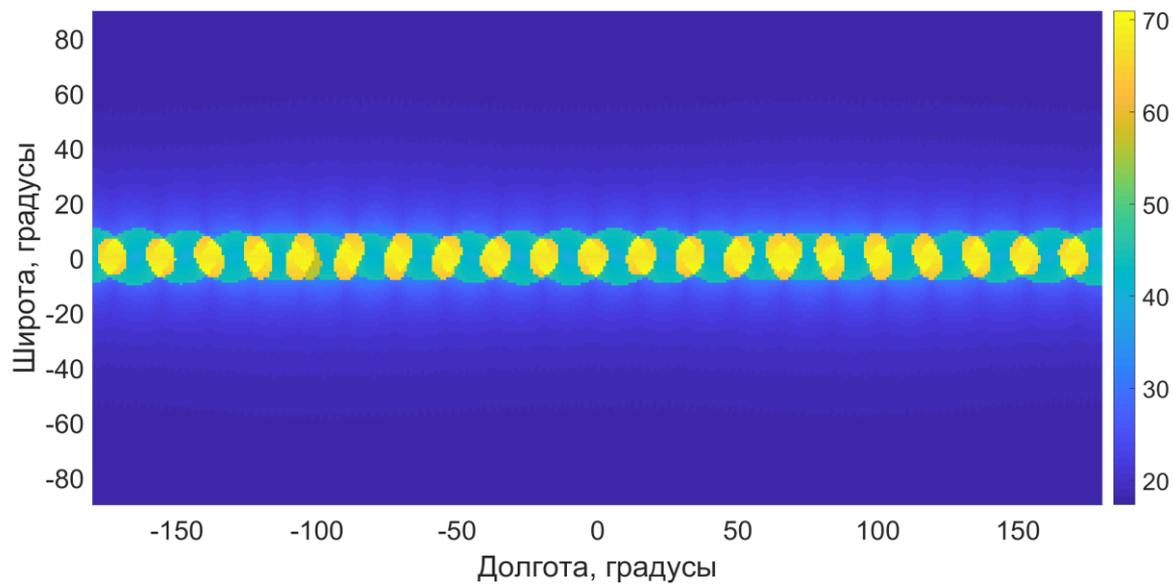


Интенсивность вдоль высокой круговой орбиты с высотой перигея 10 тыс. км, наклонением  $60^\circ$  и начальной датой 01.01.2028

# Радиовидимость поверхности Луны

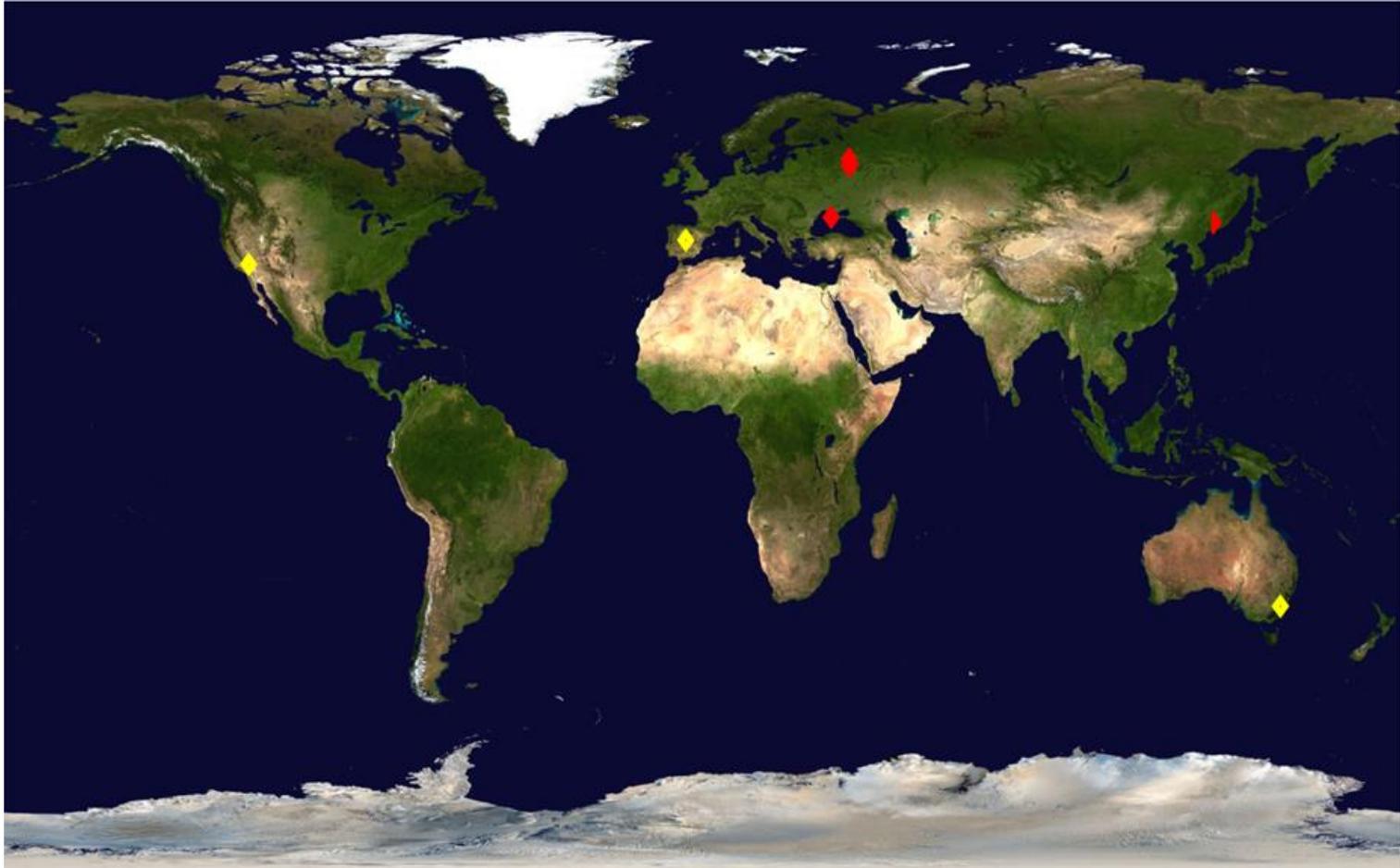


наклонение  $60^\circ$



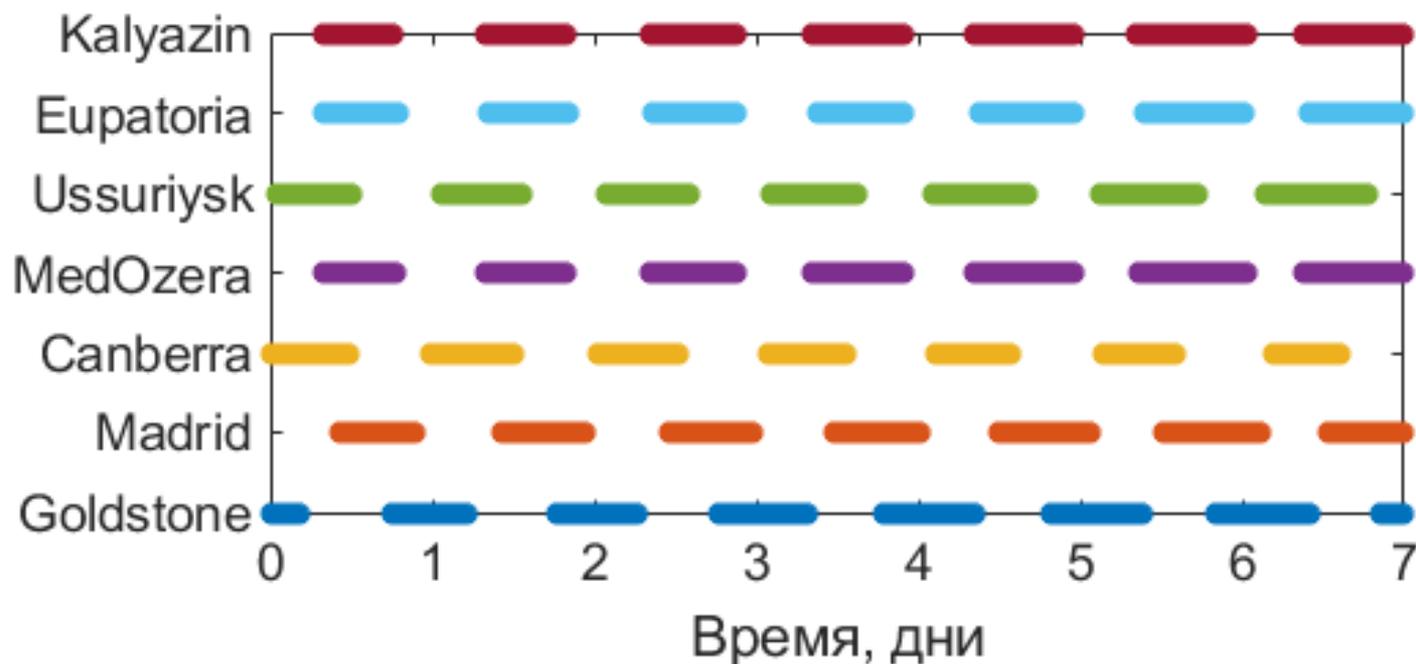
наклонение  $90^\circ$

# Рассматриваемые центры дальней космической связи



Российские центры дальней космической связи (красный) и комплексы NASA Deep Space Network (желтый)

# Радиовидимость с поверхности Земли



Периоды радиовидимости КА на высокой круговой орбите с высотой перицентра 10 тыс. км, наклоном  $60^\circ$  и начальной датой 01.01.2028 из разных центров дальней космической связи

# Радиовидимость и освещенность в сравнении с NRHO-орбитами

	<b>Высокие круговые орбиты вокруг Луны</b>	<b>NRHO-орбиты</b>
<b>Освещенность</b>	Геометрические свойства орбит не позволяют полностью избежать затмений земной и лунной тенью	Для резонансной орбиты L2 4:1 можно подобрать начальную фазу так, чтобы избежать тени Земли и Луны на протяжении десятилетий
<b>Радиовидимость лунной поверхности</b>	Все точки лунной поверхности наблюдаемы с некоторой периодичностью	Условия видимости любого участка на Луне примерно стационарны
<b>Радиовидимость КА на орбите с поверхности Земли</b>	Паузы в радиовидимости возникают при пролете КА за Луной	Всегда есть прямая видимость КА хотя бы с одного из пунктов дальней космической связи

# Заключение

- Высокие круговые орбиты являются устойчивыми на протяжении нескольких месяцев в смысле слабого среднего изменения орбитальных элементов ( $2^\circ$  для наклона и 3% для перигея). Однако, на более длительных временах проявляется эффект Лидова-Козаи.
- Для рассмотренных орбит можно избегать Лунной и Земной тени приблизительно 4 месяца. Длительность нахождения в тени может составлять до 2 часов и до 100 минут для Земли и Луны, соответственно. Серии лунных затмений происходят каждые 4-5 месяцев.
- Все точки лунной поверхности могут наблюдаться с высоких круговых орбит благодаря вращению Луны вокруг своей оси.
- Паузы в радиовидимости с поверхности Земли при пролете станции за Луной могут варьироваться от 130 до 160 минут. Возможность непрерывной радиовидимости может быть достигнута использованием комплексов NASA Deep Space Network.



# Backup

- **International Celestial Reference System (ICRS)**: Its origin is at the barycenter of the Solar System, with axes that are intended to be "fixed" with respect to space. ICRS coordinates are approximately the same as equatorial coordinates (J2000.0 Julian epoch). The axes of the system are fixed in space relative to quasars.
- **Equatorial coordinates**: a fundamental plane consisting of the projection of Earth's equator onto the celestial sphere (forming the celestial equator), a primary direction towards the vernal equinox, and a right-handed convention.
- **Mean-Earth/Mean-Rotation System (MER)**: selenographic coordinates — latitude and longitude in the coordinate system with the main plane orthogonal to the averaged direction of the lunar axis of rotation, and the zero meridian oriented on average to the center of the Earth.

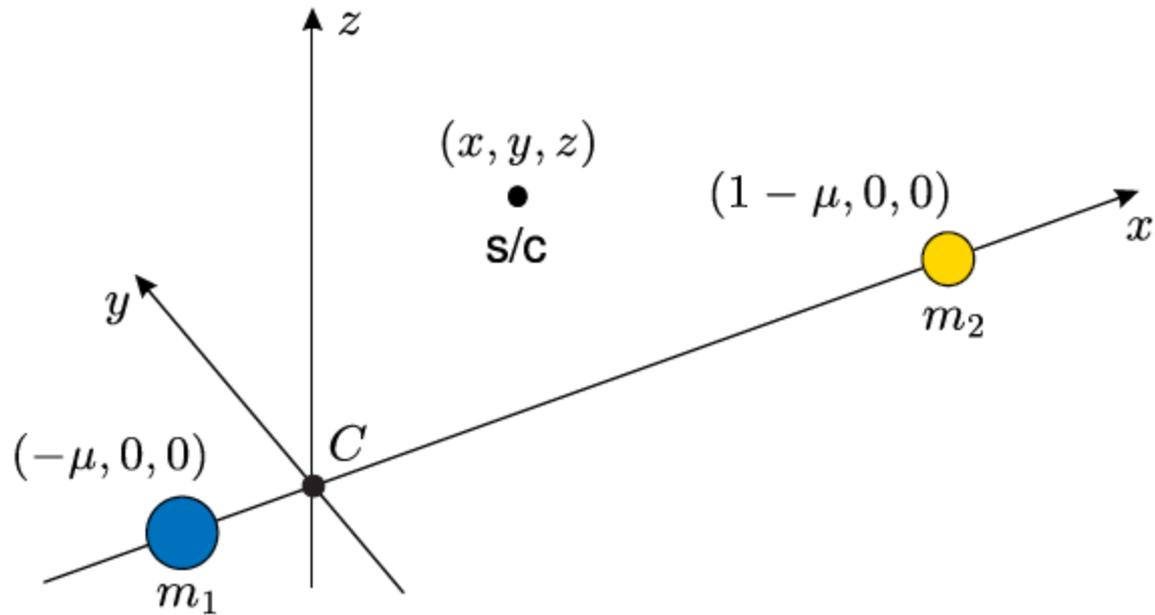


Fig. 2: Rotating frame in the circular restricted three-body problem.