

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗМОЖНЫХ ОКОН СТАРТА КА «СПЕКТР-РГ» В ТЕЧЕНИЕ ГОДА С ОБЕСПЕЧЕНИЕМ ЕЖЕСУТОЧНОЙ ВИДИМОСТИ С КИП «МЕДВЕЖЬИ ОЗЁРА»

*П.В.Мжельский, Е.А.Михайлов  
НПО им. С.А.Лавочкина*

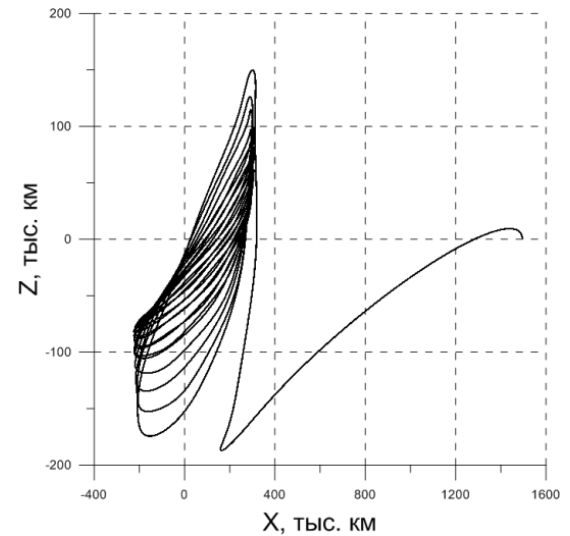
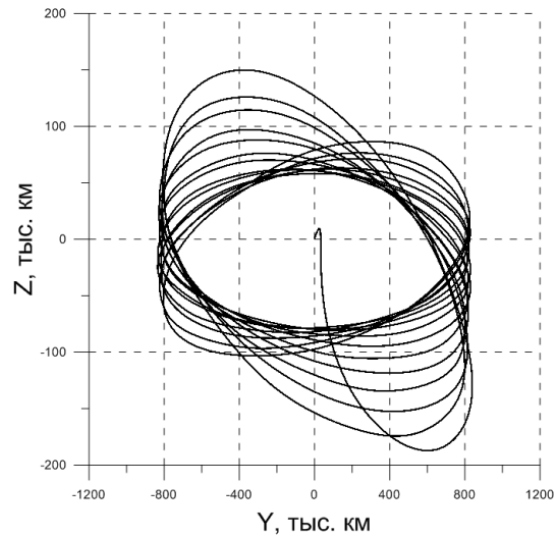
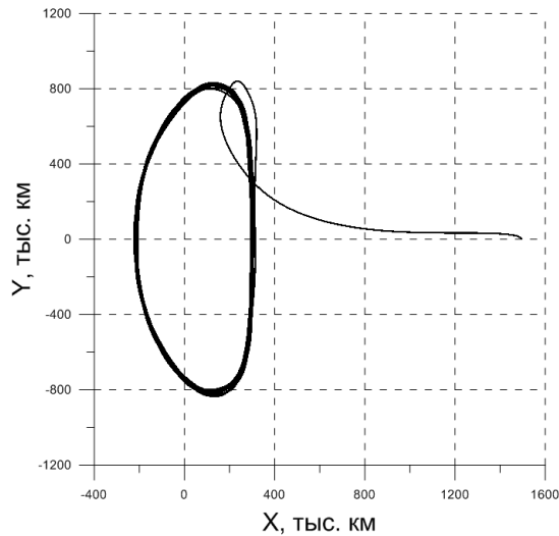
*12 ноября 2015*

# Номинальная орбита «Спектр-РГ»

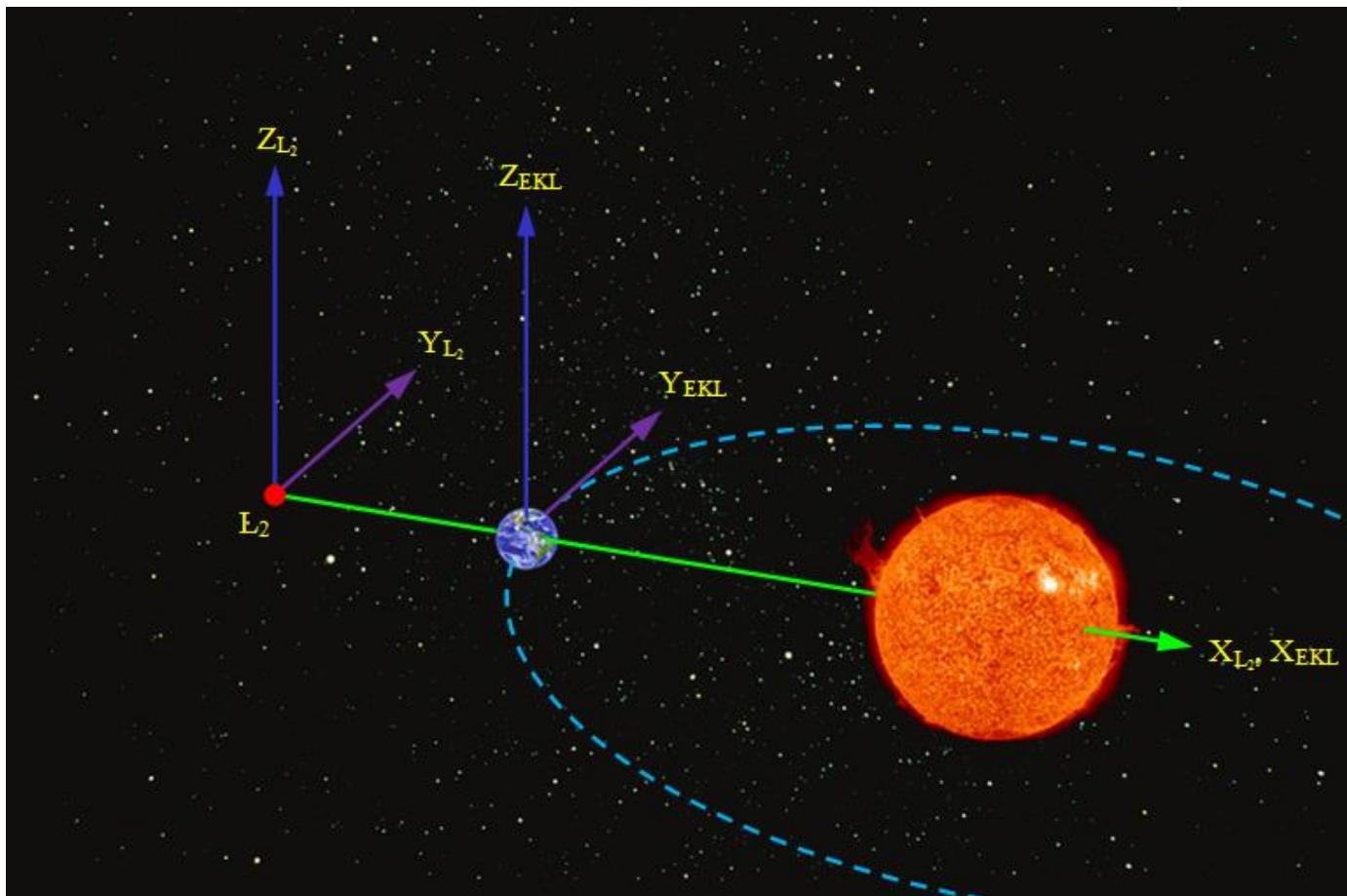
«Спектр-РГ» - космический телескоп, задачей которого является сканирование пространства в рентгеновском и гамма-диапазоне электромагнитного спектра. Предполагается, что КА будет функционировать на орбите вокруг точки либрации  $L_2$  системы Солнце-Земля.

Предполагаемая дата старта: II половина 2017 года.

Прямой перелёт на квазипериодическую орбиту в окрестности точки  $L_2$  системы Солнце-Земля.



# Используемые системы координат



оси  $X_{L_2}$ ,  $X_{EKL}$  направлены на Солнце;  
оси  $Z_{L_2}$ ,  $Z_{EKL}$  ортогональны плоскости эклиптики;  
оси  $Y_{L_2}$ ,  $Y_{EKL}$  лежат в плоскости эклиптики и дополняют систему до правой.

# Метод изолиний

Метод изолиний, предложенный М.Л. Лидовым, позволяет связать параметры квазипериодической орбиты с параметрами геоцентрической перелётной траектории. Строятся изолинии функции расстояния перицентра от параметров квазипериодической орбиты в районе точки либрации  $L_2$  системы Солнце-Земля.

Метод позволяет найти траектории перелёта с орбиты ИСЗ на заданную квазипериодическую орбиту, которые не требуют выдачи импульса торможения в окрестности точки  $L_2$ , т.е. осуществляется одноимпульсный переход.

Таким образом, построение изолинии делится на два этапа:

1. Получение квазипериодического решения в рамках задачи трёх тел в окрестности точки  $L_2$ .
2. Вычисление расстояния перицентра орбиты перелёта в невращающейся геоцентрической эклиптической СК.

Следует отметить, что найденная таким образом орбита перелёта является только первым приближением при поиске вектора скорости в перицентре орбиты в полной модели с учётом всех небесных тел.

# Получение квазипериодического решения в рамках задачи трёх тел

Решение системы линеаризованных уравнений, описывающих динамику ограниченной круговой задачи трёх тел в окрестности точки  $L_2$ :

$$\begin{aligned}X_{L_2} &= A \cos(\omega_1 t + \varphi_1) + Ce^{\lambda t} + De^{-\lambda t}, \\Y_{L_2} &= -k_2 A \sin(\omega_1 t + \varphi_1) + k_1 (Ce^{\lambda t} - De^{-\lambda t}), \\Z_{L_2} &= B \cos(\omega_2 t + \varphi_2),\end{aligned}$$

где

$$\omega_1, \omega_2, \lambda, k_1, k_2 = \text{const},$$

$A$  – параметр, характеризующий удаление КА от точки  $L_2$  в плоскости эклиптики,

$B$  – параметр, характеризующий удаление КА от точки  $L_2$  в плоскости, ортогональной эклиптике,

$\varphi_1$  – фаза колебательного движения КА в проекции на плоскость эклиптики,

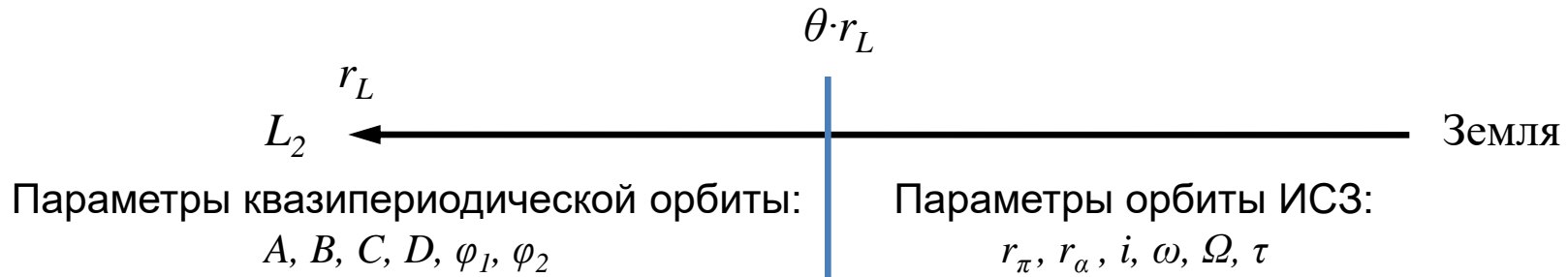
$\varphi_2$  – фаза колебательного движения КА в проекции на плоскость, ортогональную эклиптике,

$Ce^{\lambda t}$  – возрастающая компонента,

$De^{-\lambda t}$  – убывающая компонента.

Асимптотическое приближение к условно-периодической орбите определяется условием  $C = 0$ .

# Переход от параметров квазипериодической орбиты к параметрам геоцентрической перелётной траектории



$$r_L \approx 1500000 \text{ км, расстояние от точки } L_2 \text{ до Земли, } \theta \in \left[ \frac{2}{3}, \frac{3}{4} \right]$$

За счёт выбора  $D$  обеспечивается сопряжение квазипериодической орбиты с орбитой ИСЗ.

На момент пересечения границы перехода  $t=0$  во вращающейся СК с центром в  $L_2$  находится  $D$  :

$$D = r_L + x_{EKL}^* - A \cos \varphi_1$$

где

$$x_{EKL}^* = -\theta \cdot r_L.$$

# Вычисление $r_\pi$ по заданным фазам $\varphi_1$ и $\varphi_2$ при пересечении условной границы перехода

Вектор состояния КА в инерциальной СК, полученной фиксацией осей вращающейся СК на фиксированный момент времени в зависимости от параметров  $A, B, \varphi_1, \varphi_2$ :

$$\begin{aligned} X_{L_2} &= r_L + x_{EKL}^*, & \dot{X}_{L_2} &= -\omega_1 A \sin \varphi_1 - \lambda D, \\ Y_{L_2} &= -k_2 A \sin \varphi_1 - k_1 D, & \dot{Y}_{L_2} &= -k_2 \omega_1 A \cos \varphi_1 + k_1 \lambda D, \\ Z_{L_2} &= B \cos \varphi_2, & \dot{Z}_{L_2} &= -\omega_2 B \sin \varphi_2. \\ D &= r_L + x_{EKL}^* - A \cos \varphi_1, \end{aligned}$$

Вектор состояния КА в невращающейся геоцентрической эклиптической СК:

$$\begin{aligned} X_{EKL} &= X_{L_2} - r_L, & \dot{X}_{EKL} &= \dot{X}_{L_2} - n_1 Y_{EKL}, \\ Y_{EKL} &= Y_{L_2}, & \dot{Y}_{EKL} &= \dot{Y}_{L_2} + n_1 X_{EKL}, \\ Z_{EKL} &= Z_{L_2}, & \dot{Z}_{EKL} &= \dot{Z}_{L_2}. \end{aligned}$$

где  $n_1$  – средняя угловая скорость орбитального движения Земли.

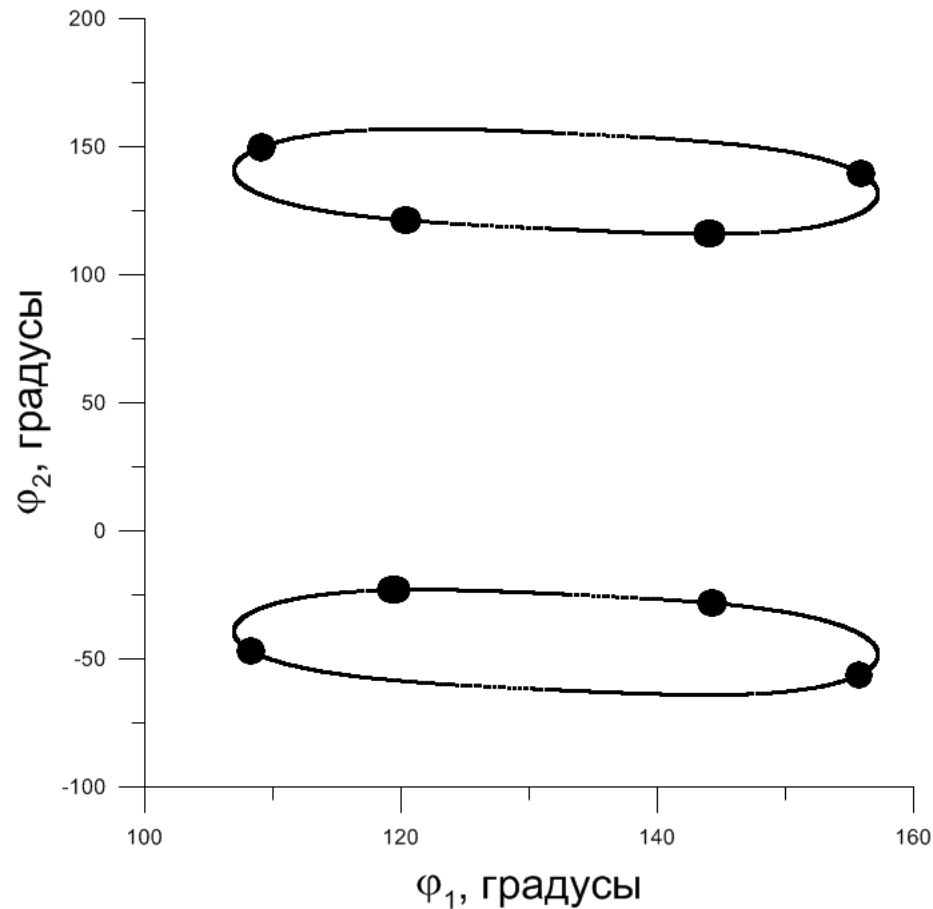
По вектору  $(X_{EKL}, Y_{EKL}, Z_{EKL}, \dot{X}_{EKL}, \dot{Y}_{EKL}, \dot{Z}_{EKL})$  вычисляются элементы орбиты, в том числе расстояние перицентра  $r_\pi$ .

При фиксированных  $A, B$  и  $C=0$  изолиния строится в плоскости  $\varphi_1, \varphi_2$ :  $r_\pi(\varphi_1, \varphi_2) = r_\pi^*$ .

# Изолиния функции расстояния перицентра и области, выбранные по условию $i \approx 51.7^\circ$

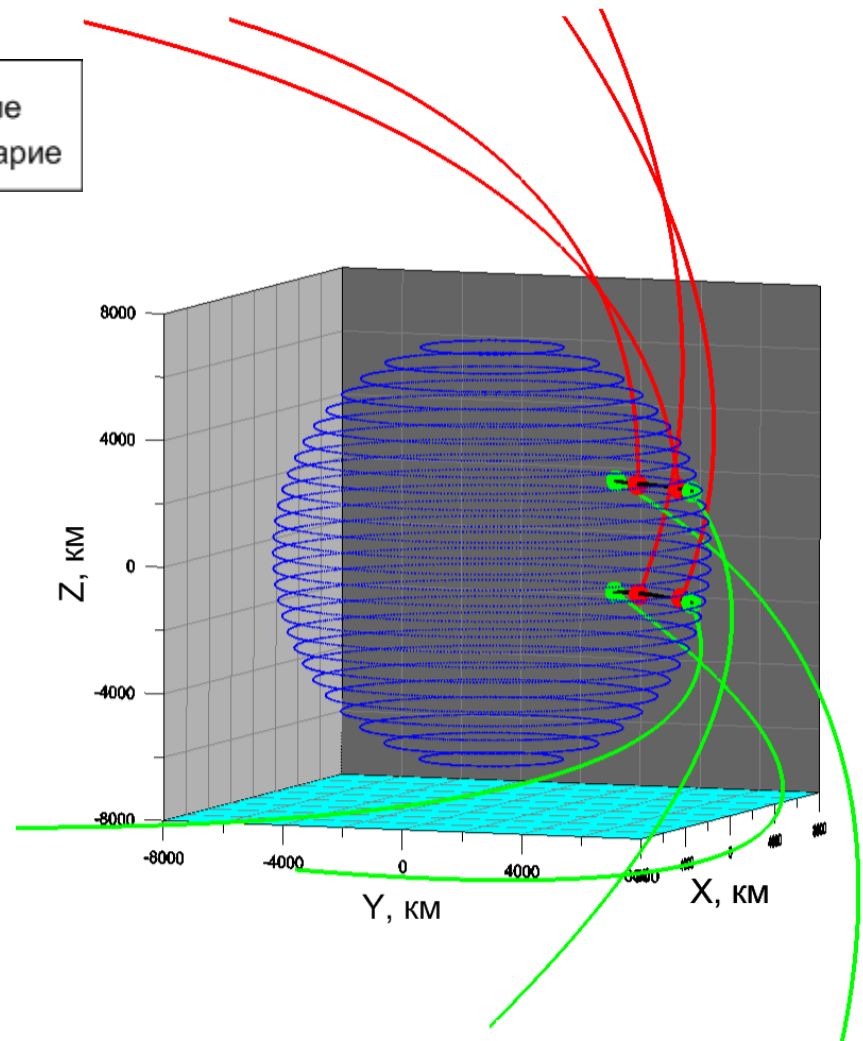
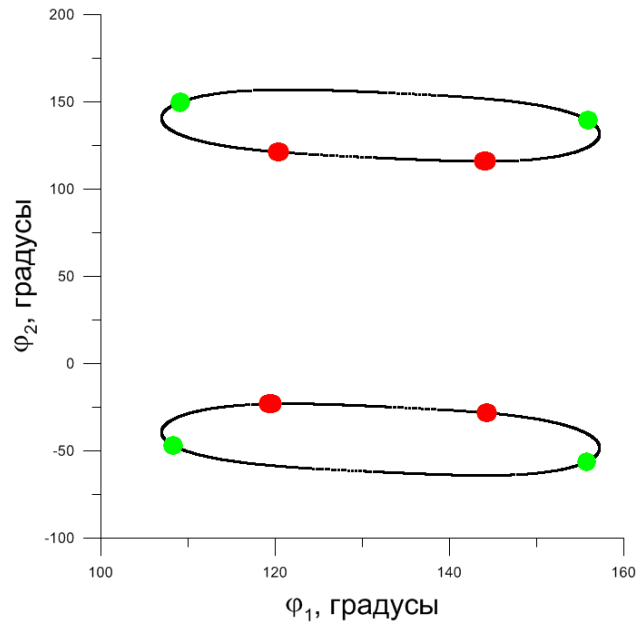
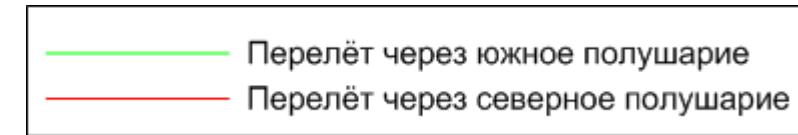
Номинальные параметры, соответствующие орбите КА «Спектр-РГ» :

$$A = 300000 \text{ км}, \quad B = 400000 \text{ км}, \quad \theta = \frac{2}{3}, \quad H_\pi^* = 500 \text{ км}.$$

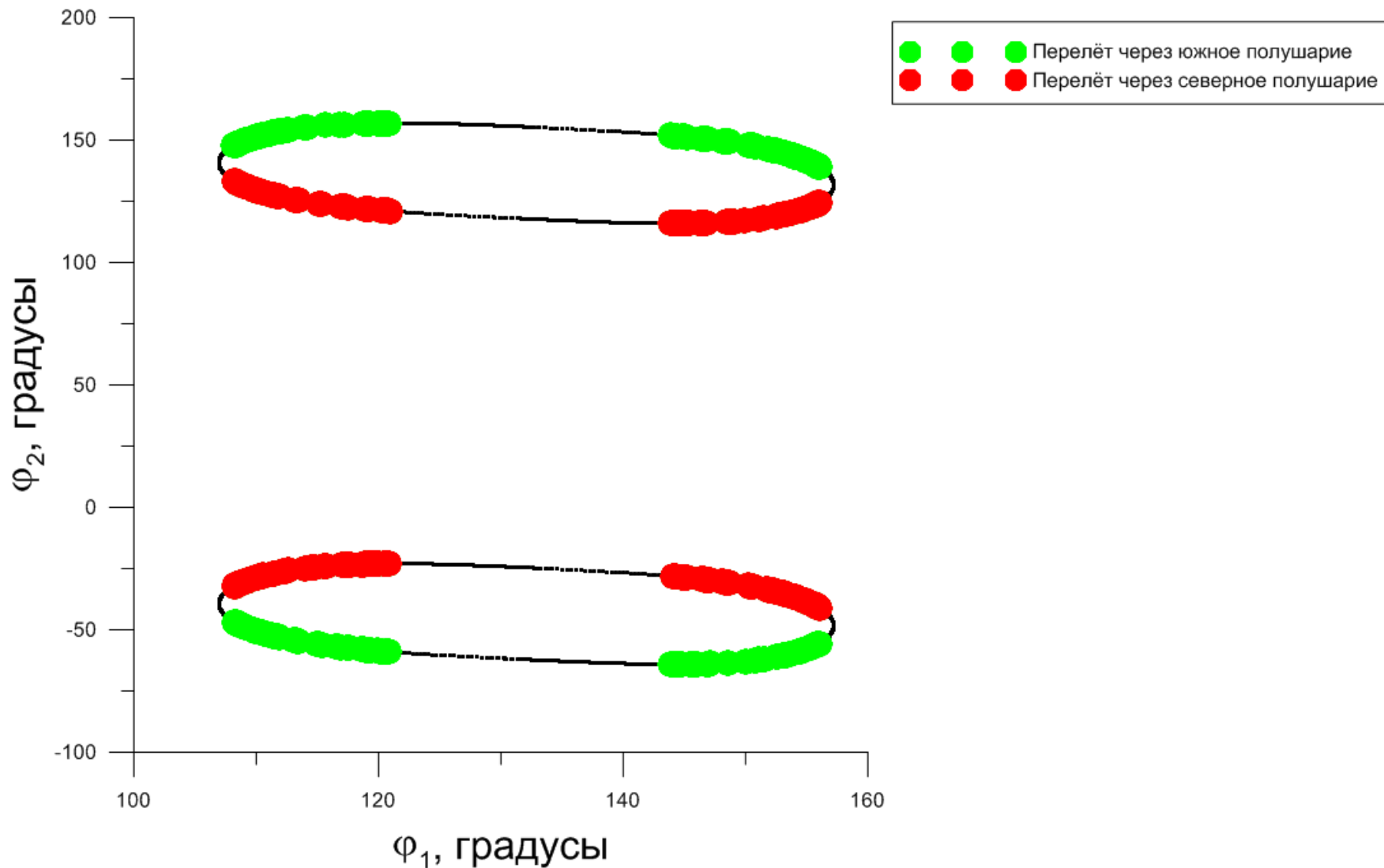




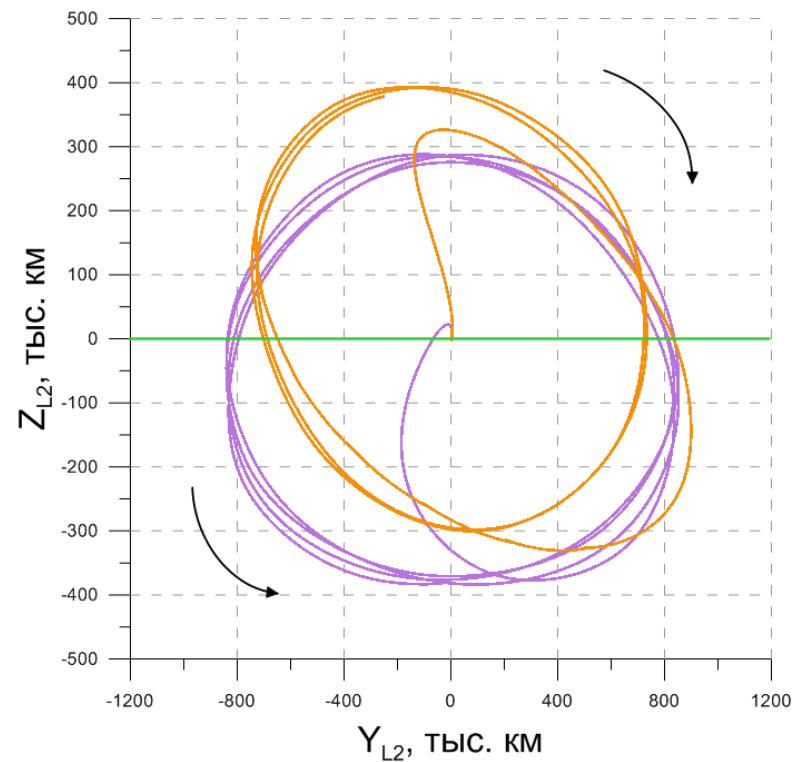
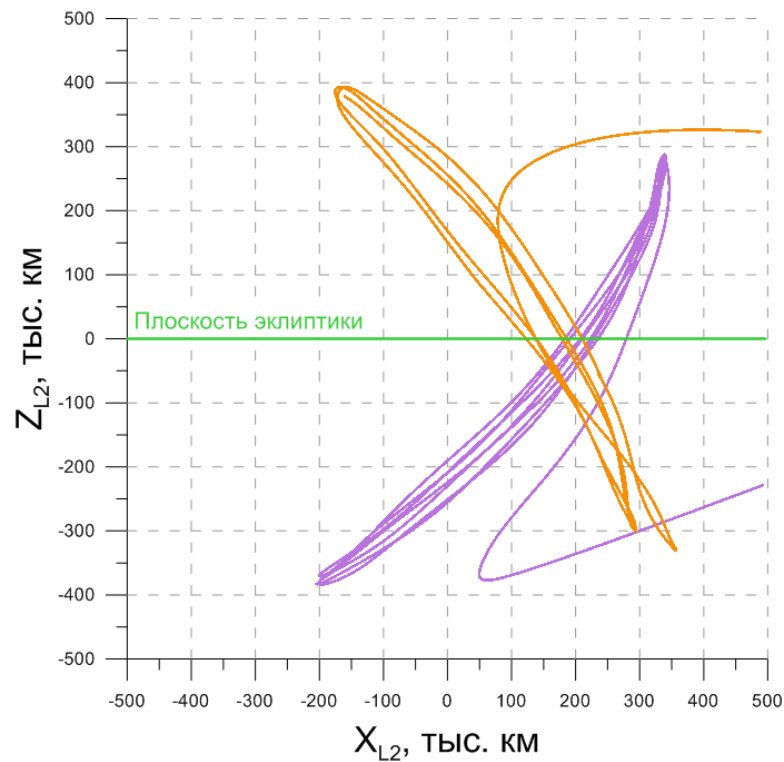
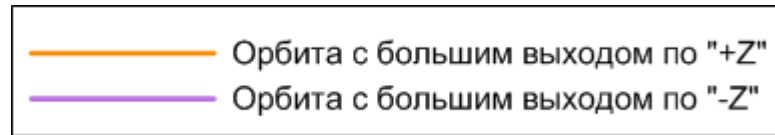
# Классификация орбит по направлению перелёта



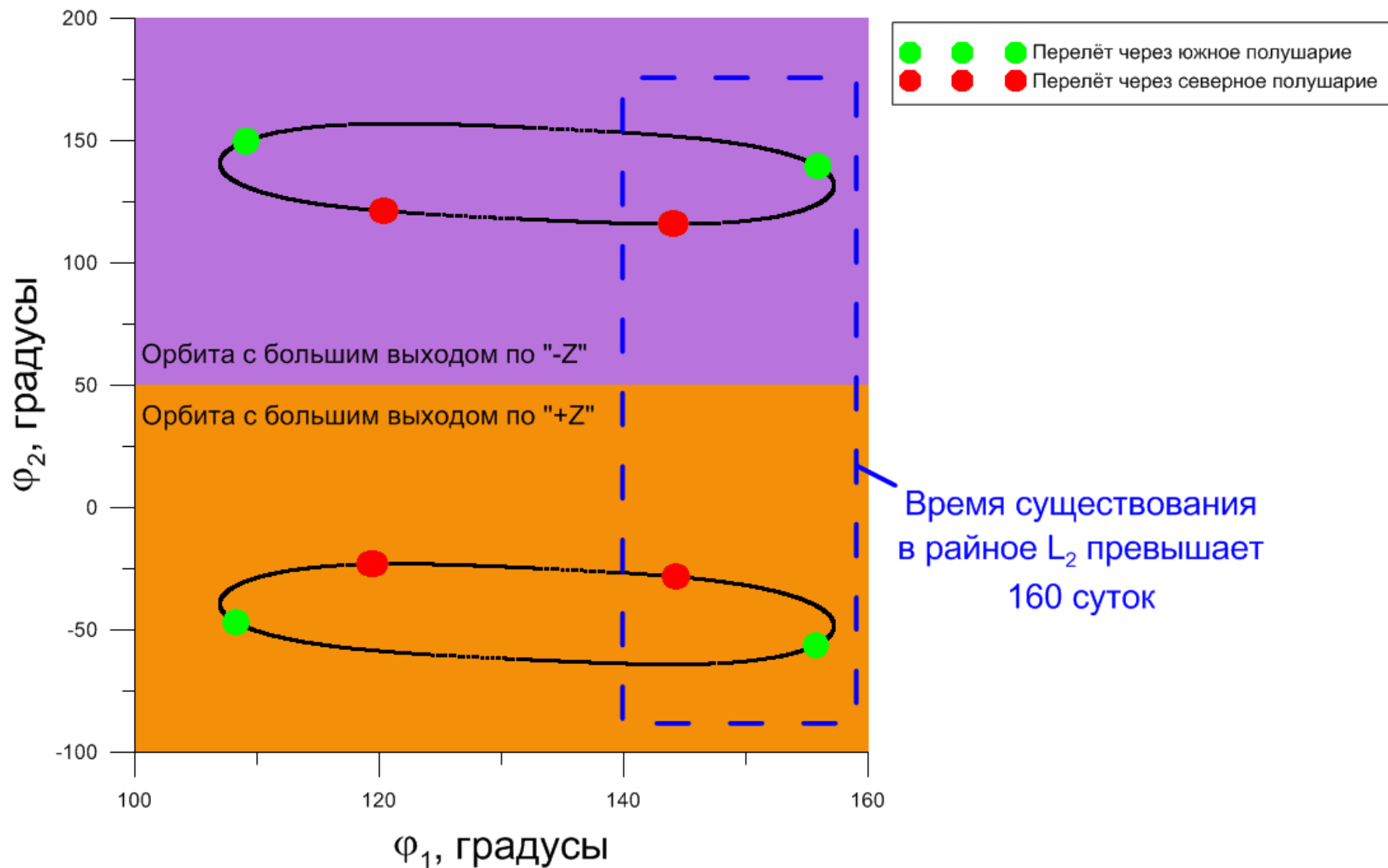
# Смещение областей на изолинии при изменении даты старта в течение года



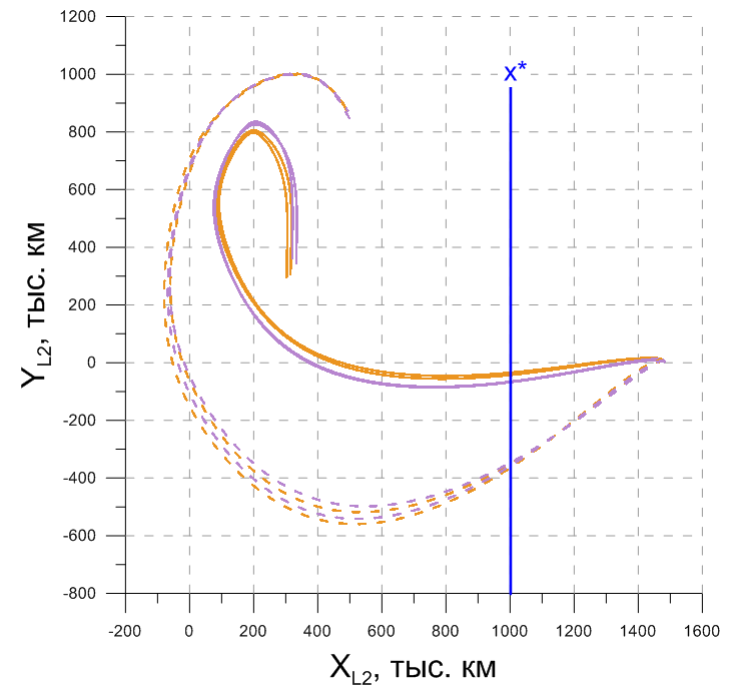
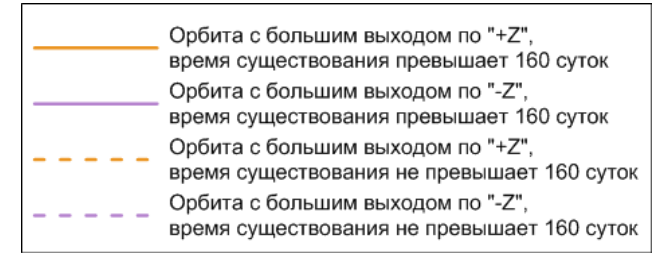
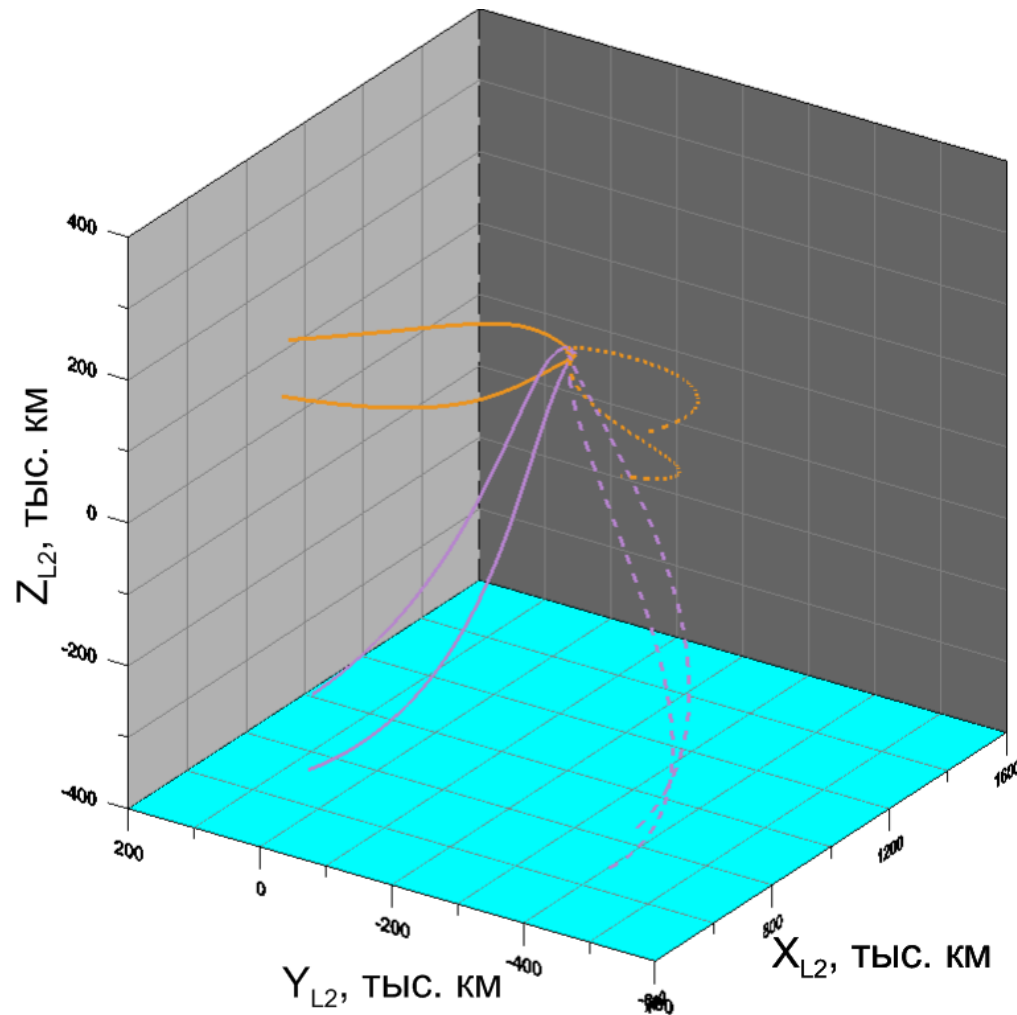
# Классификация квазипериодических орбит по выходу из плоскости эклиптики



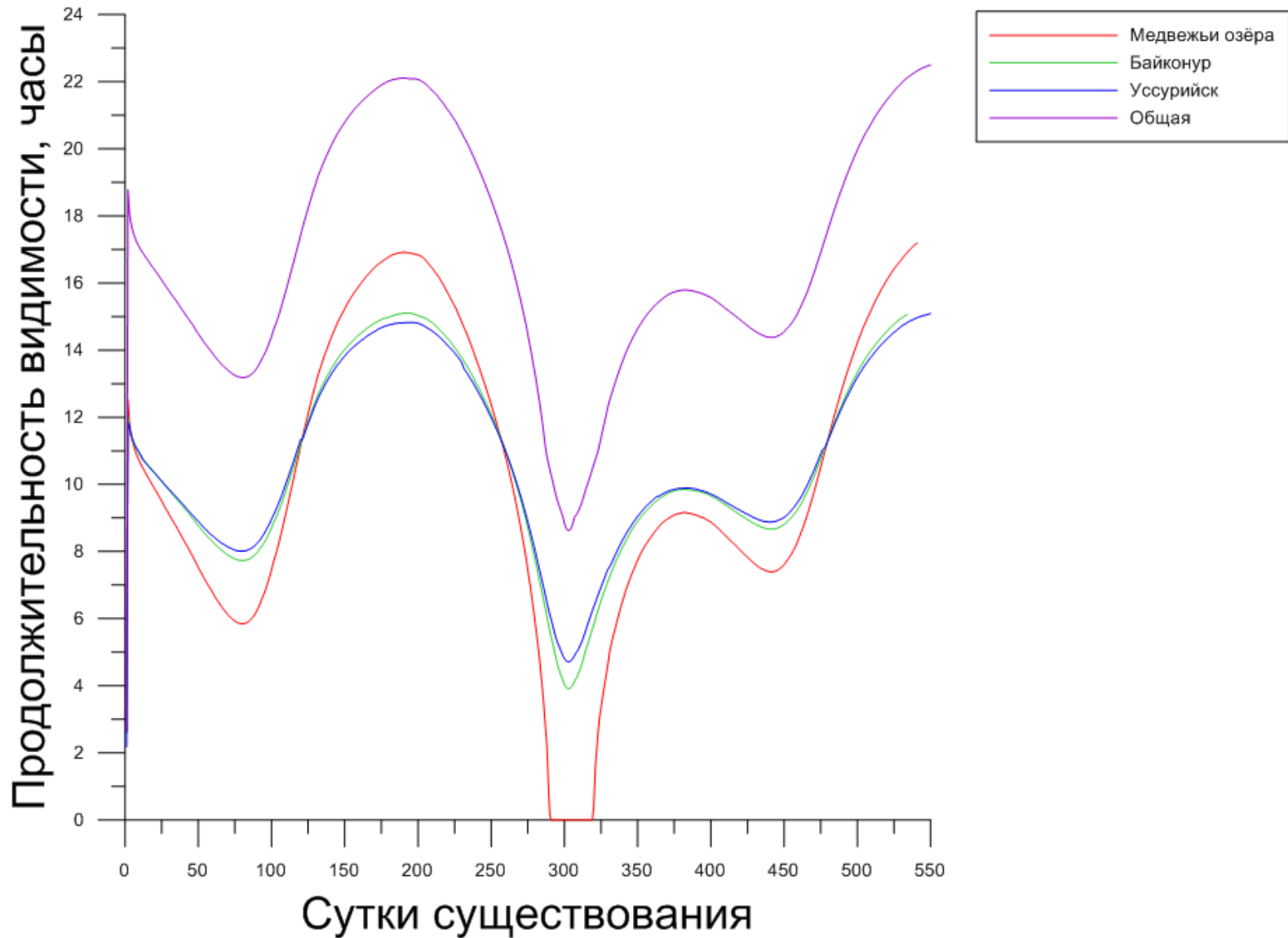
# Области на изолинии, соответствующие различным типам орбит



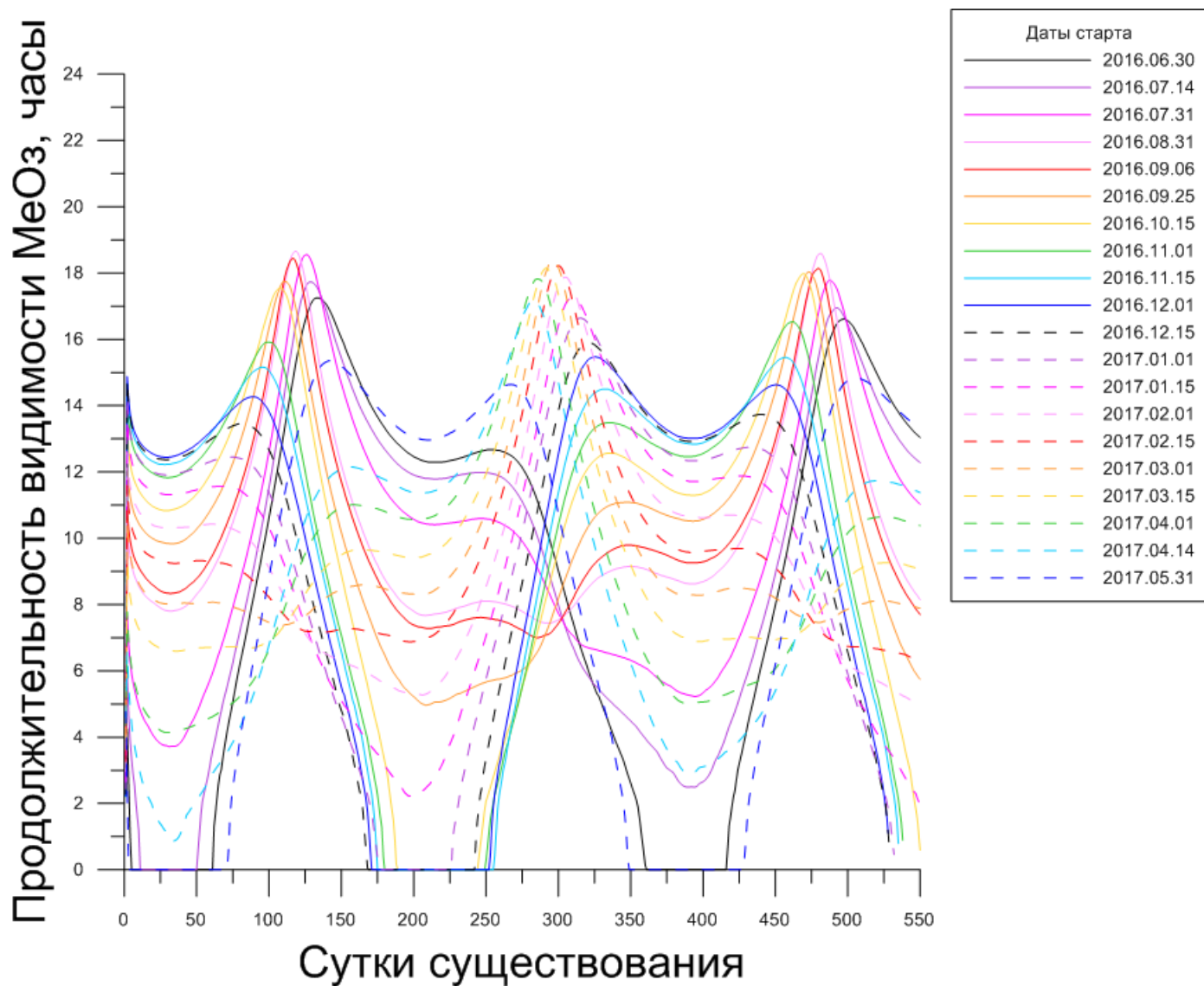
# Траектории перелёта в район $L_2$ для разных типов квазипериодических орбит



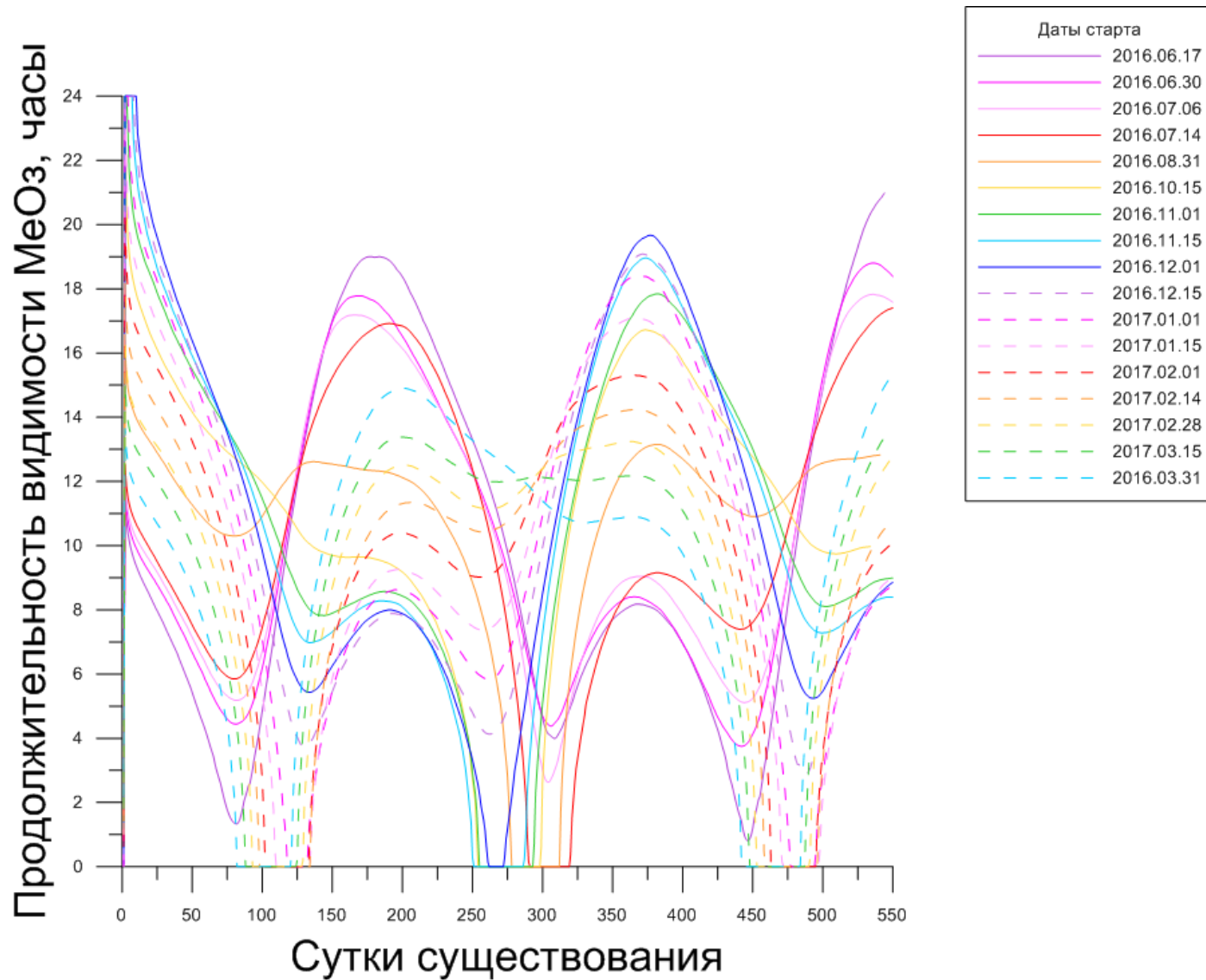
# Суточная видимость для разных КИП в течение 550 суток



# Эволюция суточной видимости с КИП «Медвежий озёра» для орбит с большим выходом по «-Z» в течение 550 суток

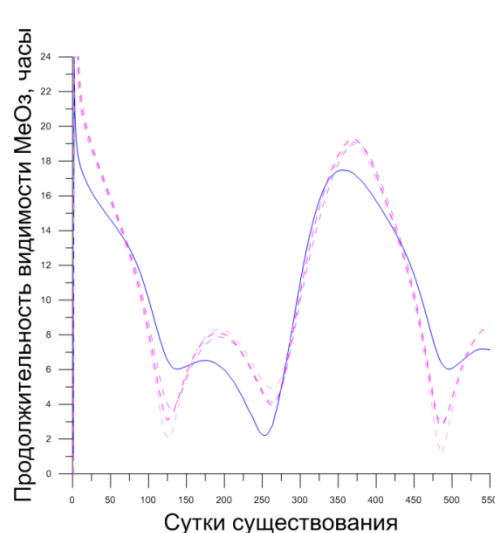
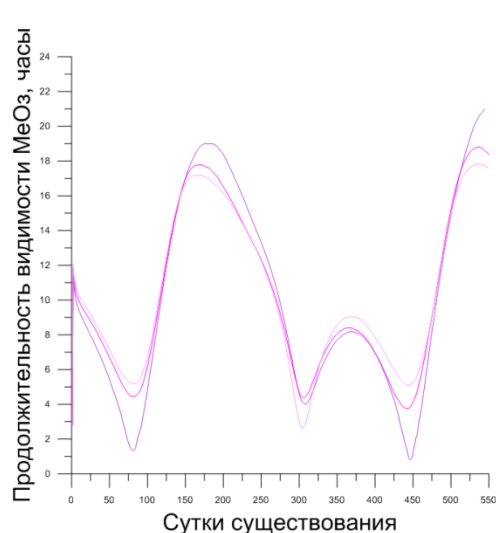
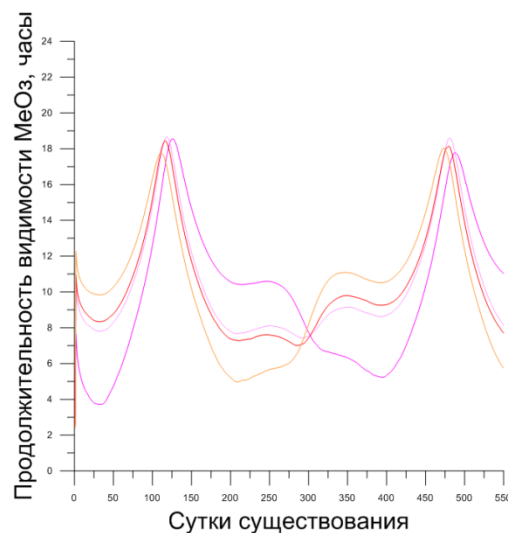
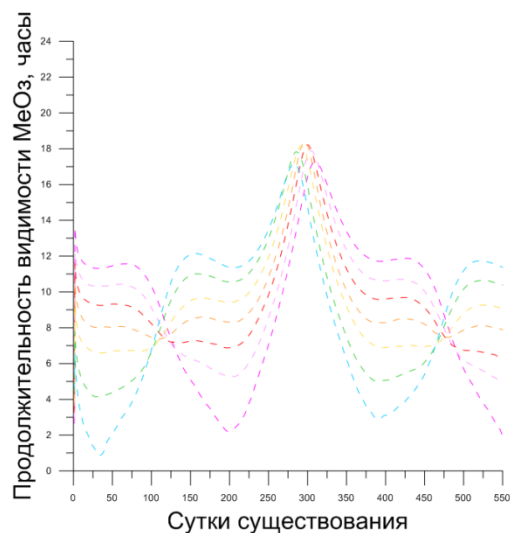


# Эволюция суточной видимости с КИП «Медвежий озёра» для орбит с большим выходом по «+Z» в течение 550 суток



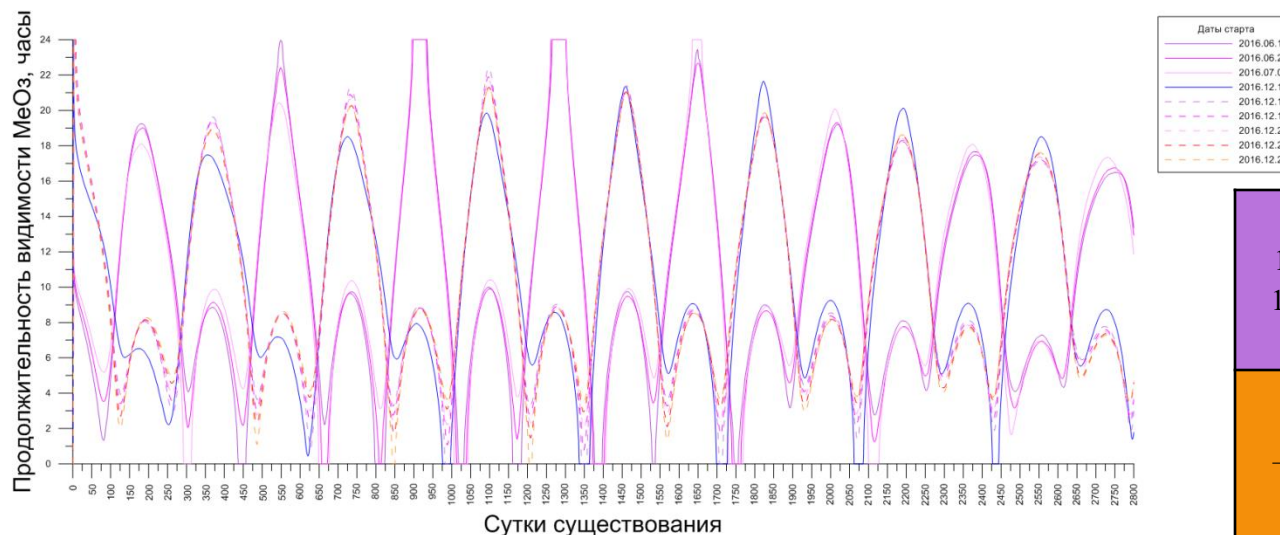
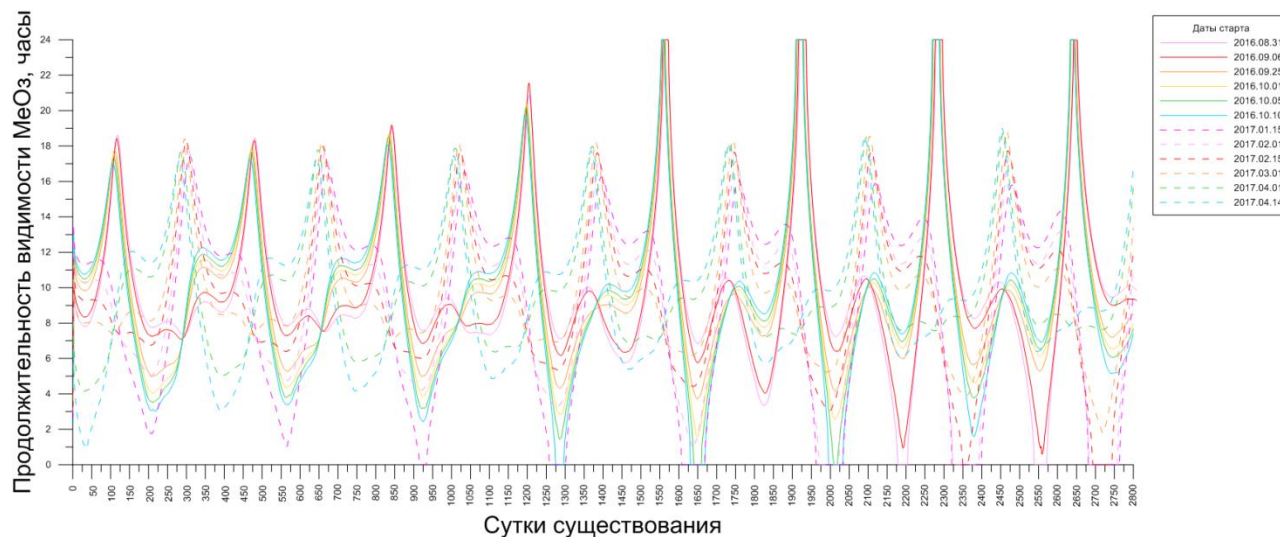


# Интервалы дат старта, удовлетворяющие требованию по суточной видимости с КИП «Медвежий озёра» в течение 550 суток



|                          |                            |
|--------------------------|----------------------------|
| 15 января –<br>14 апреля | 1 августа –<br>10 октября  |
| 18 июня –<br>6 июля      | 12 декабря –<br>25 декабря |

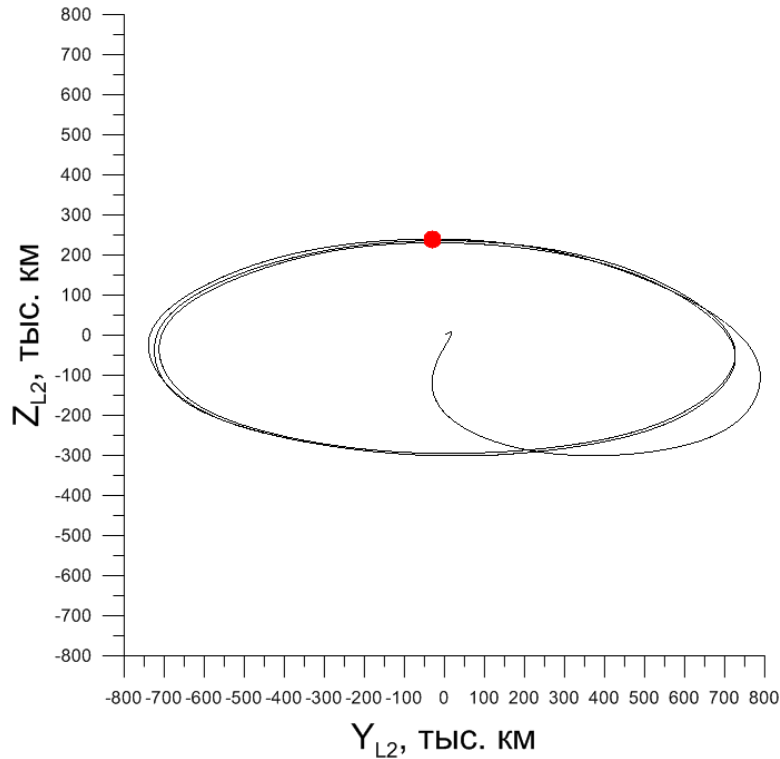
# Интервалы дат старта, удовлетворяющие требованию по суточной видимости с КИП «Медвежий озёра» в течение 7 лет



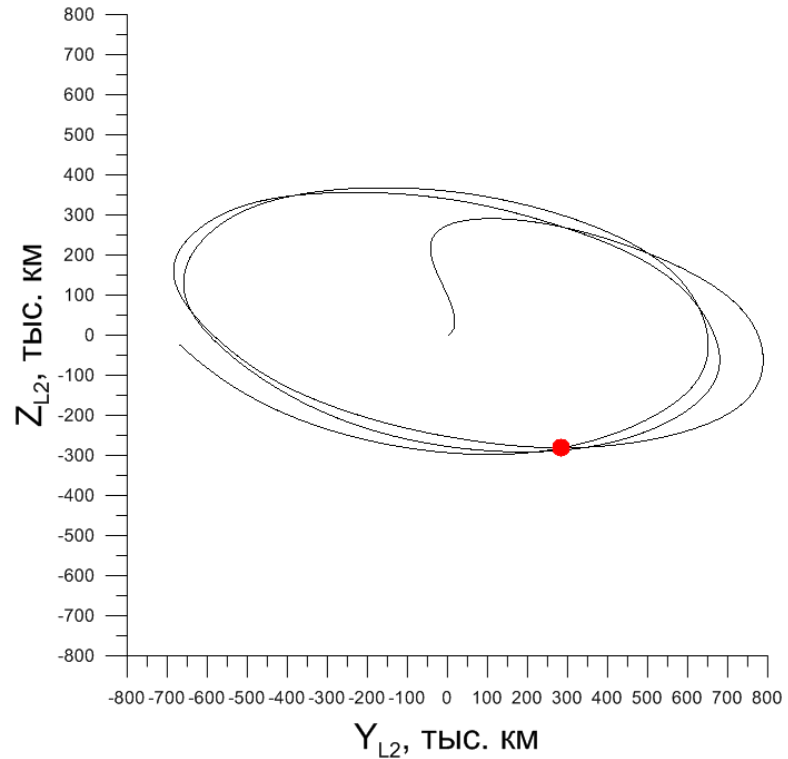
|                        |                            |
|------------------------|----------------------------|
| 1 марта –<br>14 апреля | 6 сентября –<br>1 октября  |
| _____                  | 18 декабря –<br>24 декабря |

# Положение КА на орбите в момент прилёта в район $L_2$

Моментом прилёта в район  $L_2$  будем считать момент достижения максимальной амплитуды по  $Z_{L2}$  после перелёта (обозначен красной точкой).

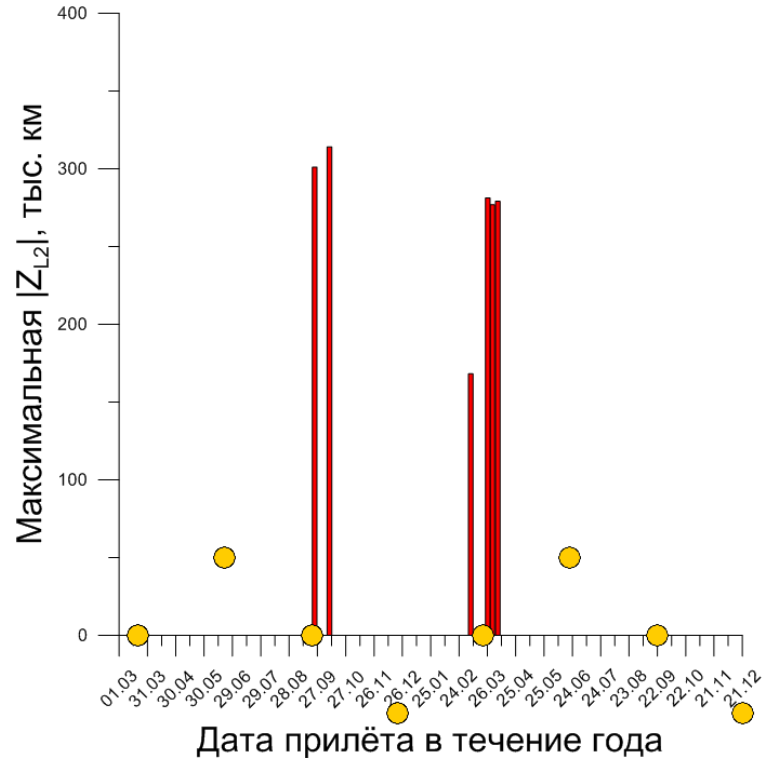
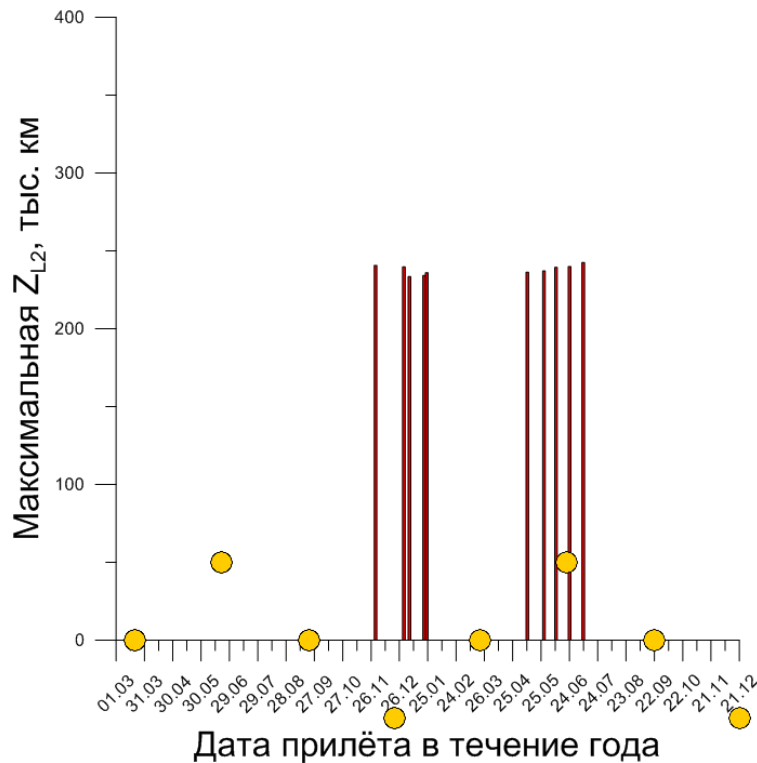


Орбита с большим выходом по «-Z»



Орбита с большим выходом по «+Z»

# Синхронизация даты прилёта в район $L_2$ с положением Солнца относительно Земли



Даты прилёта для орбит с большим выходом по «-Z» лежат в районе солнцестояний (верхние и нижние круги).

Даты прилёта для орбит с большим выходом по «+Z» лежат в районе дат равноденствий (средние круги).

# Выводы

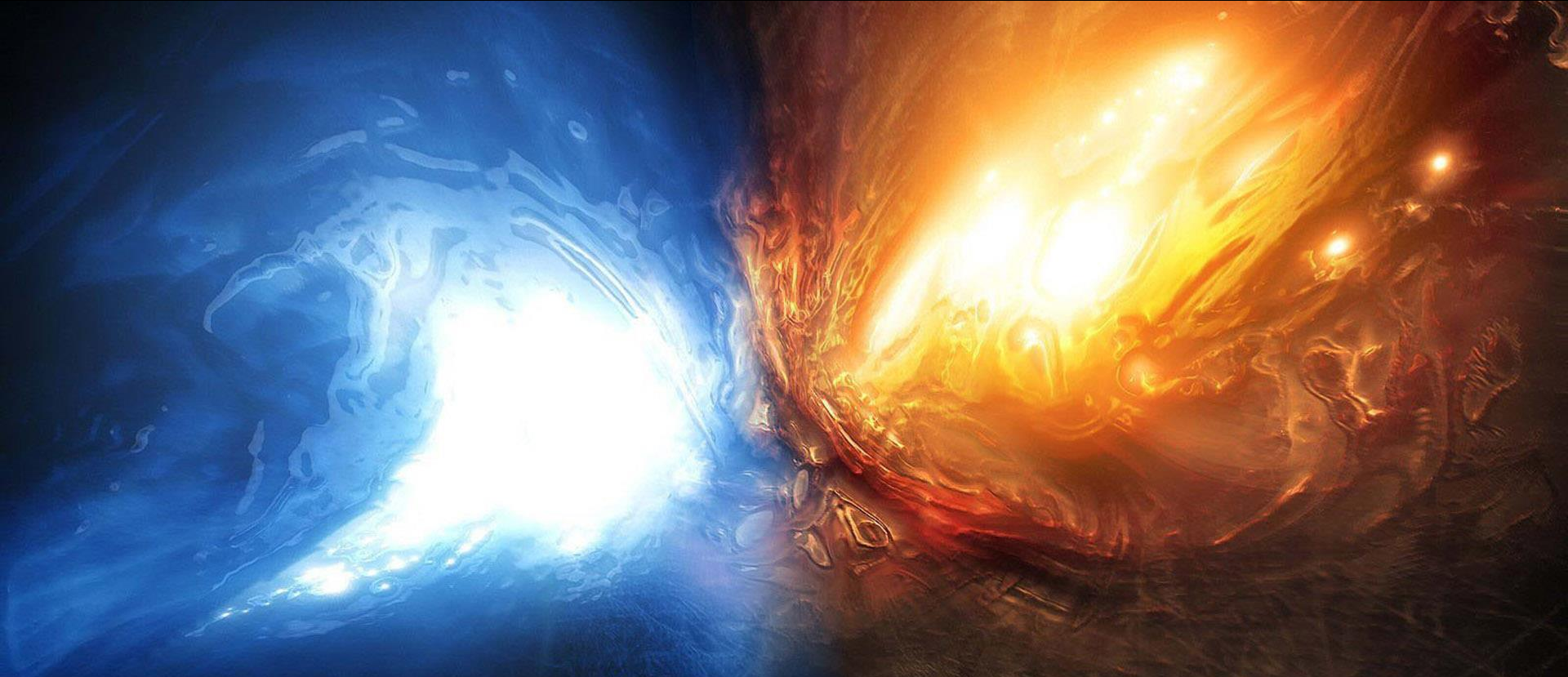
Результаты проделанной работы:

- Проведён анализ траекторий перелёта на КПО, позволивший отказаться от вариантов орбит, не обеспечивающих радиовидимость начального участка перелёта с заданных КИП.
- На основе статистического анализа даны рекомендации по отсеиванию вариантов орбит с заведомо коротким сроком существования.
- Определены возможные окна старта КА «Спектр-РГ» в течение года, которые бы обеспечивали ежесуточную видимость с КИП «Медвежий озёра» в течение всего срока активного существования.
- Несмотря на то, что орбиты с большим выходом по «-Z» кажутся более предпочтительными для обеспечения ежесуточной видимости с КИП «Медвежий озера», расчеты показали, что при использовании орбит с большим выходом по «+Z» интервал возможных дат старта существенно больше.
- Проведённые исследования позволяют сократить вычисления в 4 раза (а при отказе от орбит с большим выходом по «+Z» – в 8 раз).

# Список литературы

- Ильин И.С. , Сазонов В.В., Тучин А.Г. Гало-орбиты в окрестности точки либрации системы Солнце – Земля // Космические исследования, 2014, №3.
- Ильин И.С., Заславский Г.С., Лавренов С.М., Сазонов В.В., Степаньянц В.А., Тучин А.Г., Тучин Д.А., Ярошевский В.С. Баллистическое проектирование траекторий перелёта с орбиты искусственного спутника Земли на гало-орбиту в окрестности точки  $L_2$  системы Солнце – Земля // Космические исследования, 2014, №6
- Лидов М.Л., Ляхова В.А., Тесленко Н.М. Траектории полета Земля – Луна – гало-орбита в окрестности точки  $L_2$  системы Земля – Солнце // Космические исследования – 1992. – т. 30. № 4. – С.435–454.
- Маркеев А.П. Точки либрации в небесной механике и космодинамике. – М.: Наука, 1978. – 312 с.





СПАСИБО ЗА ВНИМАНИЕ!