

рис.1 Зависимость энергии связи двойных систем от времени для двух моделей скоплений: без ЧД (слева), а также с ЧД (справа). Величина энергии E задана в безразмерных единицах, в которых полная энергия скопления равна -0.25 . Присутствие ЧД способствует тому, что тесно связанные двойные системы становятся рыхлыми.

Список публикаций:

[1] <https://www.ast.cam.ac.uk/~sverre/web/pages/nbody.htm>

Определение интервалов нахождения в тени двух космических аппаратов на разных высотах в северной и южной полярных зонах во время одновременных наблюдений ионосферы в течение одного календарного года

Дурнева Елена Юрьевна

Попандопуло Никита Андреевич

Томский государственный университет

Баньщикова Мария Александровна, к.ф.-м.н.

elena_durneva96@mail.ru

В настоящее время совместно с ИКИ РАН, ЦАО, ТГУ и др. готовится космический эксперимент (запуск согласно ФКП в 2025 г.), связанный с одновременным запуском космических аппаратов (КА) Метеор-МП и Зонд (программа Геофизика). Предполагаются одновременные наблюдения одних и тех же областей ионосферы имаджерами Летиция (с орбиты КА Зонд) и Авровизор-ВИС/МП (с орбиты КА Метеор-МП) (таблица 1) с учетом углов полей зрения приборов в северной и южной полярных зонах. Требуется прогнозирование ситуаций пролетов каждого из КА над наземной фотометрической сетью авроральных имаджеров в окрестности г. Апатиты [1] (~150 км) и пересечения полей зрения орбитальных имаджеров и наземных изображающих камер (поле зрения ~18°), направленных в зенит, на высоте 100 км.

Целью данной работы является моделирование орбит КА Метеор-МП и Зонда на основе предварительных начальных данных и определение интервалов нахождения их в тени в северной и южной полярных зонах с целью одновременных наблюдений эмиссий ионосферы в течение одного календарного года (с 01.01.2025 г. по 31.12.2025 г.).

Орбитальные элементы, близкие к характеристикам проектируемых спутников Метеор-МП и Зонд, приведены в таблице 1. Следует заметить, что орбиты КА почти круговые, а высота над поверхностью Земли составляет примерно 650 км (Зонд), 820 км (Метеор-МП).

Таблица 1 — Кеплеровы элементы орбит КА, $t_0 = 21.12.2024$

Элементы орбиты	Метеор-МП	Зонд
Большая полуось, км	7372.686	7030.0
Период обращения, мин.	105	100
Эксцентриситет	0.001835	0.000001
Наклонение, град	99.333	98.0
Аргумент перицентра, град	0	0
Долгота восходящего узла, град	0	0
Средняя аномалия, град	0	0

В данной работе мы рассматриваем простую модель движения космических аппаратов, где спутники движутся по круговым орбитам. Прямоугольные орбитальные координаты ξ, θ, ζ вычисляются следующим образом:

$$\begin{aligned}\xi &= r \cos v = a(\cos E - e), \\ \theta &= r \sin v = a\sqrt{1-e^2} \sin E, \\ \zeta &= 0,\end{aligned}\tag{1}$$

где r – расстояние от центра притяжения (центр масс Земли) до КА, v – истинная аномалия, a – большая полуось, e – эксцентриситет, E – эксцентрическая аномалия. Значение r определяется по формуле:

$$r = a(1 - e^2)/(1 + e \cos v).$$

Формулы, связывающие истинную и эксцентрическую аномалии, имеют следующий вид:

$$\sin v = \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E}{1 - e \cos E}, \quad \cos v = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E}.$$

Таким образом, положение на орбите задается только значением эксцентрической аномалии. Найти E можно из уравнения Кеплера (2), решая его методом простых итераций.

$$E - e \sin E = M = M_0 + n(t - t_0),\tag{2}$$

где $n = \sqrt{\mu/a^3}$ – среднее движение, t – момент времени, на который определяются координаты КА.

Система (1) описывает движение спутника в орбитальной плоскости. Для пространственного представления движения спутников в экваториальной системе координат нужно осуществить переход от прямоугольных орбитальных координат $\{\xi, \theta, \zeta\}^T$ к геоцентрическим координатам $\{x, y, z\}^T$ при помощи матриц поворота по следующей формуле:

$$\begin{pmatrix} x \\ y \\ z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos \Omega & -\sin \Omega & 0 \\ \sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos i & -\sin i \\ 0 & \sin i & \cos i \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \omega & -\sin \omega & 0 \\ \sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \xi \\ \theta \\ \zeta \end{pmatrix},$$

где i, ω, Ω – углы фиксированы и зависят от конфигурации спутниковой орбиты.

Для учета вхождения КА в тень Земли использовалась, так называемая, функция тени Φ (3), на рисунке 1 представлена ее геометрическая интерпретация.

$$\Phi = \begin{cases} 1, & r > r_E + r_S \\ 0, & r \leq r_E + r_S \end{cases},\tag{3}$$

где r – это угол, образованный между Солнцем, объектом и Землей; r_E, r_S – угловые размеры Земли и Солнца, соответственно, видимые с исследуемого объекта.

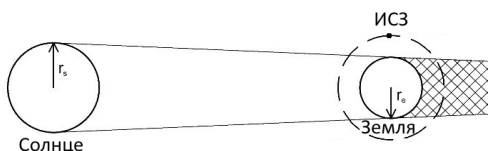


рис. 1. Геометрическая интерпретация функции тени Φ

Таблица 2 — Пересечение зон видимости имаджеров на КА Метеор-МП и на КА Зонд

Процент пересечения площадей зон видимости	всего	в северном полушарии		в южном полушарии	
		в области аврорального овала от -70 до -80 град.	в области полярной шапки от -80 до -90 град.	в области аврорального овала от -70 до -80 град.	в области полярной шапки от -80 до -90 град.
До 10%	18	0	0	8	2
10-25%	15	0	0	3	1
25-50%	25	0	0	3	3
50-80%	18	0	0	3	1
80-100%	23	0	0	5	0

Результаты исследования представлены в таблице 2. Как видно из таблицы при данной конфигурации орбит в течение 2025 г. выявлены пересечения зон видимости имаджеров на КА Метеор-МП и Зонд только в южном полушарии. Пролеты спутников над зоной радиуса 150 км над географической точкой г. Апатиты на высоте 100 км происходят в лучшем случае на одном суточном витке из 15.

Список публикаций:

[1] Баныщикова М.А., Чувашов И.Н., Кузьмин А.К. // Известия высших учебных заведений. Физика. 2013. №10/2. С.174-180.