

# МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАХВАТА ЗЕМЛЁЮ НЕБЕСНОГО ТЕЛА

*Островский Н.В.*

Вятский государственный университет, г.Киров

*onv1@yandex.ru*

## Введение

Тема встречи Земли с небесными телами, «бороздящими» космическое пространство, является весьма актуальной. Она интересна не только специалистам в области астрономии и небесной механики, но и широким слоям населения, имея ввиду возможные последствия такой встречи.

Для того, что бы оценить, как поведёт себя небесное тело в сфере тяготения Земли, необходимо построение адекватной физической модели. Такая модель была предложена на международном астрономическом конгрессе в Казани [1]. В её основе лежит обобщённое уравнение гравитационного взаимодействия [2] и модель орбитального движения небесных тел [3]. На основе данных подходов были построены модели движения таких спутников Юпитера как Пасифе, Синопе и Карме, имеющих явно внешнее происхождение [4-6].

В данном докладе проанализировано влияние параметров орбиты небесного тела, движущегося по произвольной гелиоцентрической орбите, на результат его взаимодействия с гравитационным полем Земли.

## 1. Описание модели

### 1.1. Гравитационная сфера Земли

Согласно обобщённому уравнению гравитационного взаимодействия в системе  $n$  тел на каждое из тел действует только одна сила со стороны того тела, для которого величина  $m_i/r_{ij}^3$  будет максимальна. В системе трёх тел тело  $M$  в присутствии тела  $S$  будет притягиваться к телу  $P$  если:

$$m_P/r_{MP}^3 > m_S/r_{MS}^3, \quad (1)$$

где:  $m$  – масса,  $r$  – расстояние.

Величина силы будет равна:

$$F_{G,MP} = Gm_P r_{MP} \left( \frac{m_P}{r_{MP}^3} - \frac{m_S}{r_{MS}^3} \cos \beta \right), \quad (2)$$

где:  $G$  - универсальная гравитационная постоянная;  $\beta$  – угол между  $r_{MP}$  и  $r_{MS}$ .

После того, как тело  $M$  войдет в сферу тяготения планеты  $P$ , радиус которой определяется соотношением (1), оно утратит непосредственную гравитационную связь с Солнцем.

Проиллюстрировать данное явление можно следующим образом. В общей теории относительности используется такое понятие как «искривление пространства». И хотя используется оно некорректно, рациональное зерно в этом есть. Для описания положения тела в гравитационном поле целесообразно использовать четырёхмерную систему координат, в которой три координаты пространственные, а четвертая – характеристика гравитационного поля. Поскольку четырёхмерное пространство изобразить на плоскости невозможно, мы ограничимся сечением с одной пространственной координатой. На рис. 1 показана за-

висимость величины  $\left| m_P/r_{MP}^3 - m_S/r_{MS}^3 \right|$  от расстояния вдоль радиус-вектора Земли относительно Солнца (индекс  $P$  относится к Земле, индекс  $S$  – к Солнцу). Граница гравитационной сферы проходит на расстоянии чуть более 2 млн. км от Земли, что приблизительно в 6 раз превышает радиус лунной орбиты. В зависимости от положения пробной точки относительно радиус-вектора Солнце-Земля радиус сферы тяготения изменяется от  $2,09 \cdot 10^9$

м в соединении ( $0^\circ$  относительно радиус-вектора) до  $2,12 \cdot 10^9$  м в квадратурах ( $90^\circ$  или  $270^\circ$  относительно радиус-вектора) и  $2,15 \cdot 10^9$  м в оппозиции ( $180^\circ$  относительно радиус-вектора).



Рисунок 1. Зависимость «искривления пространства» от расстояния вдоль радиус-вектора Солнце – Земля.

### 1.2. Параметры относительного движения тела в сфере тяготения Земли

Итак, движение тела  $M$ , находящегося внутри гравитационной сферы планеты, будет включать две составляющие (см. рис. 2):

- 1) вместе с гравитационной сферой планеты вокруг Солнца и
- 2) относительно планеты.

Относительная скорость тела равна векторной разности скоростей тела и Земли относительно Солнца:

$$\vec{v}_{MO} = \vec{v}_M - \vec{v}_P \quad (3)$$

Для последующего построения модели орбитального движения тела в сфере тяготения Земли мы должны разложить относительную скорость  $v_{MO}$  на две составляющие: радиальную (вдоль радиус-вектора тела относительно Земли) и круговую, подчиняющуюся закону сохранения момента количества движения.

Основное допущение данной модели состоит в том, что мы принимаем радиальную скорость равной:

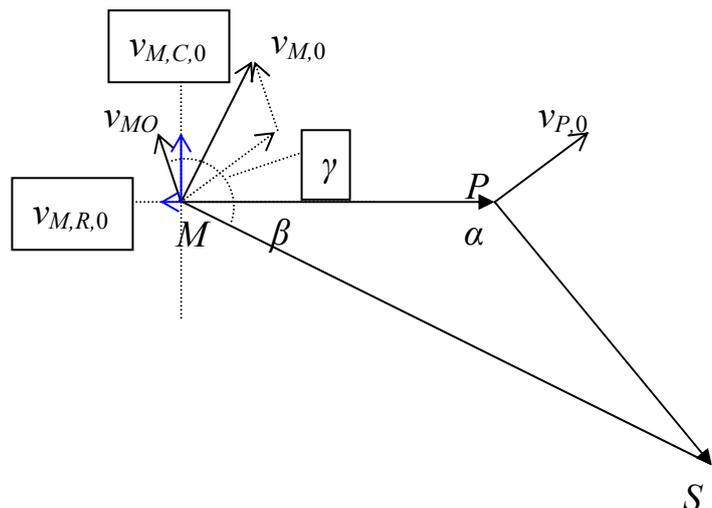


Рисунок 2. Схема для вычисления начальных параметров планетоцентрической орбиты тела.

$$v_{M,R,0} = v_{MO} \cos \gamma, \quad (4)$$

где  $\gamma$  – угол между радиус-вектором тела относительно планеты и вектором относительной скорости тела (отсчитывается от радиус-вектора по часовой стрелке), а круговую скорость, равной тангенциальной составляющей:

$$v_{M,C,0} = v_{MO} \sin \gamma. \quad (5)$$

### 1.3. Модель орбитального движения

Суть модели орбитального движения [3] состоит в том, что движение тела  $M$  в сфере тяготения тела  $P$  рассматривается как суперпозиция двух взаимосвязанных видов движения: вдоль радиус вектора  $r_{MP}$  и по окружности радиуса  $r_{MP}$ , в результате сложения которых получается эллипс или парабола. Текущая величина радиальной скорости определяется величиной радиального ускорения, равного векторной сумме ускорения силы тяжести и центробежного ускорения (см. рис. 3). Поскольку эти векторы имеют противоположные направления, приняв за положительное направление к Земле, получим:

$$a_R = a_G - a_C. \quad (6)$$

Величина ускорения силы тяжести определяется величиной самой силы тяжести. В случае Земли мы можем использовать для этого уравнение Ньютона:

$$F_G = G \frac{m_s m_P}{r_{PS}^2}, \quad (7)$$

а в случае спутника Земли мы должны использовать уравнение (2).

Величина центробежного ускорения определяется уравнением [7]:

$$a_C = v_C^2 / r, \quad (8)$$

где  $r$  – радиус кривизны орбиты.

Тогда текущая величина радиальной скорости будет описываться уравнением:

$$v_{R,t} = v_{R,t-\Delta t} + a_{R,t} \cdot \Delta t,$$

а текущая величина радиус-вектора тела относительно планеты уравнением:

$$r_t = r_{t-\Delta t} + v_{R,t} \cdot \Delta t. \quad (9)$$

Текущая величина круговой скорости будет определяться величиной радиуса орбиты исходя из постоянства момента количества движения, что нашло своё отражение во втором законе Кеплера [8]. Тогда:

$$v_{C,t} = \frac{v_{C,t-\Delta t} \cdot r_{t-\Delta t}}{r_t}. \quad (10)$$

Для системы трёх тел нужно учитывать влияние третьего тела (данном случае Солнца) на момент количества движения спутника. На примере Луны было показано, что абсолютная величина момента, как и для системы двух тел, может быть принята постоянной, но влияние третьего тела приводит к смещению линии узлов – условной линии пересече-

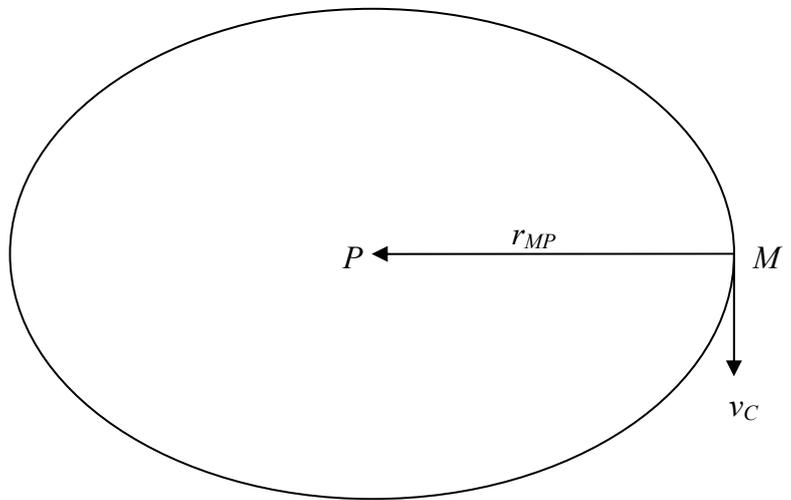


Рисунок 3. Движение тела  $M$  в сфере тяготения тела  $P$ .

ния плоскости орбиты спутника с плоскостью орбиты планеты [9]. В данной работе для вычисления смещения линии узлов было использовано уравнение:

$$\Delta Y = - \frac{Gr_{MP}m_S \sin \beta}{r_{MS}^3} \cdot \frac{\Delta t}{v_{C,t}} \cdot (1 + \sin i), \quad (11)$$

где:  $Y$  – угол восходящего узла,  $i$  – угол наклона плоскости орбиты спутника.

#### 1.4. Апробация модели орбитального движения небесных тел

Данная модель позволяет рассчитать эфемериды планет с точностью до 4-ой значащей цифры [3-6, 9].

Сходимость между результатами расчётов эфемерид Луны и данными астрономического календаря иллюстрирует табл. 1. Как видно из таблицы ошибка в вычислении фазы Луны в течение первых двух лет расчётов не превышает  $\pm 6^\circ$ . Затем она начинает увеличиваться ввиду отставания модели от реального движения Луны. Но за весь период расчётов (18,61 лет) средняя расчётная скорость движения Луны отличается от реальной всего на -0,2% отн. Ошибка в вычислении скорости смещения линии узлов за тот же период (т.е. за период полного оборота линии узлов, равного 18,61 года [12, с. 213]) составила 2%. Вероятно, именно с этим и связана ошибка в вычислении фаз Луны. Наибольшее расхождение с данными астрономического календаря оказывается в случае вычисления дат наступления апогея и перигея, достигающее четырёх суток.

**Таблица 1. Сопоставление расчётов эфемерид Луны с данными астрономического календаря**

Дата	Явление [10, 11]	Результат расчётов	Отклонение
12.01.85, 4:00	Перигей	Начало расчётов	
13.01.85, 23:28	3-я четверть	Угол $269,98^\circ$ Рад. 366990 км	- 0,02° - 4704 км
16.01.85, 6:00	Нисходящий узел	16.01.85, 4:00	-0,083 сут.
27.01.85, 9:00	Апогей	26.01.85, 7:35	-1,059 сут.
12.02.85, 7:58	3-я четверть	$269,79^\circ$ Рад. 365843 км	- 0,21° - 5481 км
04.05.85, 19:54	Полнолуние	Угол $174,12^\circ$	- 5,88°
05.05.85, 2:00	Нисходящий узел	05.05.85, 11:56 Угол $305,29^\circ$	0,414 сут. 0,61°
17.05.85, 0:00	Апогей	19.05.85, 6:59	2,291 сут.
19.05.85, 0:00	Восходящий узел	19.05.85, 4:49 Угол $124,54^\circ$	0,201 сут. 0,81°
19.05.85, 21:42	Новолуние	Угол $-2,96^\circ$	-2,96°
28.10.85, 17:38	Полнолуние	Угол $177,04^\circ$	-2,96°
29.10.85, 2:00	Восходящий узел	29.10.85, 7:03 Угол $116,42^\circ$	0,211 сут. 0,01°
29.10.85, 22:00	Апогей	28.10.85, 10:14	-1,49 сут.
05.11.85, 20:07	3-я четверть	Угол $276,39^\circ$	+6,39°
11.11.85, 21:00	Нисходящий узел	11.11.85, 16:58 Угол $295,68^\circ$	-0,168 сут. +0,02°
12.11.85, 13:00	Перигей	08.11.85, 7:50	-4,215 сут.
12.11.85, 14:21	Новолуние	Угол $0,65^\circ$	+0,65°
03.10.86, 18:56	Новолуние	Угол $4,40^\circ$	+ 4,40°
04.10.86, 13:00	Нисходящий узел	04.10.86, 8:03 Угол $278,90^\circ$	-0,206 сут. +0,89°
17.10.86, 13:00	Восходящий узел	17.10.86, 20:48 Угол $276,79^\circ$	+0,325 сут. 1,37°
17.10.86, 19:22	Полнолуние	Угол $176,34^\circ$	-3,66°
23.08.03, 11:15	Полный оборот линии узлов	Угол $318,9^\circ$ Угол поворота $89756^\circ$	+7,6° (2% отн.) -192° (0,2% отн.)

Можно сказать вполне определённо, что при такой ошибке вычисления апогея и перигея ошибка в фазах Луны была бы значительно больше. Поэтому расхождения с астрономическим календарём можно отнести на счёт астрономической модели. Расхождения с данными астрономического календаря по радиусу орбиты Луны составляют около 1,5% отн. и, по всей вероятности, связаны как с ошибками апробируемой, так и астрономической моделей.

Таким образом, можно говорить о том, что модель даёт устойчивую орбиту Луны и позволяет получить относительно удовлетворительные результаты при вычислении её эфемерид, по крайней на временном отрезке до 2 лет.

## 2. Результаты расчётов

Теперь посмотрим, к каким результатам приводит применение данной модели в зависимости от начальных параметров относительного движения тела на границе сферы тяготения Земли.

При расчётах были использованы следующие константы [12, с. 25, 31, 30, 204, 35]:

- гравитационная постоянная  $G = 6,672 \cdot 10^{-11} \text{ м}^3 \cdot \text{кг}^{-1} \cdot \text{с}^{-2}$ ;
- масса Солнца  $m_S = 1,9891 \cdot 10^{30} \text{ кг}$ ;
- масса Земли  $m_P = 5,9764 \cdot 10^{24} \text{ кг}$ ;
- радиус Земли 6371 км;
- длина большой полуоси земной орбиты  $1,495979 \cdot 10^{30} \text{ м}$ ;
- эксцентриситет земной орбиты 0,16722;
- период обращения Земли 365,256 суток.

Во всех вариантах расчётов Земля в начальной точке находится на расстоянии 1 суток от перигелия с радиусом орбиты  $1,471 \cdot 10^{11} \text{ м}$ . Небесное тело входит в сферу тяготения Земли в плоскости эклиптики. В расчётах учитывается движение Земли вокруг Солнца. Интервал времени  $\Delta t = 1 \text{ мин}$ .

Табл. 2 иллюстрирует влияние угла ( $\alpha$ ) между радиус-вектором Земли относительно Солнца ( $r_{PS}$ ) и радиус-вектором тела относительно Земли ( $r_{MP}$ ). Величина  $\Delta\delta$  равна углу поворота тела относительно Земли за счёт круговой скорости. Величина  $\Delta\Upsilon$  равна сдвигу плоскости орбиты в обратном направлении под влиянием гравитационного поля Солнца. Результирующий угол поворота тела относительно Земли равен:

$$\Delta\alpha = \Delta\delta + \Delta\Upsilon - \Delta\theta, \text{ где } \Delta\theta - \text{ угол поворота Земли относительно Солнца.} \quad (12)$$

При круговой скорости 100 м/с тело имеет момент количества движения вдвое меньший, чем у Луны. Начальная радиальная скорость принята равной нулю. Величина угла  $\beta$ , от которого зависит величина ускорения силы тяжести, приблизительно равна:  $\beta \approx \pi - \alpha$ . Поэтому при изменении угла на  $180^\circ$  на границе сферы тяготения радиальное ускорение изменяется на 2 порядка. Во всех случаях тело покидает орбиту Земли не успев совершить даже один оборот. Наиболее неблагоприятным оказывается  $\alpha=90^\circ$ . В этом случае  $\Delta\delta + \Delta\Upsilon = -5,8^\circ$ , т.е. тело совершает обратное движение. В результате оно выходит за пределы сферы тяготения Земли.

**Таблица 2. Влияние угла, под которым тело входит в сферу тяготения Земли**

Начальные параметры					Результаты расчётов				
$r_{MP},$ $\text{м} \cdot 10^9$	$\alpha,$ град.	$V_{M,C,0},$ м/с	$V_{M,R,0},$ м/с	$a_{M,R,0},$ $\text{м/с}^2$	$t,$ сут.	$\Delta\delta,$ град.	$\Delta\Upsilon,$ град.	$V_{M,R},$ м/с	Прим.
2,090	0	100	0	$-4,47 \cdot 10^{-6}$	117,43	348	-191	-415	Сход.
2,120	90	100	0	$8,40 \cdot 10^{-5}$	1,18	0,28	-6,1	8,1	Сход.
2,150	180	100	0	$1,67 \cdot 10^{-4}$	87,05	342	-85,6	-516	Сход.
2,120	270	100	0	$8,40 \cdot 10^{-5}$	88,03	339	-124	-459	Сход.

Табл. 3 показывает, как влияет на судьбу тела начальная круговая скорость для случая, когда тело входит в сферу тяготения Земли под углом 90 град. При скорости менее 200 м/с тело достаточно быстро покидает орбиту, имея радиальную скорость, направленную к

Земле. Это происходит потому, что на начальном этапе тело совершает суммарно обратное движение и выходит за пределы сферы тяготения. При скорости 200 м/с ему удаётся «проскочить» этот опасный участок и «продержаться в сфере тяготения Земли целых 6 земных лет. Средний радиус орбиты при этом составил  $1,05 \cdot 10^9$  м, минимальный –  $2,72 \cdot 10^8$  м. Но, однажды, всё же, апогей орбиты выходит за пределы сферы тяготения Земли и небесное тело возвращается на околосолнечную орбиту. Увеличение начальной круговой скорости до 250 м/с уменьшает время пребывания тела на околоземной орбите до 158 земных суток.

**Таблица 3. Влияние начальной круговой скорости**

Начальные параметры					Результаты расчётов				
$r_{MP}$ , м·10 <sup>9</sup>	$\alpha$ , град.	$V_{M,C,0}$ , м/с	$V_{M,R,0}$ , м/с	$a_{M,R,0}$ , м/с <sup>2</sup>	$t$ , сут.	$\Delta \delta$ , град.	$\Delta Y$ , град.	$V_{M,R}$ , м/с	Прим.
2,120	90	50	0	$8,75 \cdot 10^{-5}$	0,57	0,07	-5,0	4,9	Сход.
2,120	90	100	0	$8,40 \cdot 10^{-5}$	1,18	0,28	-6,1	8,1	Сход.
2,120	90	150	0	$7,81 \cdot 10^{-5}$	2,20	0,77	-6,4	13,7	Сход.
2,120	90	200	0	$6,98 \cdot 10^{-5}$	2229	9204	-663	-69,7	Сход.
2,120	90	250	0	$5,92 \cdot 10^{-5}$	158	103	-104	-49	Сход.

Табл. 4 иллюстрирует влияние радиальной скорости. Появление начальной радиальной скорости, когда тело входит в сферу тяготения Земли под углом  $270^\circ$ , не увеличивает устойчивость орбиты. Тело лишь быстрее достигает перигея, что бы затем отправиться к апогею и покинуть орбиту Земли. Возможность столкновения с Землёй зависит от соотношения между радиальной и круговой скоростями. При величине круговой скорости 30 м/с к столкновению ведёт радиальная скорость более 1000 м/с. При круговой скорости 45 м/с – более 10000 м/с, а при круговой скорости 100 м/с – более 28950 м/с. Разумеется, эти соотношения справедливы для указанного угла входа тела в сферу тяготения и компланарности вектора скорости эклиптике.

**Таблица 4. Влияние начальной радиальной скорости**

Начальные параметры					Результаты расчётов				
$r_{MP}$ , м·10 <sup>9</sup>	$\alpha$ , град.	$V_{M,C,0}$ , м/с	$V_{M,R,0}$ , м/с	$a_{M,R,0}$ , м/с <sup>2</sup>	$t$ , сут.	$\Delta \delta$ , град.	$\Delta Y$ , град.	$V_{M,R}$ , м/с	Прим.
2,120	270	100	0	$8,40 \cdot 10^{-5}$	88,03	339	-124	-459	Сход.
2,120	270	100	10	$8,40 \cdot 10^{-5}$	87,40	339	-121	-455	Сход.
2,120	270	100	100	$8,40 \cdot 10^{-5}$	81,81	338	-123	-436	Сход.
2,120	270	100	1000	$8,40 \cdot 10^{-5}$	39,41	300	-55,5	-982	Сход.
2,120	270	30	1000	$8,83 \cdot 10^{-5}$	18,91	119	-67,4	5287	Столкн.
2,120	270	100	10000	$8,40 \cdot 10^{-5}$	4,82	200	-7,00	-10267	Сход.
2,120	270	45	10000	$8,78 \cdot 10^{-5}$	2,43	108	-7,89	2237	Столкн.
2,120	270	100	28900	$8,40 \cdot 10^{-5}$	1,55	188	-2,26	-34872	Сход.
2,120	270	100	28950	$8,40 \cdot 10^{-5}$	0,85	103	-1,23	3515	Столкн.

Появление угла наклона к плоскости эклиптики не повышает устойчивости орбиты (см. табл. 5).

В случае обратного движения тела (т.е. в направлении, обратном движению Земли вокруг Солнца) время его пребывания на орбите, как правило, увеличивается.

**Таблица 5. Влияние угла наклона орбиты и обратного движения**

Начальные параметры					Результаты расчётов				
$i$ , град.	$\alpha$ , град.	$V_{M,C,0}$ , м/с	$V_{M,R,0}$ , м/с	$a_{M,R,0}$ , м/с <sup>2</sup> ·10 <sup>-5</sup>	$t$ , сут.	$\Delta \delta$ , град.	$\Delta Y$ , град.	$V_{M,R}$ , м/с	Прим.
0	90	-200	0	6,98	634	-2157	275	-276	Сход.
10	90	100	0	8,40	0,98	0,23	-5,1	6,7	Сход.
10	90	-100	0	8,40	627,3	-2068	602	-32,7	Сход.

10	90	200	0	6,98	1342	5129	-661	-134	Сход.
10	90	-200	0	6,98	860,1	-3189	640	-345	Сход.
25	90	100	0	8,40	0,79	0,18	-4,9	5,4	Сход.
25	90	-100	0	8,40	308,7	-1031	358	-150	Сход.
25	90	200	0	6,98	1,84	0,86	-5,7	10,2	Сход.
25	90	-200	0	6,98	2114	-8799	1376	-326	Сход.

Результирующие данные, приведённые в табл. 2-5, не позволяют судить о траектории орбиты тела, которая может носить весьма сложный характер. В качестве примера рассмотрим данные, приведённые в табл. 6 и на рис. 4. Вначале, на границе сферы тяготения вследствие малой величины круговой скорости тела и большого значения  $\sin\beta$  преобладающим является обратное смещение плоскости орбиты. Тело смещается вначале в соединение с Солнцем, а затем уходит в третью четверть. Но по мере уменьшения радиуса орбиты и увеличения круговой скорости увеличивается вклад прямого движения.

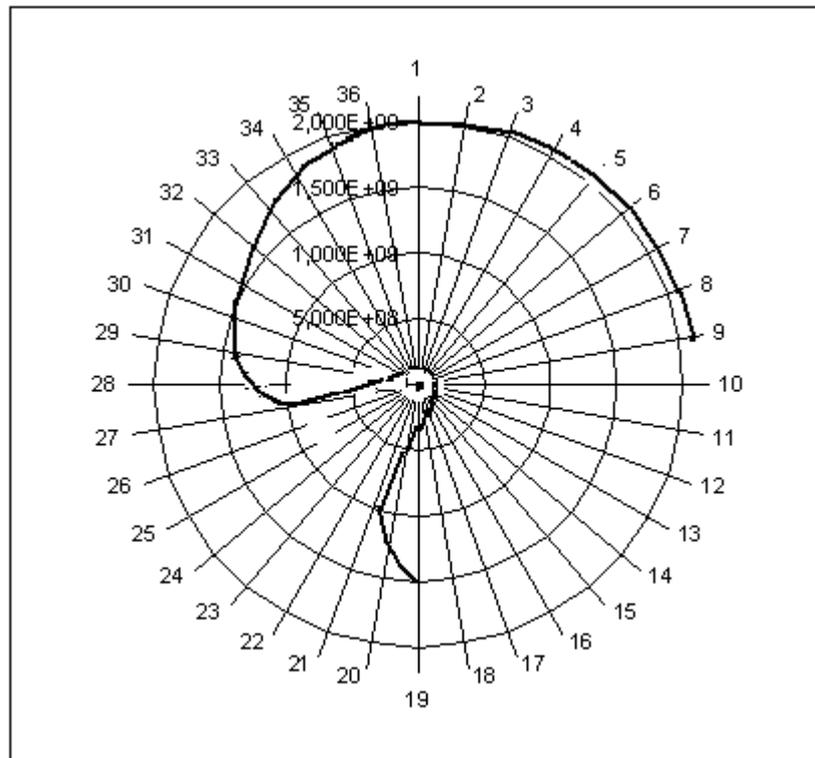


Рисунок 4. Траектория движения тела относительно радиус-вектора Земля-Солнце (числа по окружности – угол в десятках градусов; длина радиус-вектора тело-Земля в млн. м).

Таблица 5. Пример зависимости параметров движения тела от времени

Начальные параметры								
$\Gamma_{PS}$ , $м \cdot 10^{11}$	$\Gamma_{MP}$ , $м \cdot 10^9$	$\alpha$ , град.	$\Gamma_{MS}$ , $м \cdot 10^{11}$	$V_{M,C,0}$ , м/с	$V_{M,R,0}$ , м/с	$a_{M,G,0}$ , $м/с^2 \cdot 10^{-5}$	$a_{M,C,0}$ , $м/с^2 \cdot 10^{-5}$	$a_{M,R,0}$ , $м/с^2 \cdot 10^{-5}$
1,471	2,120	90	1,471	100	20	8,87	0,47	8,40
Результаты расчётов								
$t$	$\theta$	$\delta$	$\Delta Y$	$\alpha$	$V_{M,C}$	$V_{M,R}$	$r_{MP}$	Прим.

сут.	град.	град.	град.	град.	м/с	м/с	м·10 <sup>9</sup>	
0,00	1,03	0	0,0	90,0	100,0	20,0	2,12	Начало
6,00	7,13	1,41	-25,1	60,2	100,9	51,9	2,10	
12,00	13,2	2,86	-44,3	36,4	102,5	65,9	2,07	
18,00	19,4	4,36	-56,1	20,0	104,3	71,7	2,03	
24,00	25,5	5,91	-62,1	9,4	106,3	76,1	2,00	
30,00	31,5	7,52	-64,5	2,5	108,5	82,2	1,95	
36,00	37,6	9,21	-64,9	-2,3	111,0	91,3	1,91	
42,00	43,7	11,0	-66,9	-8,6	114,0	104,4	1,86	
48,00	49,7	12,9	-71,2	-17,1	117,8	122,9	1,80	
54,00	55,8	14,9	-78,2	-28,1	122,5	149,2	1,73	
60,00	61,8	17,1	-87,7	-41,4	129,0	186,8	1,64	
66,00	67,8	19,6	-98,6	-55,8	138,2	240,1	1,53	
72,00	73,8	22,5	-109,5	-69,8	152,4	315,0	1,39	
78,00	79,7	26,3	-118,8	-81,3	176,4	420,3	1,20	
84,00	85,7	31,7	-125,4	-88,3	224,0	578,8	0,946	Смена направ.
90,00	91,6	42,8	-128,8	-86,5	366,6	887,0	0,578	
91,00	92,6	46,5	-129,0	-84,1	426,0	981,1	0,498	
92,00	93,3	51,6	-129,2	-80,1	519,9	1108	0,408	
93,00	94,6	60,0	-129,3	-72,8	696,0	1294	0,305	
94,00	95,5	78,7	-129,4	-55,2	1174	1605	0,181	
94,50	96,0	105,6	-129,4	-28,8	1975	1751	0,107	
94,90	96,4	178,5	-129,4	43,5	3584	429,3	0,059	
94,95	96,5	193,8	-129,4	58,8	3637	-35,2	0,058	Перигей
95,00	96,5	209,1	-129,4	74,0	3565	-495,0	0,060	
95,50	97,0	288,0	-129,4	152,6	1713	-1750	0,124	
96,00	97,5	309,5	-129,4	173,6	1084	-1567	0,196	
97,00	98,5	326,1	-129,4	189,2	668,5	-1272	0,317	
98,00	99,5	333,9	-129,4	196,1	506,2	-1093	0,419	
99,00	100,4	342,4	-129,5	200,0	417,6	-970,5	0,508	
100,00	101,4	342,4	-129,6	202,4	360,9	-877,3	0,587	
102,00	103,4	347,3	-129,9	205,0	291,8	-740,5	0,726	
108,00	109,2	355,4	-131,8	205,4	203,9	-492,0	1,04	Смена направ.
114,00	115,1	360,2	-134,6	201,5	169,5	-329,6	1,25	
120,00	120,9	363,8	-137,6	196,3	152,9	-197,0	1,39	
126,00	126,7	366,9	-140,2	191,1	145,5	-76,4	1,46	
126,92	130,5	368,8	-141,4	188,0	144,2	-0,1	1,47	Апогей
132,00	132,5	369,8	-141,9	186,5	144,6	40,4	1,47	

«Перелом» происходит на 84-ые сутки при радиусе орбиты 946 тыс. км и круговой скорости 579 м/с. Далее начинается стремительное движение тела к Земле и вокруг Земли. Тело достигает перигея, который характеризуется тем, что радиальная скорость равна нулю, на расстоянии 58 тыс. км от Земли и начинает удаляться. Если бы перигей наступал позже, то тело упало бы на Землю (как это происходит в других случаях).

Тело продолжает прямое движение вокруг Земли пока круговая скорость не уменьшится до 204 м/с. Затем начинается обратное движение. Апогей наступает при величине радиус-вектора 1,47 млн. км, что значительно меньше исходной величины. Причина это в том, что тело к этому моменту находится в оппозиции к Солнцу, и, следовательно, величина ускорения силы тяжести оказывается максимальной. Как мы видим, тело начало обратное движение, так и не завершив оборот вокруг Земли.

Общее время пребывания тела с данными начальными параметрами движения составляет 1440 сут.

## Выводы

В работе, конечно, не рассмотрены все возможные варианты сближения небесного тела Землёй. Но полученный результат – небесное тело, попавшее в сферу тяготения Земли, не может стать его постоянным спутником – находится в соответствии с тем фактом, что Земля за 5 млрд. лет своего существования не приобрела ни одного внешнего спутника.

Вернётся ли тело на окоლოსолнечную орбиту или упадёт на Землю зависит от соотношения между радиальной и круговой скоростями тела в сфере тяготения Земли.

Параметры орбиты Луны свидетельствуют о том, что она образовалась из общего с Землёй газопылевого облака.

Пока единственным экспериментальным обоснованием данной модели являются приведённые в разделе 1.4 результаты расчётов эфемерид Луны. Требуется экспериментального подтверждения алгоритм вычисления начальной круговой скорости. Необходимо уточнение уравнения для расчёта сдвига линии узлов. Для проведения этих работ могли бы быть использованы данные по траекториям орбит метеоритов и лунных зондов.

## Литература

1. *Ostrovskiy N.V.* / Modeling of the celestial body transition from heliocentric orbit to planet-centric. //Reports of International astronomical congress "Astrokazan-2011", Kazan, August 22-30. – Kazan: Kazan Federal University, 2011, p. 188-190.
2. *Островский Н.В.* Решение задачи трех тел на примере системы Солнце-Земля-Луна. //Сборник материалов Всероссийской научно-технической конференции «Наука – производство – технологии – экология». Киров: Вятский государственный университет, 2003, т. 4, с. 74-75.
3. *Островский Н.В.* Модель орбитального движения небесных тел. //Естественные и технические науки, 2003, № 2, с. 22-25.
4. *Островский Н.В.* Физическая модель движения спутника Юпитера Пасифе. //Интернет-конференция "Информационно-вычислительные технологии в фундаментальных и прикладных физико-математических исследованиях". Дата публикации 22 июня 2004 г. URL: [http://www.ivtn.ru/2004/physmath/enter/t\\_pdf/dp04\\_25.pdf](http://www.ivtn.ru/2004/physmath/enter/t_pdf/dp04_25.pdf).
5. *Островский Н.В.* / Физическая модель движения спутника Юпитера Синопе. //Интернет-конференция "Информационно-вычислительные технологии в фундаментальных и прикладных физико-математических исследованиях". Дата публикации 21 марта 2005 г. URL: [http://www.ivtn.ru/2005/physmath/enter/t\\_pdf/dp05\\_05.pdf](http://www.ivtn.ru/2005/physmath/enter/t_pdf/dp05_05.pdf).
6. *Островский Н.В.* Физическая модель движения спутника Юпитера Карме. // Интернет-конференция "Информационно-вычислительные технологии в фундаментальных и прикладных физико-математических исследованиях". Дата публикации 31 марта 2006 г. URL: [http://www.ivtn.ru/2006/physmath/enter/t\\_pdf/dp06\\_33.pdf](http://www.ivtn.ru/2006/physmath/enter/t_pdf/dp06_33.pdf).
7. *Ньютон И.* Математические начала натуральной философии./Пер. с латинского. – М.: «Наука», 1989, с. 75.
8. *Драчев М.М., Демин В.Г., Климишин И.А., Чурагин В.М.* Астрономия. – М.: «Просвещение», 1983. – 384 с., с. 89.
9. *Островский Н.В.* Влияние Солнца на движение спутника Земли. //Вестник Тюменского государственного университета, 2005 г., № 4, с. 106-113.
10. Астрономический календарь, переменная часть, 1985. – М.: Наука, 1984.
11. Астрономический календарь, переменная часть, 1986 – М.: Наука, 1985.
12. *Аллен К.У.* Астро-физические величины./Пер. с англ. – М.: Мир, 1977.