ФИЗИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА ЮПИТЕРА КАРМЕ

Островский Н.В.

Вятский государственный университет, г. Киров

В Солнечной системе существует ряд явлений, которые не могут быть описаны с использованием уравнения всемирного тяготения Ньютона, которое строго соответствует лишь гравитационному взаимодействию двух тел. С его использованием нельзя, например, объяснить движение Луны вокруг Земли, поскольку Луна находится в сфере тяготения Солнца. Сходная ситуация имеется и в случае внешних спутников Юпитера – Пасифе, Синопе, Карме и Анаке. В данной работе использовано предложенное автором оригинальное обобщённое уравнение гравитационного взаимодействия для построения физической и на его основе математической модели орбитального движения спутника Юпитера Кфрме.

1. Введение

В данной работе, являющейся продолжением предыдущих публикаций, посвящённых внешним спутникам Юпитера [1, 2], мы рассмотрим орбитальное движение Карме.

Структура настоящего доклада несколько отличается от двух предыдущих. Это сделано чтобы, с одной стороны, уйти от излишних повторений, а, с другой стороны, чтобы ответить на вопросы, возникшие при обсуждении опубликованных работ.

2. Системы двух тел: описание модели.

Модель, описывающая орбитальное движение одного небесного тела вокруг другого небесного тела с массой m на расстоянии r со скоростью v включает в себя [3] вычисление (см. рис. 1):

- ускорения силы тяжести:

$$a_G = G \cdot m/r^2, \qquad (1)$$

- центробежного ускорения:

$$a_C = v^2/r, \qquad (2)$$

и радиального ускорения:

$$a_R = a_G + a_C. \qquad (3)$$

Радиальное ускорение определяет скорость движение тела по оси радиус-вектора и изменение его величины (индекс «0» относится к произвольному моменту времени, принятому за начальный):

$$v_R(t) = v_{R,0} + a_R(t) \cdot \Delta t \qquad (4)$$

$$r(t) = r_0 + v_R(t) \cdot \Delta t. \qquad (5)$$

Исходя из вычисленного значения длины радиус-вектора могут быть получены соответствующее ему значения линейной скорости:

$$v(t) = v_0 \cdot r_0/r(t). \qquad (6)$$

Используя величину линейной скорости мы можем так же вычислить путь, пройденный телом:

$$\Delta l = v(t) \cdot \Delta t \qquad (7)$$

и угол, на который тело повернулось за время Δt:

$$\Delta\alpha = \Delta l/r(t). \qquad (8)$$

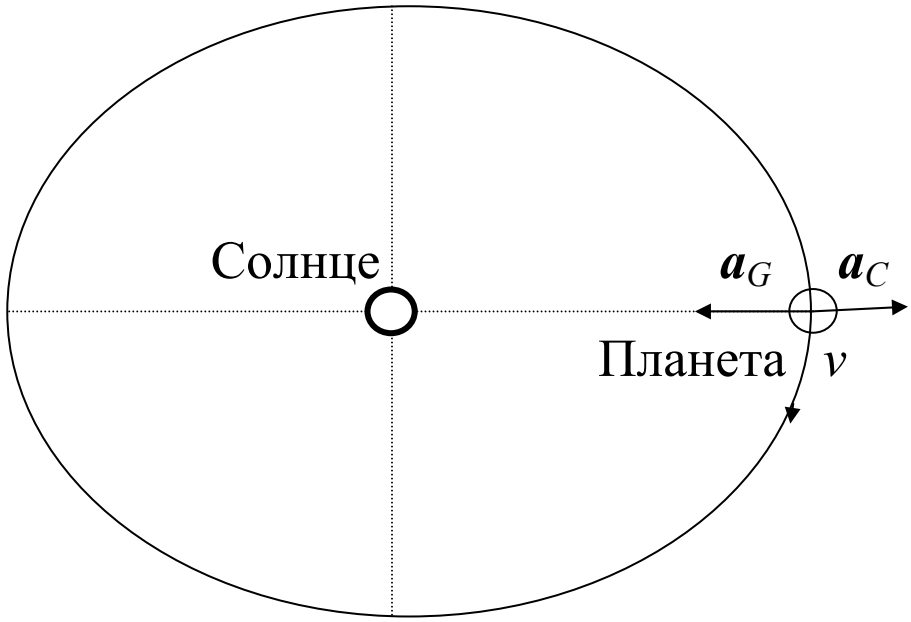

Рис. 1. Ускорения, действующие на тело, движущееся по плоской эллиптической орбите.

Затем наступает следующий цикл расчётов. Удивительно, но этот простой алгоритм не был ранее описан в литературе [4-16].

Один из упрёков, предъявленных к данной модели, сводится к отсутствию в ней дифференциальных уравнений. Эти уравнения было бы нетрудно воспроизвести, обратившись к приведённым выше учебникам и монографиям. Но ни одна из работ не содержит их аналитического решения. Всё, в конце концов, сводится к численному интегрированию или к апроксимационным уравнениям [17].

Данный алгоритм, реализующий пошаговый расчёт, содержит одну важную особенность – в нём радиальное движение, т.е. движение вдоль оси радиус-вектора, рассматривается как самостоятельный вид движения. И хотя в этом подходе нет ничего оригинального (см. например [6, с. 106]), именно это обстоятельство, включающее введение понятия радиального ускорения (3), позволяет эффективно реализовать пошаговый расчёт.

Уравнение (6) основано на законе сохранения момента количества движения [18, с. 438]:

$$K=mvr=const. \qquad (9)$$

Этот закон эквивалентен закону площадей Кеплера [7, с. 89]: радиус-вектор планеты описывает площади прямо пропорциональные промежуткам времени. В рецензии [19] отмечено, что данное уравнение справедливо только для кругового движения. В случае эллиптического движения центробежное ускорение (2) отклоняется от направления радиус-вектора, а посему необходимо использовать векторное умножение или заменить полную скорость на её трансверсальную величину. На это замечание следуют два возражения. Во-первых, второй закон Кеплера является чисто эмпирическим и он выведен для эллиптических орбит. Этот закон выполняется с высокой степенью точности ($n\cdot10^{-3}$) как для орбиты Земли, имеющей эксцентриситет 0,0167, так и для орбиты Меркурия с эксцентриситетом 0,206 [20, с. 204].

Момент количества движения (момент импульса) действительно вводится как векторное произведение радиус-вектора на импульс тела P [6, с. 105]:

$$K = r\cdot P. \qquad (10)$$

Теперь давайте задумаемся над тем, что представляет собой линейная скорость, входящая в уравнения (2), (6) и (9). Это скорость криволинейного движения, т.е. она равна длине дуги, проходимой телом в единицу времени:

$$v = dl/dt = r \cdot d\alpha/dt = r\omega. \qquad (11)$$

Тогда модуль момента количества движения равен [6, с. 106; 17]:

$$K = m \cdot r^2 \cdot \omega. \qquad (12)$$

Таким образом, скорость как кругового, так эллиптического движения не является, строго говоря, вектором. Она имеет направление, но не является отрезком прямой, как это представляется в некоторых учебниках [21]. В этом нетрудно убедиться, понаблюдав за метанием спортивного молота (этот эксперимент каждый может воспроизвести самостоятельно): метатель раскручивается на месте, затем отпускает молот, который летит по оси радиус-вектора, без какого-то либо смещения по окружности. Скорость радиального движения (см. уравнения (4) и (5)) не является составляющей эллиптической скорости, а самостоятельно величиной, описывающей самостоятельный вид движения. Таким образом, замечание, сделанное в работе [19] представляется надуманным.

Самое удивительное, но ещё Аристотель сформулировал следующую классификацию [22, с. 111]: простыми видами движения являются круговое и прямолинейное, а все другие являются составными или смешанными.

3. Система двух тел: проверка модели

Данная модель была использована для расчета орбитальных параметров Земли [3]. Вычисленный, исходя из табличных значений:

- гравитационной постоянной (G= 6,672·10^{-11} м^3·кг$^{-1}$·с$^{-1}$),
- массы Солнца (M_S=1,9891·10^{30} кг [20, с. 31]),
- большой полуоси орбиты (a=1,495979·10^{11} м [20, с. 30]),
- эксцентреситета (e=0,016722 [20, с. 204]),
- периода обращения (T_E=365,256 суток [20, с. 35])

с использованием единичного интервала времени Δt=1 час. угол поворота Земли за период обращения оказался равным 359,995^o, а значение радиус-вектора в перигелии отличалась от исходного на 1,4·10^{-5}. Расчет параметров перигелия для периода в 100 лет дал сдвиг положения перигелия в направлении движения Земли на 4,4^o. При этом радиус орбиты в перигелии уменьшается до 1,468·10^{11} м (сходимость 2·10^{-3}), а линейная скорость движения Земли по орбите возрастает до 30346 м/с.

Для системы Солнце-Юпитер сходимость результатов расчётов с табличными данными для интервала времени от 1 до 16 периодов обращения также оказалась на уровне n·10^{-3} (см. [1, 2]). Тот же порядок сходимости имеют и результаты, полученные с использованием различных статистических моделей - программы расчета эфемерид Planeph 4.2 [23] и программа Института небесной механики (The Natural Satellites Data Center (NSDC), Париж) [24]. Причём, в описании каждой из моделей гарантируется точность расчёта долгот до долей угловой секунды. Таким образом, между внутренней сходимостью модели, определяемой по реперным точкам, и сходимостью результатов различных моделей имеется большое различие.

Два приведённых выше примера относятся к системам, в которых влиянием третьих тел можно пренебречь. Другое дело Луна и внешние спутники Юпитера.

В случае Луны результаты расчетов для системы из двух тел оказались неудовлетворительными [3]. В качестве исходных параметров были использованы следующие значения:

- полуось орбиты – 3,844·10^8 м [20, с. 212],
- масса Земли – 5,9764·10^{24} кг [20, с. 31],
- масса Луны, равная 1/81,3 массы Земли [20, с. 62] – 7.35·10^{22} кг,
- сидерический период обращения Луны 27,32166 [20, с. 35],
- эксцентриситет орбиты 0,055.

Единичный интервал времени Δt = 1 минута. За время, равное сидерическому периоду обращения, Луна совершает поворот лишь на 351,85°.

Результаты аналогичных расчётов, выполненные для спутников Юпитера, приведены в табл. 1. Как видно из таблицы результаты, полученные на основе табличных значений орбит Пасифе и Карме, сходны с результатами, полученными для Луны - во всех трёх случаях угол поворота за интервал времени, равный периоду обращения, оказывается менее 360 град. В случае моделирования орбиты Карме тело закончит первый оборот за 703,8 земных суток. Но эту величину нельзя считать периодом обращения, потому что начальные параметры оказываются несбалансированными, а, стало быть, орбита является не стационарной. Расчёты показывают, что периоду обращения 692 суток и среднему радиусу $2{,}2555\cdot10^{10}$ м отвечает круговая орбита. Таким образом, в рамках модели двух тел существующая орбита Карме описана быть не может.

4. Система трёх тел: попытка использования уравнения Ньютона

В классической небесной механике задача трёх тел не имеет общего решения.

В случае Юпитера граница между сферой тяготения Солнца и сферой тяготения Юпитера, вычисленными по уравнению Ньютона, проходит на расстоянии $2{,}33\cdot10^{10}$ м от Юпитера, так что большинство спутников Юпитера оказывается внутри классической сферы тяготения. Однако, внешние спутники Юпитера – Ананке (средний радиус орбиты $2{,}12\cdot10^{10}$ м), Карме ($2{,}26\cdot10^{10}$), Пасифе ($2{,}35\cdot10^{10}$) и Синопе ($2{,}37\cdot10^{10}$) – находятся на границе этих сфер, а в апоцентре даже Ананке (r_{max}=$2{,}52\cdot10^{10}$ м) выходит за границу сферы тяготения Юпитера, определяемую уравнением Ньютона. Поэтому вполне резонно ожидать, что учёт солнечного тяготения должен привести к сходу спутника с орбиты вокруг Юпитера. Это было показано ранее на примерах, с начальными параметрами, отвечающими орбитам Пасифе [1] и Синопе [2]. Рассмотрим результаты расчётов для Карме.

Вначале уточним положение спутника относительно Юпитера. Будем считать, что Юпитер находится в перигелии, спутник находится в перицентре, а долгота его перицентра равна нулю относительно радиус-вектора Юпитера («соединение»). Угол наклона орбиты и её эксцентриситет примем равным нулю. При этом напряженность гравитационного поля Юпитера будет равна $2{,}48\cdot10^{-4}$ м/с^2, а напряженность гравитационного поля Солнца $2{,}57\cdot10^{-4}$ м/с^2. Поэтому ускорение силы тяжести составит $-0{,}09\cdot10^{-4}$, т.е. будет направлено в сторону Солнца и тело должно будет покинуть орбиту Юпитера. Изменим начальное положение спутника, переместив его 180°, чтобы напряженности гравитационного поля Юпитера и Солнца складывались. В этом случае время нахождения тела на орбите Юпитера составит 353 сут. За это время тело совершит поворот на 206°, но радиус его орбиты увеличится до $7{,}00\cdot10^{10}$ м. В результате тело вновь будет вынуждено покинуть орбиту Юпитера и перейти на околосолнечную орбиту. Таким образом, мы в очередной раз показали неприменимость закона Ньютона для системы из трех тел.

Таблица 1

Расчёт параметров орбит спутников Юпитера по модели двух тел

Наименование параметра	Синопе	Пасифе	Карме
Средние параметры			
Радиус, м·10^{10}	2,37	2,35	2,26
Эксцентриситет	0,28	0,38	0,21
Период обращения, сут.	758	735	692
Параметры в перицентре			
Радиус, м·10^{10}	1,706[а)]	1,457[б)]	1,785
Линейная скорость, м/с	3032	3469	2939
Ускорение силы тяжести, м/с^2 ·10^{-4}	4,35	5,97	3,975
Центробежное ускорение, м/с^2 ·10^{-4}	5,39	8,26	4,839
Радиальное ускорения, м/с^2 ·10^{-4}	-1,03	-2,29	-0,864

Параметры через интервал времени, равный периоду обращения			
Угол поворота, град.	420,4	351,3	350,4
Радиус, м·10^{10}	1,890	1,461	1,790
Линейная скорость, м/с	2737	3458	2932
Ускорение силы тяжести, м/с^2 ·10^{-4}	3,55	5,93	3,96
Центробежное ускорение, м/с^2 ·10^{-4}	3,96	8,18	4,80
Радиальное ускорения, м/с^2 ·10^{-4}	-0,41	-2,25	-0,84
Радиальная скорость, м/с	-507	146	87,4
Параметры через интервал времени, равный 100 периодам обращения			
Угол поворота, град.	39577	34953	35189
Радиус, м·10^{10}	1,682	1,488	2,105
Линейная скорость, м/с	3076	3396	2493
Ускорение силы тяжести, м/с^2 ·10^{-4}	4,48	5,72	2,86
Центробежное ускорение, м/с^2 ·10^{-4}	5,63	7,75	2,95
Радиальное ускорения, м/с^2 ·10^{-4}	-1,15	-2,03	0,093
Радиальная скорость, м/с	-41,5	537	553

Примечания:

[а)] приведённые в [2] расчёты ошибочно выполнены для значения большой полуоси орбиты $2{,}47\cdot10^{10}$ м;

[б)] приведённые в [1] расчёты ошибочно выполнены для значения большой полуоси орбиты $2{,}54\cdot10^{10}$ м.

5. Обобщенное уравнение гравитационного взаимодействия

В данной работе использовано предложенное автором ранее [25] оригинальное *обобщённое уравнение гравитационного взаимодействия* (13), применимое к системам, состоящим из многих тел. Важнейшей задачей для системы из n тел является определение направления результирующей (суммарной) силы тяготения, воздействующей на выбранное тело (обозначим его цифрой 1, см. рис. 2). Оригинальная идея состоит в том, что это направление определяется соотношением величин m_i/r_{1i}^3, где r_{1i} – расстояние между телом 1 и i-тым телом системы. В уравнении (13) это тело (с наибольшей величиной m_i/r_{1i}^3:) обозначено индексом 2. Уравнение (13) описывает силу, с которой тело 1 притягивается к телу 2, но силы F_21 - не существует. Т.е. в отличие от классической механики в данной теории третий закон Ньютона, утверждающий, что сила действия равна силе противодействия [26], не выполняется. Это обстоятельство рассматривается как серьёзный недостаток теории [19]. Однако, на взгляд автора, данная новация опять таки не противоречит положениям механики И. Ньютона. Дело в том, что третий закон Ньютона доказан для *контактного* взаимодействия в земных условиях. Система уравнений, удовлетворяющая данному закону, обязательно включает силу упругости или давление. В небесной механике взаимодействующие тела разделены пространством. Возможно, оно не является пустым, а заполнено "эфиром". Тогда у нас появляется возможность учесть и давление эфира, и его упругость. Но рассмотрение подобной проблемы не входит в задачу данной работы. Таким образом, в небесной механике сила тяготения между двумя телами направлена только в одну сторону. Впрочем, это предложение не является моей оригинальной идеей. Идея назвать ту массу в уравнении Ньютона, которая притягивает - активной, а ту, которая притягивается - пассивной, принадлежит физику по фамилии Бонди [27].

$$F_{12}=G\cdot m_1\cdot r_{12}\cdot\sum_{i=2}^{n} m_i/r_{1i}^3. \qquad (13)$$

Для системы из двух тел уравнение (13) преобразуется в уравнение Ньютона.

Сила тяготения, действующая на спутник со стороны Солнца, не является для орбиты спутника центральной. Отсюда следует, что закон сохранения количества движения (уравнение (9)) выполняться не должен. Это, в свою очередь, делает невозможным

использование изложенной выше модели. Что бы обойти данное препятствие было сделано следующее предположение: воздействие суммарной силы разлагается на две составляющие: нормальную и тангенциальную. Нормальная составляющая «обеспечивает» собственно притяжение тела 1 к центру гравитации, а тангенциальная составляющая оказывает влияние на плоскость орбиты спутника, вызывая её смещение и, тем самым, вращение линии узлов. В системе из трех тел для нормальной составляющей мы получаем уравнение (см. рис. 2):

$$F_N = G \cdot m_1 \cdot r_{12} \cdot [M_2/r_{12}^3 + (M_3/r_{13}^3) \cdot \cos\alpha], \qquad (14)$$

где: α - угол между радиус-вектором тела 1 относительно тела 2 и радиус-вектором тела 1 относительно тела 3;

для тангенциальной составляющей:

$$F_T = (G \cdot r_{12} \cdot M_3/r_{13}^3) \cdot \sin\alpha. \qquad (15)$$

Изменение величины угла восходящего (нисходящего) узла предлагается описать следующим уравнением (см. рис. 3):

$$\Delta\gamma = g_T * \Delta t^2 / v * \Delta t. \qquad (16)$$

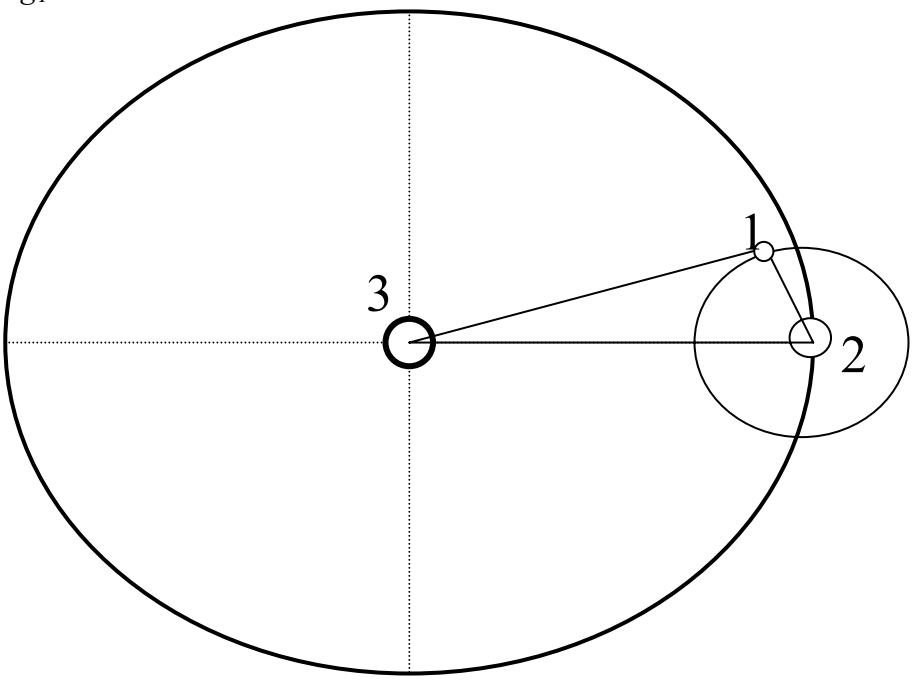

Рис. 2. Схема для описания взаимодействия в системе из трех тел.

Возникает резонный вопрос: чем обоснован вид данного уравнения? Проверить его справедливость для спутников Юпитера не представляется возможным, ввиду отсутствия литературных данных. Однако вычисленный по данному уравнению период вращения линии узлов орбиты Луны оказался приблизительно равным 21 году (0,047 град./сут.), что близко к литературным данным (18,61 лет [20, с. 213]). В работе [28] приведены расчёты параметров орбиты Луны. Расчёт был начат из перигея 12.01.1985 4:00. Отклонения во времени достижения нисходящего узла в сравнении с данными астрономического календаря [29] составили (час.): 16.01.85 (-2,0), 12.02.85 (+1,0), 11.03.85 (+5,3), 07.04.85 (+8,2), 05.05.85 (+9,6), 15.10.85 (-153), 11.11.85 (-4,3).

Для Карме данный алгоритм даёт угловую скорость вращения линии узлов порядка 0,01 град./сут.

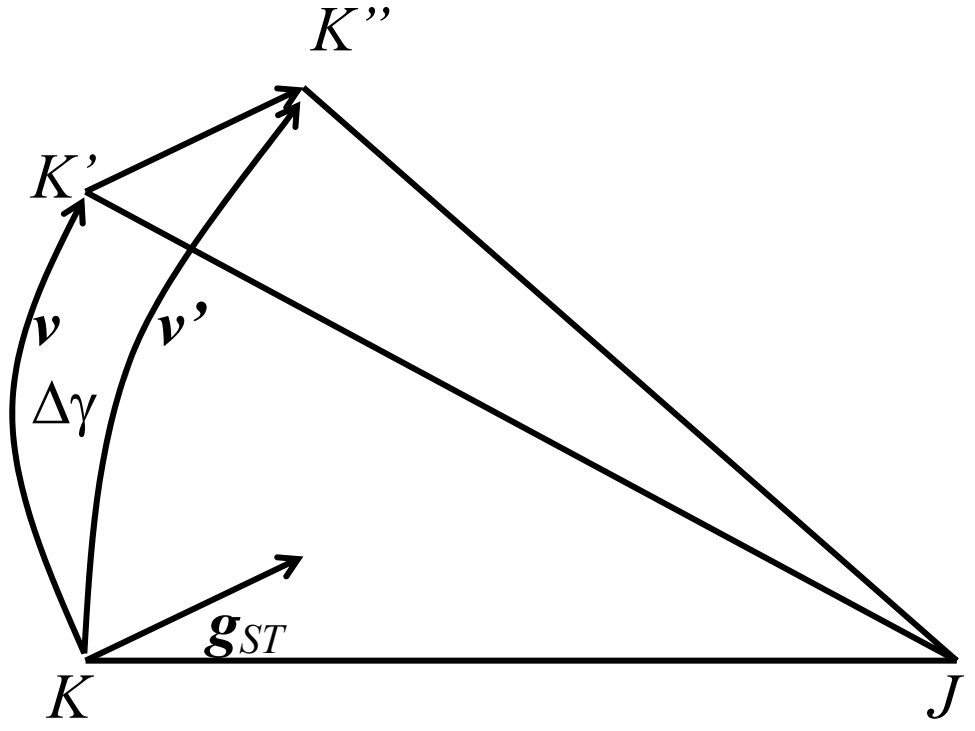

Рис. 3. Влияние тангенциальной составляющей ускорения силы тяжести Солнца на плоскость орбиты спутника.

5. Расчеты параметров орбиты Карме.

Рассмотрим вначале круговую орбиту спутника, лежащую в плоскости орбиты планеты. Линейная скорость тела на круговой орбите отвечает равенству силы тяготения и центробежной силы:

$$v_{Кр.}=(G\cdot M/r_0)^{1/2}, \qquad (17)$$

а период обращения равен:

$$T= 2\cdot\pi\cdot[r_0^3/(G\cdot M]^{1/2}, \qquad (18)$$

Как было указано выше, круговая орбита спутника Юпитера в системе двух тел с величиной радиуса $2{,}256\cdot10^{10}$ м имеет период обращения 692 сут. Если теперь мы «запустим» тело вокруг Юпитера по круговой орбите с данным радиусом и соответствующей скоростью (2370 м/с, 0,5202 град./сут.) в системе трёх тел, то через интервал времени, равный периоду кругового обращения, орбита окажется эллиптической, причем эллипс будет искаженным. Причиной является то, что в каждый момент времени влияние Солнца определяется не только расстоянием между ним и телом, но и углом между радиус-векторами (см. рис. 2). Таким образом, степень искажения орбиты будет зависеть от начального положения тела относительно радиус-вектора Юпитера. На рис. 4 отображены значения эксцентриситета, который приобретает первоначально круговая орбита за один оборот. Как мы видим, влияние оказывается вполне существенным, так что орбита Карме, так же как орбита Луны, орбита любого тела в аналогичных условиях должна быть оскулирующей

Обратимся теперь к наклонной орбите. В зависимости от угла наклона характер изменения будет различным. На рисунке 5 представлены зависимости полученные для различных начальных положений проекции радиус-вектора спутника на плоскость орбиты Юпитера относительно радиус-вектора Юпитер-Солнце ($B1=\alpha_0$). Зависимость имеет период в 180 град., но, при этом, необходимо учитывать, что при переходе угла наклона орбиты через значение 90 град. характер движения спутника меняется. При угле наклона орбиты 22,5 град.

спутник начинает свое движение в направлении нисходящего узла, а при угле наклона орбиты 202,5 град. – в направлении восходящего узла.

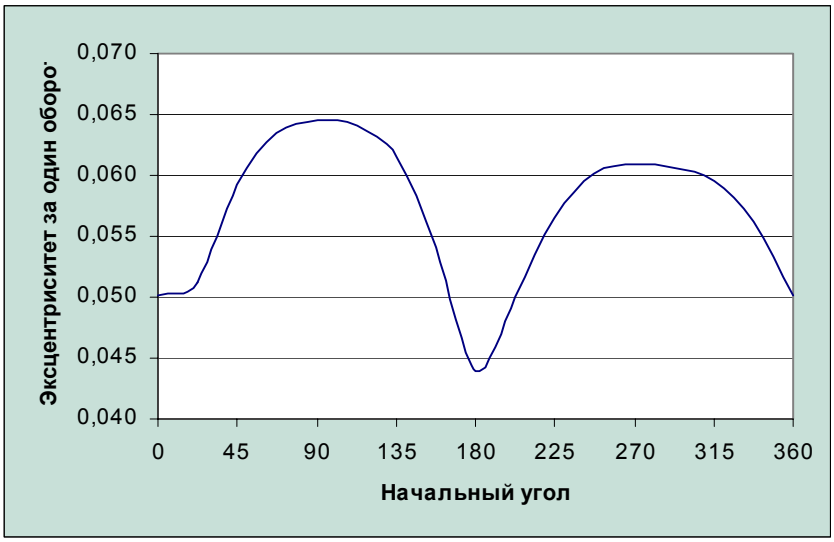

Рис. 4. Влияние начального положения спутника Юпитера на эксцентриситет плоской орбиты.

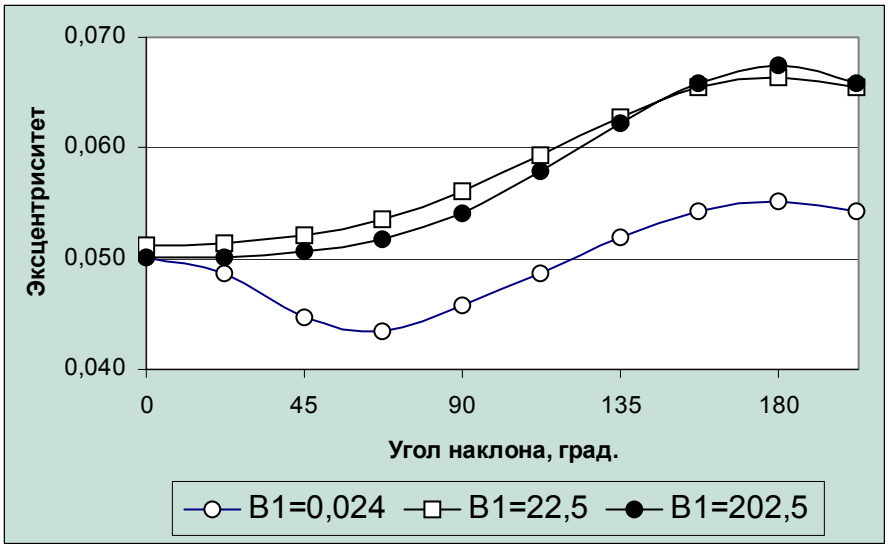

Рис. 5. Влияние угла наклона орбиты на ее эксцентриситет (за один оборот, B1 – начальный угол).

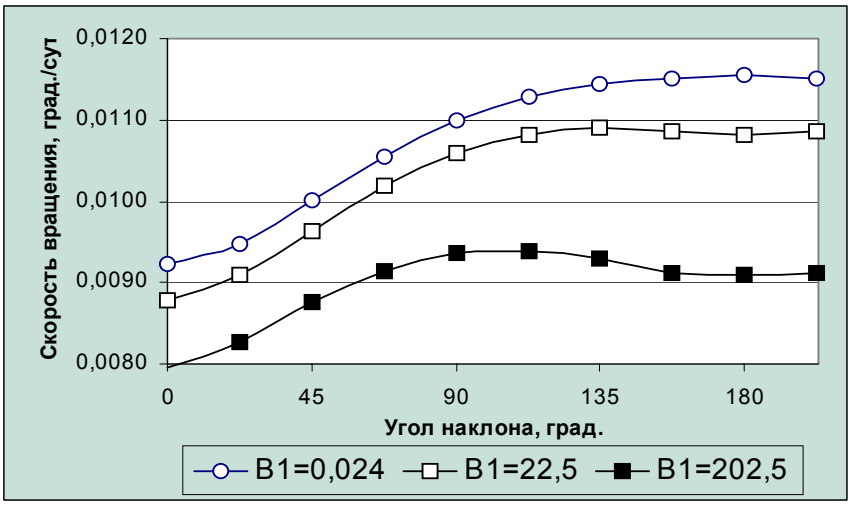

Рис. 6. Влияние угла наклона орбиты на скорость вращения линии узлов.

На рисунке 6 представлены результаты расчёта скорости вращения линии узлов по уравнению (16) в течении первого оборота спутника. Эта величина находится в пределах от 0,008 до 0,012 град./сут., по сравнению с 0,05 град./сут. для Луны.

Теперь обратимся к длительным расчётам. Если мы запускаем спутник по круговой орбите с углом наклона 163 град. из соединения с Юпитером при начальном радиусе $2{,}256 \cdot 10^{10}$ м, то через 692 земных суток он приобретает эксцентриситет равный 0,05. За 10 периодов обращения средняя скорость составит 0,4981 град./сут. Через 69200 сут. (100 периодов обращения) средний эксцентриситет составит 0,12, средний радиус – $2{,}34 \cdot 10^{10}$ м, а суммарный угол поворота – 34544 град., что соответствует средней угловой скорости 0,4992 град./сут. Через 200 периодов обращения средняя угловая скорость уменьшится до 0,4985 град./сут., средний радиус уменьшится до $2.22 \cdot 10^{10}$ м, а эксцентриситет останется прежним. Через 300 периодов обращения: средняя скорость – 0,4981 град./сут., средний радиус – $2{,}36 \cdot 10^{10}$ м, средний эксцентриситет – 0,12.

В таблицах 2 и 3 представлены некоторые результаты расчётов, различающиеся начальными параметрами и длительностью. Как видно из таблицы 2 с увеличением начального значения эксцентриситета увеличивается среднее значение радиуса орбиты спутника, соответственно средняя угловая скорость спутника уменьшается (в случае системы двух тел средняя угловая скорость не зависит от величины эксцентриситета). Начальные условия, отвечающие орбите (в системе двух тел) с периодом обращения 692 сут. и с большой полуосью $2{,}256 \cdot 10^{10}$ м, не позволяют выйти на искомые параметры орбиты Карме.

В таблице 3 приведены результаты серии расчётов с неравновесными (для системы двух тел) начальными параметрами. Как видно из таблицы в нескольких случаях удалось «выйти» на искомую среднюю угловую скорость (0,520 град./сут.), но во всех трёх случаях орбита имеет иные, по сравнению с орбитой Карме, величины среднего радиуса и эксцентриситета. Это не даёт оснований для категоричного вывода (как это было сделано в первой работе [1]) о том, что астрометрические данные ошибочны. Но очевидно, что задача расчёта орбит в отсутствии данных о мгновенных значениях параметров затруднительна.

Таблица 2

Влияние начальной величины эксцентриситета на средние параметры орбиты спутника

	Результаты расчётов (средние значения)			
Начальное значение эксцентриситета	**Угловая скорость тела, град./сут.**	**Скорость вращения линии узлов, град./сут.**	**Радиуса, м·10^{10}**	**Эксцентриситет**
0,25	0,4554	0,0130	2,64	0,340
0,21	0,4630	0,0122	2,57	0,301
0,15	0,4726	0,0112	2,49	0,248
0,10	0,4820	0,0105	2,43	0,202
0,05	0,4909	0,0100	2,38	0,156
0,00	0,4992	0,0096	2,34	0,119

Примечание: Начальный период обращения – 692 сут., большая полуось орбиты – $2{,}256 \cdot 10^{10}$ м, время расчёта 69200 сут.

Таблица 3

Результаты «поиска» параметров орбиты спутника, отвечающих астрометрическим данным

№ п/п	**Начальные параметры**			**Конечные (средние) параметры**		
	Большая полуось, м·10^{10} м	**Период обращения, сут.**	**Эксцентриситет**	**Угловая скорость, град./сут.**	**Радиус, м·10^{10}**	**Эксцентриситет**
1	2,252	700	0,11	0,514	2,305	0,184

2	2,250	700	0,11	0,519	2,289	0,180
3	2,250	700	0,10	0,520	2,280	0,171
4	2,245	700	0,10	0,530	2,251	0,163
5	2,245	700	0,15	0,524	2,292	0,210
6	2,245	700	0,18	0,520	2,330	0,240
7	2,245	700	0,20	0,517	2,355	0,260
8	2,255	700	0,02	0,521	2,286	0,115
9	2,255	700	0,03	0,519	2,288	0,119
10	2,255	700	0,05	0,517	2,289	0,134
11	2,255	700	0,10	0,510	2,318	0,180
12	2,255	692	0,02	0,496	2,357	0,135
13	2,245	692	0,02	0,514	2,303	0,120
14	2,242	692	0,02	0,520	2,288	0,117
15	2,240	692	0,02	0,523	2,279	0,115

Примечание: длительность расчётов 216628 сут. (313 периодов обращения).

На рис. 7 и 8 представлена динамика изменения параметров (начальные параметры – табл. 3, строка 3). «Полуциклом» здесь именуется путь от перицентра до апоцентра, соответственно от апоцентра до перицентра.

На рис. 7 представлена временная зависимость угловой скорости. Как уже было указано выше, начальные параметры спутника были не сбалансированы. Поэтому уже в течение первого периода обращения угловая скорость резко уменьшается, а, затем, рост и уменьшение угловой скорости чередуются от полуцикла к полуциклу. Наряду с этим наблюдаются долгопериодические колебания угловой скорости (с периодом около 15 полуциклов). С течением времени короткопериодические колебания утихают, а долгопериодические сохраняются. Колебания средней угловой скорости (в пределах 0,001 град./сут. утихают приблизительно через 250 полуциклов.

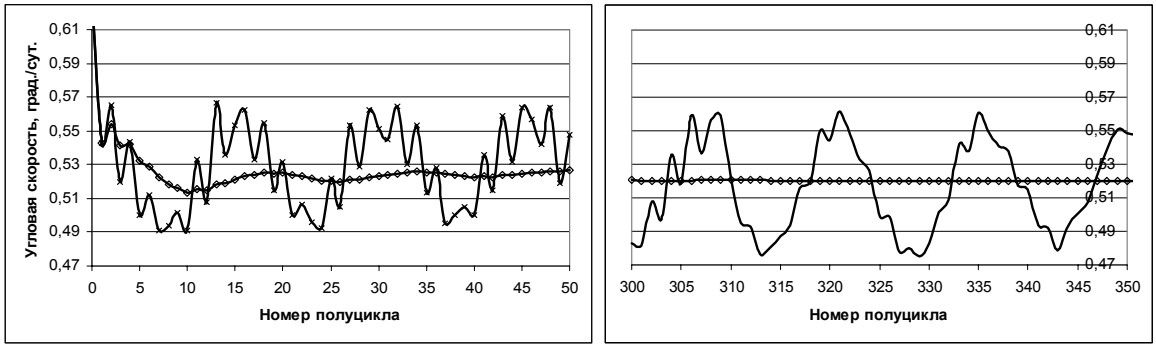

Рис. 7. Зависимость от времени ( )✕ текущей (для данного полуцикла) и ( ) ◇ средней (за всё время расчётов) угловой скорости.

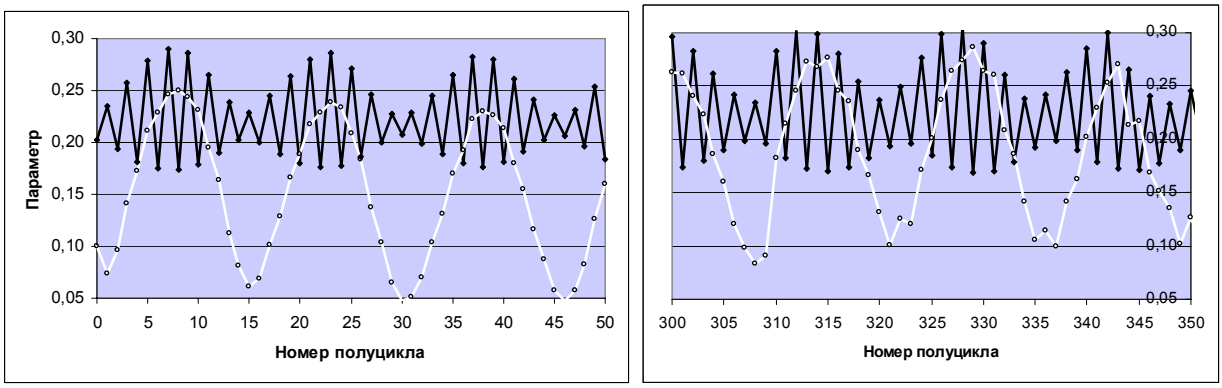

Рис. 8. Величины радиуса в точках апсид (◆ м·10^{11}) и эксцентриситета (○) от времени обращения.

На рис. 8 представлены зависимости величины радиуса в точках апсид (в перицентре и в апоцентре) и величины эксцентриситета для текущего полуцикла от номера полуцикла. Величина радиуса изменяется от $1{,}69 \cdot 10^{10}$ до $3{,}05 \cdot 10^{10}$ м при среднем значении $2{,}28 \cdot 10^{10}$ м. Величина эксцентриситета изменяется от 0,047 до 0,25 в течение первых 50 полуциклов, а затем смещается в диапазон 0,083-0,29 при среднем значении 0,17. Эксцентриситет орбиты имеет туже периодичность колебаний, что и угловая скорость – 15 полуциклов.

Выводы

Использование обобщенного уравнения гравитационного взаимодействия (13) позволяет:

1. Объяснить характер взаимодействия в системе трех тел Солнце-Юпитер-Карме.
2. Построить динамическую модель, включающую обращение Юпитера вокруг Солнца и Карме вокруг Юпитера.
3. Объяснить оскулирование орбит внешних спутников Юпитра.
4. Объяснить смещение перицентра и вращение линии узлов спутников за счет влияния Солнца.

Литература

1. *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.
2. *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.
3. *Островский Н.В.* Модель орбитального движения небесных тел.//Естественные и технические науки, 2003 г., № 2, с. 22-25.
4. *Куликов К.А., Сидоренков Н.С*. Планета Земля. М.: «Наука», 1972 г., с. 5-18.
5. *Белецкий В.В*. Очерки о движении космических тел. М.: «Наука», 1977 г., 432 с.
6. *Жирнов Н.И.* Классическая механика. М.: «Просвещение», 1980 г., 303 с.
7. *Драчев М.М., Демин В.Г., Климишин И.А., Чурагин В.М.* Астрономия. М.: «Просвещение», 1983 г., 384 с.
8. *Бялко А.В*. Наша планета – Земля. М.: «Наука», главная редакция физико-математической литературы, 1983 г., 208 с.
9. *Климишин И.А*. Астрономия наших дней. М.: «Наука», 1986 г., 560 с.
10. Астрономия и небесная механика. Сборник под ред. А.А. Ефимова, М.-Л.: изд. АН СССР, 594 с.
11. *Аксенов Е.П.* Теория движения искусственных спутников Земли. М.: «Наука», 1977 г., 360 с.
12. *Белецкий В.В*. Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: «Наука», 1975 г., 308 с.
13. *Брюно А.Д.* Ограниченная задача трёх тел. Плоские периодические орбиты. М.: «Наука», 1990 г., 295 с.
14. *Дубошин Г.Н.* Небесная механика. Методы теории движения искусственных небесных тел. Учебное пособие для студентов Университетов. М.: «Наука», 1983 г., 352 с.
15. *Аким Э.Л., Бажинов И..К., Павлов И.П., Почукаев В.П.* Поле тяготения Луны и движение искусственных спутников. Под ред. В.С. Авдуевского. М.: «Машиностроение», 1984 г., 288 с.

16. *Себехей В.* Теория орбит ограниченной задачи трех тел. Пер. с английского под ред. Г.Н. Дубошина. М.: «Наука», 1982 г., 655 с.
17. *Sabhankar Ray, J. Shamanna*. Orbits in a central force field: Bounded orbits. //Интернет-сайт “Arxiv”, 19.10.2004, # Physics-0410149. URL: http://ru.arxiv.org/pdf/physics/0410149.
18. Физический энциклопедический словарь. Москва, “Советская энциклопедия”, 1983 г., 928 с.
19. *Кондратьев Б.П.* Рецензия на "Островский Н.В. Физическая модель спутника Юпитера Пасифе. Ижевск, 2005, 10 с."//Вестник Удмуртского университета, серия "Физика", 2005, № 4, с. 235-236.
20. *Аллен К.У.* Астрофизические величины. Пер. с англ. под ред. Д.Я. Мартынова. М.: "Мир", 1977 г.
21. Центростремительное ускорение.//Интернет-сайт для учащихся и преподавателей «Физика.ru», URL: http://www.rus-edu.bg/shp/schooldoc/fizru/theory/tema-13/p13l.htm.
22. *Галилео Галилей*. Диалог о двух главнейших системах мира – Птоломеевой и Коперниковой.//Избранные труды, т. 1, М.: «Наука», 1964 г., с. 97-555.
23. *Chapront J., Francou G*. Ephemerides of planets between 1900 and 2100 (1998 update). Bureau des Longitudes, Group: Dynamics of Solar System (1996). URL: ftp://cdsarc.u-strasbg.fr/pub/cats/VI/87/
24. Serveur d´éphémérides de l´Institut de mécanique céleste et de calcul des éphémérides: http://www.bdl.fr/ephemeride.html
25. *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 г., т. 4, с. 74-75.
26. *Ньютон И.* Математические начала натуральной философии. Пер. с латыни. М.: "Наука", 1989 г.
27. *Брагинский В.Б., Руденко В.Н.* Релятивистские гравитационные эксперименты.//Успехи физических наук, 1970, т. 100, с. 395-424.
28. *Островский Н.В*. Модель орбитального движения небесных тел. Система трёх тел.// Актуальные проблемы современной науки. 2005 г., № 2, с. 85-87.
29. Астрономический календарь. Ежегодник, переменная часть, 1985 г. М.: «Наука», 1984 г.