АСТРОНОМИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК, 2024, том 58, № 2, с. 210–221

УДК 521.1; 523.4

ВОЗМУЩЕНИЯ ВО ВРАЩАТЕЛЬНОЙ ДИНАМИКЕ АСТЕРОИДА (99942) АПОФИС ПРИ ЕГО СБЛИЖЕНИИ С ЗЕМЛЕЙ В 2029 ГОДУ

© 2024 г. К. С. Лобанова[a, b], А. В. Мельников[a, *]

[a] *Главная (Пулковская) астрономическая обсерватория РАН, Санкт-Петербург, Россия*

[b] *Санкт-Петербургский государственный университет, Санкт-Петербург, Россия*

** e-mail: melnikov@gaoran.ru*

Поступила в редакцию 12.07.2023 г.
После доработки 03.09.2023 г.
Принята к публикации 18.09.2023 г.

Посредством численного моделирования вращательной динамики астероида (99942) Апофис изучены возмущения, имеющие место во вращательном движении астероидов при их тесных сближениях с Землей. Такие события могут привести к существенным изменениям величины скорости собственного вращения астероида и ориентации его оси вращения в пространстве. В предположении, что фигура Апофиса аппроксимируется трехосным эллипсоидом, исследованы зависимости изменения периода вращения астероида от параметров орбиты и его вращательного состояния до сближения с Землей. Установлено, что величина периода вращения Апофиса, составляющая в настоящее время около 30 ч, может измениться из-за очередного сближения с Землей в 2029 г. весьма существенно – на 10–15 ч; в численных экспериментах наблюдалось как ускорение, так и замедление вращения астероида. Возмущения во вращательном движении астероида заметно влияют на его дальнейшую орбитальную динамику в результате изменения величины эффекта Ярковского. Сделан вывод, что в результате сближения средняя скорость изменения большой полуоси орбиты Апофиса, вызываемого действием эффекта Ярковского, составляющая в настоящее время около 200 м/год, может уменьшиться до 160 м/год или увеличиться до 300 м/год.

Ключевые слова: астероиды, сближающиеся с Землей, (99942) Апофис, вращательная динамика, эффект Ярковского

DOI: 10.31857/S0320930X24020064, **EDN:** NUGMQE

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время известно более миллиона астероидов, представляющих собой самый многочисленный класс малых тел Солнечной системы. В орбитальной динамике многих астероидов имеют место регулярные сближения с планетами. Тесные сближения (на расстояния, сопоставимые с размерами планеты) могут приводить к катастрофическим последствиям – столкновению астероида с планетой, либо к его распаду на более мелкие тела (Richardson и др., 1998; Sharma и др., 2006; Tóth и др., 2011; Емельяненко и др., 2013; Воропаев и др., 2020; Zhang, Michel, 2020; 2021). Поэтому детальное исследование динамики астероидов, сближающихся с Землей (АСЗ), несомненно, важно с точки зрения астероидно-кометной опасности.

Вращательная динамика астероида и его движение по орбите тесным образом взаимосвязаны. Вращательная динамика оказывает влияние на орбитальную динамику астероида в результате действия эффекта Ярковского (Ярковский, 1901; Радзиевский, 1952; Rubincam, 1995; 1998; Vokrouhlický, 1999; Vokrouhlický и др., 2000; 2015a), одним из проявлений которого является вековое изменение большой полуоси орбиты астероида. В свою очередь, действующий во вращательном движении астероида YORP-эффект (Yarkovsky–O'Keefe–Radzievskii–Paddack) (Rubincam, 2000; Ershkov, Shamin, 2018; Lowry и др., 2007; Vokrouhlický и др., 2015a) приводит к вековому изменению его угловой скорости вращения. Величина YORP-эффекта зависит в том числе и от параметров орбиты астероида.

Тесное сближение астероида с планетой (на расстояние в единицы–десятки ее радиусов) из-за возникающих гравитационных моментов может приводить к весьма существенным изменениям скорости вращения астероида и ориентации в пространстве его оси вращения (Батраков, Медведев, 1992; Scheeres и др., 2000; 2004; 2005; Devyatkin и др., 2016; Souchay и др., 2014; 2018; Benson и др., 2020; 2023; Boldrin и др., 2020; Мельников, 2022). Такие возмущения во враща-

тельном движении вызывают изменение (см., например, Мартюшева, Мельников, 2023) величины эффекта Ярковского (ЭЯ) для астероида. Величина дополнительного годового смещения орбиты (изменения большой полуоси) из-за изменения величины ЭЯ для малых астероидов может быть сопоставима с их размерами. Отметим, что величина ЭЯ существенно влияет на вероятность катастрофического столкновения астероида с Землей при следующих возвратах (подробнее см. Соколов и др., 2008; 2012; 2018; Шор и др., 2012; Farnocchia и др., 2013).

Посредством проведения численных экспериментов в (Мельников, 2022) для ряда малых астероидов (с диаметрами фигур менее 250 м), испытывающих последовательные сближения с планетами земной группы, получены оценки величины изменения периода собственного вращения астероида из-за сближения с планетой. В работе (Мартюшева, Мельников, 2023) для всех астероидов из (Мельников, 2022) рассмотрено влияние светового давления Солнца и ЭЯ на орбитальную динамику и оценено влияние изменения вращательного состояния астероида из-за сближения с планетой на величину ЭЯ для него. Показано, что при тесных сближениях малых астероидов с планетами величина ЭЯ в их дальнейшей динамике может значительно измениться.

В настоящей работе путем моделирования динамики астероида (99942) Апофис при его предстоящем в 2029 г. сближении с Землей мы продолжили изучение возмущений, возникающих во вращательном движении астероида при сближении с планетой, и их влияния на его дальнейшую орбитальную динамику. При этом форма астероида моделировалась трехосным эллипсоидом.

Работа имеет следующую структуру. В первом разделе приведены уравнения движения и основные предположения. Во втором разделе проведено моделирование вращательной динамики АСЗ Апофис при его очередном сближении с Землей в 2029 г. В последнем разделе представлены основные результаты работы и обсуждены выявленные проблемы, нуждающиеся в дальнейшей разработке.

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ И СИСТЕМА КООРДИНАТ

Задача о динамике поступательно-вращательного движения астероида в гравитационном поле Земли рассматривается в следующей постановке. Предполагаем, что Земля представляет собой материальную точку, движение астероида происходит по невозмущенной гиперболической орбите относительно Земли. Астероид является абсолютно твердым телом, имеющим форму трехосного эллипсоида с главными центральными моментами инерции $A < B < C$. Вращательную динамику астероида при сближении с Землей определяют параметры его геоцентрической орбиты: a – большая полуось, $e > 1$ – эксцентриситет и отношение главных моментов инерции A/C, B/C.

Используется прямоугольная система координат $Oxyz$, определенная исходно в перигее орбиты следующим образом: ось x направлена по вектору “перигей орбиты астероида – Земля”, ось y параллельна вектору орбитальной скорости в перигее, ось z ортогональна орбитальной плоскости и дополняет систему до “правой”. Ориентация астероида относительно осей системы координат $Oxyz$ задается путем его воображаемых поворотов на углы Эйлера θ, φ, ψ из положения совпадения главных осей инерции $a > b > c$ с осями системы координат до их реального положения в пространстве в следующей последовательности (Wisdom и др., 1984): 1) поворот вокруг оси c на угол θ; 2) поворот вокруг оси a на угол φ; 3) поворот вокруг оси b на угол ψ.

Вращательное движение астероида описывается динамическими и кинематическими уравнениями Эйлера. Динамические уравнения Эйлера имеют вид

$$\begin{aligned} A\frac{d\omega_a}{dt} - \omega_b\omega_c(B-C) &= -3\frac{GM}{r^3}\beta\gamma(B-C),\\ B\frac{d\omega_b}{dt} - \omega_c\omega_a(C-A) &= -3\frac{GM}{r^3}\gamma\alpha(C-A),\\ C\frac{d\omega_c}{dt} - \omega_a\omega_b(A-B) &= -3\frac{GM}{r^3}\alpha\beta(A-B), \end{aligned} \quad (1)$$

где G – гравитационная постоянная; M – масса Земли; ω_a, ω_b, ω_c – проекции вектора угловой скорости вращения астероида $\boldsymbol{\omega}$ на оси a, b, c; $r = a(e^2-1)/(1+e\cos f)$ – расстояние “астероид – Земля” (здесь a – большая полуось геоцентрической орбиты, f – истинная аномалия); α, β, γ – направляющие косинусы главных осей инерции относительно направления на Землю.

Кинематические уравнения Эйлера имеют вид (Wisdom и др., 1984; Мельников, 2022):

$$\begin{aligned} \frac{d\theta}{dt} &= \frac{\omega_c\cos\psi - \omega_a\sin\psi}{\cos\varphi},\\ \frac{d\varphi}{dt} &= \omega_a\cos\psi + \omega_c\sin\psi,\\ \frac{d\psi}{dt} &= \omega_b - (\omega_c\cos\psi - \omega_a\sin\psi)\mathrm{tg}\varphi. \end{aligned} \quad (2)$$

При пространственном вращении астероида в кинематических уравнениях Эйлера присутствует сингулярность при $\varphi = \pm\pi/2$. Чтобы избавиться от сингулярности, при численном интегрировании мы вместо углов Эйлера использовали

переменные Родрига–Гамильтона (Whittaker, 1917; Борисов, Мамаев, 2001; Куприянов, 2014; Boldrin и др., 2020; Мельников, 2022) (λ_0, λ_1, λ_2, λ_3), связанные с углами Эйлера следующими соотношениями (Whittaker, 1917; Куприянов, 2014; Мельников, 2022):

$$\begin{aligned}
\lambda_0 &= \cos\frac{\theta}{2}\cos\frac{\varphi}{2}\cos\frac{\psi}{2} - \sin\frac{\theta}{2}\sin\frac{\varphi}{2}\sin\frac{\psi}{2},\\
\lambda_1 &= \cos\frac{\theta}{2}\sin\frac{\varphi}{2}\cos\frac{\psi}{2} - \sin\frac{\theta}{2}\cos\frac{\varphi}{2}\sin\frac{\psi}{2},\\
\lambda_2 &= \cos\frac{\theta}{2}\cos\frac{\varphi}{2}\sin\frac{\psi}{2} + \sin\frac{\theta}{2}\sin\frac{\varphi}{2}\cos\frac{\psi}{2},\\
\lambda_3 &= \cos\frac{\theta}{2}\sin\frac{\varphi}{2}\sin\frac{\psi}{2} + \sin\frac{\theta}{2}\cos\frac{\varphi}{2}\cos\frac{\psi}{2}.
\end{aligned} \tag{3}$$

Переменные Родрига–Гамильтона (РГ) являются регулярными во всей области задания $-1 \leqslant \lambda_i \leqslant 1$, $i = 0, \ldots, 3$. При использовании переменных РГ вместо кинематических уравнений Эйлера (2), представляющих собой систему из трех уравнений, мы имеем систему из четырех дифференциальных уравнений (Борисов, Мамаев, 2001; Куприянов, 2014)

$$\begin{aligned}
\frac{d\lambda_0}{dt} &= -\frac{1}{2}\left(\lambda_1\omega_a + \lambda_2\omega_b + \lambda_3\omega_c\right),\\
\frac{d\lambda_1}{dt} &= \frac{1}{2}\left(\lambda_0\omega_a - \lambda_3\omega_b + \lambda_2\omega_c\right),\\
\frac{d\lambda_2}{dt} &= \frac{1}{2}\left(\lambda_3\omega_a + \lambda_0\omega_b - \lambda_1\omega_c\right),\\
\frac{d\lambda_3}{dt} &= -\frac{1}{2}\left(\lambda_2\omega_a - \lambda_1\omega_b - \lambda_0\omega_c\right).
\end{aligned} \tag{4}$$

Направляющие косинусы в переменных РГ имеют вид (Куприянов, 2014)

$$\begin{aligned}
\alpha &= \left(\lambda_0^2 + \lambda_1^2 - \lambda_2^2 - \lambda_3^2\right)\cos f + 2\left(\lambda_0\lambda_3 + \lambda_1\lambda_2\right)\sin f,\\
\beta &= 2\left(\lambda_1\lambda_2 - \lambda_0\lambda_3\right)\cos f + \left(\lambda_0^2 - \lambda_1^2 + \lambda_2^2 - \lambda_3^2\right)\sin f,\\
\gamma &= 2\left(\left(\lambda_0\lambda_2 + \lambda_1\lambda_3\right)\cos f + \left(\lambda_2\lambda_3 - \lambda_0\lambda_1\right)\sin f\right).
\end{aligned} \tag{5}$$

При моделировании поступательно-вращательного движения астероида нами численно интегрировалась система уравнений (1) и (4). Однако ориентация фигуры астероида в начальный момент времени задавалась при помощи углов Эйлера, переход к переменным РГ происходил в программе непосредственно перед численным интегрированием.

ВРАЩАТЕЛЬНАЯ ДИНАМИКА АСЗ АПОФИС

Астероид (99942) Апофис был обнаружен 19 июня 2004 г. и некоторое время считался наиболее опасным с точки зрения столкновения с Землей объектом (см. подробности, например, в Соколов и др., 2008; 2012; 2018; Farnocchia и др., 2013). Ранее ожидалось потенциально опасное с точки зрения столкновения сближение астероида с Землей в 2029 г. Впоследствии вероятность столкновения в данном возврате была исключена (см. Шор и др., 2012; Farnocchia и др., 2013), однако орбита астероида пройдет весьма близко от Земли (около шести земных радиусов от геоцентра), что вызовет значительные возмущения в движении астероида. Отметим, что ряд дополнительных неучтенных факторов может изменить имеющуюся оценку вероятности опасного сближения Апофиса с Землей (см., например, Ershkov, Leshchenko, 2022).

Динамика Апофиса ранее рассматривалась в различных исследованиях. Основное внимание, безусловно, было уделено исследованию его орбитальной динамики (Giorgini и др., 2008; Соколов и др., 2008; 2012; 2013; 2018; Шор и др., 2012; Farnocchia и др., 2013; Vokrouhlický и др., 2015b; Петров и др., 2018); см. также обзор в работе (Шевченко и др., 2023). В ряде работ (Scheeres и др., 2005; Pravec и др., 2014; Souchay и др., 2014; 2018; Scheeres, 2022; Benson и др., 2023) рассматривались различные аспекты вращательной динамики Апофиса и анализировались его физические параметры. Посредством численного моделирования мы детально рассмотрели вращательную динамику Апофиса в ходе его предстоящего сближения с Землей 13 апреля 2029 г.

Орбита Апофиса в окрестности Земли

Для построения орбиты Апофиса при его сближении с Землей в 2029 г. использовались эфемериды, полученные с помощью системы NASA JPL Horizons (https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/). В них учтены основные возмущения со стороны различных небесных тел Солнечной системы. Распространенным подходом при моделировании сближения астероида с планетой является аппроксимация его орбиты в окрестности точки сближения (ТС) гиперболой (см., например, Sharma и др., 2006; Scheeres, 2022; Мельников, 2022). Мы изучили обоснованность предположения об аппроксимации орбиты Апофиса в окрестности ТС невозмущенной геоцентрической гиперболической орбитой при проведении численного моделирования его вращательной динамики.

Орбита Апофиса рассматривалась в пределах геоцентрической сферы радиусом 100 R_E, где $R_E = 6371$ км – средний радиус Земли. Реальная орбита астероида, задаваемая эфемеридой (см. выше), не является плоской. При помощи метода наименьших квадратов была построена

плоскость, содержащая модельную гиперболическую орбиту, являющуюся наилучшей проекцией реальной. Построенная нами плоскость вместе с орбитой, задаваемой эфемеридой, а также зависимость расстояния Δr между орбитой и ее проекцией на построенную плоскость от истинной аномалии приведены на рис. 1 и рис. 2. Наибольшее отклонение реальной орбиты астероида от ее проекции на построенную нами плоскость не превышает 1500 км (см. рис. 2) и является относительно малой величиной, поскольку составляет около 4% от одного из основных параметров задачи – минимального расстояния ($d = 5.97\ R_E$) между центром Земли и Апофисом в 2029 г. На основании этого можно заключить, что при моделировании орбитальной динамики Апофиса

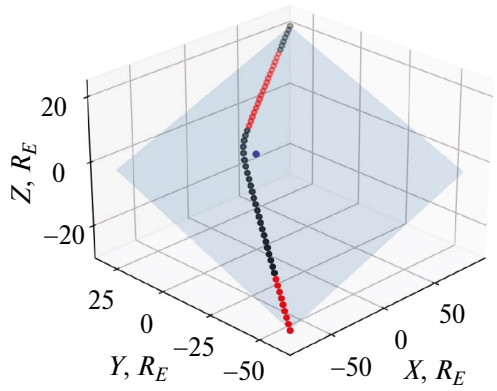

Рис. 1. Орбита Апофиса в пространстве при его сближении с Землей в 2029 г., построенная на основе данных NASA JPL (https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/). Голубым цветом указана плоскость, содержащая модельную гиперболическую орбиту, являющуюся наилучшей проекцией реальной. Красными точками указана часть орбиты Апофиса над плоскостью, черными – под плоскостью. Земля (синий кружок) расположена в начале координат. Расстояния указаны в радиусах Земли.

в окрестности ТС с Землей переход к плоской задаче допустимо использовать в качестве первого приближения к реальности для упрощения вычислений.

Анализ плоской орбиты показал, что реальная орбита Апофиса хорошо аппроксимируется двумя ветвями гиперболических орбит с одинаковым перицентрическим расстоянием $d = a(e - 1)$ и разными эксцентриситетами. До сближения гиперболическая орбита имеет $e_1 = 3.99$, после – $e_2 = 4.56$. Проведенные численные эксперименты показали, что возможный при моделировании переход от одной орбиты к другой (от e_1 к e_2) после прохождения Апофисом ТС (т. е. учет возмущений в орбитальном движении, вызванных сближением) не оказывает заметного влияния на его дальнейшую вращательную динамику. Не превышали 2% отличия между зависимостями величины периода собственного вращения Апофиса от времени (см. подробнее следующий раздел), построенными для одних и тех же начальных данных в случаях: 1) фиксированной величины $e = e_1$ на всем рассматриваемом промежутке и 2) при использовании двух ветвей гиперболических орбит (с e_1 и e_2). Поэтому при моделировании вращательной динамики Апофиса мы рассматривали его движение по фиксированной гиперболической орбите относительно Земли с параметрами: $d = 5.97\ R_E$, $e = 3.99$.

Изменение периода вращения Апофиса при сближении с Землей

Для проведения численных экспериментов по моделированию поступательно-вращательного движения АСЗ нами был разработан программный комплекс на основе интегратора DOP853, реализующего явный метод Рунге–Кутты 8-го

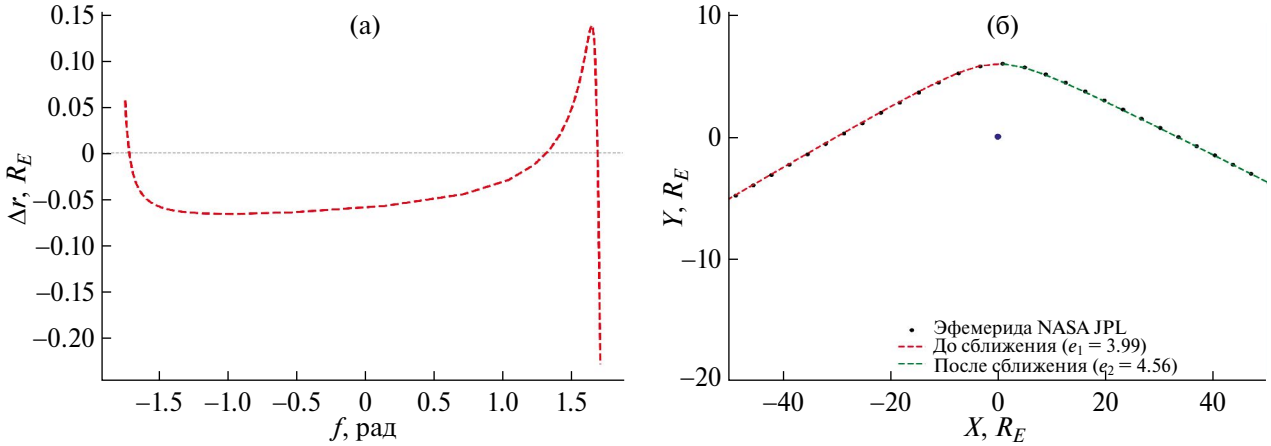

Рис. 2. Орбита Апофиса: (а) – расстояние Δr между орбитой Апофиса и ее проекцией на построенную нами плоскость (см. рис. 1) в зависимости от истинной аномалии f; (б) – аппроксимация орбиты Апофиса в окрестности Земли ветвями двух гипербол. На рисунке (б) синий кружок – Земля, точки – орбита Апофиса, красная и зеленая штриховые линии – ветви гипербол.

порядка. Концепция и возможности интегратора подробно описаны в (Hairer и др., 1993).

Посредством численных экспериментов мы изучили изменение величины периода вращения Апофиса при его сближении с Землей в зависимости от параметров задачи. Суть экспериментов заключалась в следующем: в начальный момент времени на расстоянии 100 R_E от центра Земли мы задавали ориентацию фигуры астероида в пространстве и угловую скорость его вращения. Невозмущенная гиперболическая орбита Апофиса определялась параметрами d и e. Посредством численного интегрирования уравнений (1) и (4) исследовалась эволюция величины периода собственного вращения астероида и фиксировалось его значение при удалении астероида на расстояние в 100 R_E от центра Земли. Отметим, что при исследовании вращательной динамики астероида в окрестности ТС с планетой важным вопросом является выбор отрезка орбиты, на котором следует проводить численное моделирование его динамики. Обычно динамика астероида рассматривается в пределах планетоцентрической сферы с радиусом 50–100 радиусов планеты (Richardson и др., 1998; Araujo, Winter, 2014; Boldrin и др., 2020; Мельников, 2022), аналогичным образом мы поступили и в настоящей работе.

Принятые при моделировании орбитальные и физические параметры астероида (99942) Апофис

d/R_E	5.97
e	3.99
A/C	0.7294
B/C	0.9479
P, ч	30.6

Примечание. Значения d и e получены на основе эфемериды NASA JPL (https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/). Данные о величинах моментов инерции и периоде вращения взяты из работ (Pravec и др., 2014; Benson и др., 2023)

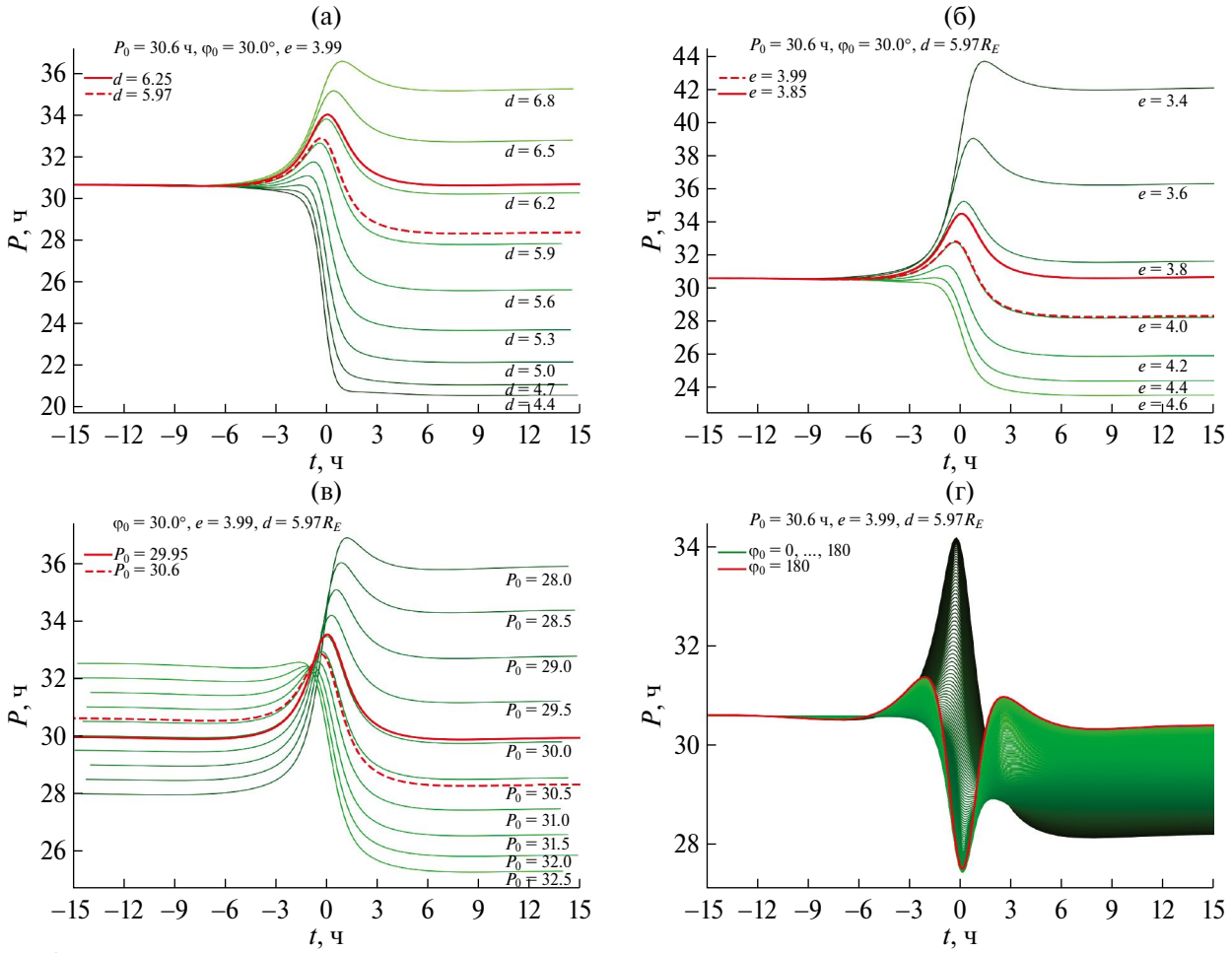

Рис. 3. Изменение периода вращения астероида при его сближении с Землей для разных значений параметров: (а) – d; (б) – e; (в) – P_0; (г) – φ_0. Жирная красная кривая соответствует примерному значению варьируемого параметра (d, e или P_0), при котором $\Delta P = 0$. Пунктирная красная кривая соответствует значению варьируемого параметра (d, e или P_0) для Апофиса (Pravec и др., 2014). Момент времени $t = 0$ соответствует прохождению астероидом точки сближения. В каждом случае показаны выборочные кривые изменения периода вращения астероида. На рисунке (г) параметр φ_0 изменялся в интервале от 0° до 180° с шагом 1°; нанесены все кривые, градиент зеленого цвета от темного к светлому соответствует росту варьируемого параметра.

Принятые при моделировании параметры орбиты, инерционные параметры Апофиса и период его вращения указаны в табл. Согласно (Pravec и др., 2014), средний период вращения Апофиса имеет величину 30.6 ч. Мы предполагали, что в начальный момент времени вращение астероида происходит относительно одной оси, совпадающей с осью максимального момента инерции. Тогда начальный период вращения определяется как $P_0 = 2\pi/|\omega|$, где $\omega = (0, 0, \omega_c)$ – вектор угловой скорости астероида. В начальный момент времени полагалось $\theta = \psi = 0$, а угол φ, характеризующий наклон оси вращения к плоскости орбиты, принимал значения от 0° до 180°. При этом значения $\varphi < 90°$ соответствуют проградному (совпадающему с направлением движения по орбите) вращению астероида, $\varphi > 90°$ – ретроградному.

Оценкой величины возмущения в задаче сближения астероида с Землей служила величина $\Delta P = P_{\text{final}} - P_0$, где P_{final} – период вращения астероида в конечной точке исследуемой части его геоцентрической орбиты. Это удобный параметр (см. Мельников, 2022), поскольку весьма точные оценки периода вращения астероида могут быть получены из анализа наблюдаемых кривых блеска и радарных наблюдений.

Рассматривалась эволюция периода вращения астероида P при различных начальных значениях периода P_0 и угла Эйлера $\varphi_0 \equiv \varphi$ и ряда заданных величин e и d. В каждом случае переменным являлся один избранный параметр, остальные фиксировались. На рис. 3 представлены примеры зависимостей P от времени в окрестности ТС, построенные для различных значений d, e, P_0 и φ_0. Из рисунка видно, что существенное изменение угловой скорости вращения астероида происходит в пределах 5–10 ч до и после прохождения ТС. Причем величина P может изменяться весьма существенно (на 10–15 ч). Данные выводы согласуются с результатами, полученными в (Scheeres и др., 2000; Benson и др., 2020; Boldrin и др., 2020; Мельников, 2022).

На рис. 4 и 5 представлены зависимости ΔP (P_0, φ_0) для различных значений параметров орбиты – d и e. Значения P_0 и φ_0, характеризующие

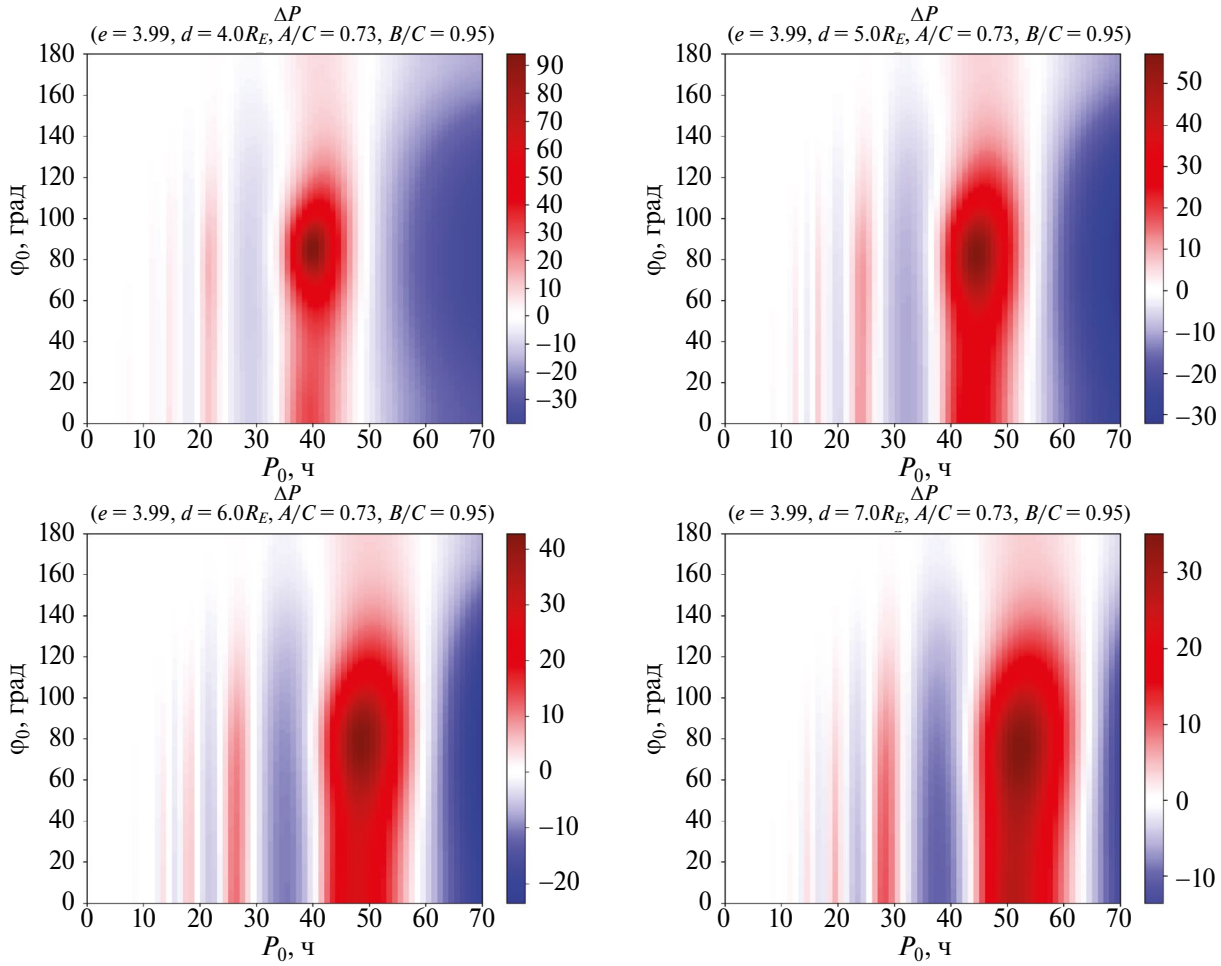

Рис. 4. Зависимости величины изменения периода вращения астероида ΔP из-за сближения с Землей от начальных значений периода вращения P_0 и наклона оси вращения астероида к плоскости орбиты φ_0, полученные для различных значений перицентрического расстояния d.

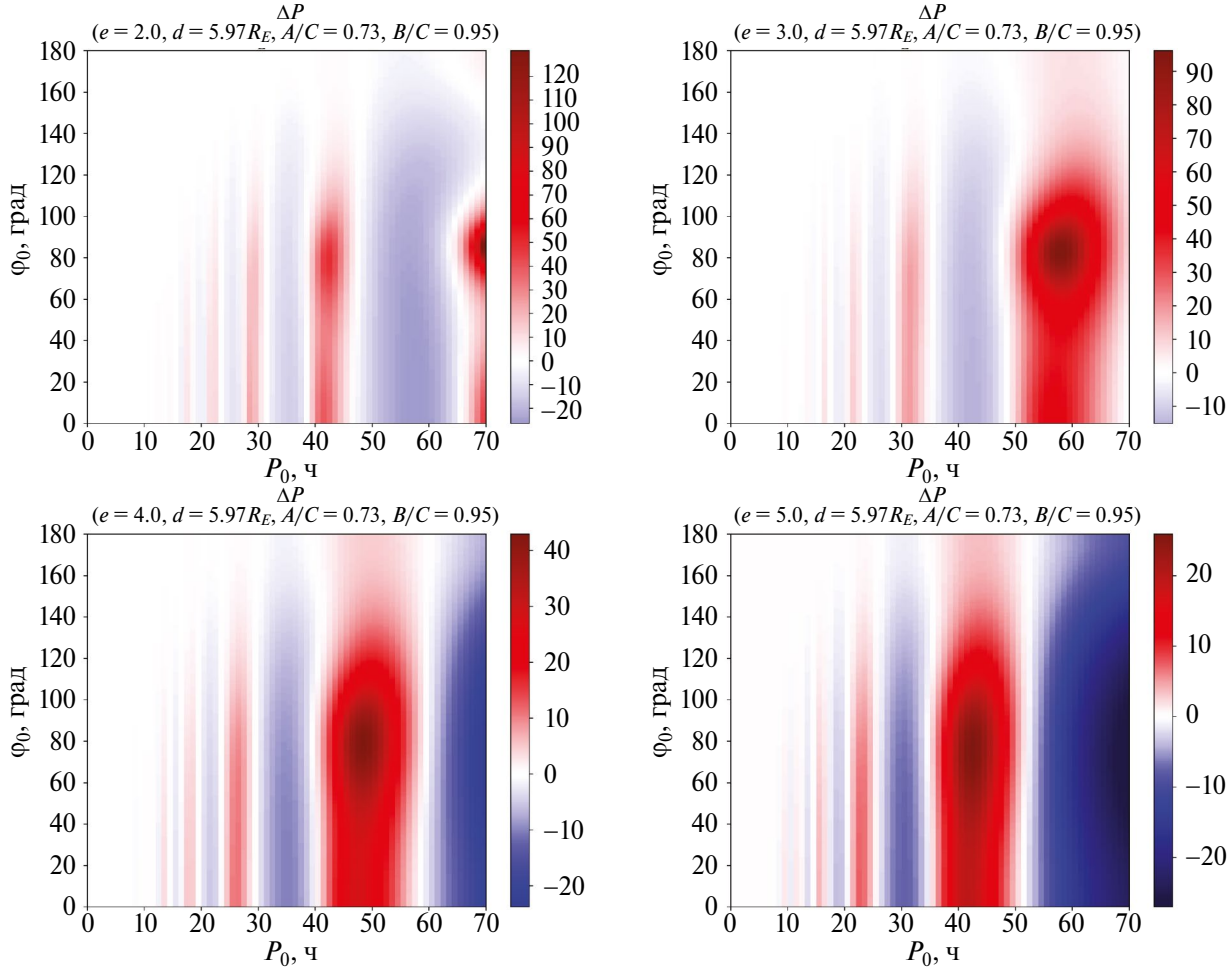

Рис. 5. Зависимости величины изменения периода вращения астероида ΔP из-за сближения с Землей от начальных значений периода вращения P_0 и наклона оси вращения астероида к плоскости орбиты φ_0, полученные для различных значений эксцентриситета e.

вращательное состояние астероида до сближения, задавались на равномерной сетке, определенной следующим образом: 1 ч $\leqslant P_0 \leqslant$ 70 ч с шагом в один час, $0° \leqslant \varphi_0 < 180°$ с шагом в один градус. На полученных диаграммах отчетливо выделяются чередующиеся при изменении P_0 области, где происходит замедление ($\Delta P > 0$) либо ускорение ($\Delta P < 0$) вращения астероида. Можно выделить максимум величины ΔP, всегда имеющий место при $\varphi_0 \approx 80°$, а соответствующее ему значение P_0 зависит от d и e.

На рис. 6 представлены зависимости ΔP (P_0, φ_0), построенные для $B/C = 1$ и различных значений A/C, т. е. для различных параметров фигуры астероида. Видно, что изменение фигуры астероида влияет лишь на абсолютную величину ΔP. Смещения положений максимумов и минимумов значений ΔP на диаграммах не происходит.

Мы попытались выяснить происхождение наблюдаемой на диаграммах периодической структуры (см. рис. 4–6). Было рассмотрено предположение о возможной связи положения максимума ΔP на диаграммах с величиной времени пролета астероида через геоцентрическую сферу t_{sph}, в пределах которой мы изучали динамику астероида. На рис. 7 представлены соотношения t_{sph}/P_0 (где P_0 соответствует максимальному значению ΔP на диаграммах), вычисленные для разных значений d и радиусов сферы $R_{sph} = 100\ R_E$ и $120\ R_E$. Видно, что отношение t_{sph}/P_0 при изменении d принимает значения от 1.2 до 1.3, аналогичные результаты получены и для $R_{sph} = 80\ R_E$ (рисунок здесь не представлен). Для выявления причин обнаруженной взаимосвязи необходимо дополнительное исследование.

На рис. 8 приведено дифференциальное распределение вычисленных для Апофиса возможных значений ΔP. Распределение строилось путем подсчета N_δ – количества вычисленных значений ΔP, попадающих в промежуток (ΔP, $\Delta P + \delta$), где было принято $\delta = 1$ ч. Далее вычислялась величина $\nu = N_\delta/N$, где $N = 12600$ – число рассмотренных нами начальных данных. Видно, что наблюдается примерно одинаковое

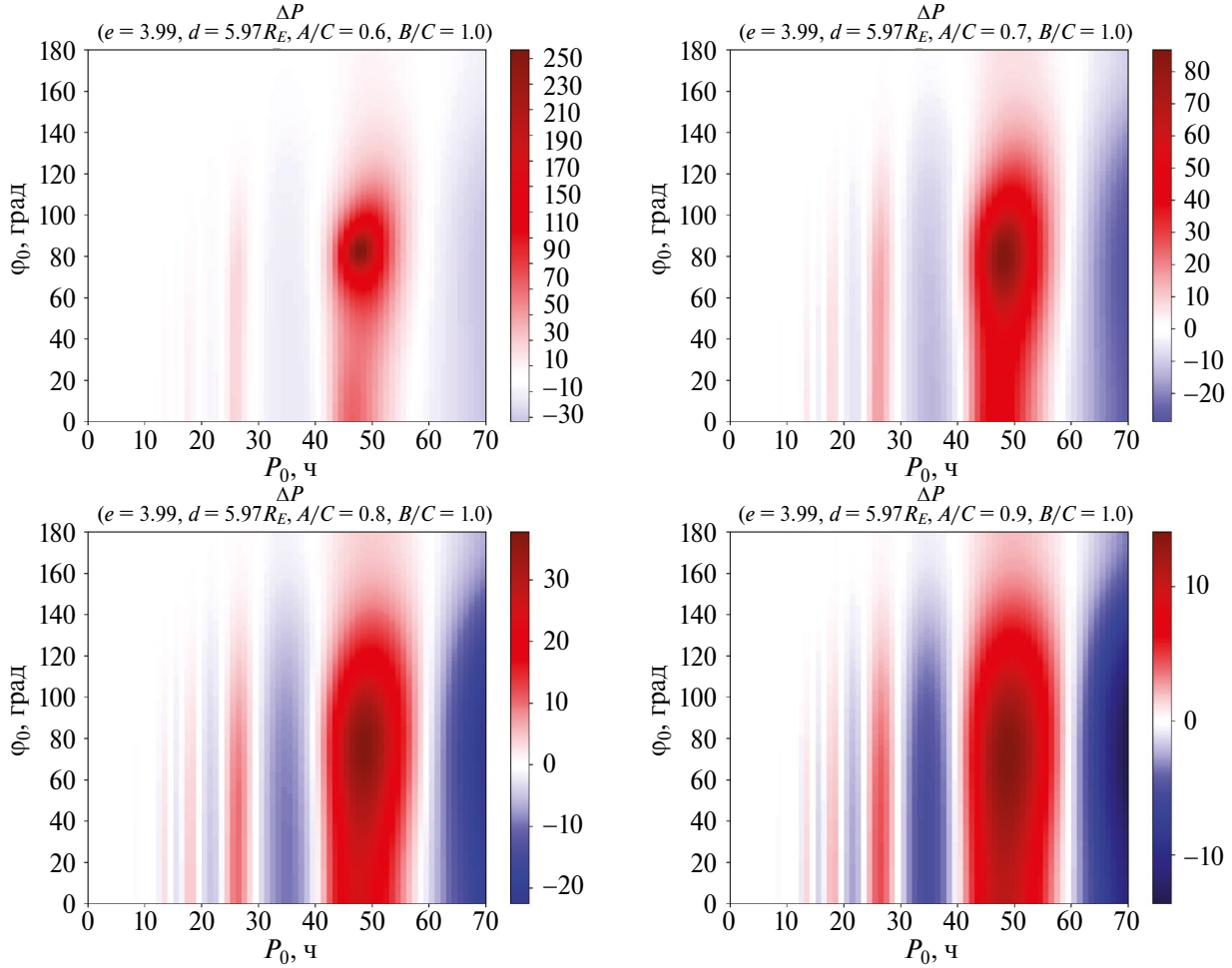

Рис. 6. Зависимости величины изменения периода вращения астероида ΔP из-за сближения с Землей от начальных значений периода вращения P_0 и наклона оси вращения астероида к плоскости орбиты φ_0 для различных значений A/C при $B/C = 1$.

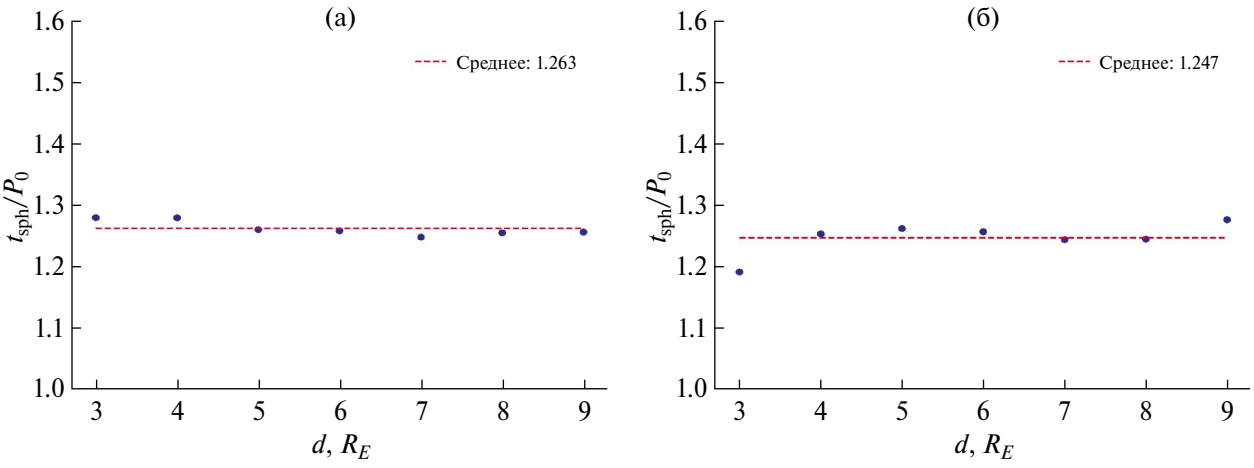

Рис. 7. Отношение между t_{sph} (время пролета астероида через геоцентрическую сферу) и начальным значением периода P_0, соответствующим максимуму ΔP на диаграммах, представленных на рис. 4, для различных значений d: (а) – радиус геоцентрической сферы $R_{sph} = 100\ R_E$; (б) – $R_{sph} = 120\ R_E$.

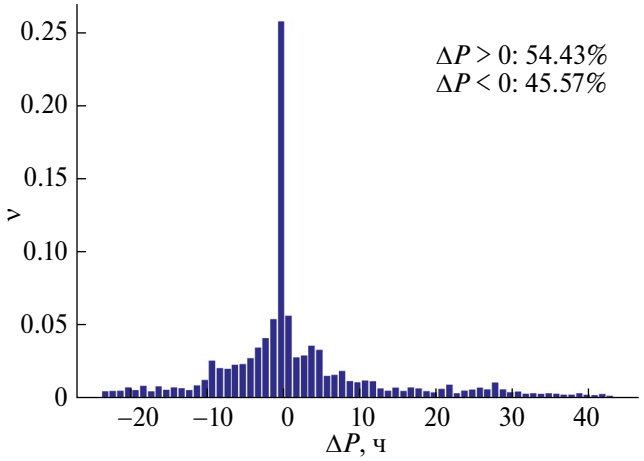

Рис. 8. Распределение значений изменения периода вращения Апофиса ΔP из-за сближения с Землей, вычисленных на множестве возможных значений P_0 и φ_0.

соотношение случаев ускорения/замедления вращения Апофиса в результате сближения с Землей. Для четверти начальных условий, характеризующих вращательное состояние астероида до сближения, не наблюдалось изменения скорости вращения астероида ($\Delta P = 0$). Отметим, что в случае замедления вращения имеем 0 ч $< \Delta P <$ 45 ч, а при ускорении вращения -25 ч $< \Delta P <$ 0 ч, т. е. замедление вращения имеет место в существенно более широких пределах, что хорошо согласуется с результатами, полученными в (Scheeres и др., 2005). Увеличение скорости вращения астероида из-за сближения с планетой, если ее величина достигнет критической отметки, соответствующей $P \approx 2.2$ ч, может привести к распаду астероида (Harris, 1996; Pravec, Harris, 2000; Hu и др., 2021). В проведенных численных экспериментах в случае Апофиса мы не фиксировали ускорения его вращения до указанной критической величины. Нельзя исключать, что для других малых астероидов такой ход эволюции вращения при тесном сближении с Землей возможен.

Влияние сближения с Землей на величину эффекта Ярковского для Апофиса

Как отмечалось выше, в вековой орбитальной динамике малых астероидов существенную роль играет эффект Ярковского (Ярковский, 1901; Радзиевский, 1952; Rubincam, 1995; 1998; Vokrouhlický, 1999; Vokrouhlický и др., 2000; 2015a), представляющий собой негравитационное ускорение в орбитальном движении, вызываемое анизотропным переизлучением солнечной радиации поверхностью вращающегося астероида. В работе (Мартюшева, Мельников, 2023) показано, что тесные сближения малых астероидов с планетами могут привести к заметному изменению величины ЭЯ. В частности, средняя скорость изменения полуоси орбиты астероида da/dt, вызываемого действием ЭЯ, может увеличиться/уменьшиться на 30–50%. В работах (Шор и др., 2012; Farnocchia и др., 2013; Vokrouhlický и др., 2015b) был подробно рассмотрен механизм действия ЭЯ в динамике Апофиса и получены оценки его величины. Величина ЭЯ для Апофиса на основе данных наблюдений 2021 г. недавно оценена в работе (Pérez-Hernández, Benet, 2022).

В работе (Мартюшева, Мельников, 2023) проведен анализ зависимостей da/dt от периода вращения астероида P и γ – угла, характеризующего наклон оси вращения к плоскости орбиты. Было установлено, что существенное изменение величины ЭЯ из-за тесных сближений астероидов с планетами, приводящих к существенным изменениям P и γ, имеет место для малых астероидов с быстрым вращением ($P <$ 10 ч). В случае Апофиса на величину ЭЯ в основном влияет возникающее при сближении с планетой смещение оси вращения астероида, т. е. преобладает вклад сезонной компоненты (см. также Benson и др., 2023). Наши оценки показывают, что если принять за основу данные о величине ЭЯ для Апофиса, полученные в (Vokrouhlický и др., 2015b; Pérez-Hernández, Benet, 2022) – $da/dt \approx 2 \times 10^{-3}$ а. е./(млн лет), то сближение с Землей в 2029 г. может привести к заметному изменению величины da/dt и последующему дополнительному (к тому, что имело место до сближения) ежегодному смещению орбиты на величину, сопоставимую с размерами астероида (средний диаметр Апофиса составляет около 340 м). А именно, если принять среднюю скорость изменения большой полуоси Апофиса из-за действия эффекта Ярковского 200 м/год (Pérez-Hernández, Benet, 2022), то при уменьшении периода вращения астероида из-за сближения с Землей с 30.6 ч до 15 ч величина изменения большой полуоси составит около 300 м/год, а при увеличении периода до 45 ч – 160 м/год.

Отметим, что в работе (Benson и др., 2023) было указано на возможное изменение величины ЭЯ для Апофиса из-за его сближений с Землей, вызванное возмущениями в его орбитальном движении и изменением наклона оси собственного вращения, на “десятки процентов”. Наши оценки показывают, что изменение величины ЭЯ для Апофиса при его возврате в 2029 г. имеет схожую величину, но обусловлено изменениями как наклона оси вращения, так и периода вращения астероида.

ВЫВОДЫ

Итак, в настоящей работе посредством численного моделирования рассмотрена вращательная динамика астероида при его сближении с Землей. В качестве модельного объекта взят

потенциально опасный астероид (99942) Апофис, очередное тесное сближение которого с Землей произойдет в 2029 г. Исследование зависимостей изменения периода вращения астероида, вызванного сближением с Землей, показало, что максимальные возмущения во вращательном движении Апофиса имеют место на промежутке 5–10 ч в окрестности точки сближения. Детальный анализ зависимостей изменения периода вращения астероида, построенных на выборках значений параметров задачи и начальных данных, позволил выделить области с разным характером возмущений. Установлено, что величина периода может изменяться весьма существенно – на 10–15 ч (до 30%); наблюдается как ускорение, так и замедление вращения астероида. Величина возмущений, возникающих во вращательном движении астероида при его сближении с планетой, связана с его внутренним строением, в частности, определяется моментами инерции астероида. Поэтому посредством выявленных из анализа наблюдений возмущений во вращательном движении астероида при сближениях с планетой и путем численного моделирования его вращательной динамики можно оценить значения моментов инерции астероида, сделать вывод о его внутреннем строении. Оценки влияния тесного сближения Апофиса с Землей в 2029 г. на величину эффекта Ярковского показали, что из-за увеличения/уменьшения периода вращения астероида она может заметно измениться (на 20–30%) и привести к последующему дополнительному ежегодному смещению орбиты на 40–100 м, сопоставимому с размерами астероида. Изменение большой полуоси орбиты астероида, вызванное действием эффекта Ярковского, может привести к попаданию его в различные области соударения так называемые “щели”, соответствующие траекториям столкновения в последующих возвратах. Их размеры в случае Апофиса составляют десятки–сотни метров (см., например, Соколов и др., 2008; 2012; 2018; Шор и др., 2012).

В дальнейших исследованиях планируется рассмотреть более реалистичную модель гравитационного взаимодействия астероида и планеты. Представляет интерес задача об определении размеров области, в которой следует проводить моделирование вращательной динамики астероида. Не менее важным является поиск значений параметров и начальных данных, при которых наблюдается “раскрутка” астероида до критической скорости, приводящая к его разрушению.

Авторы благодарят И.И. Шевченко за весьма ценные замечания и М.Ю. Ховричева за полезные обсуждения. Авторы благодарят рецензента за замечания, позволившие существенно улучшить работу.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-22-00306, https://rscf.ru/project/23-22-00306/.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

Батраков Ю.В., Медведев Ю.Д. О вращении астероида при его прохождении вблизи Земли // Тр. Всесоюз. совещания “Астероидная опасность”, ИТА РАН, СПб, 1992. С. 129–133.

Борисов А.В., Мамаев И.С. Динамика твердого тела. М. – Ижевск: Регулярная и хаотическая динамика. 2001. 384 с.

Воропаев С.А., Джианго Я., Барриот Ж.П. Разрыв вытянутого малого тела приливными силами Земли при подлете: возможные сценарии // Астрон. вестн. 2020. Т. 54. № 2. С. 171–182. (*Voropaev S.A. Jianguo Y., Barriot J.P.* Prolate body disruption by Earth at near flyby: Possible scenarios // Sol. Syst. Res. 2020. V. 54. № 2. P. 155–166. https://doi.org/10.1134/S0038094620020082.)
https://doi.org/10.31857/S0320930X20020097.

Емельяненко В.В., Попова О.П., Чугай Н.Н., Шеляков М.А., Пахомов Ю.В., Шустов Б.М., Шувалов В.В., Бирюков Е.Е., Рыбнов Ю.С., Маров М.Я., Рыхлова Л.В., Нароенков С.А., Карташова А.П., Харламов В.А., Трубецкая И.А. Астрономические и физические аспекты Челябинского события 15 февраля 2013 г. // Астрон. вестн. 2013. Т. 47. № 4. С. 262–277. (*Emel’yanenko V.V., Popova O.P., Chugai N.N., Shelyakov M.A., Pakhomov Yu.V., Shustov B.M., Shuvalov V.V., Biryukov E.E., Rybnov Yu.S., Marov M. Ya., Rykhlova L.V., Naroenkov S.A., Kartashova A.P., Kharlamov V.A., Trubetskaya I.A.* Astronomical and physical aspects of the Chelyabinsk event // Sol. Syst. Res. 2013. V. 47. № 4. P. 240–254. https://doi.org/10.1134/S0038094613040114)
https://doi.org/10.7868/S0320930X13040130

Куприянов В.В. Численно-экспериментальное исследование вращательной динамики спутников планет // Дисс. канд. физ.-мат. наук. СПб: ГАО РАН, 2014. 148 с.

Мельников А.В. Вращательная динамика сближающихся с планетами астероидов // Астрон. вестн. 2022. Т. 56. № 4. С. 254–265. (*Melnikov A.V.* Rotational dynamics of asteroids approaching planets // Sol. Syst. Res. 2022. V. 56. № 4. P. 241–251. https://doi.org/10.1134/S0038094622040062)
https://doi.org/10.31857/S0320930X22040065

Мартюшева А.А., Мельников А.В. О влиянии сближений с планетами на величину эффекта Ярковского в динамике астероидов // Астрон. вестн. 2023. Т. 57. № 5. С. 479–488. (*Martyusheva A.A., Melnikov A.V.* Influence of planetary encounters on the magnitude of the Yarkovsky effect in asteroid dynamics // Sol. Syst. Res. 2023. V. 57. № 5. P. 486–494. https://doi.org/10.1134/S0038094623050052)
https://doi.org/10.31857/S0320930X23050055

Петров Н.А., Васильев А.А., Кутеева Г.А., Соколов Л.Л. О траекториях соударения астероидов 2015 RN35

и Апофис с Землей // Астрон. вестн. 2018. Т. 52. № 4. С. 330–342. (*Petrov N.A., Vasil'ev A.A., Kuteeva G.A., Sokolov L.L.* On the trajectories of asteroid encounters with the Earth for 2015 RN35 and Apophis // Sol. Syst. Res. 2018. V. 52. № 4. P. 326–337. https://doi.org/10.1134/S0038094618040032) https://doi.org/10.1134/S0320930X18040035

Радзиевский В.В. Механизм разрушения астероидов и метеоритов // Астрон. журн. 1952. Т. 29. С. 162–170.

Соколов Л.Л., Башаков А.А., Борисова Т.П., Петров Н.А., Питьев Н.П., Шайдулин В.Ш. Траектории соударения астероида Апофис с Землей в XXI веке // Астрон. вестн. 2012. Т. 46. № 4. С. 311–320. (*Sokolov L.L., Bashakov A.A., Borisova T.P., Petrov N.A., Pitjev N.P., Shaidulin V.S.* Impact trajectories of the asteroid Apophis in the 21st century // Sol. Syst. Res. 2012. V. 46. № 4. P. 291–300). https://doi.org/10.1134/S0038094612040077

Соколов Л.Л., Башаков А.А., Питьев Н.П. Особенности движения астероида 99942 Апофис // Астрон. вестн. 2008. Т. 42. № 1. С. 20–29. (*Sokolov L.L., Bashakov A.A., Pitjev N.P.* Peculiarities of the motion of asteroid 99942 Apophis // Sol. Syst. Res. 2008. V. 42. № 1. P. 18–27). https://doi.org/10.1134/S0038094608010036

Соколов Л.Л., Борисова Т.П., Васильев А.А., Петров Н.А. Свойства траекторий соударения астероидов с Землей // Астрон. вестн. 2013. Т. 47. № 5. С. 441–447. (*Sokolov L.L., Borisova T.P., Vasil'ev A.A., Petrov N.A.* Properties of collision trajectories of asteroids with the Earth // Sol. Syst. Res. 2013. V. 47. № 5. P. 408–413). https://doi.org/10.7868/S0320930X13040087

Соколов Л.Л., Петров Н.А., Васильев А.А., Кутеева Г.А., Шмыров А.С., Эскин Б.Б. О возможности увода астероида от соударений с Землей с использованием кинетического метода // Астрон. вестн. 2018. Т. 52. № 4. С. 343–350. (*Sokolov L.L., Petrov N.A., Vasil'ev A.A., Kuteeva G.A., Shmyrov A.S., Eskin B.B.* On the possibility of deflecting an asteroid from collision with the Earth using the kinetic method // Sol. Syst. Res. 2018. V. 52. № 4. P. 338–346). https://doi.org/10.1134/S0320930X18040060

Шевченко И.И., Мельников А.В., Титов В.Б., Балуев Р.В., Веселова А.В., Кривов А.В., Микрюков Д.В., Миланов Д.В., Мюлляри А.А., Никифоров И.И., Питьев Н.П., Поляхова Е.Н., Соколов Л.Л., Шайдулин В.Ш. Избранные проблемы классической и современной небесной механики и звездной динамики. II. Современные исследования // Астрон. вестн. 2023. Т. 57. № 2. С. 181–196. (*Shevchenko I.I., Mel'nikov A.V., Titov V.B., Baluev R.V., Veselova A.V., Krivov A.V., Mikryukov D.V., Milanov D.V., Mülläri A.A., Nikiforov I.I., Pit'ev N.P., Polyakhova E.N., Sokolov L.L., Shaidulin V. Sh.* Selected problems of classical and modern celestial mechanics and stellar dynamics: II–Modern studies // Sol. Syst. Res. 2023. V. 57. № 2. P. 175–189). https://doi.org/10.1134/S0038094623020077

Шор В.А., Чернетенко Ю.А., Кочетова О.М., Железнов Н.Б. О влиянии эффекта Ярковского на орбиту Апофиса // Астрон. вестн. 2012. Т. 46. № 2. С. 131–142. (*Shor V.A., Chernetenko Yu.A., Kochetova O.M., Zheleznov N.B.* On the impact on the Yarkovsky effect on Apophis' orbit // Sol. Syst. Res. 2012. V. 46. № 2. P. 119–129).

Ярковский И.О. Плотность светового эфира и оказываемое им сопротивление движению. Брянск: Тип. Юдина, 1901. 22 с.

Araujo R.A.N., Winter O.C. Near-Earth asteroid binaries in close encounters with the Earth // Astron. and Astrophys. 2014. V. 566. id. A23.

Benson C.J., Scheeres D.J., Moskovitz N.A. Spin state evolution of asteroid (367943) Duende during its 2013 Earth flyby // Icarus. 2020. V. 340. id. 113518.

Benson C.J., Scheeres D.J., Brozović M., Chesley S.R., Pravec P., Scheirich P. Spin state evolution of (99942) Apophis during its 2029 Earth encounter // Icarus. 2023. V. 390. id. 115324.

Boldrin L.A.G., Araujo R.A.N., Winter O.C. On the rotational motion of NEAs during close encounters with the Earth // European Phys. J. – Special Topics. 2020. V. 229. № 8. P. 1391–1403.

Devyatkin A.V., Gorshanov D.L., Yershov V.N., Melnikov A.V., Martyusheva A.A., Petrova S.N., L'vov V.N., Tsekmeister S.D., Naumov K.N. A study of the asteroid (367943) Duende at Pulkovo Observatory // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 2016. V. 459. № 4. P. 3986–3997.

Ershkov S.V., Leshchenko D. Revisiting Apophis 2029 approach to Earth (staying on shoulders of NASA's experts) or can we be sure in almost ricocheting fly-by of Apophis on 13 of April 2029 near the Earth? // J. Space Safety Eng. 2022. V. 9. № 3. P. 363–374.

Ershkov S.V., Shamin R.V. The dynamics of asteroid rotation, governed by YORP effect: The kinematic ansatz // Acta Astronautica. 2018. V. 149. P. 47–54.

Farnocchia D., Chesley S.R., Chodas P.W., Micheli M., Tholen D.J., Milani A., Elliott G.T., Bernardi F. Yarkovsky driven impact risk analysis for asteroid (99942) Apophis // Icarus. 2013. V. 224. № 1. P. 192–200.

Giorgini J.D., Benner L.A.M., Ostro S.J., Nolan M.C., Busch M.W. Predicting the Earth encounters of (99942) Apophis // Icarus. 2008. V. 193. № 1. P. 1–19.

Hairer E., Nørsett S.P., Wanner G. Solving Ordinary Differential Equations I: Nonstiff Problems. Springer Verlag, 1993. 528 p.

Harris A.W. The rotation rates of very small asteroids: Evidence for 'rubble pile' structure // Lunar and Planet. Sci. Conf. 1996. V. 27. P. 493.

Hu S., Richardson D.C., Zhang Y., Ji J. Critical spin periods of sub-km-sized cohesive rubble-pile asteroids: dependences on material parameters // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 2021. V. 502. № 4. P. 5277–5291.

Lowry S.C., Fitzsimmons A., Pravec P., Vokrouhlický D., Boehnhardt H., Taylor P.A., Margot J.-L., Galád A., Irwin M., Irwin J., Kusnirák P. Direct detection of the as-

teroidal YORP effect // Science. 2007. V. 316 (5822). P. 272–274.

Pérez-Hernández J.A., Benet L. Non-zero Yarkovsky acceleration for near-Earth asteroid (99942) Apophis // Commun. Earth and Environ. 2022. V. 3. № 1. id. 10.

Pravec P., Harris A.W. Fast and slow rotation of asteroids // Icarus. 2000. V. 148. № 1. P. 12–20.

Pravec P., Scheirich P., Ďurech J., Pollock J., Kušnirák P., Hornoch K., Galád A., Vokrouhlický D., Harris A.W., Jehin E., and 10 co-authors. The tumbling spin state of (99942) Apophis // Icarus. 2014. V. 233. P. 48–60.

Richardson D.C., Bottke W.F., Love S.G. Tidal distortion and disruption of Earth-crossing asteroids // Icarus. 1998. V. 134. P. 47–76.

Rubincam D.P. Asteroid orbit evolution due to thermal drag // J. Geophys. Res. 1995. V. 100. № E1. P. 1585–1594.

Rubincam D.P. Yarkovsky thermal drag on small asteroids and Mars-Earth delivery // J. Geophys. Res. 1998. V. 103. № E1. P. 1725–1732.

Rubincam D.P. Radiative spin-up and spin-down of small asteroids // Icarus. 2000. V. 148. P. 2–11.

Scheeres D.J. Proximity operations about Apophis through its 2029 Earth flyby // J. Astronaut. Sci. 2022. V. 69. № 6. P. 1514–1536.

Scheeres D.J., Benner L.A.M., Ostro S.J., Rossi A., Marzari F., Washabaugh P. Abrupt alteration of asteroid 2004 MN4's spin state during its 2029 Earth flyby // Icarus. 2005. V. 178. № 1. P. 281–283.

Scheeres D.J., Ostro S.J., Werner R.A., Asphaug E., Hudson R.S. Effects of gravitational interactions on asteroid spin states // Icarus. 2000. V. 147. P. 106–118.

Scheeres D.J., Marzari F., Rossi A. Evolution of NEO rotation rates due to close encounters with Earth and Venus // Icarus. 2004. V. 170. P. 312–323.

Sharma I., Jenkins J.T., Burns J.A. Tidal encounters of ellipsoidal granular asteroids with planets // Icarus. 2006. V. 183. № 2. P. 312–330.

Souchay J., Lhotka C., Heron G., Hervé Y., Puente V., Folgueira Lopez M. Changes of spin axis and rate of the asteroid (99942) Apophis during the 2029 close encounter with Earth: A constrained model // Astron. and Astrophys. 2018. V. 617. id. A74.

Souchay J., Souami D., Lhotka C., Puente V., Folgueira M. Rotational changes of the asteroid 99942 Apophis during the 2029 close encounter with Earth // Astron. and Astrophys. 2014. V. 563. id. A24.

Tóth J., Vereš P., Kornoš L. Tidal disruption of NEAs – a case of Příbram meteorite // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. 2011. V. 415. № 2. P. 1527–1533.

Vokrouhlický D. A complete linear model for the Yarkovsky thermal force on spherical asteroid fragments // Astron. and Astrophys. 1999. V. 344. P. 362–366.

Vokrouhlický D., Milani A., Chesley S.R. Yarkovsky effect on small near-Earth asteroids: Mathematical formulation and examples // Icarus. 2000. V. 148. P. 118–138.

Vokrouhlický D., Bottke W.F., Chesley S.R., Scheeres D.J., Statler T.S. The Yarkovsky and YORP effects // Asteroids IV. Tucson: Univ. Arizona Press, 2015a. P. 509–532.

Vokrouhlický D., Farnocchia D., Čapek D., Chesley S.R. Pravec P., Scheirich P., Műller T.G. The Yarkovsky effect for 99942 Apophis // Icarus. 2015b. V. 252. P. 277–283.

Whittaker E.T. A Treatise on the Analytical Dynamics of Particles and Rigid Bodies. Cambridge: Cambridge Univ. Press, 1917.

Wisdom J., Peale S.J., Mignard F. The chaotic rotation of Hyperion // Icarus. 1984. V. 58. № 2. P. 137–152.

Zhang Y., Michel P. Tidal distortion and disruption of rubble-pile bodies revisited. Soft-sphere discrete element analyses // Astron. and Astrophys. 2020. V. 640. id. A102.

Zhang Y., Michel P. Shapes, structures, and evolution of small bodies // Astrodynamics. 2021. V. 5. № 4. P. 293–329.