



О возмущениях во вращательном движении астероида при его тесном сближении с Землей

К.С. Лобанова^{1,2}, А.В. Мельников^{1*}

¹ ГАО РАН, ²СПбГУ

Аннотация

Посредством численного моделирования вращательной динамики астероида (99942) Апофис изучены возмущения, имеющие место во вращательном движении астероидов при их тесных сближениях с Землей. Установлено, что такие события могут привести к существенным изменениям величины скорости собственного вращения астероида и ориентации его оси вращения в пространстве. Исследованы зависимости изменения периода вращения астероида от параметров орбиты и его вращательного состояния до сближения с Землей. Показано, что имеющие место при сближениях возмущения во вращательном движении астероида заметно влияют на его дальнейшую орбитальную динамику посредством изменения величины эффекта Ярковского.

Введение

В настоящее время известно более миллиона астероидов, представляющих собой самое многочисленное семейство 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 с планетой либо распаду астероида на более мелкие тела. 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 посредством действия эффекта Ярковского (Ярковский, 1901; Radzievskii, 1952; Rubincam, 1995; Rubincam, 1998; Vokrouhlický, 1999; Vokrouhlický, Milani и Chesley, 2000; Vokrouhlický, Bottke и др., 2015), одним из проявлений которого является вековое изменение большой полуоси орбиты астероида. В свою очередь, во вращательном движении астероида действует YORP-эффект (Yarkovsky–O’Keefe–Radzievskii–Paddack) (Vokrouhlický, Bottke и др., 2015; Rubincam, 2000; Lowry и др., 2007; Ershkov и Shamin, 2018), приводящий к вековому изменению его угловой скорости вращения. Величина YORP-эффект зависит в том числе и от параметров орбиты астероида.

Тесное сближение с планетой (на расстояние в единицы–десятки радиусов планеты) из-за возникающих гравитационных моментов может приводить к весьма существенным изменениям скорости вращения астероида и ориентации в пространстве его оси вращения (Scheeres, Ostro и др., 2000; Scheeres, Marzari и Rossi, 2004; Devyatkin и др., 2016; Boldrin, Araujo и Winter, 2020; Benson, Scheeres и Moskovitz, 2020; Melnikov, 2022). Такие возмущения во вращательном движении вызывают изменение (Мартюшева и Мельников, 2023) величины эффекта Ярковского (ЭЯ) для астероида. Величина дополнительного годового смещения орбиты из-за изменения величины ЭЯ для малых астероидов может быть сопоставима с размерами астероида (см. там же). Поэтому изменение вращательного состояния АСЗ при его сближении с Землей может привести к увеличению вероятности катастрофического столкновения при следующих возвратах.

*e-mail:melnikov@gaoran.ru

Посредством проведения численных экспериментов в (Melnikov, 2022) для ряда малых астероидов, испытывающих последовательные сближения с планетами земной группы, получены оценки изменения периода собственного вращения астероида из-за сближения с планетой. В работе (Мартюшева и Мельников, 2023) для всех астероидов из (Melnikov, 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 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.

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

1 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 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, Peale и Mignard, 1984): 1) поворот вокруг оси c на угол θ , 2) поворот вокруг оси a на угол φ и 3) поворот вокруг оси b на угол ψ .

Вращательное движение астероида описывается динамическими и кинематическими уравнениями Эйлера. Динамические уравнения Эйлера имеют вид (Melnikov, 2022; Wisdom, Peale и Mignard, 1984):

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

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

Кинематические уравнения Эйлера и выражения для направляющих косинусов в принятой

системе углов Эйлера имеют вид (Melnikov, 2022; Wisdom, Peale и Mignard, 1984):

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

$$\begin{aligned}\alpha &= \cos(\theta - f) \cos \psi - \sin(\theta - f) \sin \varphi \sin \psi, \\ \beta &= -\sin(\theta - f) \cos \varphi, \\ \gamma &= \cos(\theta - f) \sin \psi + \sin(\theta - f) \sin \varphi \cos \psi.\end{aligned}\quad (3)$$

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 (Boldrin, Araujo и Winter, 2020; Melnikov, 2022; Whittaker, 1917; Борисов и Мамаев, 2001) ($\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$), связанные с углами Эйлера следующими соотношениями (Melnikov, 2022; Whittaker, 1917):

$$\begin{aligned}\lambda_0 &= \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\psi}{2}, \\ \lambda_1 &= \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\psi}{2}, \\ \lambda_2 &= \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\psi}{2}, \\ \lambda_3 &= \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\psi}{2}.\end{aligned}\quad (4)$$

Переменные Родрига–Гамильтона являются регулярными во всей области задания $\lambda_i \in [-1, 1]$, $i = 0, \dots, 3$. При использовании переменных Родрига–Гамильтона вместо кинематических уравнений Эйлера (2), представляющих собой систему из трех уравнений, мы имеем систему из четырех дифференциальных уравнений (Борисов и Мамаев, 2001)

$$\begin{aligned}\frac{d\lambda_0}{dt} &= -\frac{1}{2}(\lambda_1\omega_a + \lambda_2\omega_b + \lambda_3\omega_c), \\ \frac{d\lambda_1}{dt} &= \frac{1}{2}(\lambda_0\omega_a - \lambda_3\omega_b + \lambda_2\omega_c), \\ \frac{d\lambda_2}{dt} &= \frac{1}{2}(\lambda_3\omega_a + \lambda_0\omega_b - \lambda_1\omega_c), \\ \frac{d\lambda_3}{dt} &= -\frac{1}{2}(\lambda_2\omega_a - \lambda_1\omega_b - \lambda_0\omega_c).\end{aligned}\quad (5)$$

Направляющие косинусы в параметрах Родрига–Гамильтона имеют вид (Борисов и Мамаев, 2001)

$$\begin{aligned}\alpha &= (\lambda_0^2 + \lambda_1^2 - \lambda_2^2 - \lambda_3^2) \cos f + 2(\lambda_0\lambda_3 + \lambda_1\lambda_2) \sin f, \\ \beta &= 2(\lambda_1\lambda_2 + \lambda_0\lambda_3) \cos f + (\lambda_0^2 - \lambda_1^2 + \lambda_2^2 - \lambda_3^2) \sin f, \\ \gamma &= 2((\lambda_0\lambda_2 + \lambda_1\lambda_3) \cos f + (\lambda_2\lambda_3 - \lambda_0\lambda_1) \sin f).\end{aligned}\quad (6)$$

При моделировании поступательно-вращательного движения астероида нами численно интегрировалась система уравнений (1) и (5). Однако ориентация фигуры астероида в начальный момент времени задавалась при помощи определения углов Эйлера, переход к переменным Родрига–Гамильтона происходил в программе непосредственно перед численным интегрированием.

2 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 Sokolov, Bashakov и Pitjev (2008), Sokolov, Bashakov, Borisova и др. (2012) и Farnocchia и др. (2013)). В 2029 г. ожидалось потенциально опасное тесное сближение астероида с Землей. Впоследствии вероятность столкновения была исключена (см. Farnocchia и др. (2013)), однако орбита астероида пройдет весьма близко от Земли (около 6 земных радиусов от геоцентра), что вызовет значительные возмущения в движении астероида. Отметим, что ряд дополнительных неучтенных факторов может изменить оценку вероятности опасного сближения Апофиса с Землей (см., например, Ershkov и Leshchenko (2022)).

Динамика Апофиса ранее рассматривалась в различных исследованиях. Основное внимание, безусловно, было уделено исследованию его орбитальной динамики (Sokolov, Bashakov и Pitjev, 2008; Sokolov, Bashakov, Borisova и др., 2012; Farnocchia и др., 2013; Giorgini и др., 2008; Sokolov, Borisova и др., 2013; Petrov и др., 2018; Shor и др., 2012; Vokrouhlický, Farnocchia и др., 2015); см. также обзор в работе Shevchenko и др. (2023). В ряде работ (Scheeres, Benner и др., 2005; Souchay, Souami и др., 2014; Souchay, Lhotka и др., 2018; Scheeres, 2022; Benson, Scheeres, Brozović и др., 2023; Pravec, Scheirich и др., 2014) рассматривались различные аспекты вращательной динамики Апофиса. Мы детально рассмотрели вращательную динамику Апофиса в ходе его предстоящего сближения с Землей 13 апреля 2029 г.

2.1 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, Melnikov (2022) и Sharma, Jenkins и Burns (2006)). 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 $100R_E$, где $R_E = 6371$ км — 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 2. Минимальное расстояние (в точке сближения) между центром Земли и Апофисом в 2029 г., полученное из эфемериды, составит $5.97R_E$. Наибольшее отклонение орбиты от ее проекции на построенную нами плоскость не превышает 3% от указанной величины. Поэтому при моделировании орбитальной динамики Апофиса в окрестности ТС с Землей вполне оправдан переход к плоской задаче.

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 возмущения в орбитальном движении, вызванного сближением) не оказывает заметного влияния на его дальнейшую вращательную динамику. Поэтому при моделировании вращательной динамики Апофиса мы рассматривали его движение по фиксированной гиперболической орбите относительно Земли с параметрами: $d = 5.97R_E$, $e = 3.99$.

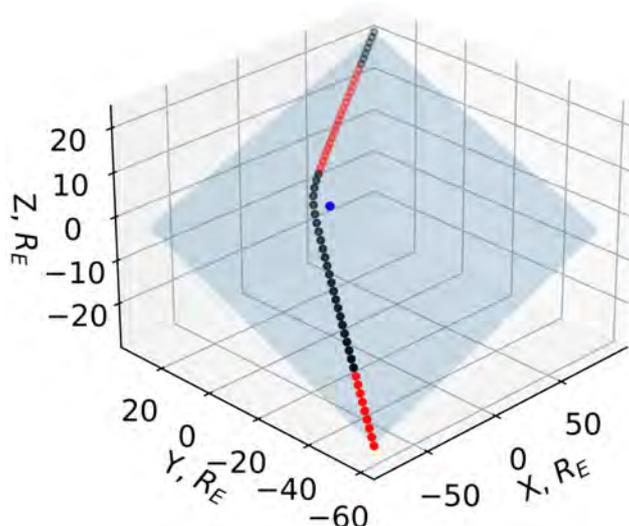


Рис. 1: Орбита Апофиса в пространстве при его сближении с Землей в 2029 г., построенная на основе данных NASA JPL (<https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/>). Голубым цветом указана плоскость, содержащая модельную гиперболическую орбиту, являющуюся наилучшей проекцией реальной. Красными точками указана часть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

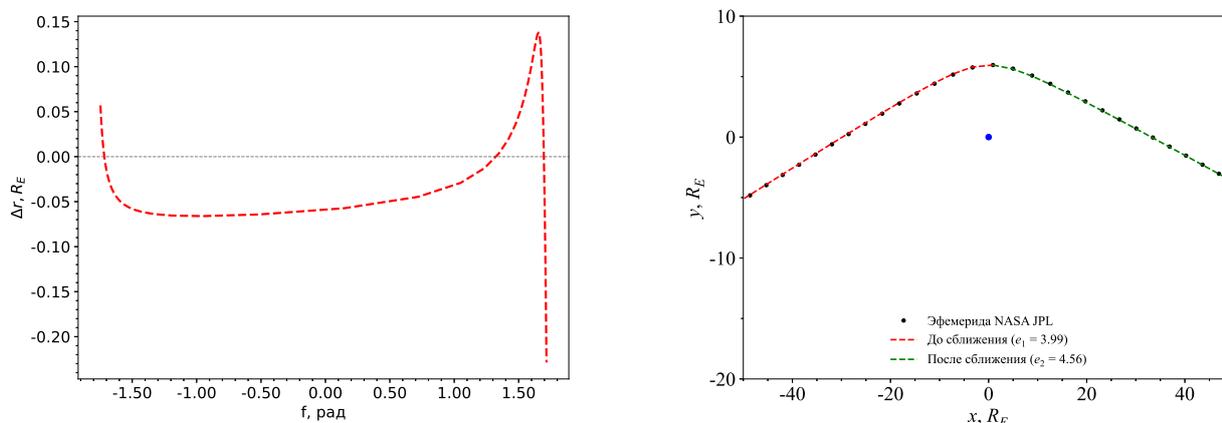


Рис. 2: Слева: Расстояние Δr между орбитой Апофиса и ее проекцией на построенную плоскость (см. Рис. 1) в зависимости от истинной аномалии f . Справа: Аппроксимация орбиты Апофиса в окрестности Земли ветвями двух гипербол. Синий кружок — Земля, точки — орбита Апофиса, красная и зеленая штриховые линии — ветви гипербол.

2.2 Изменение периода вращения Апофиса при сближении с Землей

Для проведения численных экспериментов по моделированию динамики АСЗ нами был разработан программный комплекс на основе интегратора DOP853, реализующего метод Рунге–Кутты 8-го порядка. Концепция и возможности интегратора подробно описаны в (Hairer, Norsett и Wanner, 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 $100R_E$ от центра Земли мы задавали ориентацию фигуры астероида в пространстве и угловую скорость его вращения.

Невозмущенная гиперболическая орбита Апофиса определялась d и e . Посредством численного интегрирования уравнений (1) и (5) исследовалась эволюция величины периода собственного вращения астероида и фиксировалось его значение при удалении астероида на расстояние в $100R_E$ от центра Земли.

Принятые при моделировании параметры орбиты, инерционные параметры Апофиса и период его вращения указаны в Табл. 1. Согласно Pravec, Scheirich 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 $P_0 = 2\pi/|\vec{\omega}|$, где $\vec{\omega} = (0, 0, \omega_c)$ — 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 $\varphi < 90^\circ$ соответствуют проградному (совпадающему с орбитальным движением) вращению астероида, $\varphi > 90^\circ$ — 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 орбиты. Это удобный параметр, поскольку оценки периода вращения астероида могут быть получены из анализа наблюдаемых кривых блеска и радарных наблюдений.

Таблица 1: Принятые при моделировании орбитальные и физические параметры астероида (99942) Апофис. Данные о величинах моментов инерции и периоде вращения взяты из (Benson, Scheeres, Brozović и др., 2023; Pravec, Scheirich и др., 2014). Значения d и e получены на основе эфемериды NASA JPL (<https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/>).

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

Рассматривалась эволюция периода вращения астероида P при различных начальных значениях периода P_0 и угла Эйлера $\varphi_0 \equiv \varphi$, для различных величин эксцентриситета e и минимального расстояния $d = a(e - 1)$. 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 часов до и после прохождения ТС. Причем величина P_0 может изменяться весьма существенно — на 10–15 ч. Данный вывод согласуется с результатами, полученными в (Scheeres, Ostro и др., 2000; Boldrin, Araujo и Winter, 2020; Benson, Scheeres и Moskovitz, 2020; Melnikov, 2022).

На Рис. 4 и 5 представлены зависимости $\Delta P(P_0, \varphi_0)$ для различных значений параметров орбиты — d и e . Значения P_0 и φ_0 задавались на равномерной сетке, определенной следующим образом: $P_0 \in [1, 70]$ ч с шагом в 1 ч, $\varphi_0 \in [0^\circ, 180^\circ]$ с шагом в один градус. На полученных диаграммах отчетливо выделяются чередующиеся при изменении P_0 области, где происходит замедление либо ускорение вращения астероида. Можно выделить максимум величины ΔP , всегда имеющий место при $\varphi_0 \approx 80^\circ$, а соответствующее ему значение P_0 зависит от d и e .

На Рис. 6 представлены зависимости $\Delta P(P_0, \varphi_0)$, 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, 5 и 6). Была рассмотрена связь 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 $R_{\text{sph}} = 100R_E$ и $120R_E$. Видно, что отношение t_{sph}/P_0 при изменении d принимает

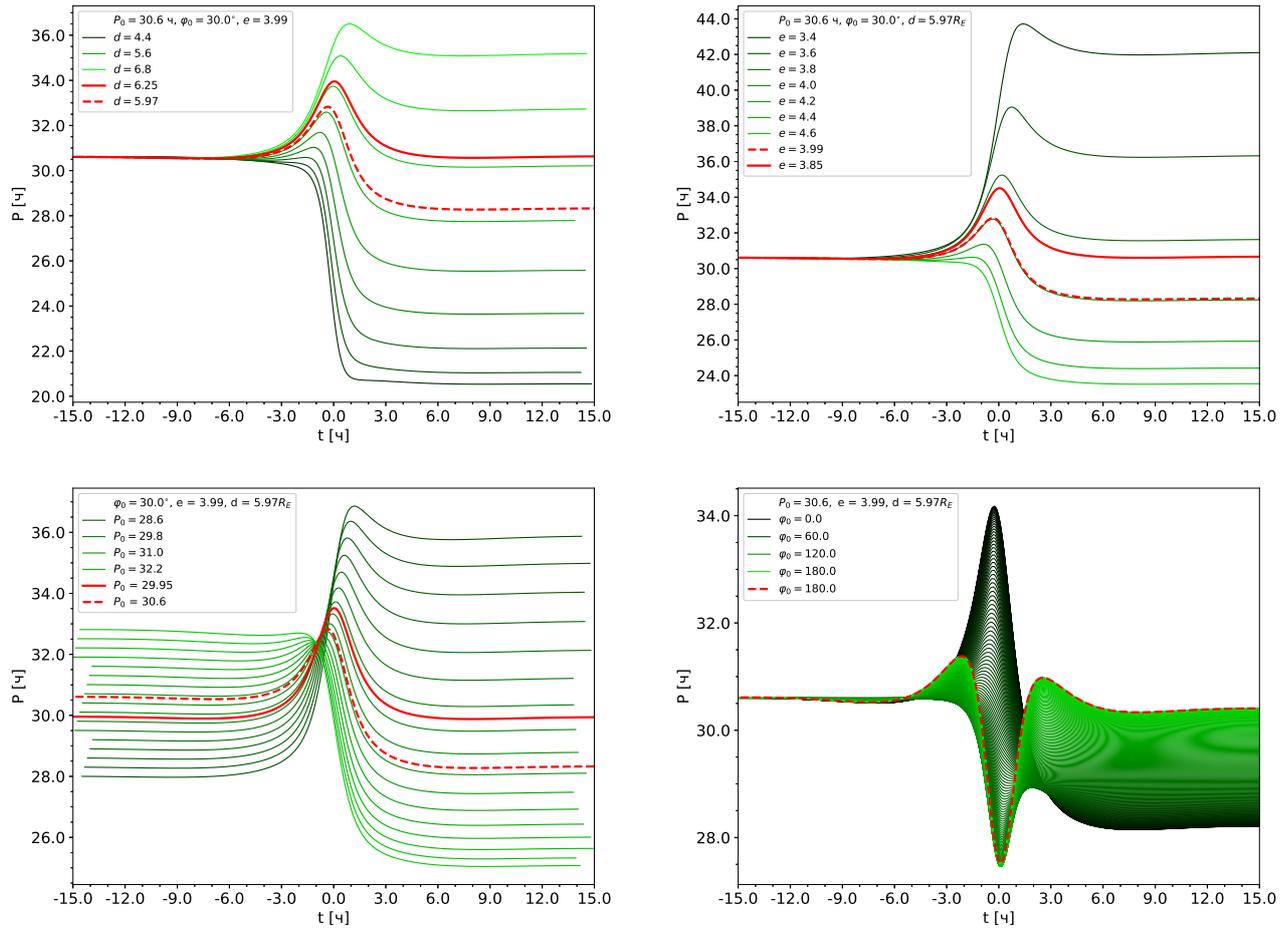


Рис. 3: Изменение периода вращения астероида при его сближении с Землей для разных значений d , e , P_0 и φ_0 . Жирная красная кривая соответствует примерному значению P_0 , при котором $\Delta P = 0$. Пунктирная красная кривая соответствует значению P_0 для Апофиса (см. Табл. 1). Момент времени $t = 0$ соответствует прохождению астероидом точки сближения.

значения от 1.2 до 1.3, аналогичные результаты получены и для $R_{\text{sph}} = 80R_E$ (рисунок здесь не представлен). Для выявления причин обнаруженной взаимосвязи необходимо дополнительное исследование.

Отметим, что изменение 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 и Harris, 2000; Ну и др., 2021). В проведенных численных экспериментах в случае Апофиса мы не фиксировали ускорения его вращения до критической величины. Нельзя исключать, что для других малых астероидов такой ход эволюции вполне возможен.

2.3 Влияние сближения с Землей на величину эффекта Ярковского

Как выше отмечалось, в вековой орбитальной динамике малых астероидов существенную роль играет эффект Ярковского (Ярковский, 1901; Radzievskii, 1952; Rubincam, 1995; Rubincam, 1998; Vokrouhlický, 1999; Vokrouhlický, Milani и Chesley, 2000; Vokrouhlický, Bottke и др., 2015), представляющий собой негравитационное ускорение в орбитальном движении, вызываемое анизотропным переизлучением солнечной радиации поверхностью вращающегося астероида. В работе (Мартюшева и Мельников, 2023) показано, что тесные сближения малых астероидов с планетами могут привести к заметному изменению величины ЭЯ. Скорость изменения полуоси орбиты астероида da/dt , вызываемого действием ЭЯ, может увеличиться/уменьшиться на 30–50%. В работе

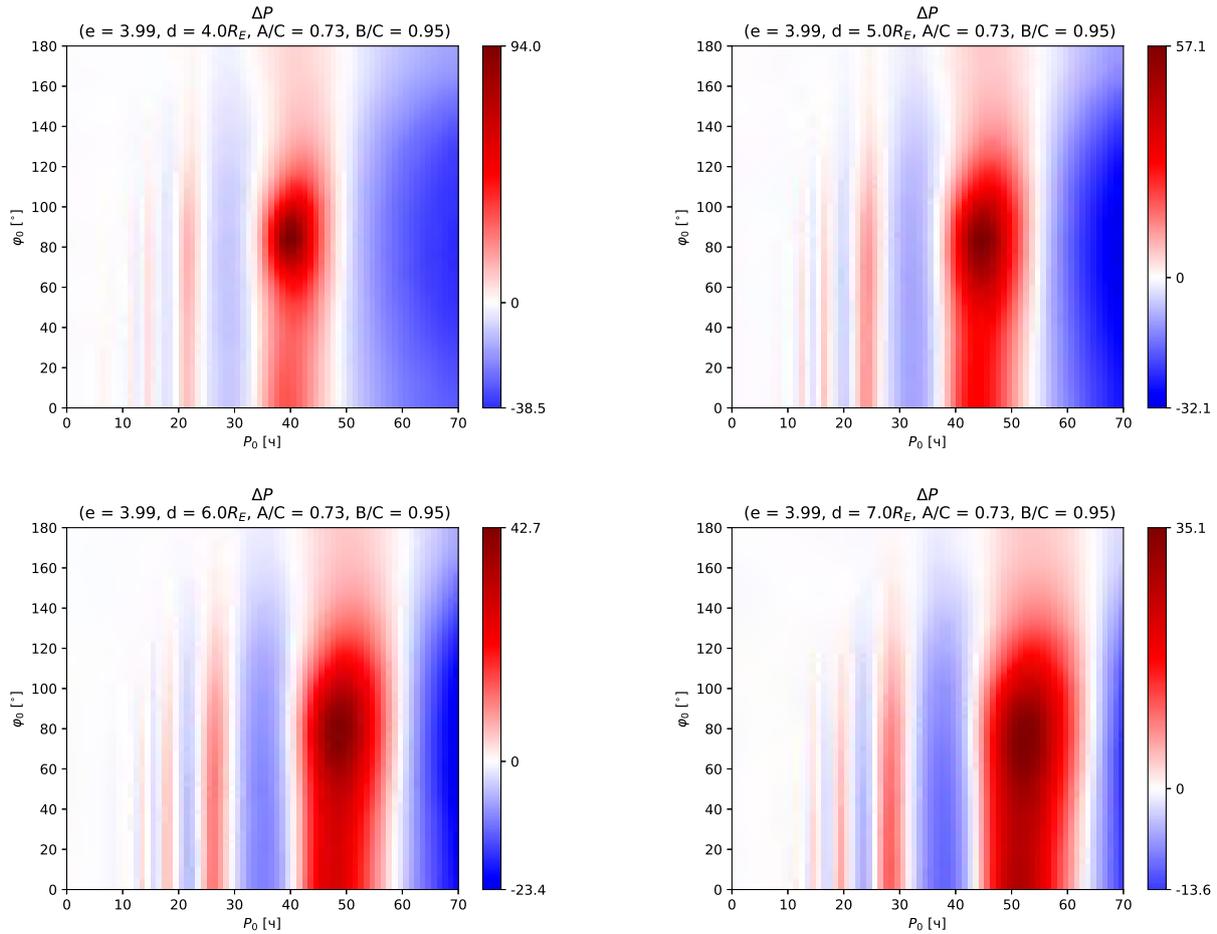


Рис. 4: Зависимости величины изменения периода вращения астероида ΔP из-за сближения с Землей от начальных значений периода вращения P_0 и наклона оси вращения астероида к плоскости орбиты φ_0 для различных значений перигелийского расстояния d .

(Vokrouhlický, Farnocchia и др., 2015) 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 и Venet, 2022).

Из анализа построенных в (Мартюшева и Мельников, 2023) зависимостей da/dt от периода P и γ — угла, характеризующего наклон оси вращения к плоскости орбиты, следует, что существенное изменение величины ЭЯ из-за тесных сближений астероидов с планетами, приводящих к изменению P и γ , должно иметь место для малых астероидов с быстрым вращением ($P < 10$ ч). В случае Апофиса на величину изменения ЭЯ в основном влияет возникающее при сближении с планетой смещение оси вращения астероида, т. е. преобладает вклад сезонной компоненты (см. также Benson, Scheeres, Brozović и др. (2023)). Наши оценки показывают, что если принять за основу данные о величине ЭЯ для Апофиса, полученные в (Vokrouhlický, Farnocchia и др., 2015; Pérez-Hernández и Venet, 2022) — $da/dt \sim 2 \times 10^{-3}$ а. е./млн лет, то сближение с Землей в 2029 г. может привести к существенному изменению величины da/dt и последующему дополнительному (к тому, что имело место до сближения) ежегодному смещению орбиты на величину, сопоставимую с размерами астероида.

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

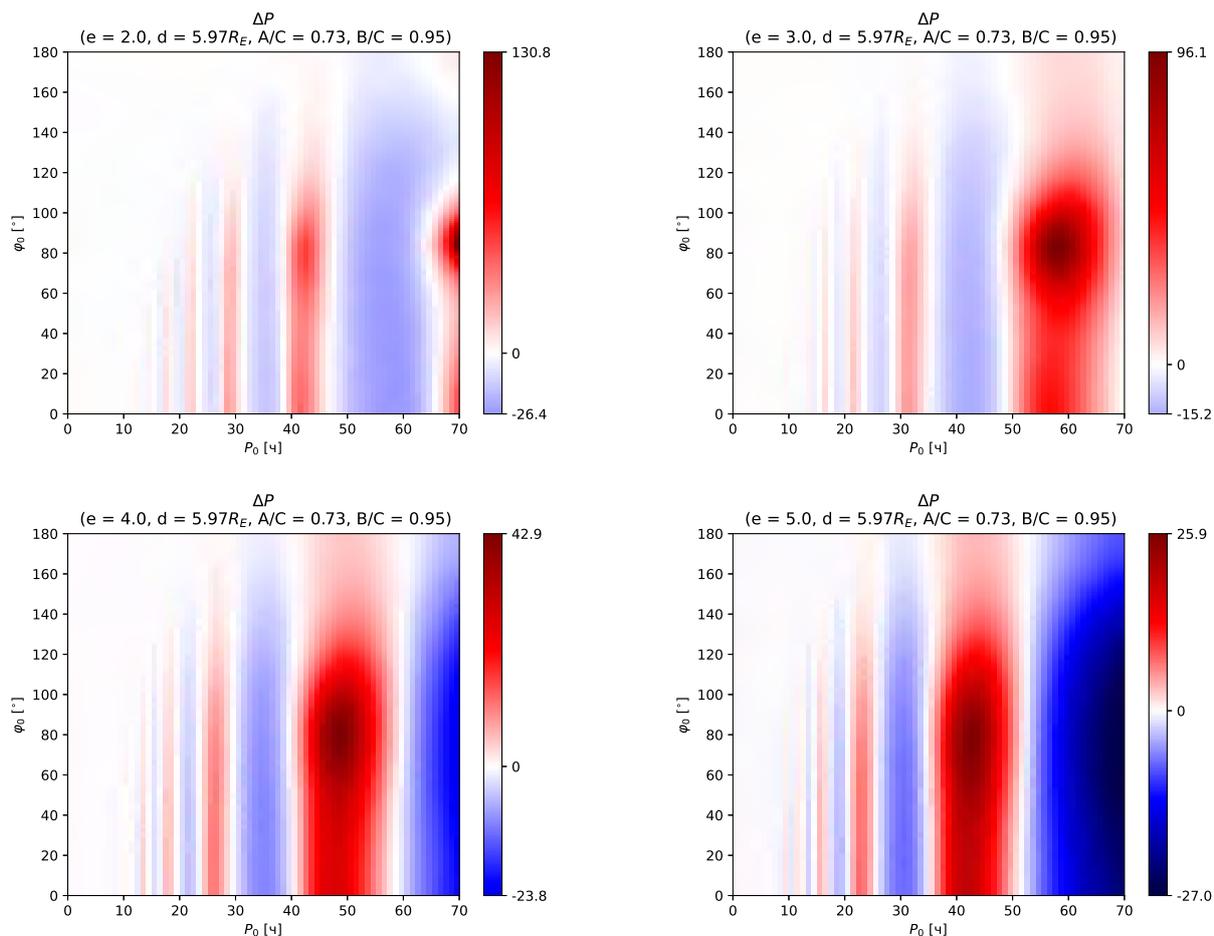


Рис. 5: Зависимости величины изменения периода вращения астероида ΔP из-за сближения с Землей от начальных значений периода вращения P_0 и наклона оси вращения астероида к плоскости орбиты φ_0 для различных значений эксцентриситета e .

3 Выводы и обсуждение

Итак, в настоящей работе 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 (на 30%), наблюдается как ускорение, так и замедление вращения астероида. Оценки влияния тесного сближения Апофиса с Землей в 2029 г. на величину эффекта Ярковского показали, что она может заметно измениться и привести к последующему дополнительному ежегодному смещению орбиты, сопоставимому с размерами астероида.

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.

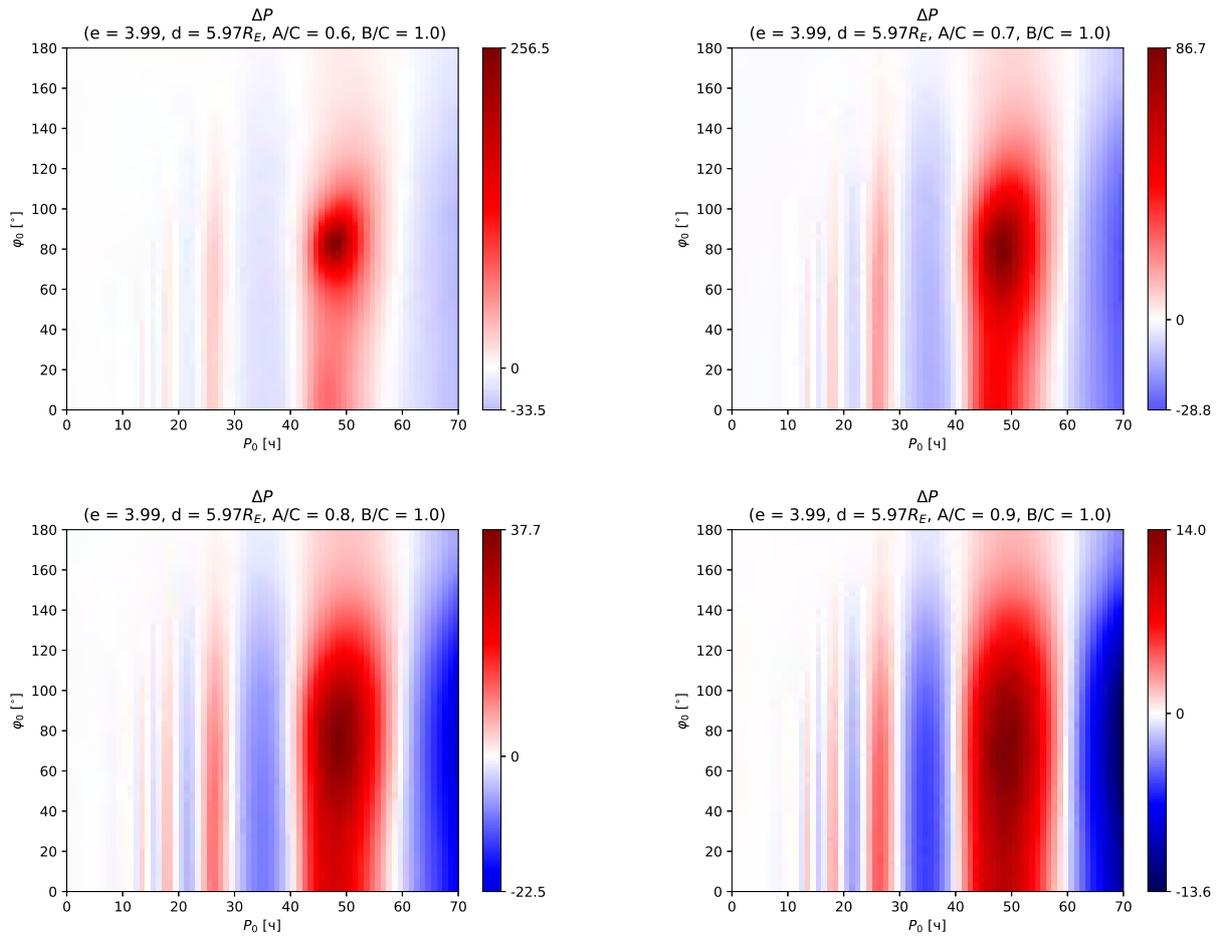


Рис. 6: Зависимости величины изменения периода вращения астероида ΔP из-за сближения с Землей от начальных значений периода вращения P_0 и наклона оси вращения астероида к плоскости орбиты φ_0 для различных значений A/C при $B/C = 1.0$.

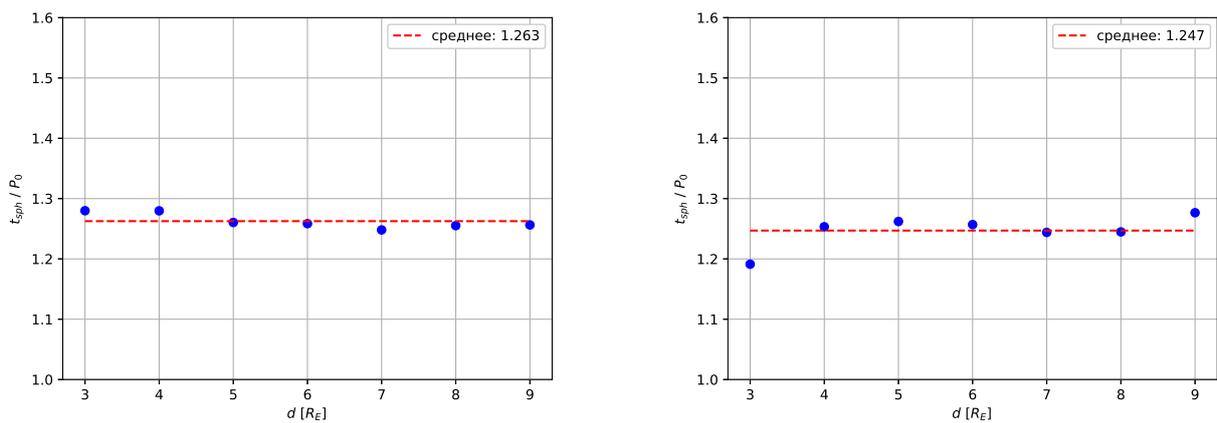


Рис. 7: Отношение между t_{sph} — временем пролета астероида через геоцентрическую сферу радиусом $100R_E$ (слева) и $120R_E$ (справа) — и начальным значением периода P_0 , соответствующим максимуму ΔP на диаграммах, представленных на Рис. 4, для различных значений d .

Благодарности

Настоящее исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-22-00306, <https://rscf.ru/project/23-22-00306/>. Авторы благодарят И.И. Шевченко и М.Ю. Ховричева за полезные обсуждения и замечания.

Список литературы

- Ярковский, И. О. (1901). Плотность светового эфира и оказываемое им сопротивление движению. Брянск: Тип. Юдина.
- Radzievskii, V. V. (1952). *A mechanism for the disintegration of asteroids and meteorites*. *AZh* 29, с. 162—170.
- Rubincam, D. P. (1995). *Asteroid orbit evolution due to thermal drag*. *J. Geophys. Res.* 100.E1, с. 1585—1594.
- (1998). *Yarkovsky thermal drag on small asteroids and Mars-Earth delivery*. *J. Geophys. Res.* 103.E1, с. 1725—1732.
- Vokrouhlický, D. (1999). *A complete linear model for the Yarkovsky thermal force on spherical asteroid fragments*. *A&A* 344, с. 362—366.
- Vokrouhlický, D., A. Milani и S. R. Chesley (2000). *Yarkovsky Effect on Small Near-Earth Asteroids: Mathematical Formulation and Examples*. *Icarus* 148.1, с. 118—138.
- Vokrouhlický, D., W. F. Bottke, S. R. Chesley, D. J. Scheeres и T. S. Statler (2015). *The Yarkovsky and YORP Effects*. В: *Asteroids IV*, с. 509—531.
- Rubincam, D. P. (2000). *Radiative Spin-up and Spin-down of Small Asteroids*. *Icarus* 148.1, с. 2—11.
- Lowry, Stephen C. и др. (2007). *Direct Detection of the Asteroidal YORP Effect*. *Science* 316.5822, с. 272.
- Ershkov, S. V. и R. V. Shamin (2018). *The dynamics of asteroid rotation, governed by YORP effect: The kinematic ansatz*. *Acta Astronautica* 149, с. 47—54.
- Scheeres, D. J., S. J. Ostro, R. A. Werner, E. Asphaug и R. S. Hudson (2000). *Effects of Gravitational Interactions on Asteroid Spin States*. *Icarus* 147.1, с. 106—118.
- Scheeres, D. J., F. Marzari и A. Rossi (2004). *Evolution of NEO rotation rates due to close encounters with Earth and Venus*. *Icarus* 170.2, с. 312—323.
- Devyatkin, A. V. и др. (2016). *A study of the asteroid (367943) Duende at Pulkovo Observatory*. *MNRAS* 459.4, с. 3986—3997.
- Boldrin, Luiz A. G., Rosana A. N. Araujo и Othon C. Winter (2020). *On the rotational motion of NEAs during close encounters with the Earth*. *European Physical Journal Special Topics* 229.8, с. 1391—1403.
- Benson, C. J., D. J. Scheeres и N. A. Moskovitz (2020). *Spin state evolution of asteroid (367943) Duende during its 2013 earth flyby*. *Icarus* 340, с. 113518.
- Melnikov, A. V. (2022). *Rotational Dynamics of Asteroids Approaching Planets*. *Solar System Research* 56.4, с. 241—251.
- Мартюшева, А. А. и А. В. Мельников (2023). *О величине эффекта Ярковского в динамике потенциально опасных астероидов*. *Известия Главной астрономической обсерватории в Пулковке* 228.1, с. 147—156.
- Wisdom, J., S. J. Peale и F. Mignard (1984). *The chaotic rotation of Hyperion*. *Icarus* 58.2, с. 137—152.
- Whittaker, E. T. (1917). *A Treatise on the Analytical Dynamics of particles and rigid bodies*. Cambridge: Cambridge Univ. Press.
- Борисов, А. В. и И. С. Мамаев (2001). *Динамика твердого тела*. М.—Ижевск: Регулярная и хаотическая динамика.
- Sokolov, L. L., A. A. Bashakov и N. P. Pitjev (2008). *Peculiarities of the motion of asteroid 99942 Apophis*. *Solar System Research* 42.1, с. 18—27.
- Sokolov, L. L., A. A. Bashakov, Т. P. Borisova и др. (2012). *Impact trajectories of the asteroid Apophis in the 21st century*. *Solar System Research* 46.4, с. 291—300.
- Farnocchia, D. и др. (2013). *Yarkovsky-driven impact risk analysis for asteroid (99942) Apophis*. *Icarus* 224.1, с. 192—200.
- Ershkov, S. V. и D. Leshchenko (2022). *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?* *The Journal of Space Safety Engineering* 9.3, с. 363—374.

- Giorgini, Jon D., Lance A. M. Benner, Steven J. Ostro, Michael C. Nolan и Michael W. Busch (2008). [Predicting the Earth encounters of \(99942\) Apophis](#). *Icarus* 193.1, с. 1–19.
- Sokolov, L. L., T. P. Borisova, A. A. Vasil'ev и N. A. Petrov (2013). [Properties of collision trajectories of asteroids with the earth](#). *Solar System Research* 47.5, с. 408–413.
- Petrov, N. A., A. A. Vasil'ev, G. A. Kuteeva и L. L. Sokolov (2018). [On the Trajectories of Asteroid Encounters with the Earth for 2015 RN35 and Apophis](#). *Solar System Research* 52.4, с. 326–337.
- Shor, V. A., Yu. A. Chernetenko, O. M. Kochetova и N. B. Zheleznov (2012). [On the impact of the Yarkovsky effect on Apophis' orbit](#). *Solar System Research* 46.2, с. 119–129.
- Vokrouhlický, D., D. Farnocchia и др. (2015). [The Yarkovsky effect for 99942 Apophis](#). *Icarus* 252, с. 277–283.
- Shevchenko, I. I. и др. (2023). [Selected Problems of Classical and Modern Celestial Mechanics and Stellar Dynamics: II-Modern Studies](#). *Solar System Research* 57.2, с. 175–189.
- Scheeres, D. J., L. A. M. Benner и др. (2005). [Abrupt alteration of Asteroid 2004 MN4's spin state during its 2029 Earth flyby](#). *Icarus* 178.1, с. 281–283.
- Souchay, J., D. Souami, C. Lhotka, V. Puentes и M. Figueira (2014). [Rotational changes of the asteroid 99942 Apophis during the 2029 close encounter with Earth](#). *A&A* 563, A24.
- Souchay, J., C. Lhotka и др. (2018). [Changes of spin axis and rate of the asteroid \(99942\) Apophis during the 2029 close encounter with Earth: A constrained model](#). *A&A* 617, A74.
- Scheeres, D. J. (2022). [Proximity Operations About Apophis Through Its 2029 Earth Flyby](#). *Journal of the Astronautical Sciences* 69.6, с. 1514–1536.
- Benson, C. J., D. J. Scheeres, M. Brozović и др. (2023). [Spin state evolution of \(99942\) Apophis during its 2029 Earth encounter](#). *Icarus* 390, с. 115324.
- Pravec, P., P. Scheirich и др. (2014). [The tumbling spin state of \(99942\) Apophis](#). *Icarus* 233, с. 48–60.
- Sharma, I., J. T. Jenkins и J. A. Burns (2006). [Tidal encounters of ellipsoidal granular asteroids with planets](#). *Icarus* 183.2, с. 312–330.
- Hairer, E., S. P. Norsett и G. Wanner (1993). *Solving Ordinary Differential Equations I: Nonstiff Problems*. SpringerVerlag.
- Harris, A. W. (1996). [The Rotation Rates of Very Small Asteroids: Evidence for 'Rubble Pile' Structure](#). В: *Lunar and Planetary Science Conference*. Т. 27. Lunar and Planetary Science Conference, с. 493.
- Pravec, P. и A. W. Harris (2000). [Fast and Slow Rotation of Asteroids](#). *Icarus* 148.1, с. 12–20.
- Hu, Shoucun, Derek C. Richardson, Yun Zhang и Jianghui Ji (2021). [Critical spin periods of sub-km-sized cohesive rubble-pile asteroids: dependences on material parameters](#). *MNRAS* 502.4, с. 5277–5291.
- Pérez-Hernández, J. A. и L. Benet (2022). [Non-zero Yarkovsky acceleration for near-Earth asteroid \(99942\) Apophis](#). *Communications Earth and Environment* 3.1, с. 10.

On perturbations in the rotational motion of an asteroid during its close approach to the Earth

K.S. Lobanova^{1,2}, A.V. Melnikov¹

¹ The Central Astronomical Observatory of the RAS at Pulkovo, ²Saint Petersburg State University

Abstract

By means of numerical simulation of the rotational dynamics of the asteroid (99942) Apophis, the perturbations occurring in the rotational motion of asteroids during their close approaches to the Earth are studied. It has been established that such events can lead to significant changes in the asteroid's own rotation velocity and the orientation of its rotation axis in space. The dependences of the change in the period of rotation of the asteroid on the parameters of the orbit and its rotational state before approaching the Earth are studied. It is shown that disturbances in the rotational motion of an asteroid that occur during approaches significantly affect its further orbital dynamics by changing the magnitude of the Yarkovsky effect.