



О влиянии деформаций астероида при тесном сближении с Землей на его вращательную и орбитальную динамику

К.С. Лобанова^{1,2}, А.В. Мельников^{1,3*}

¹ГАО РАН, ²СПбГУ, ³ИПА РАН

Поступила в редакцию 4 ноября 2024 / Принята к публикации 12 ноября 2024

Аннотация

При тесном сближении с Землей фигура астероида может испытывать заметные деформации. Путем численных экспериментов рассмотрено влияние изменения фигуры астероида на величины возмущений, возникающих в его вращательном движении в ходе сближения, и на орбитальную динамику посредством изменения величины эффекта Ярковского. Установлено, что при приливной деформации фигуры астероида в ходе сближения, сопровождающейся изменением моментов инерции, величины возмущений во вращении существенно выше, чем в случае неизменной фигуры. Показано, что изменение на 10–25% инерционных параметров астероида (99942) Апофис при сближении с Землей в 2029 году приводит к увеличению в 2–4 раза размеров областей, в которых могут измениться период вращения и величина угла, характеризующего наклон оси вращения астероида к плоскости орбиты. Возмущения во вращении астероида приводят к изменению параметра A_2 , характеризующего эффект Ярковского, для размеров области изменения которого сделан аналогичный вывод.

ключевые слова: астероиды, сближающиеся с планетами; вращательная динамика; приливно-деформация фигуры; эффект Ярковского; (99942) Апофис

Введение

В различных исследованиях (Scheeres, Ostro и др., 2000; Scheeres, Marzari и Rossi, 2004; Boldrin, Araujo и Winter, 2020; Melnikov, 2022; Lobanova и Melnikov, 2024; Лобанова и Мельников, 2024) показано, что тесные сближения астероида с Землей могут приводить к существенным возмущениям в его вращательной динамике, которые проявляются в изменении скорости вращения и ориентации оси вращения. Посредством действия эффекта Ярковского (ЭЯ), возмущения во вращательном движении окажут влияние на дальнейшую орбитальную динамику астероида (Лобанова и Мельников, 2024; Martyusheva и Melnikov, 2023). При сближениях на расстояния, сопоставимые с радиусом Земли, фигура астероида может испытывать заметные приливные деформации, что показано на примере изучения динамики астероидов типа rubble pile/«куча щебня» (Richardson, Bottke и Love, 1998; Sharma, Jenkins и Burns, 2006; Tóth, Vereš и Kornoš, 2011; Zhang и Patrick Michel, 2020; Zeng и др., 2022). Исследование динамики таких объектов в настоящее время представляет весьма большой интерес, поскольку тесные сближения могут вызывать как непосредственное разрушение rubble pile астероида из-за приливных моментов (Tóth, Vereš и Kornoš, 2011; Zhang и Patrick Michel, 2020; Granvik и Walsh, 2024), так и «раскрутку» астероида до критической скорости вращения (Sharma, Jenkins и Burns, 2006; Hu и др., 2021), что также приведет к отрыву от астероида его частей. Обычно для моделирования динамики rubble pile астероидов используется специальное программное обеспечение и методы (см., например, Richardson, Quinn

* e-mail: melnikov@gaoran.ru

и др. (2000), Schwartz, P. Michel и Richardson (2013) и Taylor и др. (2023)), требующие значительных вычислительных ресурсов. В настоящей работе мы рассмотрим простую модель приливной деформации фигуры астероида, определяемую изменением его моментов инерции в ходе сближения по заданному закону, и получим оценки влияния указанного эффекта на возмущения во вращении и величине ЭЯ. Рассмотренные модели «деформации» позволяют грубо оценить максимально возможное ее влияние на динамику астероида без трудоемких вычислений.

В первой части настоящей работы дано описание поставленной задачи и основные предположения. Во второй — проведен анализ зависимости величин возмущений во вращении астероида от параметров геоцентрической орбиты, описывающей его движение в окрестности Земли. Третья часть работы посвящена изучению влияния изменения фигуры астероида в ходе сближения на величины возмущений в его вращательной динамике и величину ЭЯ. В конце работы приведены основные результаты.

1 Постановка задачи

Для проведения численных экспериментов по моделированию тесного сближения с Землей в качестве модельного астероида нами был выбран астероид (99942) Апофис (диаметр $D \approx 340$ м). Ранее возможные приливные деформации фигуры Апофиса при его сближении с Землей в 2029 году обсуждались в ряде работ (Taylor и др., 2023; Yu и др., 2014; DeMartini и др., 2019; Valvano и др., 2022; Kim и др., 2023; Benson и др., 2023). Детально исследовалась и вращательная динамика Апофиса (Lobanova и Melnikov, 2024; Benson и др., 2023; Scheeres, Benner и др., 2005; Pravec и др., 2014; Souchay, Souami и др., 2014; Souchay, Lhotka и др., 2018). Очевидно, что величина возмущений во вращательном движении астероида при сближении с планетой в первую очередь определяется дистанцией, на которую он подходит к планете. На величину возмущений также влияет скорость собственного вращения астероида, ориентация оси вращения, фигура астероида и ориентация наибольшей оси фигуры астероида при прохождении перигея (Scheeres, Ostro и др., 2000; Scheeres, Marzari и Rossi, 2004; Boldrin, Araujo и Winter, 2020; Лобанова и Мельников, 2024; Richardson, Bottke и Love, 1998). Предполагая, что орбита астероида в окрестности Земли описывается геоцентрической гиперболой, мы рассмотрели зависимость величин возмущений во вращении от параметров орбиты и моментов инерции, определяемых в том числе и формой астероида.

В численных экспериментах по моделированию вращательной динамики астероида использовался программный комплекс (Lobanova и Melnikov, 2024; Лобанова и Мельников, 2023a) на основе интегратора DOP853 (Hairer, Norsett и Wanner, 1993), реализующего явный метод Рунге–Кутты 8-го порядка. Предполагалось, что движение астероида относительно Земли происходит по фиксированной гиперболической орбите, задаваемой перицентрическим расстоянием $q = a(e - 1)$ и эксцентриситетом e . Динамика астероида рассматривалась на участке его орбиты, ограниченном геоцентрической сферой радиусом $100R_E$, где $R_E = 6371$ км — средний радиус Земли. Фигура астероида аппроксимировалась трехосным эллипсоидом с главными центральными моментами инерции $A \leq B \leq C$. Земля рассматривалась как гравитирующая точка. В начальный момент времени задавались период вращения астероида P и ориентация оси вращения относительно нормали к плоскости орбиты, определяемая углом γ . Предполагалось, что вращение происходит вокруг оси, совпадающей с осью максимального момента инерции. Для вектора угловой скорости было принято $\vec{\omega} = (0, 0, 2\pi/P)$. Угол γ принимал значения от 0° до 180° .

Ориентация фигуры астероида при прохождении перигея (см. обсуждение Richardson, Bottke и Love (1998) и Sharma, Jenkins и Burns (2006)) нами не учитывалась. В начальный момент времени мы предполагали, что наибольшая ось фигуры астероида направлена на Землю. Проведенные численные эксперименты показали, что такое предположение не оказывает заметного влияния на финальные оценки максимальных величин возмущений во вращении астероида. Варьируя начальную скорость вращения астероида мы рассмотрим различные варианты ориентации фигуры астероида при прохождении им перигея.

Посредством численного интегрирования динамических и кинематических уравнений Эйлера (уравнения приведены в Лобанова и Мельников (2023a)), записанных в переменных Родрига–Гамильтона (Борисов и Мамаев, 2001; Whittaker, 1917), исследовалась эволюция заданных начальных (до сближения) значений P_0 и γ_0 . А именно, определялись величины:

$$\Delta P = P_{\text{final}} - P_0, \quad \Delta \gamma = \gamma_{\text{final}} - \gamma_0, \quad (1)$$

где нижний индекс «final» соответствует величинам после момента сближения, при удалении астероида от геоцентра на расстояние $100R_E$.

2 Влияние орбиты на возмущения во вращении астероида

Рассмотрим, как на величины возмущений во вращении астероида, возникающих при сближении с Землей, влияют параметры его геоцентрической орбиты — q и e . Проведем моделирование сближения астероида Апофис с Землей в 2029 году и сближения астероида 2012 TC4 с Землей, произошедшего в 2017 году. Полагая для Апофиса (Praves и др., 2014) $P_0 = 30.6$ ч, $\gamma_0 = 140^\circ$, $A/C = 0.73$, $B/C = 0.95$, вычислим ΔP и $\Delta \gamma$ на множестве значений (q, e) , заданных в узлах равномерной сетки: $1R_E \leq q \leq 20R_E$ с шагом в $0.1R_E$, $2 \leq e \leq 6$ с шагом в 0.01 . Для 2012 TC4 положим (Lee и др., 2021): $P_0 = 12.25$ мин, $\gamma_0 = 105^\circ$, $A/C = 0.42$, $B/C = 0.81$ и возьмем сетку $2R_E \leq q \leq 8R_E$ с шагом в $0.01R_E$, $2 \leq e \leq 7$ с шагом в 0.01 .

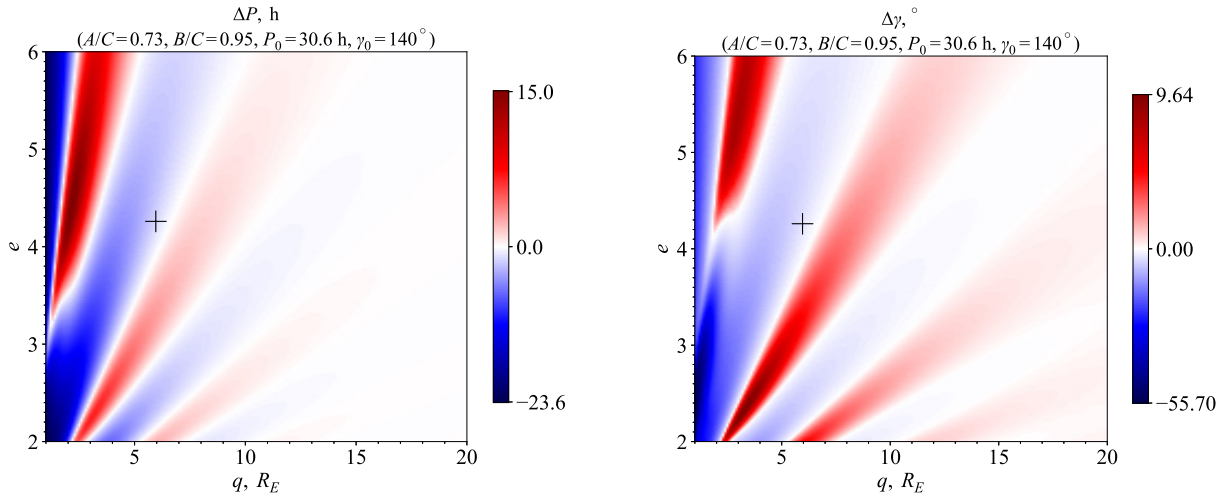


Рис. 1: Зависимости изменения периода вращения ΔP и угла наклона оси вращения $\Delta \gamma$ от параметров геоцентрической орбиты (q, e) в случае Апофиса при его сближении с Землей в 2029 году. Крестиком указано предполагаемое положение Апофиса (по данным NASA JPL, <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/>).

На Рис. 1 и 2 представлены полученные зависимости $\Delta P(q, e)$ и $\Delta \gamma(q, e)$. Видно, что существенные возмущения во вращении Апофиса имеют место при сближении на дистанцию менее 10 радиусов Земли. Величина ΔP может достичь десятков часов, $\Delta \gamma$ — десятков градусов (см. также Lobanova и Melnikov (2024) и Лобанова и Мельников (2023b)), что позволит сравнительно легко выявить изменение вращательного состояния астероида посредством анализа наблюдений. Как показано в (Лобанова и Мельников, 2024), такие величины возмущений типичны для астероидов с относительно медленным вращением ($P > 5$ ч), в случае же быстрого вращения ($P < 1$ ч) возмущения весьма малы даже при $q \leq 2R_E$, что видно из Рис. 2. Например, при сближении астероида 2012 TC4 с Землей в 2017 году возмущения в его вращении были пренебрежимо малы: $\Delta P < 10^{-6}$ мин, $\Delta \gamma < 0.01^\circ$ (см. также Лобанова и Мельников (2024)).

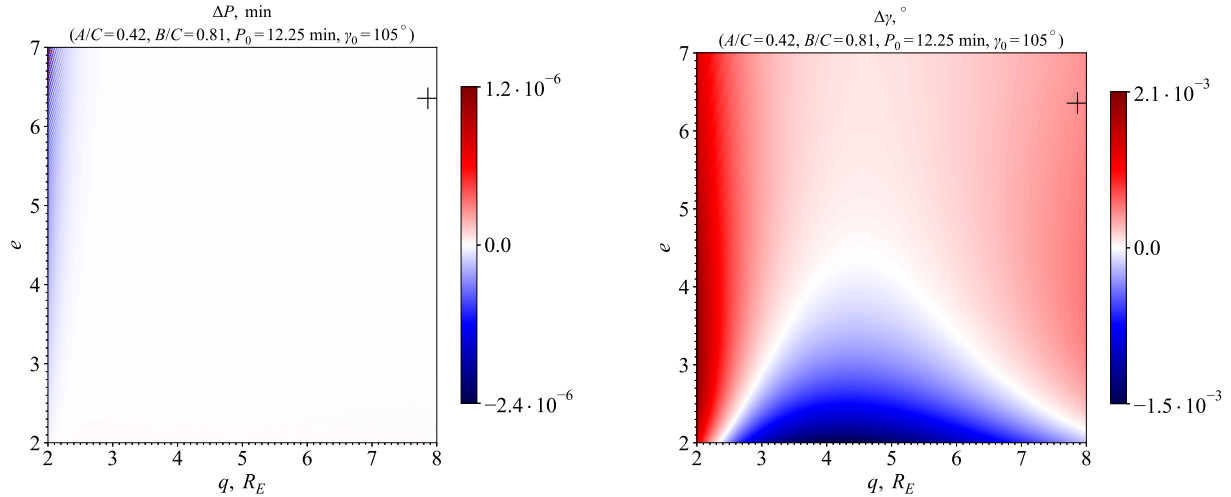


Рис. 2: Зависимости изменения периода вращения ΔP и угла наклона оси вращения $\Delta\gamma$ от параметров геоцентрической орбиты (q , e) в случае астероида 2012 TC4 при его сближении с Землей в 2017 году. Крестиком указано положение астероида 2012 TC4 (по данным NASA JPL, <https://ssd.jpl.nasa.gov/horizons/>).

Анализ наблюдательных данных показывает, что быстрое вращение присуще (Ну и др., 2021; Ферусси и др., 2024) астероидам малого размера (диаметр $D < 100$ м), причем астероиды с $D \sim 10$ м являются, вероятно, монолитными телами — для них приливная деформация фигуры будет незначительна. Для астероидов диаметром сотни метров и более характерно медленное вращение (см. там же), поэтому возмущения во вращении при сближении на дистанцию в несколько радиусов Земли могут быть существенными. Кроме того, для таких тел, если они представляют собой объекты типа rubble pile, может иметь место заметная приливная деформация фигуры. Астероид, схожий по своим параметрам (вращательному состоянию, размерам и форме) с Апофисом, является хорошим кандидатом для проведения численных экспериментов по изучению влияния деформации фигуры в ходе сближения с Землей на вращательную динамику.

3 Влияние изменения фигуры астероида на возмущения во вращении

Параметры фигуры астероида оказывают заметное влияние на оценки возмущений в его вращении, возникающих при сближении с Землей, поскольку форма астероида связана с его инерционными параметрами (моментами инерции). В работе (Лобанова и Мельников, 2024) показано, что в случае астероида с $P > 5$ ч даже небольшая неопределенность/завышение реальных инерционных параметров может привести к существенному занижению/завышению величин ΔP и $\Delta\gamma$. Рассмотрим, как на оценки возмущений влияет возможное изменение фигуры астероида в ходе сближения с Землей. Для этого проведем численные эксперименты в рамках различных моделей изменения фигуры астероида. Изменение фигуры астероида определим вариацией одного из отношений моментов инерции (A/C и B/C), поскольку для случая трехосного эллипсоида с полуосями $a \geq b \geq c$ и однородной плотностью имеем (Kourprianov и Shevchenko, 2006) :

$$\frac{c}{b} = \sqrt{\frac{-1 + A/C + B/C}{1 + A/C - B/C}}, \quad \frac{b}{a} = \sqrt{\frac{1 + A/C - B/C}{1 - A/C + B/C}}. \quad (2)$$

В качестве модельного астероида, как указано выше, выберем объект с параметрами Апофиса. Рассмотрим два варианта геоцентрической орбиты модельного астероида: предполагаемая согласно данным NASA JPL орбита Апофиса при сближении с Землей в 2029 году ($e = 4.26$,

$q = 5.96R_E$) и орбита, для которой положено $q = 3R_E$. В последнем случае, согласно Рис. 1, возмущения во вращении астероида должны быть весьма существенными. Кроме того, такая малая дистанция до возмущающего тела должна заметным образом сказаться на фигуре астероида, особенно если он представляет собой объект типа rubble pile. Рассмотрим три модели изменения фигуры астероида, обозначаемые далее как (2), (3) и (4), при этом модель (1) будет соответствовать случаю неизменной фигуры.

В численных экспериментах величина $B/C = 0.95$ будет оставаться постоянной. В модели (1) величина A/C не изменяется, в начальный момент времени принято $A/C = 0.73$. В моделях (2)–(4) происходит уменьшение начальной величины A/C на 10% либо 25% следующим образом: (2) линейное убывание до точки сближения (перицентра), далее A/C не изменяется, (3) убывание A/C до точки сближения по квадратичному закону (по параболе), далее A/C не изменяется, и (4) скачкообразное изменение A/C в точке максимального сближения. Для всех моделей схематичное изображение зависимости A/C от времени при уменьшении на 25% представлено на Рис. 3. Проведенные численные эксперименты показали, что возможные изменения величины A/C после прохождения астероидом точки сближения практически не влияли на финальную оценку возмущений. Так, например, в случае линейного убывания A/C до перицентра рассматривалась возможность последующего линейного возрастания A/C до исходного значения, при этом отличия полученных оценок ΔP и $\Delta \gamma$ от модели (2) не превосходили 5%.

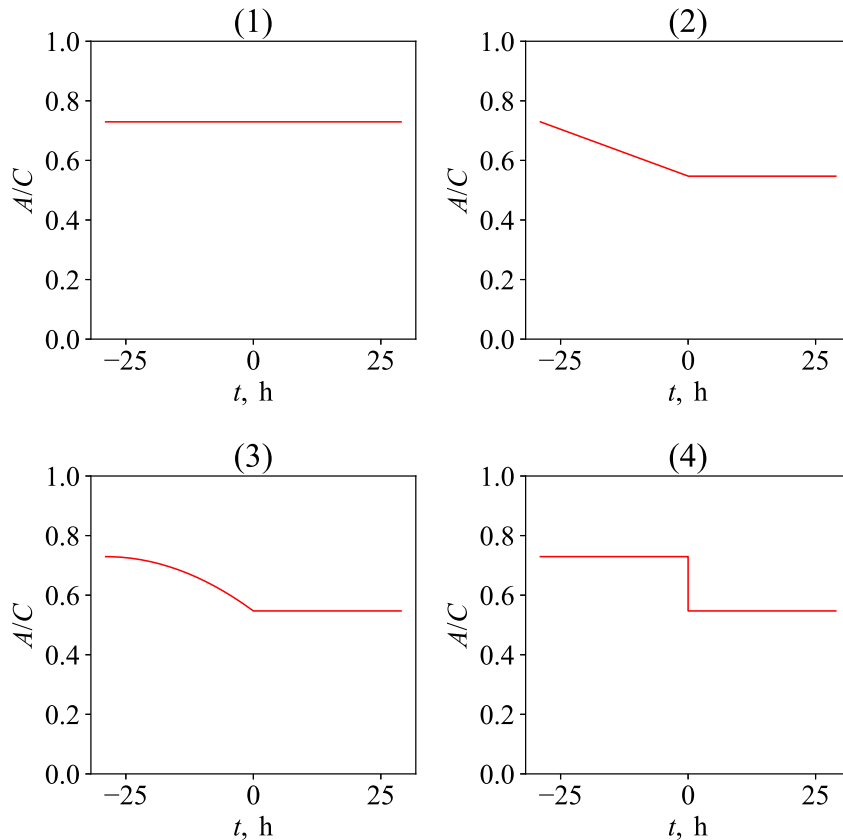


Рис. 3: Зависимости A/C от времени при сближении с Землей для случая неизменной фигуры (1) и трех (2)–(4) моделей деформации фигуры астероида. Для всех моделей $B/C = 0.95$ и не изменяется со временем. Время t указано в часах. Момент $t = 0$ соответствует прохождению астероидом точки сближения (перицентра геоцентрической орбиты).

Для каждой модели строились и анализировались диаграммы $\Delta P(P_0, \gamma_0)/P_0$ и $\Delta \gamma(P_0, \gamma_0)/\gamma_0$. Значения P_0 и γ_0 задавались в узлах равномерной сетки, определенной следующим образом:

Таблица 1: Границы областей относительных изменений периода $\Delta P/P_0$ и угла наклона оси вращения $\Delta\gamma/\gamma_0$, вычисленных на множестве (P_0, γ_0) для всех рассмотренных моделей деформации фигуры астероида в ходе его сближения с Землей.

	q/R_E	Модель			
		(1)	(2)	(3)	(4)
$\Delta P/P_0$	5.96	(−0.37, +0.79)	(−0.51, +3.57)	(−0.51, +3.48)	(−0.46, +1.42)
	3	(−0.61, +7.38)	(−0.74, +31.01)	(−0.74, +28.04)	(−0.70, +11.24)
$\Delta\gamma/\gamma_0$	5.96	(−0.10, +0.10)	(−0.24, +0.55)	(−0.25, +0.54)	(−0.31, +0.43)
	3	(−0.28, +0.84)	(−0.85, +6.33)	(−0.85, +6.38)	(−0.98, +4.04)

Примечание: для параметров геоцентрической орбиты принято: $e = 4.26$, величина q указана в таблице. В модели (1) фигура астероида в ходе сближения неизменна. В моделях (2)–(4) происходит уменьшение первоначально заданной величины A/C на 25%.

$15 \text{ мин} \leq P_0 \leq 70 \text{ ч}$ с шагом в 15 мин, $0^\circ \leq \gamma_0 \leq 180^\circ$ с шагом в 0.5° . При оценке возмущений во вращении астероида мы перешли к относительным величинам для удобства сопоставления результатов, полученных в различных моделях. Отметим, что в работе (Лобанова и Мельников, 2024) были построены диаграммы $\Delta P(P_0, \gamma_0)$ и $\Delta\gamma(P_0, \gamma_0)$ для модели (1).

Полученные для случая, когда A/C изменяется на 25%, диаграммы представлены на Рис. 4. В Табл. 1 для всех моделей представлены границы областей относительных изменений величин возмущений, выявленные на рассмотренной выборке значений (P_0, γ_0) . Приведены результаты как для $q = 5.96R_E$, представленные на Рис. 4, так и для $q = 3R_E$. Из Рис. 4 видно, что диаграммы для моделей (1), (2) и (3) имеют схожий вид, но в моделях (2) и (3) максимальные значения возмущений (см. Табл. 1) возрастают в 2–4 раза по сравнению с теми, что имеют место для неизменной фигуры, задаваемой моделью (1). В модели (4) также имеет место существенное увеличение возмущений, причем наиболее заметное в $\Delta\gamma$, однако изменение периода менее значительно, чем в моделях (2) и (3). По сравнению со случаем неизменной фигуры (модель (1)), для моделей с изменением фигуры возможно значительное замедление вращения астероида: увеличивается верхняя граница области изменения ΔP . Нижняя граница, соответствующая отрицательным значениям ΔP и ускорению вращения, изменяется не так существенно. В случае когда A/C изменяется на 10%, численные эксперименты показали, что возмущения во всех моделях с переменной фигурой в 1.5–2 раза выше, чем для неизменной фигуры.

Рассмотрим подробнее отличие результатов, полученных в разных моделях. На Рис. 5 для случая $q = 5.96R_E$ представлены примеры распределений величин $\Delta P/P_0$ и $\Delta\gamma/\gamma_0$, вычисленных на множестве (P_0, γ_0) для всех рассмотренных моделей деформации фигуры астероида. Величина ν представляет собой относительное количество значений рассматриваемой величины, попадающих в интервал $(\Delta P/P_0, \Delta P/P_0 + \delta)$ при $\delta = 0.1$, либо $(\Delta\gamma/\gamma_0, \Delta\gamma/\gamma_0 + \delta)$ при $\delta = 0.01$.

Видно, что в модели (1) по сравнению с другими моделями значительную часть (около 25%) составляют случаи с весьма малыми возмущениями — $\Delta P/P_0 \approx 0$ и $\Delta\gamma/\gamma_0 \approx 0$, т. е. такие сближения для соответствующих им P_0 и γ_0 не оказывают влияния на вращение астероида. В случае переменной фигуры астероида количество случаев с незначительными возмущениями сокращается на 10% в пользу более сильных возмущений. В моделях (2) и (3) имеют место схожие по величине между собой возмущения, соответствующие кривые на Рис. 5 практически совпадают. Модель (4) также дает близкие к ним результаты, отличие имеет место лишь в возмущениях угла наклона оси вращения — для модели (4) доля ненулевых значений $\Delta\gamma/\gamma_0$ существенно выше. Поскольку величина ЭЯ существенным образом зависит от угла наклона оси вращения (Vokrouhlický, 1999; Vokrouhlický, Milani и Chesley, 2000; Vokrouhlický, Bottke и др., 2015), наиболее заметные ее изменения из-за сближения должны иметь место в модели (4), что и будет показано нами далее. Рассмотрим теперь влияние возмущений во вращении астероида на величину ЭЯ после сближения.

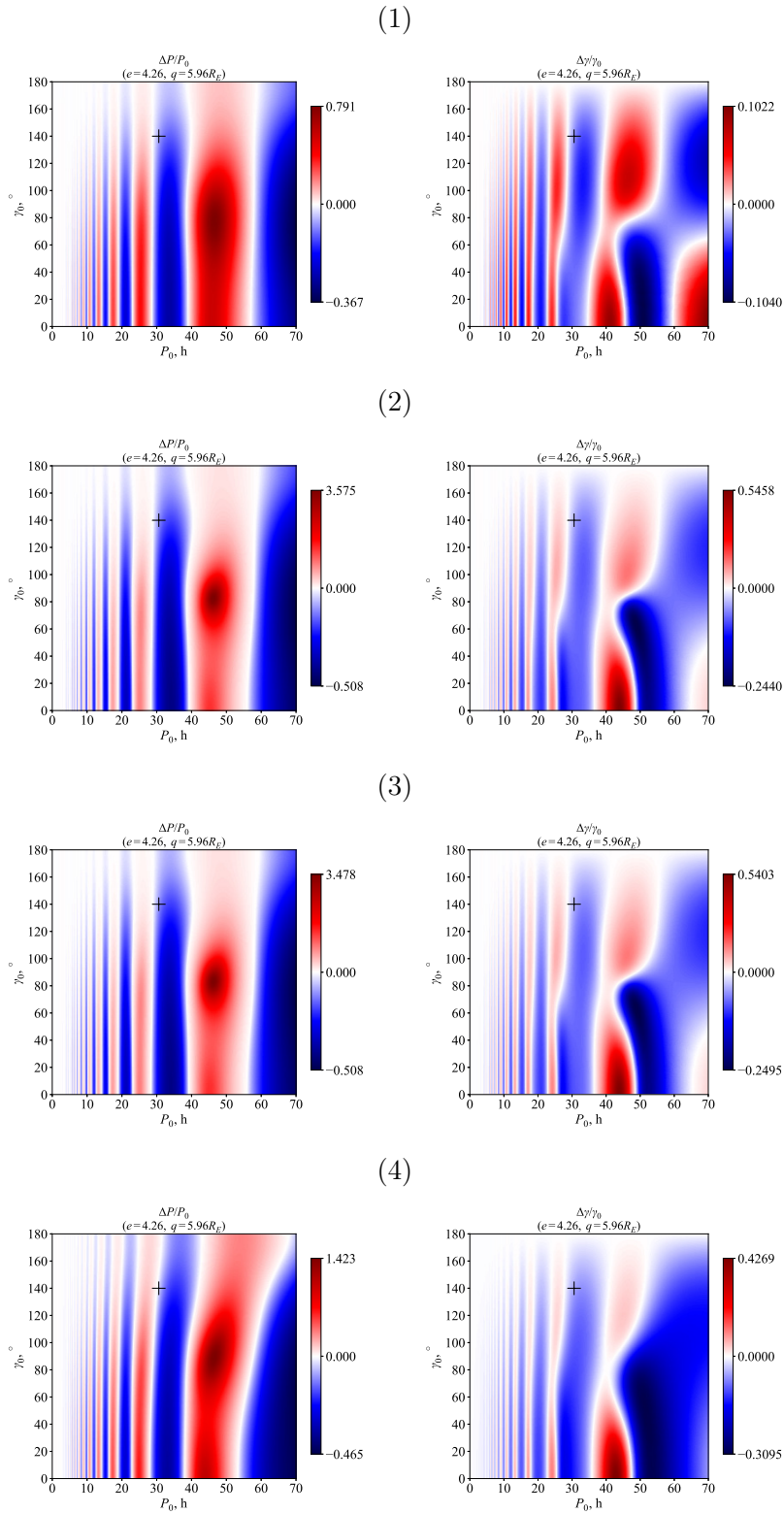


Рис. 4: Зависимости относительного изменения периода вращения $\Delta P/P_0$ и относительного изменения угла наклона оси вращения $\Delta \gamma/\gamma_0$ от начальных (до сближения) значений P_0 и γ_0 для различных моделей (номера указаны на рисунке) переменности фигуры астероида (см. подробнее Рис. 3). Для параметров геоцентрической орбиты принято: $e = 4.26$, $q = 5.96 R_E$. Крестиком указано положение Апофиса, согласно (Pravec и др., 2014).

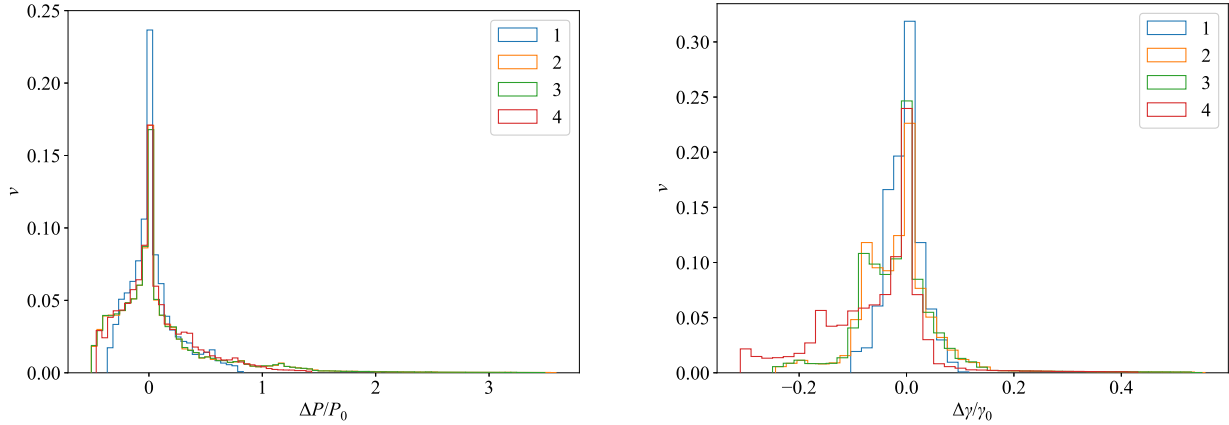


Рис. 5: Распределения величин относительных изменений периода $\Delta P/P_0$ и относительных изменений угла наклона оси вращения $\Delta\gamma/\gamma_0$, вычисленных на множестве (P_0, γ_0) для разных моделей деформации фигуры астероида (см. Рис. 3) в ходе его сближения с Землей. Рассмотренным моделям деформации соответствуют разные цвета, указанные в легенде. Для параметров геоцентрической орбиты принято: $e = 4.26$, $q = 5.96R_E$.

4 Влияние возмущений во вращении на эффект Ярковского

Известно, что эффект Ярковского (Vokrouhlický, 1999; Vokrouhlický, Milani и Chesley, 2000; Vokrouhlický, Bottke и др., 2015; Ярковский, 1901; Radzievskii, 1952; Rubincam, 1995; Rubincam, 1998; Rubincam, 2000; Farinella, Vokrouhlický и Hartmann, 1998; Farnocchia и др., 2013) играет существенную роль в вековой орбитальной динамике малых астероидов, поскольку одно из его проявлений — это вековое изменение большой полуоси астероида. Смещение орбиты вызвано действием негравитационного ускорения, вызываемого анизотропным переизлучением солнечной радиации поверхностью вращающегося астероида. Величину вектора ускорения, вызванного действием ЭЯ, часто характеризуют с помощью трансверсальной компоненты — A_2 (см. Marsden, Sekanina и Yeomans (1973)), поскольку ее удастся оценить на основе анализа рядов астрометрических измерений. Иногда указывают среднюю скорость изменения большой полуоси орбиты da/dt . Связь параметра A_2 с величиной da/dt задается формулой (Farnocchia и др., 2013)

$$A_2 = \frac{n}{2} \left(\frac{a}{1 \text{ a.e.}} \right)^2 \frac{da}{dt}, \quad (3)$$

где n — среднее движение, a — большая полуось орбиты астероида. Величина da/dt удобна тем, что позволяет сопоставить годовое смещение орбиты с размерами астероида и оценить проявление действия ЭЯ.

Ранее мы оценивали (Лобанова и Мельников, 2024; Martyusheva и Melnikov, 2023; Лобанова и Мельников, 2023b) влияние возмущений, возникающих во вращательной динамике ряда малых астероидов при сближениях с Землей, на величину ЭЯ. Было показано, что для случая неизменной фигуры астероида при тесных сближениях может происходить заметное изменение величины ЭЯ. Поскольку, как показано нами выше, при деформации фигуры величина возмущений во вращении значительно возрастает, следует ожидать увеличение размеров области, в пределах которой возможно изменение величины ЭЯ. На основе полученных нами в данной работе оценок ΔP и $\Delta\gamma$ и теории вычисления ЭЯ из работы Farinella, Vokrouhlický и Hartmann (1998) (см. также Лобанова и Мельников (2023b)) найдем изменение ЭЯ в различных моделях деформации фигуры астероида, определив величины:

$$\Delta A_2 = A_2^{\text{final}} - A_2^0, \quad \Delta(da/dt) = (da/dt)_{\text{final}} - (da/dt)_0, \quad (4)$$

где индекс «final», как и в (1), соответствует значениям, характеризующим величину ЭЯ после момента сближения, а индекс «0» — до сближения.

На Рис. 6 для всех рассмотренных моделей изменения фигуры астероида представлены диаграммы $\Delta A_2(P_0, \gamma_0)$ при $q = 5.96 R_E$. В Табл. 2 для каждой из моделей приведены максимальные оценки изменения величины $\Delta A_2(P_0, \gamma_0)$, вызванного возмущениями во вращательном состоянии астероида. Также приведены соответствующие им максимальные значения $\Delta(da/dt)$, вычисленные на множестве (P_0, γ_0) .

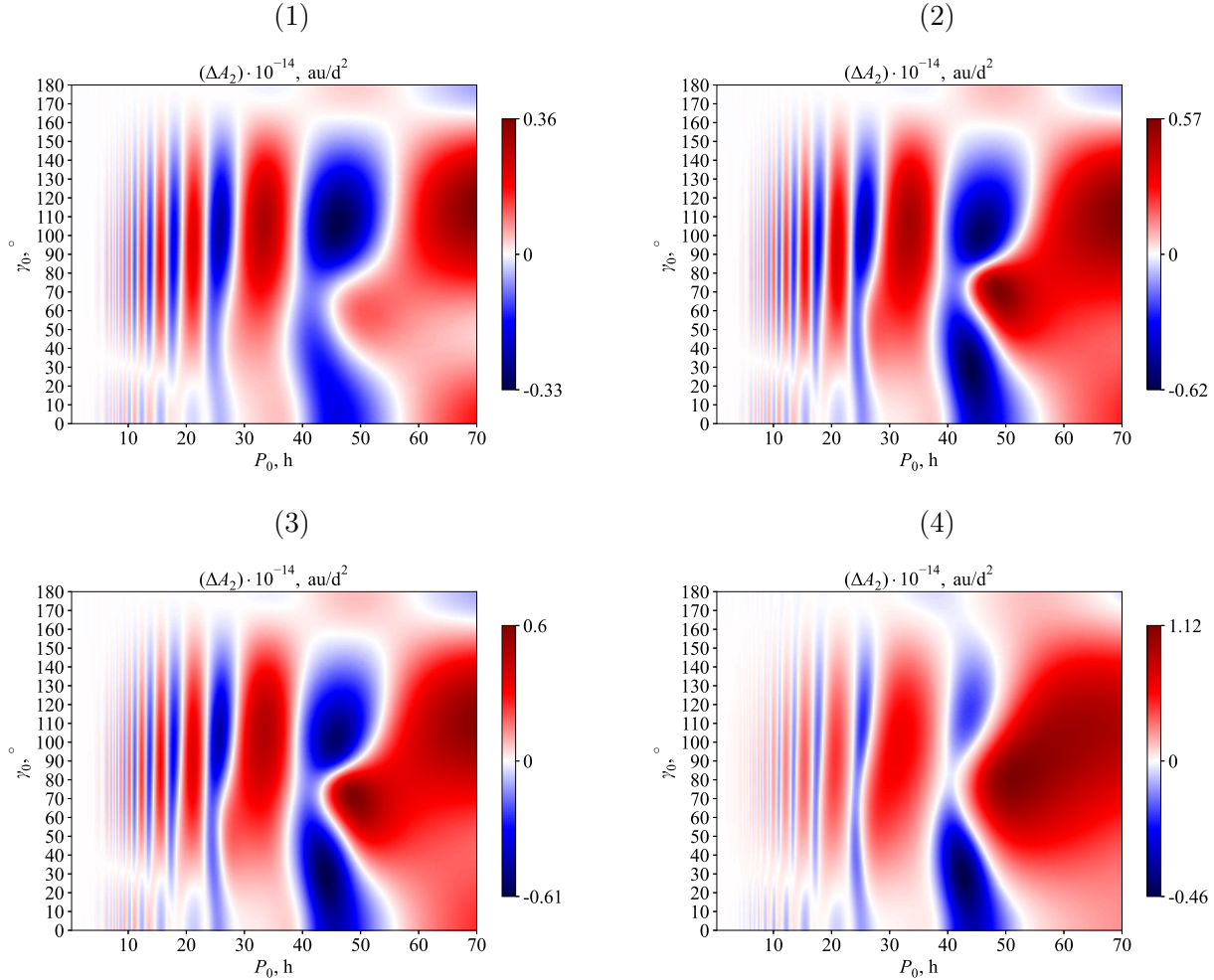


Рис. 6: Зависимость изменения величины ΔA_2 , характеризующей изменение ЭЯ, от начальных (до сближения) значений P_0 и γ_0 для различных моделей (номера указаны на рисунке) переменной фигуры астероида (см. подробнее Рис. 3). Для параметров геоцентрической орбиты принято: $e = 4.26$, $q = 5.96 R_E$.

Из Рис. 6 и Табл. 2 видно, что наличие переменной фигуры астероида и соответствующее ей увеличение возмущений во вращении (ΔP и $\Delta \gamma$) приводит к заметному (в 2–4 раза) увеличению размеров области изменения величины ЭЯ после сближения, наиболее существенны изменения максимальных значений ЭЯ в модели (4).

Если мы рассмотрим случай сближения Апофиса с Землей в 2029 году, то относительные изменения текущей величины $A_2 \approx 2.9 \times 10^{-14}$ а.е./сут² ($da/dt \approx -200$ м/год) (Pérez-Hernández и Benet, 2022) могли бы составить от 10% в модели (1) (см. также Лобанова и Мельников (2024)) до 35% в модели (4). А именно, в случае отсутствия деформации фигуры (модель (1)), из-за сближения Апофиса с Землей в 2029 году скорость смещения орбиты может составить: $da/dt = -(180 \div 220)$ м/год. Если же предположить наличие деформации в рамках модели (2), то $da/dt =$

Таблица 2: Границы областей изменений параметров ΔA_2 и $\Delta(da/dt)$, характеризующих изменение величины ЭЯ, вычисленных на множестве (P_0, γ_0) для рассмотренных моделей деформации фигуры астероида в ходе его сближения с Землей.

	q/R_E	Модель			
		(1)	(2)	(3)	(4)
$\Delta A_2 \times 10^{-14}$	5.96	(−0.33, +0.36)	(−0.62, +0.57)	(−0.61, +0.60)	(−0.46, +1.12)
а.е./сут ²	3	(−0.72, +0.88)	(−2.24, +2.42)	(−2.25, +2.48)	(−1.81, +3.99)
$\Delta(da/dt)$	5.96	(−22, +23)	(−41, +38)	(−40, +40)	(−31, +74)
м/год	3	(−48, +58)	(−148, +160)	(−149, +164)	(−120, +264)

Примечание: для параметров геоцентрической орбиты принято: $e = 4.26$, величина q указана в таблице. В модели (1) фигура астероида в ходе сближения неизменна. В моделях (2)–(4) происходит уменьшение первоначально заданной величины A/C на 25%.

−(160 ÷ 240) м/год. Маловероятно, что в случае Апофиса возможно изменение моментов инерции на 10–25% (см. обсуждение в Taylor и др. (2023), Yu и др. (2014), DeMartini и др. (2019), Valvano и др. (2022), Kim и др. (2023) и Benson и др. (2023)), однако, в случае rubble pile астероидов такую ситуацию исключать нельзя. Поэтому при численном моделировании динамики таких объектов в ходе их сближения с Землей следует учитывать влияние возмущений во вращении на дальнейшую орбитальную динамику из-за изменения величины ЭЯ.

Выводы

В настоящей работе путем численных экспериментов изучено влияние изменения фигуры астероида в ходе тесного сближения с Землей на величину возмущений во вращательном движении и величину эффекта Ярковского. В качестве модельного объекта был выбран астероид Апофис, рассмотрено его сближение с Землей в 2029 году. Показано, что заметные возмущения во вращении Апофиса возможны при сближении на дистанцию ближе 10 радиусов Земли. В этом случае изменения периода могут составить от единиц до нескольких десятков часов, а отклонения оси вращения от положения до сближения — десятков градусов (см. также Lobanova и Melnikov (2024)). Если астероид представляет собой объект типа rubble pile, то при сближении на дистанцию, сопоставимую с радиусом Земли, из-за приливной деформации фигуры астероида возможно изменение его моментов инерции, что должно оказать влияние на величину возмущений во вращении. Нами рассмотрено несколько моделей изменения инерционных параметров астероида при сближении. Показано, что в случае астероида, схожего по параметрам (вращательному состоянию, размерам и форме) с Апофисом, изменение моментов инерции на 10–25% приведет к увеличению в 2–4 раза по сравнению со случаем неизменной фигуры размеров областей, в которых могут измениться период вращения и величина угла, характеризующего наклон оси вращения к плоскости орбиты. Поскольку величина эффекта Ярковского (величина A_2) определяется в основном параметрами вращения астероида, после сближения увеличится размер области возможных значений A_2 . Относительные изменения A_2 для астероида, схожего по параметрам с Апофисом, могут составить от 10% до 35%. Таким образом, в случае возникновения заметной деформации фигуры, сближение с Землей может существенным образом повлиять на дальнейшую орбитальную динамику астероида посредством изменения величины эффекта Ярковского. При моделировании вращательной динамики астероидов типа rubble pile, испытывающих сближения с Землей на дистанции $q \leq 10R_E$ и обладающих относительно медленным вращением (период $P > 5$ ч), обязательно следует учитывать влияние приливной деформации фигуры на величину возникающих возмущений и величину эффекта Ярковского.

Благодарности

Настоящее исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-22-00306, <https://rscf.ru/project/23-22-00306/>. Авторы благодарны М. Ю. Ховричеву за обсуждения и ценные замечания.

Список литературы

- 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.
- Boldrin, L. A. G., R. A. N. Araujo и O. 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.
- Melnikov, A. V. (2022). [Rotational Dynamics of Asteroids Approaching Planets](#). *Solar System Research* 56.4, с. 241—251.
- Lobanova, K. S. и A. V. Melnikov (2024). [Disturbances in the Rotational Dynamics of Asteroid \(99942\) Apophis at its Approach to the Earth in 2029](#). *Solar System Research* 58.2, с. 208—219.
- Лобанова, К. С. и А. В. Мельников (2024). Влияние скорости вращения и фигуры астероида на величину возмущений в его вращательной динамике при тесном сближении с Землей. *Известия Главной астрономической обсерватории в Пулкове* 233, с. 39—50.
- Martyusheva, A. A. и A. V. Melnikov (2023). [Influence of Planetary Encounters on the Magnitude of the Yarkovsky Effect in Asteroid Dynamics](#). *Solar System Research* 57.5, с. 486—494.
- Richardson, D. C., W. F. Bottke и S. G. Love (1998). [Tidal Distortion and Disruption of Earth-Crossing Asteroids](#). *Icarus* 134.1, с. 47—76.
- Sharma, I., J. T. Jenkins и J. A. Burns (2006). [Tidal encounters of ellipsoidal granular asteroids with planets](#). *Icarus* 183.2, с. 312—330.
- Tóth, J., P. Vereš и L. Kornoš (2011). [Tidal disruption of NEAs - a case of Příbram meteorite](#). *MNRAS* 415.2, с. 1527—1533.
- Zhang, Yun и Patrick Michel (2020). [Tidal distortion and disruption of rubble-pile bodies revisited. Soft-sphere discrete element analyses](#). *A&A* 640, A102.
- Zeng, Xiangyuan, Chengfan Feng, Tongge Wen и Qingbo Gan (2022). [The Coupling Orbit–Attitude–Structure Evolution of Rubble-Pile Asteroid with Earth Flyby in the Restricted Three-Body Problem](#). *Aerospace* 9.7, с. 351.
- Granvik, Mikael и Kevin J. Walsh (2024). [Tidal Disruption of Near-Earth Asteroids during Close Encounters with Terrestrial Planets](#). *ApJ* 960.2, с. L9.
- 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.
- Richardson, D. C., T. Quinn, J. Stadel и G. Lake (2000). [Direct Large-Scale N-Body Simulations of Planetesimal Dynamics](#). *Icarus* 143.1, с. 45—59.
- Schwartz, S. R., P. Michel и D. C. Richardson (2013). [Numerically simulating impact disruptions of cohesive glass bead agglomerates using the soft-sphere discrete element method](#). *Icarus* 226.1, с. 67—76.
- Taylor, A. G., D. Z. Seligman, D. R. MacAyeal, O. R. Hainaut и K. J. Meech (2023). [Numerical Simulations of Tidal Deformation and Resulting Light Curves of Small Bodies: Material Constraints of 99942 Apophis and 1I/'Oumuamua](#). *Planetary Science Journal* 4.5, с. 79.
- Yu, Yang, Derek C. Richardson, Patrick Michel, Stephen R. Schwartz и Ronald-Louis Ballouz (2014). [Numerical predictions of surface effects during the 2029 close approach of Asteroid 99942 Apophis](#). *Icarus* 242, с. 82—96.
- DeMartini, Joseph V. и др. (2019). [Using a discrete element method to investigate seismic response and spin change of 99942 Apophis during its 2029 tidal encounter with Earth](#). *Icarus* 328, с. 93—103.
- Valvano, G. и др. (2022). [APOPHIS - effects of the 2029 Earth's encounter on the surface and nearby dynamics](#). *MNRAS* 510.1, с. 95—109.
- Kim, Y., J. V. DeMartini, D. C. Richardson и M. Hirabayashi (2023). [Tidal resurfacing model for \(99942\) Apophis during the 2029 close approach with Earth](#). *MNRAS* 520.3, с. 3405—3415.

- Benson, C. J. и др. (2023). [Spin state evolution of \(99942\) Apophis during its 2029 Earth encounter. Icarus 390, с. 115324.](#)
- 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.](#)
- Pravec, P. и др. (2014). [The tumbling spin state of \(99942\) Apophis. Icarus 233, с. 48–60.](#)
- Souchay, J., D. Souami, C. Lhotka, V. Puente 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.](#)
- Лобанова, К. С. и А. В. Мельников (2023а). [О возмущениях во вращательном движении астероида при его тесном сближении с Землей. Известия Главной астрономической обсерватории в Пулкове 229, с. 34–46.](#)
- Hairer, E., S. P. Norsett и G. Wanner (1993). *Solving Ordinary Differential Equations I: Nonstiff Problems*. SpringerVerlag.
- Борисов, А. В. и И. С. Мамаев (2001). *Динамика твердого тела*. М.–Ижевск: Регулярная и хаотическая динамика.
- Whittaker, E. T. (1917). *A Treatise on the Analytical Dynamics of particles and rigid bodies*. Cambridge: Cambridge Univ. Press.
- Lee, Hee-Jae и др. (2021). [Spin Change of Asteroid 2012 TC4 Probably by Radiation Torques. AJ 161.3, с. 112.](#)
- Лобанова, К. С. и А. В. Мельников (2023b). [Об эффекте Ярковского в динамике астероида \(99942\) Апофис. Известия Главной астрономической обсерватории в Пулкове 231, с. 21–30.](#)
- Fenucci, Marco и др. (2024). [An automated procedure for the detection of the Yarkovsky effect and results from the ESA NEO Coordination Centre. A&A 682, A29.](#)
- Kouprianov, V. V. и I. I. Shevchenko (2006). [The shapes and rotational dynamics of minor planetary satellites. Solar System Research 40.5, с. 393–399.](#)
- 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.](#)
- 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.](#)
- (2000). [Radiative Spin-up and Spin-down of Small Asteroids. Icarus 148.1, с. 2–11.](#)
- Farinella, P., D. Vokrouhlický и W. K. Hartmann (1998). [Meteorite Delivery via Yarkovsky Orbital Drift. Icarus 132.2, с. 378–387.](#)
- Farnocchia, D. и др. (2013). [Near Earth Asteroids with measurable Yarkovsky effect. Icarus 224.1, с. 1–13.](#)
- Marsden, B. G., Z. Sekanina и D. K. Yeomans (1973). [Comets and nongravitational forces. V. AJ 78, с. 211.](#)
- 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 the influence of asteroid deformations during close approach to the Earth
on its rotational and orbital dynamics

K.S. Lobanova^{1,2}, A.V. Melnikov^{1,3}

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

³ The Institute of Applied Astronomy of the RAS

Received 4 November 2024 / Accepted 12 November 2024

Abstract

During close approach to the Earth, the asteroid's figure may experience noticeable deformations. Numerical experiments were used to examine the effect of changes in the asteroid's figure on the magnitudes of disturbances arising in its rotational motion during approach and on the orbital dynamics by changing the magnitude of the Yarkovsky effect. It was found that due to tidal deformation of the asteroid's figure during approach, accompanied by a change in the moments of inertia, the magnitudes of disturbances in rotation are significantly higher than in the case of an unchanged figure. It was shown that a change of 10–25% in the inertial parameters of the asteroid (99942) Apophis during its approach to the Earth in 2029 leads to a 2–4-fold increase in the sizes of the regions in which the rotational period and the magnitude of the angle characterizing the inclination of the rotation axis to the orbital plane may change. Perturbations in the rotation of the asteroid lead to a change in the parameter A_2 , which characterizes the Yarkovsky effect, for the size of the region of change of which a similar conclusion is made.

key words: asteroids approaching planets; rotational dynamics; tidal deformation of the figure; Yarkovsky effect; (99942) Apophis