

УДК 521.1; 523.56; 629.78

**А. М. Казанцев**

Астрономічна обсерваторія Київського національного університету імені Тараса Шевченка, Київ

## КОРЕКЦІЯ ОРБИТИ ПОТЕНЦІЙНО НЕБЕЗПЕЧНОГО АСТЕРОЇДА АПОФІС

---

*Астероїд Апофіс у майбутньому може загрожувати падінням на поверхню Землі. Для запобігання зіткненню можна використати корекцію орбіти астероїда за рахунок бомбардування його поверхні. Виконано модельні розрахунки для визначення оптимальних дат такого бомбардування, а також напрямку та величини додаткового імпульсу. Найбільш зручним періодом для корекції орбіти може бути січень 2013 р. Достатньою буде додаткова геліоцентрична швидкість астероїда 5 мм/с. Необхідна корекція може бути здійснена падінням на поверхню астероїда тіла масою біля 5 т, або ж вибухом зарядом потужністю не менше 100 т ТНТ.*

---

### ВСТУП

Як відомо, астероїд 99942 Aporhis (Апофіс) в ніч з 13 на 14 квітня 2029 р. має пройти на дуже малій відстані від Землі ( $\approx 40000$  км). Це буде найтісніше завчасно передбачене зближення досить крупного астероїда із Землею. На території України проходження Апофіса можна буде спостерігати неозброєним оком. Для мешканців Києва астероїд зійде над горизонтом близько 20 год. 20 хв. за київським часом на південному сході як зоря з блиском 3.5<sup>m</sup>. Максимальної висоти ( $\approx 30^\circ$ ) він досягне о 0 год 40 хв у західній частині неба. Саме в цей момент Апофіс перебуватиме на мінімальній відстані від Землі і матиме блиск  $m < 2^m$ . За горизонт Апофіс зайде о 1 год 50 хв на північному заході вже як зоря 3<sup>m</sup>. У інших пунктах України видимість астероїда буде приблизно такою ж.

Точність розрахунків на сьогоднішній день дозволяє впевнено говорити, що у 2029 р. Апофіс пройде мимо Землі на мінімальній геоцентричній відстані  $\Delta_m \approx 40000$  км. Різні оцінки  $\Delta_m$  збігаються у межах кількох сотень кілометрів. Якщо орбіту астероїда не змінить якась малоймовірна подія, наприклад падіння на його поверхню іншого космічного тіла, то в 2029 р. ці розрахунки підтвердяться.

Однак подальшу еволюцію орбіти астероїда обчислити значно складніше. Річ у тім, що при тісному зближенні астероїда із планетою невелика зміна мінімальної відстані може призвести до помітних змін елементів орбіти внаслідок зближення. Саме тому в усіх публікаціях з цього питання більш-менш точні прогнози щодо еволюції орбіти Апофіса після 2029 р. не наводяться. Але наводяться різні варіанти такої еволюції. Найбільший інтерес викликає можливість зіткнення Апофіса із Землею уже в 2036 р. чи 2037 р. Таке може трапитися, якщо астероїд в 2029 р. пройде у певному досить вузькому інтервалі геоцентричних відстаней. Цей інтервал значень  $\Delta_m$  вже отримав назву «замкова щілина» (ЗЩ). Саме існування таких ЗЩ надає особливий інтерес очікуваному проходженню Апофіса поблизу Землі в 2029 р.

### ДІАПАЗОН МОЖЛИВИХ ВІДСТАНЕЙ ПРИ ЗБЛИЖЕННІ В 2029 Р. ТА «ЗАМКОВІ ЩІЛИНИ»

У більшості відносно недавніх публікацій оцінки  $\Delta_m$  мало відрізняються між собою (табл. 1). У роботі [2] співробітниками ІПА РАН на основі останніх оптичних та радарних спостережень Апофіса отримано уточнені елементи орбіти астероїда, за якими мінімальна геоцентрична відстань Апофіса при зближенні в 2029 р. склала 38220 км. Ця оцінка практично збігається із

оцінками, отриманими в NASA, США (38240 км), в Пізанському університеті, Італія (38228 км) та в обсерваторії Аресибо, США (38027 км). Співробітники центру космічних досліджень АН Польщі в 2009 р. [10] отримали значення  $\Delta_m = 38640$  км, яке через рік [11] було уточнене ( $\Delta_m = 37722$  км). Близькою до цього значення є оцінка, отримана співробітниками ІПМ РАН [3] (37716 км). Дещо менше значення отримано працівниками Томського університету [1] (36900 км).

Із табл. 1 видно, що діапазон середніх значень  $\Delta_m$  лежить у межах 36900—38240 км. Якщо врахувати похибки  $\sigma$  визначення  $\Delta_m$ , то за принципом «три сігма» при допущенні рівної точності усіх представлених оцінок інтервал мінімальних відстаней розшириться приблизно до 36000—40000 км.

Звичайно, табл. 1 не охоплює всіх робіт із обчисленням обставин зближення, але можна вважати, що діапазон можливих мінімальних відстаней астероїда від Землі тут описано достатньо адекватно, бо отримані вони в установах, які є визнаними авторитетами в галузі небесної механіки та теорії орбіт.

**Таблиця 1. Мінімальні геоцентричні відстані астероїда Апофіс при зближенні у 2029 р. та їхні похибки**

Джерело	$\Delta_m$ , км	$\sigma$ , км
NASA, США	38240	546
Пізанський університет, Італія	38228	~300
ІПА АН Росії	38220	351
Аресибо, США	38027	217
АН Польщі	37722	267
ІПМ АН Росії	37716	~500
Томський університет	36900	30

**Таблиця 2. Положення та розміри ЗЩ для зіткнень після 2029 р.**

Джерело	ЗЩ1, км (2036 р.)	ЗЩ2, км (2037 р.)
NASA, США	36823	
Аресибо, США	36823	
ІПА АН Росії	36826	
ІПМ АН Росії	36833	
АН Польщі	36784—36801	40366—40448

В ряді наведених робіт вказано й межі «замкових щілин» ЗЩ1 та ЗЩ2 для зіткнень із Землею у 2036 та 2037 рр. відповідно (табл. 2).

У перших чотирьох варіантах ширина ЗЩ1 становить приблизно 600 м. Ширина ЗЩ1 у останньому варіанті значно більша. Напевне, точність розрахунків в цьому варіанті дещо нижча, хоча положення ЗЩ1 тут близьке до попередніх. Даний варіант наведено тому, що він містить також оцінку ЗЩ2 для зіткнення в 2037 р. Можливо, це значення також містить похибку, але його можна прийняти як орієнтовну величину.

Враховуючи значне віддалення ЗЩ1 від  $\Delta_m$  та досить малу ширину ЗЩ1 (до 1 км), можна зазначити, що імовірність проходження Апофіса у 2029 р. через цю щілину дуже мала. Напевне, те ж саме можна сказати і стосовно ЗЩ2. Про малу імовірність такого проходження говориться у всіх наведених публікаціях. Зокрема, в роботі [6] подібна імовірність оцінюється не вище за  $10^{-5}$ . Разом з тим, враховуючи можливі наслідки у разі такого малоімовірного проходження Апофіса в 2029 р. через ЗЩ, доцільно вести мову про зведення подібної імовірності до нуля. Єдиним методом тут може бути штучна корекція орбіти астероїда. В роботі [3] наводяться два принципово різні варіанти корекції орбіти. Це імпульсна корекція (бомбардування поверхні астероїда матеріальними тілами чи вибуховими зарядами) та гравітаційна корекція (виведення на орбіту навколо астероїда штучного супутника). У названій роботі імпульсна корекція передбачається у період з 2021 р. до 2031 р. Показано, що корекція в 2021 р. дає більший ефект, ніж у пізніші періоди.

Що менше часу залишається до можливого зіткнення, то більший додатковий імпульс потрібно надати астероїду для запобігання зіткненню. Отже, більшими будуть енергетичні і фінансові затрати. Крім того, ідеально розрахувати та виконати подібну корекцію вкрай важко. Тому можливо потрібно мати додатковий час та можливість виправлення наслідків першої спроби корекції. Нижче наводяться деякі розрахунки для здійснення штучної імпульсної корекції орбіти Апофіса вже в 2012—2013 рр.

### ОЦІНКА МОМЕНТУ КОРЕКЦІЇ ТА ВЕЛИЧИНИ ДОДАТКОВОЇ ШВИДКОСТІ АСТЕРОЇДА

Визначення обставин імпульсної корекції орбіти Апофіса слід розпочинати із визначення величини та напрямку додаткового імпульсу. З цією метою нами було взято найточніші на сьогодні елементи орбіти Апофіса на епоху 10.04.2007 (JD = 2454200.5), наведені в роботі [2]:

$a$	0.9222614146 а. о.
$e$	0.19105942
$i$	3.3313151°
$\omega$	126.3854974°
$\Omega$	204.459227°
$M$	307.363074°

На рис. 1 зображено орбіти Землі та Апофіса у проекції на площину екліптики. Оскільки кут нахилу орбіти астероїда малий, то точки перетину проекцій орбіт близькі до точок можливих тісних зближень Апофіса із Землею. Зближення у квітні 2011 р. має відбутися в зоні точки 2.

Спочатку за наведеними елементами було обчислено обставини зближення Апофіса із Землею у 2029 р. Обчислення виконувалися методом, описаним у роботі [4]. Метод дозволяє інтегрувати лише збурення, а вплив Сонця обчислювати за формулами незбуреного руху, що особливо ефективно для обчислення еволюції орбіт з малими перигелійними відстанями. Як і в ІПА, обчислення виконувалися з урахуванням збурень від всіх восьми планет, Плутона, Церери та двох астероїдів (2 Паллада та 3 Веста). Враховувалися також релятивістські ефекти у русі тіл. Збурення від Землі та Місяця враховувалися окремо. На відміну від [2] не враховувався тиск світла на астероїд та сплюснутість Землі.

Мінімальна геоцентрична відстань Апофіса в 2029 р. за зробленими розрахунками виявилася рівною 37790 км. Це трохи відрізняється від даних [2]. Але невелика різниця, скоріше за все, обумовлена відмінністю елементів орбіт збурювальних тіл (планет і астероїдів), які в роботі [2] не наведені. Разом з тим обчислений нами розкид можливих мінімальних відстаней (690 км) повністю збігається із даними [2]. Отже, точність наших розрахунків цілком достатня для даної задачі.

У найближчому майбутньому одним із варіантів повного усунення можливості зіткнення Апофіса із Землею у 2036—2037 рр. може бути здійснення такої корекції орбіти астероїда, після якої він гарантовано пройде в 2029 р. на безпечній геоцентричній відстані. Безпечною слід вважати мінімальну відстань, яка за принципом «три сігма» виходить за межі обох ЗЩ. Беручи до уваги наведені вище оцінки мінімальної відстані та їхні похибки, можна зробити висновок, що безпечними будуть значення  $\Delta_m < 34500$  км або  $\Delta_m > 42000$  км. Оскільки на сьогодні найбільш точне очікуване значення становить  $\Delta_m = 38200$  км, то корекція орбіти має призвести до його зменшення чи збільшення приблизно на 3700—3800 км. Зменшення мінімальної відстані буде наближати астероїд до ЗЩ1, яка становить загрозу раніше, ніж ЗЩ2. Тому краще здійснювати корекцію орбіти астероїда для збільшення значення  $\Delta_m$ .

Для визначення необхідного додаткового імпульсу  $\Delta v$  астероїда були зроблені модельні розрахунки зміни геліоцентричної швидкості астероїда. Вектор додаткової швидкості вибирався у шести напрямках: вздовж та проти орбітальної швидкості астероїда (1 і 2), вздовж та проти напрямку радіуса-вектора астероїда (3 і 4), у двох протилежних напрямках перпендикулярно до площини орбіти астероїда (5 і 6). Модуль додаткової швидкості змінювався від 1 до 40 мм/с. Подібне моделювання провадилося для різних моментів у майбутньому. При цих модельних розрахунках вважалося, що зміна геліоцентричної швидкості астероїда відбувається без зміни його координат, тобто практично миттєво. За новими значеннями швидкості визначалися нові, трохи змінені елементи орбіти астероїда. Надалі вико-

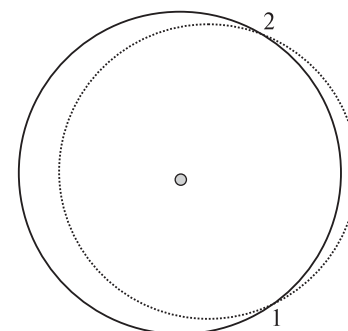
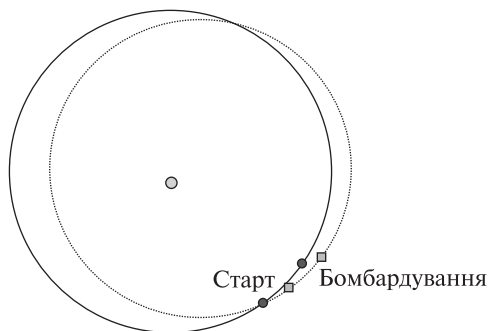


Рис. 1. Проекції на площину екліптики орбіт Землі (суцільна лінія) та Апофіса (пунктир)



**Рис. 2.** Положення Землі (точки) та Апофіса (квадратики) у моменти старту космічного апарата та бомбардування поверхні астероїда в січні 2013 р.

нувалося чисельне інтегрування утворених модельних орбіт до моменту зближення із Землею у 2029 р.

Як виявилось, для всіх моментів моделювання максимальне збільшення  $\Delta_m$  має місце для орбіти з додатковим імпульсом у напрямку геліоцентричної швидкості астероїда (орбіта  $I$ ). Отже, для максимального віддалення Апофіса від Землі в 2029 р. потрібно виконувати штучну корекцію орбіти, завдаючи удару «в спину» астероїду. Зрозуміло, що при цьому орбітальна швидкість космічного апарата має бути більшою за швидкість астероїда. Отже, удару по астероїду краще завдавати у період, коли орбітальна швидкість астероїда мінімальна, тобто поблизу афелію його орбіти. Запуск апарата вигідніше здійснювати у той момент, коли кут між геліоцентричними швидкостями Землі та астероїда мінімальний. Із рис. 1 видно, що такій умові відповідають точки 1 і 2. Зрозуміло, що від запуску апарата до удару має пройти певний час. Оскільки після точки 2 астероїд віддаляється від афелію своєї орбіти, а після точки 1 — наближається, то в даному випадку точка 1 має перевагу для старту космічного апарата. Крім того, після проходження точки 1 астероїд буде перебувати на нічному небі, тобто буде доступним для спостережень із Землі, на відміну від ділянки орбіти після проходження точки 2.

Зрозуміло, що у момент старту астероїд і Земля мають перебувати на невеликій відстані, і астероїд повинен мати трохи більшу екліптичну

довготу. До 2029 р. буде лише два періоди з реалізацією зазначених обставин: грудень 2012 р. та грудень 2020 р. При проходженні Землею точки 1 у грудні 2012 р. екліптична довгота Апофіса буде на  $5^\circ$  більшою за екліптичну довготу Землі, а в грудні 2020 р. — на  $15^\circ$ .

В роботі для визначення моменту старту апарата та бомбардування поверхні астероїда були зроблені наближені підрахунки. (Точні розрахунки можуть виконати лише організатори даного космічного експерименту). Так, для старту апарата в 2012 р. було взято дату 29 грудня. Оскільки апарат має бути виведений на геліоцентричну орбіту, то його геоцентрична швидкість повинна бути не меншою за другу космічну швидкість (11.2 км/с). Орбітальна швидкість Землі — 30.28 км/с, астероїда — 28.00 км/с. Орієнтовна дата бомбардування — 8 січня 2013 р. В цей час середня аномалія Апофіса дорівнюватиме  $124^\circ$ , а орбітальна швидкість — 27.26 км/с. Орієнтовна швидкість падіння снаряда на поверхню астероїда складає 14 км/с. Приблизне розташування Землі та Апофіса у моменти старту та бомбардування показано на рис. 2.

Для наступного періоду орієнтовна дата старту 16 січня 2021 р., орієнтовна дата бомбардування — 5 лютого 2021 р. В цей час середня аномалія Апофіса буде дорівнювати  $166^\circ$ , а орбітальна швидкість — 25.65 км/с.

Спочатку еволюція орбіти Апофіса була обчислена до зазначених моментів бомбардування (8 січня 2013 р. та 5 лютого 2021 р.). Потім для цих моментів виконувалося моделювання зміни геліоцентричної швидкості астероїда. Швидкість змінювалася лише в напрямку орбітального руху Апофіса, але на різну величину (від 1 до 40 мм/с). За новими швидкостями визначалися нові модельні орбіти, які потім інтегрувалися до моменту зближення із Землею в 2029 р. У табл. 3 наведено значення мінімальної геоцентричної відстані астероїда як для незміненої орбіти, так і для модельних, в залежності від додаткової швидкості  $dv$ .

Залежності  $\Delta_m$  від  $dv$  є лінійними для обох періодів корекції (рис. 3). Добре видно, що корекція орбіти в 2013 р. є помітно ефективнішою, ніж корекція в 2021 р.

За отриманими лінійними залежностями  $\Delta_m(dv)$  можна визначити ефективну величину  $dv_e$  для виконання умови  $\Delta_m > 42000$  км. При корекції в 2013 р.  $dv_e > 4.6$  мм/с, для 2021 р.  $dv_e > 8.5$  мм/с. Отже, додаткова швидкість у 2013 р. може бути майже удвічі меншою, ніж у 2021 р. Це якраз і обумовлює доцільність виконання корекції в найближчий період — у січні 2013 р. Якщо взяти до уваги роботу [3], де показано, що корекція в 2021 р. дає більший ефект, ніж у пізніші періоди, то можна зробити висновок, що максимальний ефект буде при корекції в 2013 р.

### ОЦІНКА МАСИ СНАРЯДА ЧИ ПОТУЖНОСТІ ЗАРЯДУ

В наведених вище обчисленнях отримано, що при корекції орбіти Апофіса в січні 2013 р. достатньою буде додаткова геліоцентрична швидкість астероїда біля 5 мм/с. Ця оцінка є достатньо точною, оскільки при її отриманні не робилися якісь наближення чи припущення. Що стосується визначення необхідної маси снаряда для бомбардування поверхні астероїда (чи енергії заряду), то тут задача не така проста. Справа в тому, що на сьогодні невідомі ні точний розмір астероїда, ні його густина. За різними джерелами розмір оцінюється від 270 до 370 м, а густина — від 2 до 3 г/см<sup>3</sup>. Отже, невизначеність маси астероїда становить майже 400 %. Крім того, без чіткої інформації про густину та склад поверхні Апофіса неможливо розрахувати передачу імпульсу внаслідок вибуху на поверхні. А такий вибух має відбутися не лише при задіянні вибухового пристрою, а й при падінні тіла з великою швидкістю. Отже, задача оцінки маси снаряда чи енергії заряду може бути вирішена лише в досить наближеному варіанті.

Для даної задачі приймемо розмір (діаметр) астероїда 320 м, як це зроблено і в роботі [3]. Середню густину астероїда візьмемо максимальну (3 г/см<sup>3</sup>). Отже маса Апофіса в нашому наближенні буде становити  $5 \cdot 10^{10}$  кг. Як вже зазначено вище, швидкість зіткнення має становити біля 14 км/с. Якщо додатковий імпульс астероїд отримує лише за рахунок імпульсу снаряда, то маса снаряда має бути близько 20 т.

Однак при швидкості зіткнення біля 3 км/с і більше на поверхні астероїда має відбутися ви-

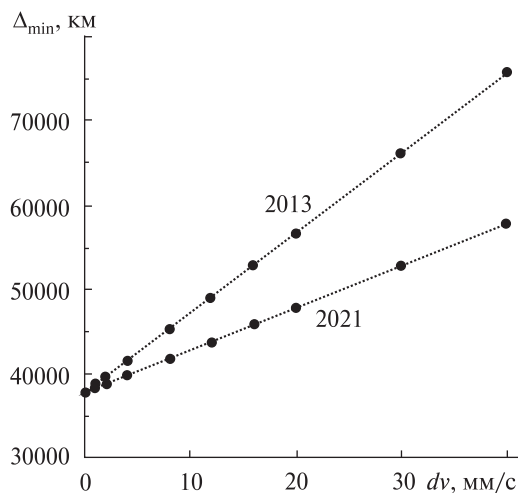
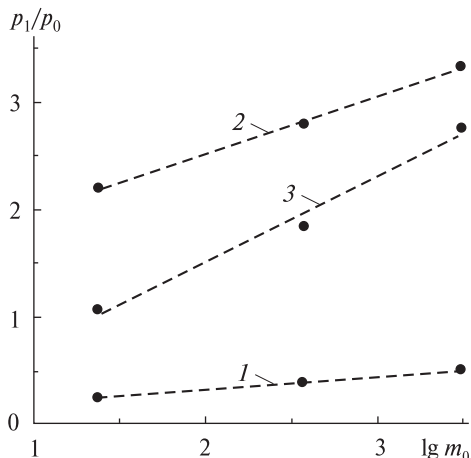


Рис. 3. Залежності мінімальної відстані Апофіса від Землі в 2029 р. при корекції його орбіти в 2013 р. та в 2021 р.

Таблиця 3. Мінімальні геоцентричні відстані Апофіса в 2029 р. при штучній корекції його орбіти в 2013 р. та в 2021 р.

dv, мм/с	Δ <sub>m</sub> , км	
	2013 р.	2021 р.
0	37790	37790
1	38700	38282
2	39615	38775
4	41469	39763
8	45195	41744
12	48949	43735
16	52731	45732
20	56529	47735
30	66080	52765
40	75705	57824

бух. Уламки вибуху, які вилетять із швидкістю, не меншою за другу космічну швидкість для Апофіса, передадуть астероїду додатковий імпульс. Врахування цього додаткового імпульсу — це окрема непроста задача. Різні дослідники наводять різні залежності параметрів утвореного кратера від характеристик тіла, що впало (снаряда). Для якоїсь усередненої оцінки нами були розглянуті залежності, отримані Епіком [12], а також Нордайком та Гоултом [9]. Крім того, було використано усереднену степеневу залежність кількості уламків за розміром [9], вираз для



**Рис. 4.** Залежності відношення сумарного імпульсу  $p_1$  уламків вибуху до імпульсу  $p_0$  ударника від логарифма маси ударника, отримані на основі різних теорій для твердих поверхонь: 1 — залежність, отримана автором за теорією Епіка [12], 2, 3 — відповідно за теорією Нордай-ка і Гоулта [9]

максимальної маси уламка в залежності від всієї викинутої маси [8], а також залежність швидкості вильоту уламка від його маси [7]. Також було прийнято, що густина, міцність на руйнування та на стиснення для речовини астероїда відповідає характеристикам кам'яних земних порід. В результаті були отримані певні наближені залежності відношення  $p_1/p_0$  сумарного імпульсу уламків вибуху до імпульсу снаряда від маси снаряда  $m_0$ . Такі залежності, отримані автором на основі різних виразів, наведено на рис. 4. Детальніше описання цих залежностей наведено в роботі [5]. Зрозуміло, що представлені залежності демонструють не стільки взаємозв'язок характеристик снаряда та уламків вибуху, як невизначеність такого взаємозв'язку. Видно, що величина  $p_1/p_0$  за різними теоріями може відрізнятися на порядок. Також видно, що сумарний імпульс уламків при масі снаряда 20 т в найкращому випадку має бути десь в три рази більший за імпульс самого снаряда. Тут можна зазначити, що в роботі [3] також прийняте таке значення відношення імпульсів. В цілому, якщо врахувати додатковий імпульс внаслідок вибуху, можна обмежитися масою снаряда в 5 т. Але варто зазначити, що оцінка додаткового імпульсу базується на ціло-

му ряді припущень, які остаточно не перевірені практикою.

Можливо, масу в 5 т виявиться досить складно вивести на геліоцентричну орбіту. В такому разі масивний снаряд можна замінити вибуховим пристроєм, який потрібно підірвати у потрібному місці на поверхні астероїда і у потрібний час. Потужність заряду можна оцінити, використовуючи отримані вище значення  $p_1/p_0 = 3$  та маси снаряда. Мінімальна швидкість зіткнення, при якій має відбуватися вибух, оцінюється в 3–4 км/с. При цій швидкості питома кінетична енергія снаряда приблизно рівна питомій енергії звичайної вибухівки (ТНТ). Оскільки швидкість зіткнення учетверо більша, то питома кінетична енергія снаряда в 16 разів перевищує енергію вибухівки. Отже, вибух від падіння 5-тонного снаряда можна прирівняти до вибуху 80 т ТНТ. Але оскільки сам вибуховий пристрій, на відміну від снаряда, не надає імпульсу астероїду, то потужність заряду потрібно збільшити до 100 т і більше.

Напевне, після 2012 р., коли Апофіс знову стане доступним для спостережень, його орбіту буде уточнено. Тоді можна буде робити і конкретніші оцінки доцільності й обставин корекції орбіти. Та якщо виявиться, що корекція потрібна, то часу залишить вже менше, оскільки саме початок 2013 р. дуже вигідний для такого космічного експерименту. Зокрема, тоді можуть бути перевірені й уточнені різні теоретичні вирази для вибухових процесів при високошвидкісних зіткненнях тіл.

## ВИСНОВКИ

Для гарантованого відвернення зіткнення астероїда Апофіс із Землею в 2036–2037 рр. можна застосувати штучну корекцію орбіти астероїда вже в січні 2013 р. Корекція в цей період при інших рівних умовах буде мати максимальний ефект порівняно із іншими періодами. При цьому додаткову швидкість астероїду потрібно надавати в напрямку його орбітального руху.

Якщо корекцію здійснювати за рахунок бомбардування поверхні астероїда масивним тілом, то мінімальна маса тіла має бути не менше 5 т. При корекції лише вибуховим зарядом, потужність заряду повинна бути не менше 100 т ТНТ.

1. Быкова Л. Е., Галушина Т. Ю. Исследование движения астероида (99942) Апофис с использованием многопроцессорной вычислительной системы СКИФ Cyberia // Космич. исследования. — 2010. — **48**, № 5. — С. 419—426.
2. Виноградова Т. А., Кочетова О. М., Чернетенко Ю. А. и др. Орбита астероида (99942) Апофис, определенная из оптических и радарных наблюдений // Астрон. вестн. — 2008. — **42**, № 4. — С. 291—300.
3. Ивашкин В. В., Стихно К. А. О предотвращении возможного столкновения астероида Апофис с Землей // Астрон. вестн. — 2009. — **43**, № 6. — С. 502—516.
4. Казанцев А. М. Простой метод численных расчетов эволюции орбит околоземных астероидов // Астрон. вестн. — 2002. — **36**, № 1. — С. 48—54.
5. Казанцев А. М. Роль негравитационных эффектов в эволюции орбит астероидов // Астероидно-кометная опасность 2005: Матер. Всероссийской конф. — Санкт-Петербург, 2005. — С. 161—162.
6. Кочетова О. М., Чернетенко Ю. А., Шор В. А. Насколько точна орбита астероида (99942) Апофис и какова вероятность столкновения с ним в 2036—2037 гг. // Астрон. вестн. — 2009. — **43**, № 4. — С. 338—347.
7. Лебединец В. Н. О бомбардировке мини-кометами безатмосферных небесных тел // Астрон. вестн. — 1993. — **27**, № 3. — С. 3—19.
8. Мелosh Г. Образование ударных кратеров: геологический процесс. — М.: Мир, 1994. — 336 с.
9. Пилюгин Н. Н., Виноградов Ю. А., Ермолаев И. К. Форма ударного кратера при высокоскоростном ударе // Астрон. вестн. — 2001. — **35**, № 6. — С. 549—558.
10. Królikowska M., Sitarski G., Soltan A. M. How selection and weighting of astrometric observations influence the impact probability. The case of asteroid (99942) Apophis // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. — 2009. — **399**, N 4. — P. 1964—1976.
11. Królikowska M., Sitarski G. Note about the impact possibilities of asteroid (99942) Apophis //arXiv:009.2639. — 2010.
12. Öpik E. J. Interplanetary encounters // Close-range gravitational interactions / Eds Z. Kopal, A. G. W. Cameron. — Amsterdam, Oxford, New York, 1976. — 155 p.

*Надійшла до редакції 21.07.11*

*A. M. Kazantsev*

#### CORRECTION OF THE ORBIT OF THE POTENTIALLY DANGEROUS ASTEROID APOPHIS

The asteroid Apophis can be dangerous on account of falling on the Earth's surface in the future. To prevent such a fall, some correction of the asteroid's orbit can be used through a bombardment of the asteroid's surface. Some model calculations are performed to determine optimal dates for such bombardment and to determine the direction and value of an additional impulse. The most suitable time for the orbit correction may be January, 2013. For the asteroids, an additional heliocentric velocity of 5 mm/s will be sufficient. The necessary correction can be carried out through a fall of a body with a mass of about 5 t on the asteroid's surface or through an explosion with a power of no less than 100 t of TNT.