

ОДЕСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ ІМЕНІ І. І МЕЧНИКОВА

(повне найменування закладу вищої освіти)

Факультет математики, фізики та інформаційних технологій

(повне найменування факультету)

Кафедра фізики та астрономії

(повна назва кафедри)

Кваліфікаційна робота
на здобуття ступеня вищої освіти «бакалавр»

« Керування рухом астероїдів у навколоземному просторі »

« Control of the movement of asteroids in near-Earth space »

Виконала: здобувачка денної форми навчання
спеціальності 104- Фізика та астрономія
(код, назва спеціальності)

Освітня програма Фізика та астрономія
(назва)

Батальська Анастасія Олексіївна
(прізвище, ім'я, по-батькові здобувача)

Керівник к.ф.-м.н., Базей О. А. _____
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ініціали) (підпис)

Рецензент к.ф.-м.н., Кошкін М. І.
(науковий ступінь, вчене звання, прізвище, ініціали)

Рекомендовано до захисту:
Протокол засідання кафедри
Фізики та астрономії
№ ____ від ____ . ____ . 20__ р.

Захищено на засіданні ЕК № ____
протокол № __ від ____ . ____ . 20__ р.

Оцінка ____ / ____ / ____
(за національною шкалою/шкалою ECTS/ бали)

Завідувач кафедри

(підпис) Гоцунський Володимир
(прізвище, ім'я)

Голова ЕК

(підпис) Ваксман Юрій
(прізвище, ім'я)

Одеса 2023

ЗМІСТ

Перелік умовних позначень	3
Вступ	4
1. Об'єкти навколоземного простору.....	5
1.1 Навколоземний простір.....	5
1.2 Групи АНЗ	6
2. Астероїдна небезпека	8
2.1 Загроза з космосу	8
2.2 Можливі наслідки та ступінь ризику зіткнення	11
3. Відхилення траєкторій астероїдів.....	12
4. Лабораторія реактивного руху Каліфорнійського технологічного інституту NASA.....	14
5. Задача 2-х тіл.....	16
5.1 Сфера дії планети.....	16
5.2 Рух по еліптичній та гіперболічній орбітах.....	19
6. Астероїди-кандидати.....	21
7. Астероїд 2017 KJ32. Зближення у 2042 році.....	22
8. Астероїд 2022 RD2. Зближення у 2044 році.....	26
Результати роботи та висновки	28
Список використаних джерел.....	29
Додатки	30

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

Місія DART – Double Asteroid Redirection Test – космічна місія, головною метою якої є дослідження можливості зміни орбіти астероїда-супутника у подвійній астероїдній системі Дідімос-Діморфос.

Астрономічна одиниця (а.о.) – позасистемна одиниця відстані, що дорівнює середній відстані Землі від Сонця. 1 а.о. = 149 597 870 700 м.

^m – зоряна величина – позасистемна одиниця вимірювання блиску небесного тіла. Світило $m_1=1$ -ї зоряної величини у жовтих променях створює освітленість $E_1=2,54 \cdot 10^{-6}$ люкс. Відношення освітленостей пов'язане із зоряними величинами формулою Погсона $\frac{E_1}{E_2} = 2,512^{-(m_1-m_2)}$.

НКП – навколоземний космічний простір. Уявна сфера, центр якої збігається з центром Землі і радіусом 925 000 км.

НЗО – навколоземні об'єкти. Малі тіла Сонячної системи, які рухаються навколо Сонця, перигелійна відстань їх орбіт на перевищує 1,3 а.о.

АНЗ – астероїди, які наближаються до Землі. Частина навколоземних об'єктів, орбіти яких знаходяться у безпосередній близькості до орбіти Землі, поділяються на 4 групи: Аполлони, Амури, Атони і Атіри.

ПНА – потенційно небезпечні астероїди. Всі астероїди, орбіти яких наближаються до орбіти Землі на відстань меншу за 0,05 а.о. і абсолютна зоряна величина яких менша за 22,0^m.

CNEOS – JPL Center for NEO Studies – центр, де здійснюються обчислення високоточних орбіт навколоземних об'єктів (NEO) за підтримки Координаційного офісу планетарного захисту Національного управління з аеронавтики та дослідження космічного простору (США).

UTC – Temps Universel Coordonné – Всесвітній координований час – стандарт, за яким суспільство регулює годинник та час.

ВСТУП

В роботі розглядається можливість вирішення декількох важливих питань прикладного характеру, які раніше вважалися такими, що належать до царини наукової фантастики: астероїдна небезпека та ресурсна експлуатація малих небесних тіл.

Сучасні космічні місії вимагають великих затрат по підготовці і доставці на навколоземну орбіту корисних вантажів. Без сумніву майбутні проекти з освоєння космосу будуть потребувати підйому у навколоземний космічний простір (НКП) ще більшої маси систем життєзабезпечення, палива, наукових приладів та багато іншого. До теперішнього часу доставка усього необхідного відбувається з Землі. Вартість кожного космічного запуску досить коштовна, хоча з часом має тенденцію до зменшення. Космічна галузь постійно розвивається, з кожним роком збільшуючи об'єми корисного навантаження, яке виводиться у НКП. Ми вважаємо, що також буде доречно шукати альтернативні способи здешевлення космічного будівництва і, одночасно розв'язувати інші виклики, що постали перед людством у ХХІ сторіччі. Це допоможе реалізації більшої кількості глобальних проектів.

Вже досить тривалий час обговорюється проблема кометно-астероїдної небезпеки. Малі небесні тіла іноді падають на Землю, спричиняючи руйнування і навіть глобальні катастрофи. Для уникнення цієї небезпеки зазвичай розглядаються можливості відхилення або руйнування небезпечного малого небесного тіла, що рухається до Землі.

Ми пропонуємо розробити космічні засоби, які допоможуть перевести астероїд, що рухається у НКП, на замкнуту навколоземну орбіту. Окрім уникнення небезпеки падіння на Землю це дасть можливість використання його речовини, наприклад, для забезпечення у майбутньому потреб космонавтики у сировині. До складу деяких астероїдів входять метали. Вони могли би слугувати матеріалом для космічних станцій.

Можна розглянути використання такого астероїда як проміжну станцію для космічних апаратів і навіть чергування екіпажу.

Крім того астероїди є цінними джерелами наукової інформації про походження Сонячної системи та її еволюцію. Астероїд на навколоземній орбіті відкриє можливості активних досліджень та накопичення зразків матеріалів та детальних даних про їхню структуру, склад та фізичні властивості.

Метою моєї роботи є розрахунок одноімпульсного впливу на рух астероїду для його подальшого переведення на геоцентричну орбіту. Розрахунки проводяться в рамках задачі руху двох тіл по еліптичній та гіперболічній орбітах. Розробка такої місії стала би продовженням космічного експерименту DART по відхиленню руху супутника у системі подвійного астероїду Дідімос-Діморфос у 2022 році, а її втілення зробило би ще один крок до переходу на новий рівень освоєння космосу людством.

1. ОБ'ЄКТИ НАВКОЛОЗЕМНОГО ПРОСТОРУ

1.1. Навколоземний простір

Розвиток людства супроводжується поглибленням усвідомлення Всесвіту. Навколоземний космічний простір – це найближчі ділянки космічного простору до нашого життєвого середовища. Під навколоземним простором іноді розуміють простір, що починається на висотах 160-200 км і тягнеться до місячної орбіти, тобто до висоти майже 400 000 км. Але частіше НКП називають уявну сферу з центром у Землі і радіусом 925 000 км. Величина 925 000 км дорівнює радіусу сфери дії Землі відносно Сонця. Точне визначення цього поняття буде наведено нижче. До складу НКП входять верхні шари атмосфери, іоносфера і магнітосфера з радіаційними поясами. В навколоземному просторі розташовані геомагнітні і міжпланетні магнітні поля, потоки заряджених частинок сонячного походження. До нього потрапляють комети, астероїди та їх уламки, метеорні потоки,

міжпланетний пил тощо. Взаємодія компонентів НКП між собою викликає складні фізичні процеси, які безпосередньо і опосередковано діють на біосферу Землі, певною мірою впливаючи на перебіг фізичних, біологічних, еволюційних процесів в живій і неживій природі. [1]

1.2. Групи АНЗ

Серед великої кількості астероїдів та комет, які рухаються у Сонячній системі вирізняють групу навколоземних об'єктів – НЗО. У всіх НЗО перигелійна відстань орбіти q менша за 1,3 а.о. Переважна більшість НЗО є астероїдами, які називають астероїдами, що наближуються до Землі – АНЗ. Усі АНЗ поділяються на 4 групи: Аполлони, Амури, Атони і Атіри відповідно до значень їх перигелійних відстаней q , афелійних відстаней Q і їх великих півосей a .

Посеред усіх АНЗ виділяють групу потенційно небезпечних астероїдів ПНА. Небезпечність цих астероїдів визначається на основі їх Кеплерових елементів орбіт, які вказують на можливість наближення до Землі на надзвичайно малі відстані. Зокрема, всі астероїди, орбіти яких наближаються до орбіти Землі на відстань меншу за 0,05 а.о. і абсолютна зоряна величина яких $H \leq 22,0^m$ вважаються ПНА. Абсолютна зоряна величина астероїда пов'язана з його розмірами та альбедо поверхні. Зауважимо, для АНЗ, згідно статистичним даним, альбедо приймають 0,14. Якщо астероїд має абсолютну зоряну величину $22,0^m$ і альбедо 0,14, тоді його діаметр оцінюють у 140 м.

Астероїди, орбіти яких в даний час не наближаються до орбіти Землі ближче ніж на 0,05 а.о., це приблизно 7 480 000 км, або мають діаметр менше 140 м, не вважаються ПНА.

Таблиця 1.

Класифікація астероїдів, які наближаються до Землі

Група	Визначення	Опис
АНЗ	$q < 1,3 \text{ а.о.}$	Навколоземні астероїди
Атіри	$a < 1,0 \text{ а.о.}$ $Q < 0,983 \text{ а.о.}$	орбіти повністю лежать всередині орбіти Землі (назву отримали за назвою типового представника 163693 Atira)
Атени	$a < 1,0 \text{ а.о.}$ $Q > 0,983 \text{ а.о.}$	перетинають орбіту Землі з внутрішнього боку, їх великі півосі менші за півось земної орбіти, афелійні відстані ззовні земної орбіти (назву отримали за назвою типового представника 2062 Aten)
Аполлони	$a > 1,0 \text{ а.о.}$ $q < 1,017 \text{ а.о.}$	перетинають орбіту Землі з зовнішнього боку, їх великі півосі більші за півось земної орбіти, перигелійні відстані всередині земної орбіти (назву отримали за назвою типового представника 1862 Apollo).
Амури	$a > 1,0 \text{ а.о.}$ $1,017 < q < 1,3 \text{ а.о.}$	орбіти повністю знаходяться ззовні орбіти Землі, але всередині орбіти Марса (назву отримали за назвою типового представника 1221 Amor)
ПНА	Відстань до орбіти Землі менша за $0,05 \text{ а.о.}$ $H \leq 22,0^m$	Потенційно небезпечні астероїди: мінімальна відстань зближення з орбітою Землі $\leq 0,05 \text{ а.о.}$, абсолютна зоряна величина $22,0^m$ або яскравіше

[2]

Якщо розглядати хімічний склад астероїдів, що перетинають орбіту Землі, то це головним чином кам'янисті та об'єкти з великим вмістом металу, що найімовірніше раніше перебували у Головному астероїдному поясі між орбітами Марса та Юпітера. До земної орбіти вони наблизились внаслідок зіткнень, фрагментації та хаотичної динаміки руху; інші, ймовірно, у минулому були ядрами комет, що поблизу Сонця втратили майже всі летючі речовини. Більшість астероїдів, що перетинають орбіту Землі, у майбутньому ймовірно будуть викинуті із Сонячної системи під впливом тяжіння Юпітера, інші впадуть на Землю. Астероїди та метеороїди

з великим вмістом металів утворюють залізо-нікелеві метеорити, а кам'янисті астероїди та метеороїди утворюють хондритні метеорити. [3]

2. АСТЕРОЇДНА НЕБЕЗПЕКА

2.1. Загроза з космосу

Разом з іншими проблемами існування людства, постала серйозна проблема астероїдно-кометної небезпеки. Накопичення та опрацювання великих об'ємів нових спостережуваних даних, побудова чисельних теорій руху малих тіл у Сонячній системі, виявлення значної кількості наслідків зіткнень з малими тілами на поверхнях великих планет, супутників планет і астероїдів примусили усвідомити наукову спільноту та широкий загал ту небезпеку, яку несуть зіткнення малих небесних тіл із Землею для людства. Тепер зрозуміло, що у минулому падіння порівняно великих небесних тіл на нашу планету значно впливало на хід біологічної еволюції, неодноразово призводило до масових вимирань. Без сумнівів така сама загроза зберігатиметься і в майбутньому. Вирішальне значення для оцінок астероїдної небезпеки має популяція ПНА.

Астероїди, що належать до групи АНЗ мають фізичні властивості, що мало відрізняються від астероїдів схожих розмірів у Головному астероїдному поясі. АНЗ здебільшого схожі з ними за мінеральним складом, оптичними властивостями поверхонь, формою та періодом обертання навколо власної осі. З іншого боку основною відмінністю АНЗ є, звичайно, елементи орбіти і відносно невеликі розміри. Найбільшим з усіх АНЗ є астероїд 1036 Ганімед, що належить до групи Амурів. Його діаметр становить близько 32 кілометрів.

Можливості сучасної космонавтики, розвиток спостережувальних технологій та математичного моделювання дозволяє зробити наступний крок у дослідженнях АНЗ. Об'єднання зусиль багатьох фахівців

поглиблює розуміння питань походження АНЗ, динамічних механізмів переміщення їх до околіїв навколоземної орбіти, з'ясування тривалості їх існування, і їх взаємозв'язок з іншими малими тілами Сонячної системи. Ці дослідження важливі для розв'язання загальних питань походження та еволюції Сонячної системи.

Для теми нашої роботи вирішальне значення має той факт, що дослідження АНЗ також мають значиме прикладне застосування. Астероїди, що рухаються у безпосередньому околі орбіти Землі можуть бути використані як джерела металів і мінеральної сировини (таких як вода, залізо, нікель, кремній, магній, алюміній, вуглець та інші) у навколоземному космічному просторі. Зараз відомо, що більшість АНЗ навіть містять значну кількість летких речовин, таких як водень та азот, у кількостях, що перевищують їх концентрацію у речовині, доставленій з поверхні Місяця, у 100 разів. Спираючись на дані отримані з радіолокаційних спостережень, можна зазначити, що серед АНЗ зустрічаються майже чисто металеві об'єкти. Непрямим підтвердженням цього можна вважати склад Сіхоте-Алінський метеориту, що впав на сході Азії у 1947 році. За оцінками експертів, його загальна маса становила близько 100 тон, з яких вдалося знайти майже 30 тон. Речовина метеориту складається на 94% з заліза та на 6% з нікелю.

Речовина, що довгий час знаходилась біля поверхонь АНЗ може бути використана для потреб термоядерної енергетики. Йдеться про видобування рідкісного на Землі ізотопу гелію-3, який може використовуватись в якості пального для термоядерного реактора. З цієї точки зору приблизно 1/5 частина АНЗ містить більшу кількість гелію-3 ніж поверхня Місяця, тобто є суттєво прибутковішою в разі його видобування. Існують проекти використання корисних копалин АНЗ.

І, нарешті, чи не найбільше значення має проблема астероїдної небезпеки. Із зростанням рівня розвитку людства воно стає більш вразливим перед загрозою космічної катастрофи. Згідно з наявними

даними існує більше 2100 АНЗ з діаметрами більше 1 км. Кількість АНЗ з розмірами більше 100 метрів ймовірно перевищує 320 тисяч. Зіткнення з Землею кожного з них це глобальна або регіональна небезпека для всього людства. На рис. 1 показані орбіти лише 115 АНЗ з перигелійними відстанями $q < 1,0$ а.о. разом з орбітами Меркурію, Венери, Землі та Марса. Вважається, що на початок 2023 року виявлені всі астероїди, діаметри яких перевищують 12 км, якщо вони мають темну поверхню (так звані низькоальбедні астероїди С-типу), а також відомі всі астероїди, діаметри яких перевищують 6 км, якщо їх поверхня більш світла (так звані середньоальбедні АНЗ S- та М-типів). Але все ще нам відомі орбіти лише приблизно 7% АНЗ з діаметрами більшими за 1 км, а також всього 0,1-0,2% орбіт АНЗ з діаметрами більшими за 100 м.

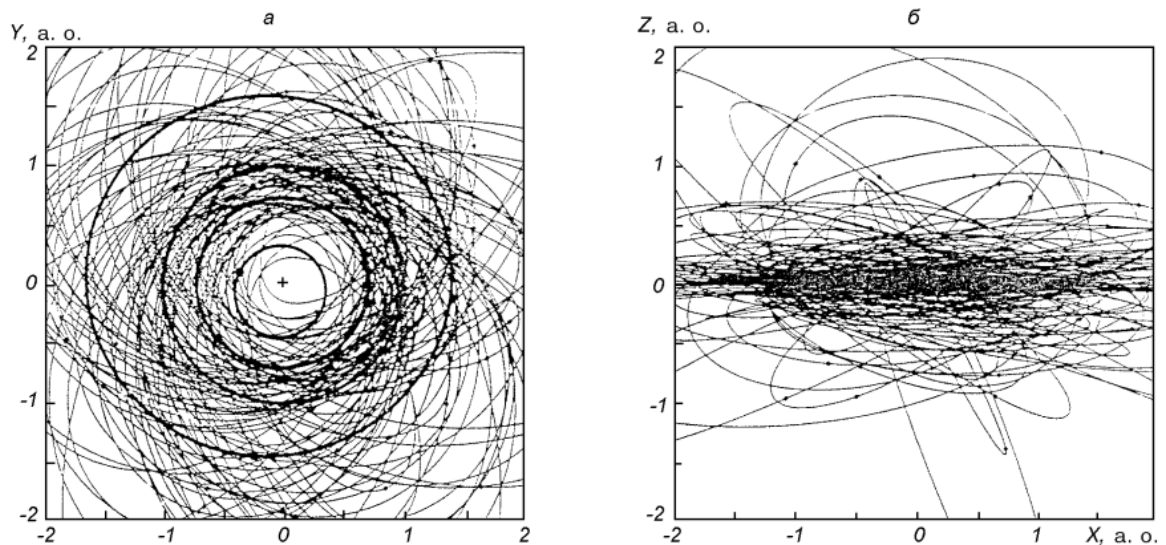


Рис. 1. Проекції 115 орбіт АНЗ на площину екліптики (а) та на площину, перпендикулярну до неї (б). На рис. 1 (а) положення Сонця позначено хрестиком, жирними лініями – орбіти Меркурію, Венери, Землі та Марсу.

Якщо розглядати рух кожного окремого астероїду ймовірність його зіткнення з Землею є нехтовно малою. Однак, зважаючи на велику кількість АНЗ, ймовірність зіткнення зростає до помітних значень.

Астероїди діаметром 1-2 км стикаються з Землею приблизно один раз на 1000 000 років, а от астероїди, характерний розмір яких не перевищує 30 м падають на поверхню Землі в середньому один раз на 100 років. Аналогічні оцінки зроблені для комет показують, що їх кількість в околі земної орбіти не перевищує 10% від кількості АНЗ.

2.2 Можливі наслідки та ступінь ризику зіткнення

В разі коли швидкість зустрічі астероїду з Землею не перевищує 20 км/с і його діаметр приблизно 1-2 км наслідки зіткнення можуть спричинити глобальні катастрофічні зміни клімату призвести до масових вимирань. Такі зіткнення призводять до вивільнення енергії, вибуху 7-10 мегатон у тротиловому еквіваленті, що у сотні разів перевищує енергію вибуху атомної бомби над Хіросімою. Внаслідок вибуху утвориться кратер, а об'єм речовини, піднятої з нього, буде перевищувати об'єм самого астероїда у тисячу разів. Частинки пилу та аерозолі піднімуться у верхні шари атмосфери і потоками повітря рознесуться по всій земній кулі. Прозорість атмосфери для сонячного випромінювання різко зменшиться, що призведе до стрімкого глобального похолодання. Це може призвести до загибелі значної частини населення планети. У сучасному вигляді людська цивілізація може припинити своє існування. З точки зору теорії ймовірності ризик загинути в такій космічній катастрофі приблизно такий самий, як загибель внаслідок авіакатастрофи або повені. Але потрібно пам'ятати, що ступінь ризику – це добуток ймовірності події і кількості жертв, а при зіткненні з астероїдом їх може бути незрівнянно більше ніж у авіакатастрофі.

Усвідомлення небезпеки зіткнення Землі з космічними тілами збіглося з часом, коли рівень розвитку науки і технологій дає принципову можливість практичного вирішення проблеми захисту людства від цієї загрози. Зараз найбільш технологічно розвинені країни активно

розробляють програми та стратегії для захисту від астероїдно-кометної небезпеки. [4]

У 2004 році був відкритий ПНА 99942 Апофіс – це АНЗ, що належить до групи Атонів, який має відмінну від нуля ймовірність зіткнутися з Землею у найближчі десятиліття. Численні спостереження та ґрунтовний аналіз змін його орбіти показали, що Апофіс наблизиться до Землі 13 квітня 2029 року. В цей день астероїд розміром 300 м пройде на відстані 5,7 земних радіуси від центру Землі, трохи нижче висоти геосинхронних супутників. Математичне моделювання подальшого руху Апофісу показує, що ймовірність удару у 2068 році перевищує 10^{-6} . Точність моделювання зміни його навколосонячної орбіти суттєво обмежена малою точністю відомих величин альbedo поверхні, геометричних розмірів, теплової інерції речовини та орієнтації осі обертання. Від цих параметрів залежить величина збурюючого негравітаційного ефекту Ярковського, внаслідок якого орбіта астероїду монотонно змінюється. [5]

3. ВІДХИЛЕННЯ ТРАЄКТОРІЙ АСТЕРОЇДІВ

Одним із способів запобігання катастрофічному зіткненню астероїда з Землею є зміна його орбіти, відхилення від траєкторії, що перетинається з поверхнею Землі. Задача зміни орбіти небесного тіла ще не мала аналогів в історії людства. Такий масштабний проект потребує перевірки концепцій місій, ретельної підготовки і тестових проб на кожному наступному технічному етапі. На сьогоднішній час запропоновані такі методи відхилення астероїду:

- Кінетичний удар, у якому космічний корабель передає власний імпульс до астероїду внаслідок зіткнення з ним на дуже високій відносній швидкості.

- Вибухове відхилення, наприклад вибух ядерного заряду, який здетонує безпосередньо над поверхнею астероїду.

- Метод «повільного витягування» або «гравітаційний тягач»: космічний апарат наближається до астероїду і зависає над його поверхнею, підтримуючи незмінну висоту. Внаслідок невеликого прискорення вільного падіння астероїду згідно 3-го закону Ньютона він відчуває силу, направлену в бік космічного апарату. Таким чином таке своєрідне буксирування забезпечує поступовий перевід астероїда на траєкторію, що буде безпечною для Землі. [6]

DART (Double Asteroid Redirection Test) – це перша в історії космонавтики тестова місія планетарного захисту, метою якої був механічний вплив на орбіту природного небесного тіла задля її зміни. 26 вересня 2022 року, на відстані 11 мільйонів кілометрів від Землі космічний апарат NASA DART зіткнувся з астероїдом-супутником у подвійній астероїдній системі (65803) Дідімос-Діморфос із швидкістю 6,6 км/с. Ця пара не становить безпосередньої загрози для Землі, але вона виявилась дуже зручною для першого випробування техніки кінетичного зіткнення з використанням космічного корабля з метою відхилення астероїда для захисту планети. Так випробували стратегію впливу на космічні тіла, які потенційно можуть загрожувати зіткненням із Землею.

Таким чином ідея зміни траєкторії астероїда вже не є фантастикою, експеримент виявився вдалим. Але він став тільки першим кроком, планетарний захист потребує проведення подальших експериментів. [7]

Нещодавно з'явилися дослідження руху малого небесного тіла вже після відхилення його орбіти від перетину з поверхнею Землі. Моделювання руху по змінній орбіті ніби то показує, що воно залишається потенційно небезпечним. Через певний відрізок часу може знову становити загрозу катастрофи.

Ми пропонуємо не просто відхилити траєкторію руху астероїду, а скоректувати її таким чином, щоб астероїд перейшов на геоцентричну

орбіту і в майбутньому міг бути використаний у космічній діяльності людства.

4. ЛАБОРАТОРІЯ РЕАКТИВНОГО РУХУ КАЛІФОРНІЙСЬКОГО ТЕХНОЛОГІЧНОГО ІНСТИТУТУ NASA

У своїй роботі ми використали модель Сонячної системи, що знаходиться у вільному доступі на сайті CNEOS – центру досліджень об'єктів, що зближуються з Землею. Програмне забезпечення в змозі розраховувати високоточні орбіти усіх відомих навколоземних об'єктів, прогнозувати їх рух як у минулому, так і в майбутньому і оцінювати небезпеку зіткнення з ними. На сайті CNEOS можна за обраними критеріями сформуванати потрібну таблицю даних зближень астероїдів з Землею. Перевагою є той факт, що база даних веб-сайту постійно оновлюється, уточнюються орбітальні параметри, умови тісних зближень, ризики зіткнення та статистика нових відкриттів малих небесних тіл. Програмне забезпечення CNEOS використовує високоточні моделі Сонячної системи, розроблені у Лабораторії реактивного руху (США) JPL Horizons. Ці моделі здатні прогнозувати час, місце та обставини тісних зближень та ймовірності зіткнень. Сценарії зіткнення розробляються для створення концепцій планетарного захисту, обчислення можливих варіантів подальшого руху.

У співпраці з Національним управлінням з аеронавтики та дослідження космічного простору CNEOS надає доступ до програмного забезпечення NEO Deflection App, яке обчислює, як далеко переміститься гіпотетичний астероїд, якщо його відхилити на відому величину в попередній час. NEO Deflection App досліджує техніку кінетичного відхилення для серії гіпотетичних астероїдів, які рухаються по загрозливих для Землі траєкторіях. Цей додаток, доступний у формі інтерактивної веб-сторінки, він розраховує зміни швидкості астероїда з відомими розмірами

і часом впливу на нього. У підсумку це дозволяє користувачеві розробити реалістичну місію відхилення астероїда від траєкторії зіткнення з Землею. NEO Deflection App допомагає ознайомитись з проблемою відхилення загрозового астероїда за допомогою одноімпульсного впливу на рух астероїда, з акцентом на використанні місії кінетичного імпактора. З огляду на модельний астероїд на траєкторії зіткнення з Землею, додаток може дати відповідь на такі питання:

- Який найкращий час для впливу для відхилення астероїду?
- Наскільки потрібно змінити швидкість, щоб астероїд змінив свою траєкторію і пролетів повз Землю?
- Який час запуску космічного корабля-ударника для перехоплення астероїда?
- Який найбільший розмір астероїда можна відхилити за допомогою одноімпульсного впливу?
- У якому напрямку астероїд буде найлегше відхилити?

На сайті CNEOS міститься веб-сторінка з даними для кожного НЗО. Тут вказані його елементи орбіти, перелік наступних тісних зближень, можна в інтерактивному доступі переглянути розташування орбіти астероїда у тривимірному просторі відносно Землі та Місяця та інші допоміжні дані. У базі даних малих тіл Сонячної системи Лабораторії реактивного руху JPL (SBDB) можливий налаштовний пошук небесних тіл за допомогою інструменту фільтрації.

Переважає більшість відкриттів НЗО відбулася засобами наземних оптичних телескопів. За фінансової підтримки Національним управлінням з аеронавтики та дослідження космічного простору зараз працює низка груп з виявлення навколоземних об'єктів. Одна з них - огляд неба Catalina Sky Survey університету Арізони.

Спочатку методики виявлення НЗО ґрунтувалися на порівнянні фотографічних знімків однієї і тієї ж ділянки неба, зроблених з інтервалом у кілька хвилин. Переважною більшістю об'єктів на фотознімках очевидно

були зорі та галактики, всі вони розташовувалися в однаковому відносному положенні на цих знімках. Далі доводилося їх порівнювати між собою за допомогою компаратору або стереомікроскопу. Наразі для запису зображення ділянки неба використовують пристрої зарядового зв'язку – ПЗЗ-детектори. Вони записують зображення в цифровому вигляді. Довжина і ширина ПЗЗ-детектора зазвичай вказується у пікселях. Типові його розміри 2000 на 2000 пікселів. ПЗЗ-технологія дозволяє сучасним детекторам бути набагато більш чутливими і точними у порівнянні з фотографічними зображеннями. З інтервалом у кілька хвилин робиться три або більше ПЗЗ-зображень однієї і тієї ж ділянки неба. Отримані зображення порівнюють за допомогою комп'ютерних засобів з метою пошуку об'єктів, які систематично змінюють своє положення на різних знімках. Якщо вдається виявити такий об'єкт, тоді визначають напрямок його руху і блиск. За цими даними стає можливим обчислити відстань до Землі та оцінити елементи орбіти та розміри нововідкритого НЗО. [2]

5. ЗАДАЧА 2-Х ТІЛ

5.1. Сфера дії планети

У Сонячній системі 99,7% загальної маси зосереджено у Сонці. Сонце – це зоря Головної послідовності, яка обертається навколо власної осі досить повільно. Період обертання змінюється від 25,4 доби на екваторі до 38 діб на полюсах. Через це форма Сонця близька до кулі, а згідно теореми Ньютона, куля з центральносиметричним розподілом густини притягує так ніби вся її маса зосереджена в центрі кулі. Тобто Сонце, незважаючи на його розміри, можна вважати матеріальною точкою.

Розглянемо рух астероїду у навколосонячному просторі. Розміри будь-якого астероїду нехтовно малі у порівнянні з розмірами Сонця та великих планет. Тому його теж можна вважати матеріальною точкою. В рамках цієї моделі, яку називають задачею 2-х тіл або задачею Кеплера,

запишемо рівняння руху астероїду маси m_A відносно Сонця маси m_C у декартовій геліоцентричній системі відліку:

$$\begin{aligned}\frac{d^2x}{dt^2} &= -G(m_C + m_A) \frac{x}{r^3}, \\ \frac{d^2y}{dt^2} &= -G(m_C + m_A) \frac{y}{r^3}, \\ \frac{d^2z}{dt^2} &= -G(m_C + m_A) \frac{z}{r^3},\end{aligned}\tag{1}$$

де G – гравітаційна стала, r – відстань між Сонцем та астероїдом. Так як $m_A \ll m_C$ зазвичай масою астероїду нехтують.

Інтегрування цих диференціальних рівнянь приводить до рівняння траєкторії руху астероїду відносно Сонця. Радіус-вектор та швидкість астероїду повністю визначається шістьма незалежними сталими, Кеплеровими елементами орбіти:

q – перигелійна відстань;

e – ексцентриситет;

T_0 – час проходження перигелію;

ω – аргумент перигелію;

Ω – довгота висхідного вузла;

i – нахил площини орбіти до основної площини системи координат.

Планети земної групи мають нехтовно малі маси порівняно з масою Сонця, рухаються навколо нього без тісних взаємних зближень і теж мають форму близьку до кулі. Це також дає можливість в першому наближенні розглядати рух кожної планети навколо Сонця в рамках моделі 2-х тіл.

Якщо знехтувати силою взаємного тяжіння між великими планетами та планетами і астероїдами, у першому наближенні можна вважати, що їх рух відбувається по конічним перерізам. Це значно спрощує прогнозування руху протягом певного інтервалу часу.

Тепер розглянемо рух астероїду відносно однієї з великих планет, а саме Землі. Зрозуміло, що обидва небесних тіла рухаються навколо Сонця,

але при зменшенні геоцентричної відстані астероїду зростає сила тяжіння до Землі. Ця сила викликає додаткові прискорення, які називають збурюючими прискореннями, і змінює траєкторію руху астероїду. Чим менша геоцентрична відстань, тим більше збурююче прискорення. На певній геоцентричній відстані це прискорення дорівнює прискоренню астероїду до Сонця. Коли астероїд перетинає цю умовну межу стає доцільним розглядати рух астероїду відносно Землі, а прискорення до Сонця вважати збурюючим. Це дає можливість визначити геоцентричну орбіту астероїду всередині цього навколоземного простору. Поверхню на якій відносне прискорення до Сонця дорівнює відносному прискоренню до Землі називають сферою дії Землі. Радіус сфери дії Землі відносно Сонця 925 000 км.

Зауважимо, що аналогічні міркування можна повторити і для руху астероїду відносно Місяця. Можна визначити сферу дії Місяця відносно Землі, її радіус дорівнює 66 000 км.

Таким чином, будемо розглядати рух астероїду по геліоцентричній еліптичній орбіті не враховуючи збурюючі прискорення. Як тільки його відстань до Землі стане меншою за радіус сфери дії Землі переходимо до опису руху астероїду по геоцентричній орбіті, нехтуючи його прискоренням до Сонця. Скоріш за все, геоцентрична орбіта астероїду буде гіперболічною. Тільки то геоцентрична відстань зросте до величини радіусу сфери дії Землі, повертаємось до геліоцентричної еліптичної орбіти астероїду. Ця нова геліоцентрична орбіта буде відмінною від еліптичної орбіти, що була до входу астероїду в сферу дії Землі внаслідок земного тяжіння.

При моделюванні руху астероїду його вектор стану (радіус-вектор і вектор швидкості) при наближенні до Землі в момент перетину сфери дії визначає елементи геоцентричної орбіти, а вектор стану в другий момент перетину сфери дії під час віддалення від Землі визначає елементи нової геліоцентричної орбіти.

5.2. Рух по еліптичній та гіперболічній орбітах

Розглянемо задачу 2-х тіл в екліптичній системі координат.

Задача 1. Нехай для моменту t задані Кеплерові елементи орбіти астероїда – q , e , T_0 , ω , Ω , i . Потрібно обчислити його прямокутні координати x , y , z та вектор швидкості $\dot{x}$, $\dot{y}$, $\dot{z}$.

Направляючі косинуси орбітальної системи координат

$$\begin{aligned} p_x &= \cos \Omega \cos \omega - \sin \Omega \sin \omega \cos i, & q_x &= -\cos \Omega \sin \omega - \sin \Omega \cos \omega \cos i, \\ p_y &= \sin \Omega \cos \omega + \cos \Omega \sin \omega \cos i, & q_y &= -\sin \Omega \sin \omega + \cos \Omega \cos \omega \cos i, \\ p_z &= \sin \omega \sin i, & q_z &= \cos \omega \sin i. \end{aligned} \quad (2)$$

Прямокутні екліптичні координати

$$\begin{aligned} x &= p_x r \cos V + q_x r \sin V, \\ y &= p_y r \cos V + q_y r \sin V, \\ z &= p_z r \cos V + q_z r \sin V, \end{aligned} \quad (3)$$

де r – відстань між астероїдом і початком координат (Сонцем або Землею, $r^2 = x^2 + y^2 + z^2$);

V – істинна аномалія астероїду.

Якщо рух відбувається по еліптичній орбіті, тоді

$$\begin{aligned} r \cos V &= \frac{q}{1-e} (\cos E - e), \\ r \sin V &= \frac{q(1+e)}{\sqrt{1-e^2}} \sin E, \end{aligned} \quad (4)$$

де E – ексцентрична аномалія, допоміжний кут, який визначається з

$$\text{рівняння Кеплера} \quad E - e \sin E = \left(\frac{1-e}{q} \right)^{3/2} \sqrt{Gm_C} (t - T_0). \quad (5)$$

Швидкість астероїду

$$\dot{x} = \sqrt{\frac{Gm_C}{q(1+e)}} (-p_x \sin V + q_x (e + \cos V)),$$

$$\dot{y} = \sqrt{\frac{Gm_C}{q(1+e)}} (-p_y \sin V + q_y(e + \cos V)), \quad (6)$$

$$\dot{z} = \sqrt{\frac{Gm_C}{q(1+e)}} (-p_z \sin V + q_z(e + \cos V)).$$

Якщо рух відбувається по гіперболічній орбіті, тоді

$$\begin{aligned} r \cos V &= \frac{q}{1-e} (\operatorname{ch} H - e), \\ r \sin V &= \frac{q}{e-1} \sqrt{e^2 - 1} \operatorname{sh} H, \end{aligned} \quad (7)$$

де $H = -i E$ – допоміжна величина, що визначається з аналогу рівняння

$$\text{Кеплера} \quad e \operatorname{sh} H - H = \left(\frac{e-1}{q} \right)^{3/2} \sqrt{Gm_C} (t - T_0). \quad (8)$$

Швидкість астероїду

$$\begin{aligned} \dot{x} &= -\frac{\sqrt{\frac{q}{e-1} Gm_C}}{r} (P_x \operatorname{sh} H - Q_x \sqrt{e^2 - 1} \operatorname{ch} H), \\ \dot{y} &= -\frac{\sqrt{\frac{q}{e-1} Gm_C}}{r} (P_y \operatorname{sh} H - Q_y \sqrt{e^2 - 1} \operatorname{ch} H), \\ \dot{z} &= -\frac{\sqrt{\frac{q}{e-1} Gm_C}}{r} (P_z \operatorname{sh} H - Q_z \sqrt{e^2 - 1} \operatorname{ch} H). \end{aligned} \quad (9)$$

Задача 2. Нехай для моменту t відомі прямокутні координати x, y, z та вектор швидкості $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$ астероїду. Потрібно обчислити його Кеплерові елементи орбіти – $q, e, T_0, \omega, \Omega, i$.

Із інтегралу моменту імпульсу

$$\begin{aligned} y\dot{z} - z\dot{y} &= \sqrt{GM_C} \sqrt{p} \sin \Omega \sin i, \\ x\dot{z} - z\dot{x} &= \sqrt{GM_C} \sqrt{p} \cos \Omega \sin i, \\ x\dot{y} - y\dot{x} &= \sqrt{GM_C} \sqrt{p} \cos i \end{aligned} \quad (10)$$

знаходимо p (орбітальний параметр, $p = q(1+e)$), i, Ω . Із $e \cos V = \frac{p}{r} - 1$,

$$e \sin V = \sqrt{\frac{p}{GM_c}} \frac{x\dot{x} + y\dot{y} + z\dot{z}}{r} \quad (11)$$

знаходимо ексцентриситет орбіти e та істинну аномалію V . Якщо величина $0 < e < 1$, тоді астероїд рухається по еліпсу; якщо $e > 1$, тоді астероїд рухається по гіперболічній траєкторії.

$$\omega = \theta - V, \text{ де кут } \Theta \text{ обчислюється з } \cos \Theta = \cos(\lambda - \Omega) \cos \beta, \quad (12)$$

$$\sin \Theta = \frac{\sin \beta}{\sin i},$$

$$\text{де } \beta = \arcsin \frac{z}{r}, \quad \cos \lambda = \frac{x}{r \cos \beta}, \quad \sin \lambda = \frac{y}{r \cos \beta}.$$

Якщо рух відбувається по еліптичній орбіті, тоді шукаємо ексцентричну аномалію E з рівняння траєкторії $\cos E = \frac{q + r(e-1)}{eq}$,

$$0 \leq E \leq 180^\circ \text{ якщо } 0 \leq V \leq 180^\circ, \quad 180^\circ < E < 360^\circ \text{ якщо } 180^\circ < V < 360^\circ.$$

$$\text{Час проходження перигелію } T_0 = t - \frac{E - e \sin E}{\sqrt{GM_c}} \left(\frac{q}{1-e} \right)^{3/2}. \quad (13)$$

Якщо рух відбувається по гіперболічній орбіті, тоді шукаємо допоміжну величину H з рівняння траєкторії $\operatorname{ch} H = \frac{q + r(e-1)}{eq}$,

$$\text{час проходження перигелію } T_0 = t + \left(\frac{q}{e-1} \right)^{3/2} \frac{H - e \operatorname{sh} H}{\sqrt{GM_c}}. \quad (14)$$

6. АСТЕРОЇДИ - КАНДИДАТИ

На сьогоднішній день нам відомо величезна кількість астероїдів у навколоземному просторі – від тих, що мають діаметр 10 м до тих, у яких діаметр декілька десятків км. Щоб вибрати астероїд-кандидат для зміни його орбіти нам необхідні обмеження по параметрам (з пріоритетністю за порядком):

- Зробимо обмеження за часом. Астероїд повинен зближатися із Землею в найближчі 20 - 30 років, щоб було достатньо часу для розробки місії, але не надто довго, щоб не втратити актуальність.
- Відносна швидкість повинна бути мінімальною, щоб апарат зміг значно вплинути на траєкторію.
- Астероїд повинен проходити максимально близько до Землі, бажано в сфері її дії.
- Він повинен бути невеликий, щоб полегшити реалізацію проекту.

7. АСТЕРОЇД 2017 KJ32. ЗБЛИЖЕННЯ У 2042 РОЦІ

Розглянемо рух астероїду 2017 KJ32 під час зближення з Землею. У Додатку 1 наведені його Кеплерові елементи орбіти. Розміри астероїду невідомі, але відома його абсолютна зоряна величина $H=28,9^m$. Усереднене альбедо астероїдів, що зближуються з Землею 0,14. За таблицею, що наведена у Додатку 2 можна оцінити діаметр 2017 KJ32 у 55 метрів. Таким чином, якщо виходити з середньої густини 1700 кг/м^3 , а саме таку густину має астероїд Дідімос, що теж рухається поблизу орбіти Землі, тоді маса

$$\text{астероїда } m = \rho \frac{4}{3} \pi r^3 \approx 1700 \cdot 4,2 \cdot \left(\frac{5,5}{2} \right)^3 \approx 150000 \text{ кг.}$$

Моделювання показує, що 22 травня 2042 року о 0:41 2017 KJ32 зблизиться з Землею на мінімальну відстань 346 400 км.

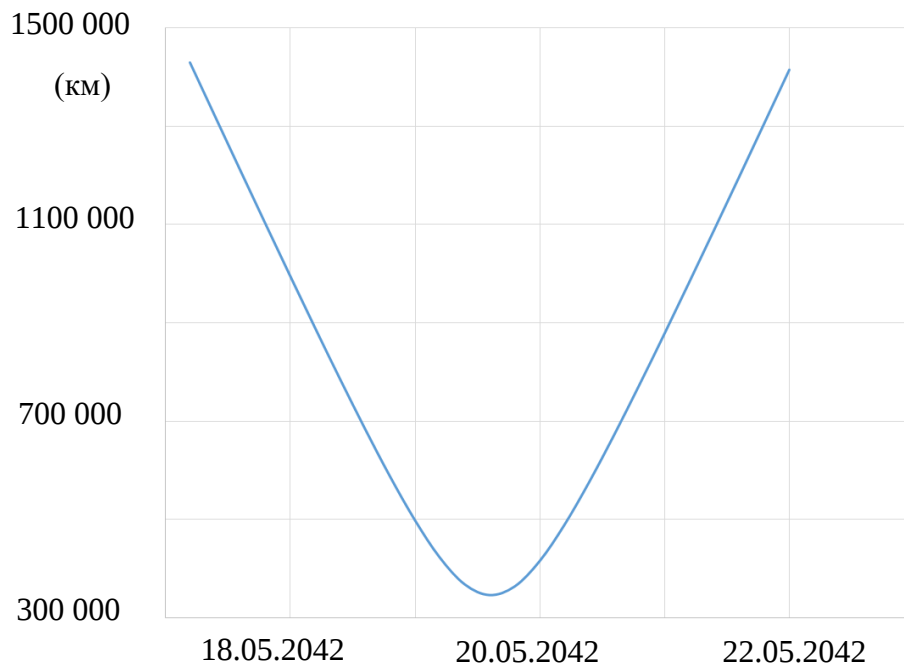


Рис. 2. Геоцентрична відстань астероїду 2017 KJ32 у травні 2042 року.

18 травня о 17 годині 14 хвилин UTC астероїд перетинає сферу дії Землі на відстані 925 000 км. В цей момент геоцентричний вектор стану астероїда

$$\begin{aligned} x &= 813593 \text{ км}, & \dot{x} &= 2,363 \text{ км/с}, \\ y &= 435953 \text{ км}, & \dot{y} &= -0,6338 \text{ км/с}, \\ z &= -63479 \text{ км}, & \dot{z} &= 1,090 \text{ км/с}. \end{aligned}$$

Починаючи з цього моменту розглядаєм рух астероїду по гіперболічній геоцентричній орбіті. Наведений вектор стану дозволяє обчислити такі Кеплерові елементи цієї орбіти

$$\begin{aligned} q &= 339231 \text{ км}, & \omega &= 69,907^\circ, \\ e &= 6,3718, & \Omega &= 30,554^\circ, \\ T_0 &= 22.05.2042 \text{ 0:41}, & i &= 58,981^\circ. \end{aligned}$$

Рухаючись по цій орбіті астероїд поступово наближається до Землі на відстань меншу за середній радіус місячної орбіти. В точці перигею його геоцентрична швидкість дорівнює 2920 м/с. На цій відстані швидкість на коловій геоцентричній орбіті складає

$$V_{\text{кол}} = \sqrt{\frac{Gm_3}{r}} = 1071 \text{ м/с.}$$

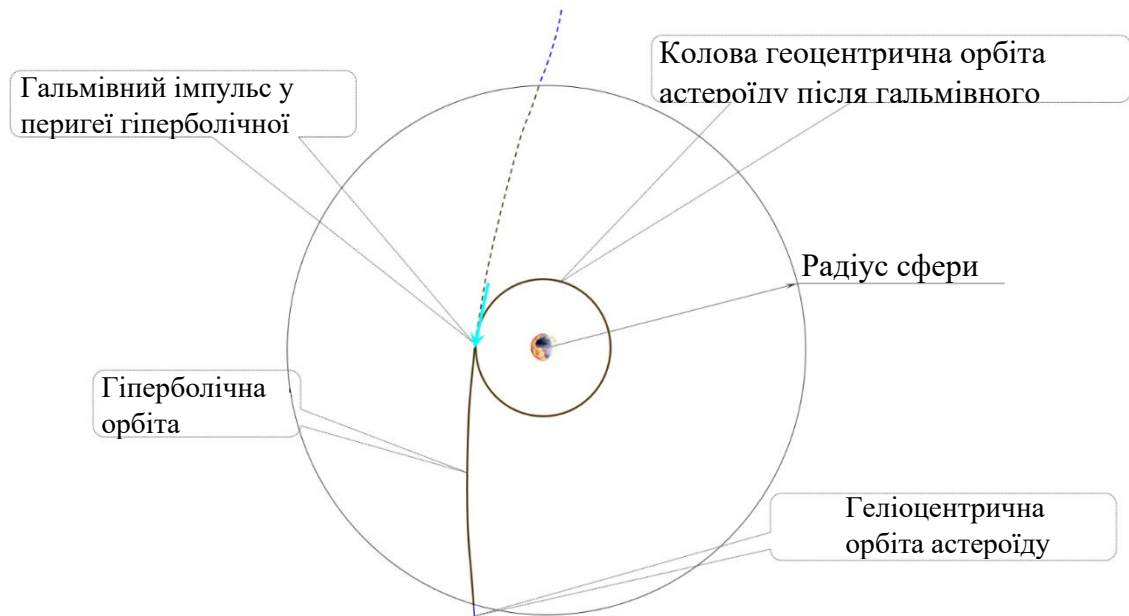


Рис. 3. Перевід 2017 KJ32 на колову геоцентричну орбіту.

Тобто в цей момент астероїд повинен отримати імпульс, направлений у бік протилежний напрямку його вектору швидкості на гіперболічній орбіті. Величина імпульсу

$$\Delta(mV) = 150000 \text{ кг} \cdot (2920 - 1071) \text{ м/с} \approx 2,8 \cdot 10^8 \text{ кг} \cdot \text{м/с.}$$

Внаслідок такої зміни імпульсу (зіткнення) астероїд перейде на колову геоцентричну орбіту радіусом 346 400 км. Наскільки це великий імпульс?

Порівняємо цей вплив на 2017 KJ32 з минулорічним космічним експериментом по зміні орбіти супутника у системі подвійного астероїду Дідімос-Діморфос космічним апаратом DART.

Діморфос має діаметр 170 метрів. Якщо його густина така ж як у

$$\text{Дідімосу } 1700 \text{ кг/м}^3, \text{ тоді його маса } m = \rho \frac{4}{3} \pi r^3 \approx 1700 \cdot 4,2 \cdot \left(\frac{170}{2}\right)^3 \approx 4,4 \cdot 10^9$$

кг.

DART перед ударом мав масу 610 кг, швидкість зіткнення була 6250 м/с. Тобто Діморфос отримав імпульс $\Delta(mV) = 610 \text{ кг} \cdot 6250 \text{ м/с} \approx 3,8 \cdot 10^6 \text{ кг} \cdot \text{м/с}$.

Наслідком цього зіткнення стало зменшення періоду обертання Дідімосу на 32 хвилини. До речі після зіткнення спостерігались викиди породи з поверхні Діморфосу масою від 1000 до 10000 тон. Через це зміна його швидкості виявилась у 3,6 рази більшою за теоретично передбачену.

Однак Діморфос у $4,4 \cdot 10^9 / 1,5 \cdot 10^5 \approx 30000$ разів менший за масою ніж 2017 KJ32. Це означає, що якби на зустріч із 2017 KJ32 був би направлений такий самий космічний зонд як DART, тоді цей астероїд отримав би імпульс $3,8 \cdot 10^6 \text{ кг} \cdot \text{м/с}$, що у $2,8 \cdot 10^8 / 3,8 \cdot 10^6 = 74$ рази менший від необхідного для переведу на колову орбіту. Отриманий імпульс призвів би до зменшення швидкості усього на $\Delta V = \frac{\Delta(mV)}{m} = \frac{3,8 \cdot 10^6 \text{ кг} \cdot \text{м/с}}{1,5 \cdot 10^5 \text{ кг}} \approx 25 \text{ м/с}$. Це призвело би лише до зміни ексцентриситету гіперболічної геоцентричної траєкторії 2017 KJ32.

Але зближення з Землею відбудеться у 2042 році, за наступні 19 років можливості космонавтики будуть збільшуватись. Перші польоти до Місяця відбулися наприкінці 1950-х років. Їх здійснення потребувало досягнення другої космічної швидкості 11,2 км/с. Неважко уявити, що на початку 2040-х років у навколоземному просторі штучне небесне тіло можливо буде розігнати до швидкості 15 км/с. Для набуття ним потрібного імпульсу $\Delta(mV) \approx 2,8 \cdot 10^8 \text{ кг} \cdot \text{м/с}$ його маса повинна бути $m = \frac{\Delta(mV)}{\Delta V} = \frac{2,8 \cdot 10^8 \text{ кг} \cdot \text{м/с}}{1,5 \cdot 10^4 \text{ м/с}} \approx 18700 \text{ кг}$. Для порівняння маса місячного модуля пілотованої місії «Аполон-11» у 1969 році до посадки на поверхню Місяця була 15 тон.

Таким чином, можна зробити висновок, що перевід невеликого астероїда, що зближується з Землею у недалекому майбутньому цілком

реалістично виконати засобами космонавтики. Зважаючи на результати експерименту DART, зіткнення з астероїдом на швидкості 15 км/с може призвести до часткового або навіть повного руйнування астероїду. Тому попередньо потрібно досліджувати склад астероїду та його механічні властивості. Але це обов'язкова умова у будь-якому випадку. Для економічної доцільності виконання маневру переведу на навколоземну орбіту астероїд повинен складатися з металів або мінералів, потрібних для подальшого використання.

8. АСТЕРОЇД 2022 RD2. ЗБЛИЖЕНН У 2044 РОЦІ

Розглянемо рух астероїду 2022 RD2 під час зближення з Землею. У Додатку 1 наведені його Кеплерові елементи орбіти. Моделювання на Рис.4 показує, що 26 січня 2044 року о 19:37 2022 RD2 зблизиться з Землею на мінімальну відстань 990 000 км. Він впритул наблизиться до сфери дії Землі, але не перетне її.

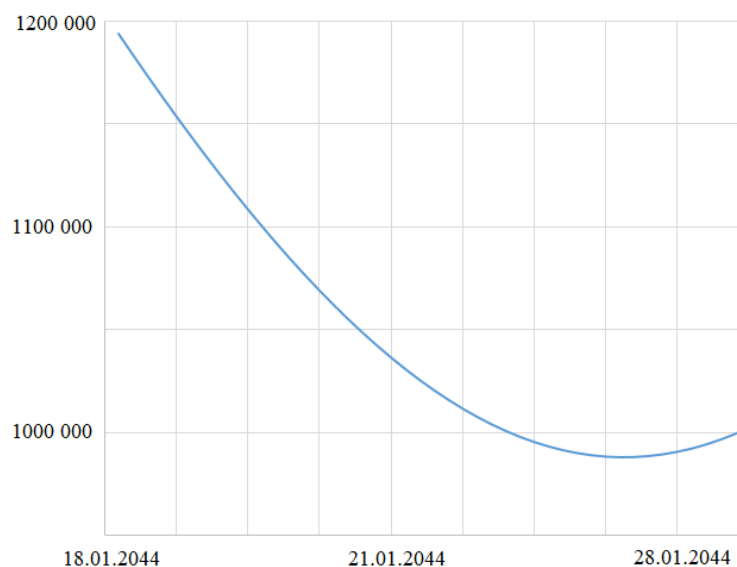


Рис.4.Геоцентрична відстань астероїду 2022 RD2 у січні 2044 року.

Тим не менше розрахуємо імпульс, потрібний для переводу цього астероїду на колову геоцентричну орбіту радіусу 990 000 км. Так як ця орбіта лежить за межами сфери дії Землі, рух по цій орбіті буде нестійким. Астероїд перетвориться у тимчасовий супутник або квазісупутник Землі. Такі астероїди відомі і зараз, це – (3753) Круїтні, 2002 AA29, (164207) 2004 GU9, (277810) 2006 FV35, 2010 SO16 та інші. Але вони були захоплені Землею внаслідок природних динамічних процесів і знаходяться на значних геоцентричних відстанях.

Перевід астероїду 2022 RD2 на тимчасову навколоземну орбіту може бути першим етапом двоімпульсного впливу на цей астероїд. Або ж час перебування на тимчасовій орбіті буде достатнім для використання речовини астероїду у технологічних процесах космічної діяльності людства.

Розміри астероїду невідомі, але відома його абсолютна зоряна величина $H=28,6^m$. Цей астероїд незначно яскравіший за 2017 KJ32, тому можна припустити, що його діаметр несуттєво відрізняється від діаметру 2017 KJ32, а отже можна прийняти і його масу такою самою 150 000 кг.

В момент найбільшого зближення з Землею геоцентричний вектор стану астероїда

$$\begin{aligned}x &= -735842 \text{ км}, & \dot{x} &= 0,0197 \text{ км/с}, \\y &= 650000 \text{ км}, & \dot{y} &= -0,1636 \text{ км/с}, \\z &= 111535 \text{ км}, & \dot{z} &= 1,0433 \text{ км/с}.\end{aligned}$$

Отже швидкість буде 1056 м/с. На цій відстані формально колова геоцентрична швидкість $V_{\text{кол}} = \sqrt{\frac{Gm_3}{r}} = 634 \text{ м/с}$.

Саме на цій відстані астероїд повинен отримати імпульс, направлений у бік протилежний напрямку його вектору швидкості. Величина імпульсу

$$\Delta(mV) = 150000 \text{ кг} \cdot (1056 - 634) \text{ м/с} \approx 6,3 \cdot 10^7 \text{ кг} \cdot \text{м/с}.$$

Це у $2,8 \cdot 10^8 / 6,3 \cdot 10^7 \approx 4,5$ рази менший імпульс, ніж потрібний для корекції орбіти астероїду 2017 KJ32. Іншими словами, якщо корекція

орбіти відбудеться на швидкості 15 км/с, тоді маса імпактору повинна бути 18700 кг / $4,5 \approx 4200$ кг. Перевести астероїд 2022 RD2 на колову навколоземну орбіту виявляється простіше ніж астероїд 2017 KJ32. Це наслідок доволі малої його геоцентричної швидкості під час зближення.

РЕЗУЛЬТАТИ РОБОТИ ТА ВИСНОВКИ

Із наявних даних про астероїди 2017 KJ32 та 2022 RD2 були оцінені їх діаметри і маси, були розраховані геоцентричні координати та швидкості астероїдів.

Розраховані імпульси, які треба надати астероїдам в точці мінімальної відстані від Землі, для того, щоб вони перейшли на колову геоцентричну орбіту:

імпульс 2017 KJ32 $2,8 \cdot 10^8$ кг·м/с;

імпульс 2022 RD2 $6,3 \cdot 10^7$ кг·м/с.

Величини імпульсів достатньо великі, але на нашу думку, реалістичні вже в недалекому майбутньому.

Нами запропонована можлива маса імпактору і його швидкість в момент зіткнення для двох місій.

Зважаючи на результати експерименту DART, зіткнення з астероїдом на швидкості 15 км/с може призвести до часткового або навіть повного руйнування астероїду. Тому попередньо потрібно досліджувати склад астероїду та його механічні властивості. Але це обов'язкова умова у будь-якому випадку. Для економічної доцільності виконання маневру переведу на навколоземну орбіту астероїд повинен складатися з металів або мінералів, потрібних для подальшого використання.

_____ Батальська А. О.

(Підпис автора роботи)

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Nikoghosyan E. H., Ecology of Near-Earth Space, Accepted in CoBAO, NAS RA V. Ambartsumian Byurakan Astrophysical Observatory (BAO) 2017 – P. 2 – Режим доступу : <https://arxiv.org/ftp/arxiv/papers/1812/1812.10478.pdf>
2. "NEO Basics. NEO Groups". NASA/JPL CNEOS. Retrieved 2017-11-09. – Режим доступу : https://cneos.jpl.nasa.gov/about/neo_groups.html
3. Chapman C. R., Morrison D. Impacts on the Earth by asteroids and comets: assessing the hazard // Nature. – 1994. – P. 33-34
4. В.Г. Кручиненко, Ю.І. Волощук, Б.Л. Кащєєв та ін. Метеорно-астероїдна небезпека та доплив космічної речовини на Землю // Космічна наука та технологія. 1999 - С.3-17. – Режим доступу : <https://www.mao.kiev.ua/biblio/jscans/knit/1999-05/knit-1999-05-1-01-kruchynenko.pdf>
5. J. Licandro, T. Müller, C. Alvarez, and other, GTC/CanariCam observations of (99942) Apophis, A&A 585, A10 (2016) – Режим доступа : <https://doi.org/10.1051/0004-6361/201526888>
6. Line Drube, Alan W. Harris / The Neoshield project for Near-Earth object impact threat mitigation, ResearchGate Logo, 2016 – Режим доступу : https://www.researchgate.net/publication/305686793_The_Neoshield_project_for_Near-Earth_object_impact_threat_mitigation
7. DART Sets Sights on Asteroid Target // NASA. – Режим доступу : <https://www.nasa.gov/feature/dart-sets-sights-on-asteroid-target>
8. Режим доступу : https://ssd.jpl.nasa.gov/tools/sbdb_lookup.html
9. Режим доступу : https://cneos.jpl.nasa.gov/tools/ast_size_est.html

ДОДАТКИ

Додаток 1

Елементи орбіти астероїдів

Астероїд	2017 KJ32	2022 RD2
Епоха, t_0	2023.02.25.0 TDB	2023.02.25.0 TDB
Ексцентриситет, e	0.134382772205	0.035951718809
Перигелійна відстань, q (а.о.)	0.784507083188	0.994331347372
Нахил орбіти до екліптики, i (°)	2.178106774756	1.375867029213
Довгота висхідного вузла, Ω (°)	238.7519657846	145.6318279165
Аргумент перигелію, ω (°)	207.8707336450	302.5427688050
Проходження перигелію, T_0	2023.01.28.4995	2022.12.22.03825
Період, P (діб)	315.140988963	382.601745240
Абсолютна зоряна величина, H	28.9	28.58

[8]

Додаток 2

Таблиця приблизних діаметрів астероїдів в залежності від його альbedo та абсолютної зоряної величини

Альbedo	0.30	0.25	0.20	0.15	0.10	0.05
Абсолютна зоряна величина						
30.0	0.0025	0.0027	0.0030	0.0035	0.0043	0.0060
29.5	0.0031	0.0034	0.0038	0.0044	0.0054	0.0076
29.0	0.0039	0.0043	0.0048	0.0055	0.0068	0.0096
28.5	0.0049	0.0054	0.0060	0.0069	0.0085	0.012
28.0	0.0062	0.0068	0.0076	0.0087	0.011	0.015
27.5	0.0078	0.0085	0.0095	0.011	0.013	0.019
27.0	0.0098	0.011	0.012	0.014	0.017	0.024
26.5	0.012	0.014	0.015	0.017	0.021	0.030
26.0	0.016	0.017	0.019	0.022	0.027	0.038
25.5	0.020	0.021	0.024	0.028	0.034	0.048
25.0	0.025	0.027	0.030	0.035	0.043	0.060
24.5	0.031	0.034	0.038	0.044	0.054	0.076
24.0	0.039	0.043	0.048	0.055	0.068	0.096
23.5	0.049	0.054	0.060	0.069	0.085	0.12
23.0	0.062	0.068	0.076	0.087	0.11	0.15
22.5	0.078	0.085	0.095	0.11	0.13	0.19
22.0	0.098	0.11	0.12	0.14	0.17	0.24
21.5	0.12	0.14	0.15	0.17	0.21	0.30

Альбедо	0.30	0.25	0.20	0.15	0.10	0.05
Абсолютна зоряна величина						
21.0	0.16	0.17	0.19	0.22	0.27	0.38
20.5	0.20	0.21	0.24	0.28	0.34	0.48
20.0	0.25	0.27	0.30	0.35	0.43	0.60
19.5	0.31	0.34	0.38	0.44	0.54	0.76
19.0	0.39	0.43	0.48	0.55	0.68	0.96
18.5	0.49	0.54	0.60	0.69	0.85	1.2
18.0	0.62	0.68	0.76	0.87	1.1	1.5
17.5	0.78	0.85	0.95	1.1	1.3	1.9
17.0	0.98	1.1	1.2	1.4	1.7	2.4
16.5	1.2	1.4	1.5	1.7	2.1	3.0
16.0	1.6	1.7	1.9	2.2	2.7	3.8
15.5	2.0	2.1	2.4	2.8	3.4	4.8
15.0	2.5	2.7	3.0	3.5	4.3	6.0
14.5	3.1	3.4	3.8	4.4	5.4	7.6
14.0	3.9	4.3	4.8	5.5	6.8	9.6
13.5	4.9	5.4	6.0	6.9	8.5	12
13.0	6.2	6.8	7.6	8.7	11	15
12.5	7.8	8.5	9.5	11	13	19
12.0	9.8	11	12	14	17	24
11.5	12	14	15	17	21	30
11.0	16	17	19	22	27	38
10.5	20	21	24	28	34	48
10.0	25	27	30	35	43	60

[9]