

УДК 629.76

М.М. Дронь, Л.Г. Дубовік, В.В. Курінний, П.Г. Хорольський

Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ ОПТИМАЛЬНИХ ТРАЄКТОРІЙ УВОДУ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ ПІСЛЯ ЗАКІНЧЕННЯ ТЕРМІНУ ЕКСПЛУАТАЦІЇ

Наведена методика визначення орбіти уводу космічного апарату за даними Інтернет-каталогів та методики прогнозування руху космічних об'єктів запропонованої NORAD.

Ключові слова: космічний апарат, орбіта, траєкторія.

Приведена методика определения орбиты увода космического аппарата по данным Интернет-каталогов и методики прогнозирования движения космических объектов предложенной NORAD.

Ключевые слова: космический аппарат, орбита, траектория.

The technique of determining the orbit of the spacecraft entered from the data in Internet directories and forecasting techniques movement of space objects proposed NORAD.

Keywords: spacecraft, orbit, trajectory.

Постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими чи практичними завданнями. Велика кількість пасивних космічних об'єктів (КО), що зростає з року в рік, ставить перед проектантами задачу зміни поточної космічної обстановки, яка, зокрема, розв'язується шляхом уводу об'єктів з первинної орбіти. На сьогодні спостерігається біля 10000 об'єктів, розміром більш 10 см для низьких орбіт та біля 1 м – для геостаціонарних [1, 2]. За масовими характеристиками зараз в космосі літає понад 2 Мт космічного сміття. І сьогодні все більш актуальним стає завдання очищення космічного простору від об'єктів штучного походження. Україна досить активна в космічній галузі, і за міжнародними домовленостями відповідає за сміття, що залишається після кожного запуску. Тому питання прибирання космосу стоїть для України надто актуально.

Єдиним джерелом повної інформації про стан космічної обстановки є каталоги КО NORAD і NASA, де інформація про параметри орбіт КО подається у вигляді дворядкових матриць (так званих tle – файлів). Для прогнозування кінематичних параметрів руху каталогізованих КО у будь-який проміжок часу розроблені і затверджені спеціальні математичні моделі: SGP (на сьогодні застаріла), SGP4 і SDP4, що стали фактичним стандартом, та перспективні SGP8, SDP8, введення яких очікується найближчим часом. В моделях основні

кінематичні параметри такі як: поточний радіус орбіти r , фокальний параметр p , частота обертання n , ексцентриситет e , нахилення орбіти i , середня і ексцентрична аномалія M та E , аргумент перигею ω , довгота висхідного вузла Ω та їм подібні розраховуються за формулами Кеплеровського руху по еліптичним орбітам $p = a(1 - e^2)$, $r = a(1 - e \cos E)$, $n = \frac{k_e}{a^2}$ тощо. Для врахування

впливу збурювальних факторів нелінійні функції розкладаються в ряди з обмеженою кількістю членів, наприклад

$$\Omega_{DF} = \Omega_o + \left[\frac{-3k_2\theta}{a_o''^2 \beta_o^4} + \frac{3k_2^2(4\theta - 19\theta^3)}{2a_o''^4 \beta_o^8} + \frac{5k_4\theta(3 - 7\theta^2)}{2a_o''^4 \beta_o^8} \right] n_o''(t - t_o),$$

$$L_S = L_o + \left(n_o + \frac{d\omega}{dt} + \frac{d\Omega}{dt} \right) (t - t_o) + \frac{\dot{n}_o}{2} (t - t_o)^2 + \frac{\ddot{n}_o}{6} (t - t_o)^3,$$

а також $a = a_o \left\{ \frac{n_o}{n_o + 2\left(\frac{\dot{n}_o}{2}\right)(t - t_o) + 3\left(\frac{\ddot{n}_o}{6}\right)(t - t_o)^2} \right\}^{\frac{2}{3}}$. Частина параметрів обчислюється

ітераційним шляхом: $(E + \omega)_{i+1} = (E + \omega)_i + \Delta(E + \omega)_i$,

$$\Delta(E + \omega)_i = \frac{U - a_{yNSL} \cos(E + \omega)_i + a_{xNSL} \sin(E + \omega)_i - (E + \omega)_i}{-a_{yNSL} \sin(E + \omega)_i - a_{xNSL} \cos(E + \omega)_i + 1}, \text{ тощо.}$$

Прогнозування траєкторій КО допомагає уникнути зіткненню, але не вирішує повністю проблему безпечної експлуатації космічного простору. Сама проблема не вирішується, а в разі взаємного зіткнення може значно погіршитись і без участі людини. Найбільш перспективним методом очищення космічного простору вважають видалення великих КО, за допомогою власних двигунів після штатного завершення терміну експлуатації та спеціалізованих космічних апаратів (КА) за відсутності власних двигунів або при аварії КА.

Аналіз останніх досліджень і публікацій, в яких започатковано розв'язання даної проблеми і на які спирається автор. На сьогодні докладно розроблено модель розрахунку енергетичних, тягових і масових характеристик спеціального космічного апарату – сміттєзбирача, призначеного для збору та видалення дрібного космічного сміття в області низьких навколосемних орбіт з використанням електроракетних двигунів (ЕРД) [3]. Дана схема дозволяє на основі аналізу існуючих ракет-носіїв (РН) і ЕРД здійснити вибір типу РН, типу і характеристик ЕРД, визначити масу і розмір сміттєзбираючого КА. Передбачається створення спеціального апарату, оснащеного транспортною системою збору і видалення КО в області низьких навколосемних орбіт з використанням електроракетних двигунів (ЕРД). Даний апарат виводиться ракетою носієм на колову орбіту висотою 800-1200 км і за допомогою ЕРД малої тяги виконує маневри для захоплення КО. Апарат поступово знижується і згорає разом зі сміттям в щільних шарах атмосфери.

Запропонований алгоритм дозволяє отримувати аналітичний розв'язок для знаходження характеристичної швидкості $W_{ЖРД} = A \cdot \sqrt{\frac{\mu}{r_0}}$ і гарантованого запасу палива $M_T = M_0 \left(1 - \frac{1}{e^{W_{ЖРД} / J_{удЖРД}}} \right)$, де A – коефіцієнт, що визначається технічними вимогами до місії КА, r_0 – радіус початкової орбіти; $\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравітаційна стала Землі, M_0 – маса корисного навантаження РН; $J_{удЖРД}$ – питомий імпульс ЖРД. Запропонований алгоритм розрахунку енергетичних, масових і тягових характеристик КА, призначеного для збирання КО на основі аналізу існуючих РН і ЭРД дозволяє здійснити вибір типу РН, вибрати тип і визначити характеристики ЭРД для космічної системи збору і видалення дрібного космічного сміття. Найбільшим недоліком даної методики є націленість розрахунків на рух за коловими орбітами.

Схема польоту, визначення необхідних орбітальних маневрів та вигляд сміттєзбирального апарату, вибір рушійної установки та носія для виводу, схеми польоту, що забезпечують спуск в щільні шари атмосфери одного або декількох КО одним або декількома апаратами розглянуті також в [4].

Аналіз каталогів КО свідчить, що більшість космічних об'єктів штучного походження розташовані на низьких навколосеземних орбітах, і, саме ці орбіти найбільш небезпечні для існуючих КА, що пов'язано з найбільшою їх експлуатацією та поступовим зниженням висот польоту штучних супутників Землі. У зв'язку з чим постає питання першочергового очищення саме низьких навколосеземних орбіт [5]. Розглядаючи висотний діапазон орбіт від 200 до 1200 км, при оптимальному методі видалення (мінімальна витрачена маса для максимальної кількості видалених об'єктів) необхідно виконати сукупність рішень з вибору типу ДУ, засобів виведення і схеми польоту, які взаємопов'язані між собою і прив'язані до даних NORAD. Описання цього руху можливо лише в чисельних алгоритмах і передбачає накопичення похибки, що збільшується з часом розрахунку.

Виділення не вирішених раніше частин загальної проблеми, котрим присвячується означена стаття. Не зважаючи на розвинені методики розрахунку траєкторій руху та їх велику точність на сьогодні досі не вирішено питання узгодження різних моделей між собою. Програмна реалізація математичних моделей каталогізованих об'єктів втілена в програмі Trakstar 2 [6] (наявної в Internet) і може бути використана для прогнозу параметрів руху КО [7], яка дозволяє правильно прогнозувати пасивний рух об'єктів, але не придатна для прогнозування руху об'єктів з рушійною установкою (РУ).

Вхідними даними для цієї програми є набори дворядкових елементів NORAD, вихідними – дані, подані у табл. 1. Як вхідні так і вихідні дані можуть розміщуватись в різних каталогах, шляхи до них повинні бути задані у файлі TRAKSTAR.CFG. Вхідні дані повинні мати розширення tle, вихідні будуть мати розширення rez.

До недоліків програми TrakStar слід віднести те, що вона написана для MS DOS, і тому має незручний інтерфейс, її неможливо без емулятора запустити на Windows 7 (8); її модулі містять багато безумовних переходів і малу кількість коментарів, що робить код програми майже недоступним для аналізу. Також вона не може брати дані безпосередньо з Internet. Більш того, завантажені файли повинні бути розархівовані користувачем, та необхідно вручну змінити розширення файлу з txt на tle. Програма має вбудований алгоритм контролю помилок даних в tle файлі, але виявивши факт помилки відмовляється працювати з поданим файлом, замість того, щоб пропустити помилкову строку.

Таблиця 1 – Характеристики вихідних даних програми *TrakStar*

Найменування даних	Розмірність
Номер КО у каталозі (поз. 03-07 першого і другого рядків)	–
Дата одержання початкових умов (поз. 19-32 першого рядка без дробової частини доби)	YY MM DD
Всесвітній час одержання початкових умов	HH MM SS.SSSS
Номер витка	–
Координати X, Y, Z КО в інерційній системі координат (СК)	м
Проекції вектора швидкості на осі X, Y, Z інерційної СК	м/с
Балістичний коефіцієнт	–
Висота перигею	км
Висота апогею	км
Фокальний параметр	км
Ексцентриситет	–
Нахилення орбіти	град
Довгота висхідного вузла	град
Аргумент перигею	град
Період обертання	хв
Аргумент широти	град

В Internet розповсюджуються також вихідні програмні коди окремих частин цього продукту. І це дозволяє в корні вирішити проблему незручностей TrakStar. А чому при роботі з tle файлами необхідно прив'язуватись до програмних продуктів, хоча є описана математична модель? Це пов'язано з тим, що дійсні дані, замінюються на такі, що дають мінімальну похибку прогнозування для типового проміжку часу. Це суттєво впливає на точність прогнозування при написанні власної програми за обраною математичною моделлю. Проведені дослідження показали, що точність розрахунків не зростає при збільшенні кількості розрядів для представлення змінних та підвищення точності обчислення процедур і функцій програми. Це свідчить про узгодження даних NORAD саме з програмною реалізацією моделі руху КО.

Питання впливу похибок каталогів та періодичного ввімкнення РУ на точність прогнозування руху для каталогізованих об'єктів NORAD вирішується періодичною корекцією даних у каталогах. Згідно даних сайту <http://www.celestrak.com/NORAD/documentation/>, з 90 % довірчим інтервалом [8, 9] набори елементів NORAD оновлюються тільки тоді, коли положення КО, прогнозоване з поточним набором елементів відрізняється від прогнозованого з новим набором більш ніж на 5 км. Як свідчить досвід, для багатьох КА, що мають стратегічне значення, дані оновлюються з великою затримкою (іноді до місяця), а іноді взагалі не наводяться в каталогах.

Формулювання цілей статті (постановка завдання); Ціллю даної статті є застосування методики врахування руху КО, запропонованої NORAD для прогнозування руху КА, що використовують РУ малої тяги. При цьому використовується особливість моделей SGP, SGP4, SDP4, SGP8, SDP8 пов'язану з незалежністю розрахунків для різних моментів часу, тобто над параметрами орбіти на кожному кроці обчислення можна робити додаткові розрахунки та модифікувати їх. Таке припущення справедливо, за умови, що прискорення рушійної установки не більш ніж на порядок перевищує збурюючі прискорення несферичності Землі та опору атмосфери.

Виклад основного матеріалу дослідження з повним обґрунтуванням отриманих наукових результатів. Аналіз моделей руху, запропонованих NORAD свідчить, що зміна параметрів орбіти під впливом збурювальних факторів розглядаються як малі некорельовані величини, а збурювальні фактори приймаються незалежними. Отримані прирости параметрів орбіти наприкінці розрахунку додаються. Використання більш точної моделі призводить до того, що кількість кінцевих доданків зростає. Це дає можливість припустити, що необхідність врахування впливу РУ малої тяги можна розрахувати окремо, а отриману зміну параметрів додати до кінцевої суми. Для розрахунку зміни параметрів орбіти під впливом РУ на кожному кроці будемо використовувати опис руху в оскулюючих елементах [10]:

$$\begin{aligned} \frac{dp}{dt} &= 2r\tilde{T}, \\ \frac{de}{dt} &= \sin v \tilde{S} + \left[\cos v + \frac{(\cos v + e)r}{p} \right] \tilde{T}, \\ \frac{di}{dt} &= \frac{r}{p} \cos u \tilde{W}, \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{r}{p} \sin u \operatorname{cosec} i \tilde{W}, \\ \frac{d\omega}{dt} &= -\frac{\cos v}{e} \tilde{S} + \frac{\sin v}{e} \left(1 + \frac{r}{p} \right) \tilde{T} - \frac{r}{p} \sin u \operatorname{ctg} i \tilde{W}, \\ \frac{d\tau}{dt} &= \frac{p}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[(eN \sin v - \cos v) \tilde{S} + \frac{p}{r} N \tilde{T} \right] \left(\frac{r}{p} \right)^2, \\ \tilde{S} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} S, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\tilde{T} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} T, \\ \tilde{W} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} W, \\ N &= 2 \left(\frac{r}{p} \right)^2 \int_0^{\nu} \frac{\cos \lambda \, d\lambda}{(1 + e \cos \lambda)^3}, \\ a &= \frac{p}{1 - e^2}, \\ n &= \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}, \\ M_0 &= n(t_0 - \tau), \\ M &= n(t_0 - \tau) + M_0.\end{aligned}$$

В зазначеній методиці S , T , W проекції прискорення двигуна на координатні вісі.

Треба також зауважити, що системами прогнозування руху SGP, SGP4, SDP4, SGP8 та SDP8 замість $\frac{dp}{dt}$ використовують $\frac{dn}{dt}$, яку можна виразити з приросту ексцентриситету Δe та фокального параметру Δp . Знайдемо спочатку приріст великої піввісі:

$$\Delta a = a_{i+1} - a_i = \frac{p + \Delta p}{1 - (e^2 + \Delta e)} - \frac{p}{1 - e^2} = \frac{p \Delta e + \Delta p (1 - e^2)}{(1 - (e^2 + \Delta e)) \cdot (1 - e^2)}.$$

Замінюючи приріст функції диференціалом за формулою

$$f(x) = f(x_0) + f'(x_0) \Delta x,$$

знайдемо приріст середнього руху

$$n_{i+1} = n_i - \frac{3}{2} a^{-\frac{1}{2}} \sqrt{\mu} \Delta a.$$

Такий вибір рівнянь руху обумовлений нульовим приростом параметрів при відсутності тяги двигуна, а значить не виникає спотворення параметрів при пасивному русі. По-друге точність розрахунків близька до заявленої точності SGP4/SDP4. Виходячи з того, що вплив двигуна оцінюється на елементарному кроці, можна систему диференціальних рівнянь обчислити на кожному кроці методом Ейлера, як це робиться в SGP4/SDP4. Але аналіз публікацій по інтегруванню рівнянь в оскулюючих елементах на проміжках часу понад року свідчить, що метод Ейлера накопичує суттєву похибку. Тому більш перспективним є метод Рунге Кутта 4 порядку. В зв'язку з програмним узгодженням даних використання методу Рунге Кутта 4 порядку для SGP4/SDP4 не рекомендується, бо може призвести до зниження точності обчислень. При цьому n можна обчислювати методом трапецій, бо використання більш точних методів, наприклад Сімпсона, не виявило приросту точності кінцевих розрахунків. Це забезпечить однаковий порядок похибки з системами прогнозування руху SGP, SGP4, SDP4, SGP8 або SDP8. Кожна з запропонованих NORAD систем в результаті розрахунків визначає оскулюючі

елементи, розкладаючи в ряд короткоперіодні та довгоперіодичні збурення та враховуючи вплив атмосфери та Сонячного світла за допомогою відповідних змінних коефіцієнтів. І таким чином отримується пасивна складова руху. Вона доповнюється приростами параметрів орбіти від РУ. За цими даними обчислюється вектор швидкості і орієнтації.

Якщо ми бажаємо на основі даних спостережень NORAD визначити уточнені параметри руху на траєкторії спуску, то необхідно спочатку провести аналіз руху КА за час його існування. Для аналізу руху КА необхідно відділити проміжки часу де працює ДУ від проміжків пасивного руху. Це необхідно для більш точної оцінки впливу РУ на зміну параметрів руху конкретного супутника, а також дозволяє проводити розрахунки для КА параметри РУ якого не опубліковані у відкритому доступі, що трапляється досить часто. Ці дані необхідні для побудови траєкторій уловлення КО смиттезбирачем і визначення зміни його параметрів після його з'єднання з КО. Для КА з потужними двигунами це легко зробити по аномальній різкій зміні одного чи декількох параметрів орбіти. Так на рис 1 зображено зміну n КА «Космос – 2372» протягом півтора місяці, де візуально фіксуються моменти проведення маневрів. Дані маневри не лише передбачаються, але і підтвержені власником КА.

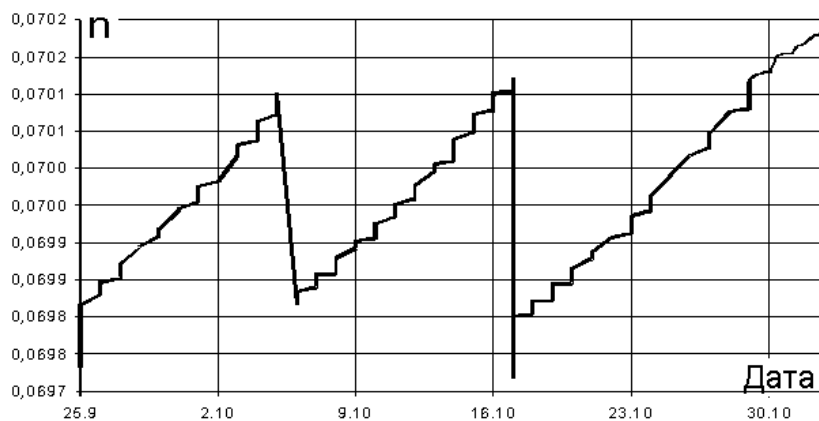


Рис. 1. Залежність середнього руху КА «Космос – 2372»

Такі ж висновки щодо маневрів можна зробити, виходячи із зміни ексцентриситету, представленої на рис. 2.

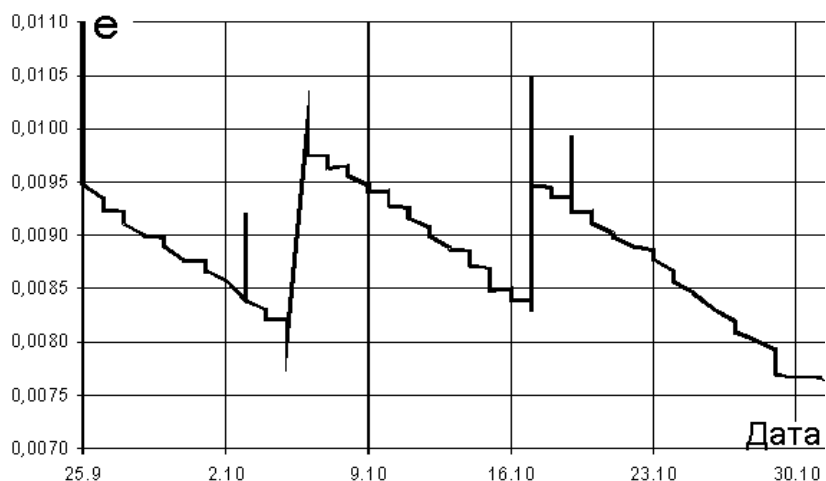


Рис. 2. Залежність ексцентриситету КА «Космос – 2372»

Більш складний характер руху не заважає відділити ділянки активного і пасивного руху (рис. 3, 4), обидва маневри також підтверджені, з опублікуванням дат початку і кінця маневрів.

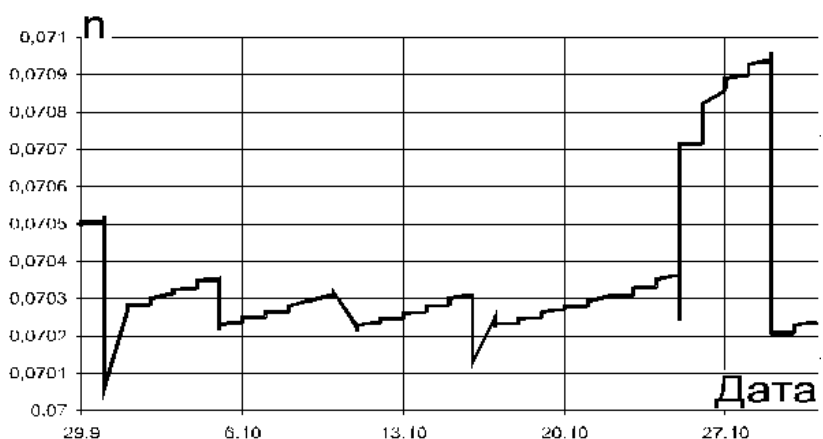


Рис. 3. Залежність середнього руху КА «Космос – 2373»

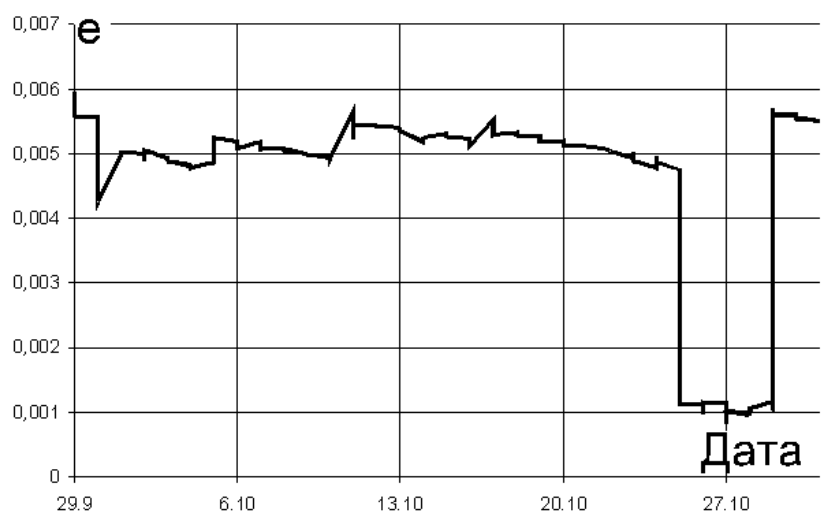


Рис. 4. Залежність ексцентриситету КА «Космос – 2373»

При оснащенні КА двигуном малої тяги параметри орбіти можуть змінюватись дуже повільно, але аномальність зміни хоча б одного параметру можна знайти. Для прикладу розглянемо рух КА 11962U 80073A – супутника серії «Метеор». Факт багаторазового включення РУ, підтверджений власником КА з наведенням часу початку і кінця деяких активних ділянок не дозволяє їх ідентифікувати при дослідженні основних параметрів руху. Але це вдається зробити при дослідженні коефіцієнта гальмування B_STAR . На рис. 5 аномальне його зниження в правій половині графіку не можна пояснити ні зміненням сонячної активності, ні похибками визначення положення КА. Тому цей відрізок відповідає активній ділянці руху.

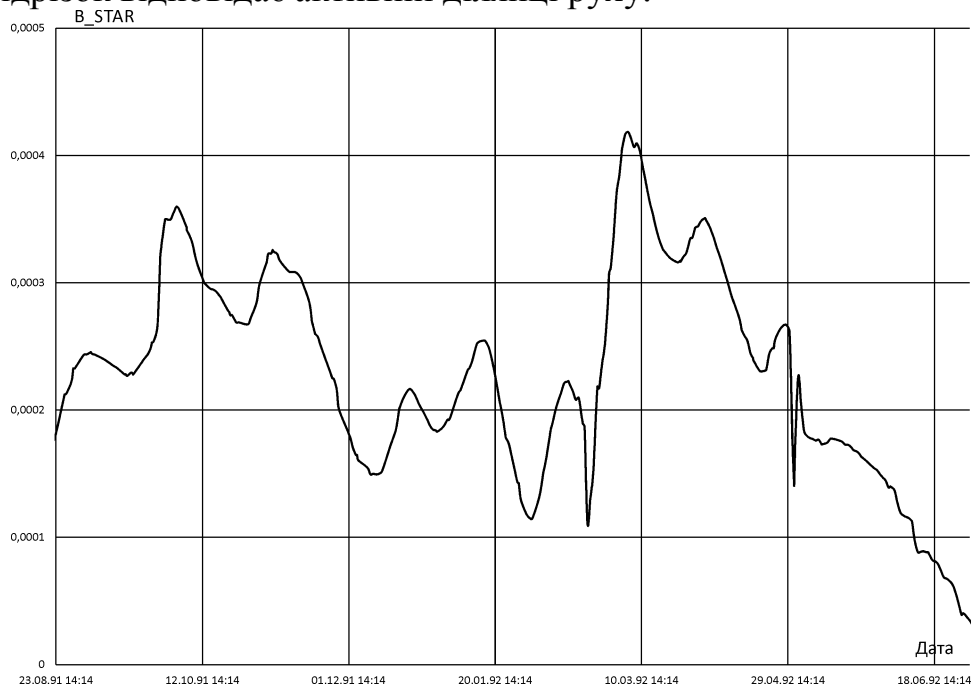


Рис. 5. Залежність ексцентриситету КА «Космос – 2373»

Для оцінки можливості уводу відпрацьованого КА в щільні шари атмосфери була досліджена система супутників «Метеор». Ця система супутників експлуатується з 1971 р. і за ці часи зазнала лише дві суттєві модифікації. Більш того, концепція розташування орбітального угруповання декілька разів змінювалась, що дало можливість мати інформацію про поведінку апарату на орбітах 600, 900 і 1200 км. В системі корекції радянського метеорологічного супутника «Метеор» працювали два стаціонарних плазмових двигуна розробки Інституту атомної енергії ім. І. В. Курчатова і ОКБ Факел, кожен з яких при потужності електроживлення $\sim 0,4$ кВт розвивав тягу 18-23 мН і швидкість потоку понад 8 км / с. Найбільш повна інформація про можливості двигуна була отримана під час одного з включень двигунів, який пропрацював безперервно 140 ч. Треба зауважити, що двигуни КА «Метеор» використовуються в більшості випадків на підняття орбіти, а тому, під час спуску всі пристої параметрів руху змінять знак. Так для об'єкту 3835 1969-029A була спрогнозована можливість ввійти в щільні шари атмосфери за 250-280 діб, подолавши 400 кілометрів висоти. Також шляхом

моделювання було перевірено опублікований факт, що за допомогою РУ, яка була включена з 14 по 22 лютого 1972 р., була збільшена висота орбіти КА на 16,5 км (розрахунок показав біля 14 км).

В цілому траєкторія уводу КА даної моделі буде мати спіраль, вітки якої поступово розширюються, якщо зобразити зміну, наприклад, великої піввісі, то зниження КА буде мати вигляд (рис. 6).

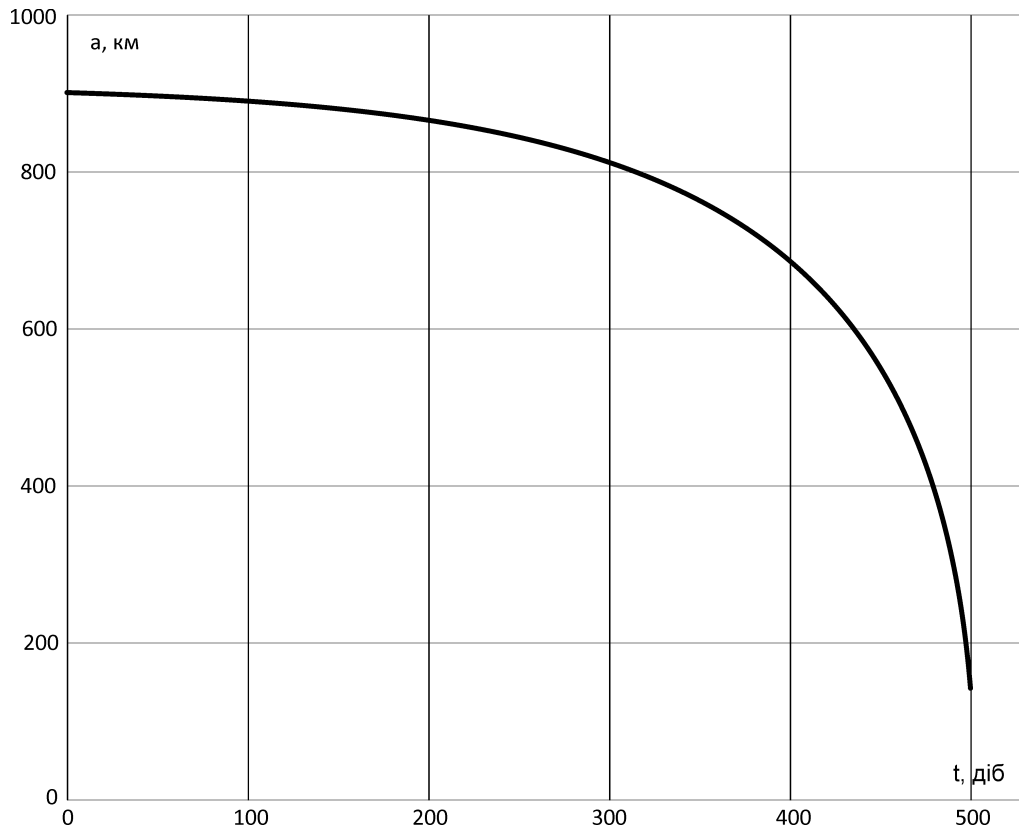


Рис. 6. Типове зниження апаратів типу «Метеор»

Висновки з даного дослідження і перспективи подальших розвідок у даному напрямку. Наведена методика, що дозволяє прогнозувати траєкторії уводу космічного сміття, що каталогізоване NORAD, об'єднавши математичні моделі руху в оскулюючих елементах та методики NORAD, які передбачають пасивність каталогізованих об'єктів. Запропонована методика передбачає використання даних, отриманих ще на пасивній ділянці траєкторії, що обумовлює основну методичну похибку запропонованої методики, яка може бути значно зменшена при окремому аналізі пасивного руху і ділянок маневрування КА. Ціллю подальших досліджень може бути врахування зміни параметрів КА при суттєвій зміні траєкторії.

Бібліографічні посилання

1. Хуторовский З.Н. Ведение каталогов космических объектов // Космические исследования.—1993.—№4. — С. 101 – 114.

2. Медведников О.С., Авдеев В.В., Хорольський П.Г. Маневр обходу небезпечного космічного об'єкту. // IV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція "Людина і космос": Збірник тез.– Д.: НЦАОМУ. – 2002. – С. 83.
3. Кондратьев А.И., Хорольский П.Г., Дубовик Л.Г. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с ЭРДУ // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ, 2009. – № 10 (67). – С. 82-84.
4. Хорольський П. Г. Аналіз методів видалення космічного сміття [Текст] / П. Г. Хорольський , В. А. Безуглий / / Системні проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. - Д. : Пороги , 2011 . - Т. XI . - З 128-135.
5. Микиша АН Забруднення космосу [Текст] / АН Микиша , Л. В. Рихлова , М. А. Смирнов // Вісник РАН.- 2001.- Т. 71 , № 1.- С. 26-31.
6. Бровко М.В., Голубек А.В., Емельянова И.А., Хорольський П.Г. Исследование и разработка методики оценки качества каталогов параметров движения космических объектов // Космічна наука і технологія. Додаток. – 2002. – том 8, №1. – С. 73 – 77.
7. Бровко М.В., Емельянова І.О., Хорольський П.Г. Оцінка помилок прогнозу орбіт космічних об'єктів за даними каталогів NASA // Вісник Житомирського інженерно – технологічного інституту. Технічні науки. – 2002. – Вип.. 4(23). – С. 11 – 15.
8. Пугачёв В.С. Введение в теорию вероятностей.– М.: Наука, Главная редакция физико-математической литературы, 1968. – 368 с.
9. Вентцель Е.С. Теория вероятностей.– М.: Наука, 1969. – 576 с.
10. Г.Н.Дубошин Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М.: Наука. Глав. ред. физ.-мат. лит., 1976 864 стр.

Надійшла до редколегії 4.06.2014