

УДК 521.6:629.783(477)

В.В. Курінний, аспір.
П.Г. Хорольський, докторант
Дніпропетровський національний університет

АНАЛІЗ РУХУ КОСМІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ ЗА ДОПОМОГОЮ АЛГОРИТМУ ВИЗНАЧЕННЯ ФАКТУ МАНЕВРУ

Наводиться алгоритм виявлення зміни космічної обстановки за даними кінематичних параметрів космічних об'єктів каталогів з Інтернет. Виявлені параметри, що характеризують цю зміну, та її чисельні критерії. Проблема вирішена шляхом чисельного моделювання, статистичної обробки даних каталогів та використання ймовірнісних методів обчислення.

Постановка проблеми в загальному вигляді та її зв'язок із важливими науковими і практичними завданнями. Зараз у навіолоземному космосі знаходиться велика кількість космічних об'єктів (КО) штучного та природного походження. Контроль їхнього руху необхідний для безпеки як існуючих космічних апаратів (КА), так і створених вперше. При цьому прогнозується орбіта та відносне положення всіх цих об'єктів, час існування, район падіння тощо. Для уточнення параметрів орбіти за результатами контролю та прогнозування необхідно знати про наявність маневру на інтервалі сеансу спостереження. Оскільки системи контролю космічного простору (СККП), такі як, наприклад, NORAD, випускають дані спостереження у вигляді каталогів параметрів орбіти, то у їхнього користувача виникає аналогічна задача відповідно до часу між надходженнями наступних даних.

Переважає більшість КО належить до так званого космічного сміття, і вони не маневрують, але можуть зіткнутися та, з часом, зруйнуватися через багато причин (вибухи, деформації тощо). Це призводить до зміни орбіти цих об'єктів, що по суті відповідає маневрам.

Виявлення маневру необхідно для прогнозування космічної обстановки та контролю роботи КА.

СККП наявні лише в двох країнах: США та РФ, – тоді як кількість учасників освоєння космосу і зацікавлених спостерігачів велика і досі зростає. Вони змушені користуватись наявними в Інтернет каталогами КО. Тому виникає проблема виявлення факту маневру КО відповідно складу, точності й періодичності оновлення цих даних, джерелом яких є NORAD.

Через відсутність достовірних зіставлених альтернативних даних основною проблемою користувача каталогів Інтернет є перевірка працездатності й налагодження свого програмно-алгоритмічного апарату контролю космічної обстановки.

Аналіз останніх досліджень і публікацій, у яких започатковується розв'язання даної проблеми. Питанням каталогізації КО та технології контролю космічного простору присвячені роботи [1], [2]. Методологія обробки результатів радіоконтролю орбіти представлена в [3]. У [4] розглядається задача забезпечення безпеки польоту КА. В [5] подається один із можливих його розв'язків. У [6] проаналізовані похибки прогнозу орбіт КО за даними каталогів Інтернет. Що ж до маневрування на орбіті, то основна увага приділена його оптимізації [7], [8].

Виділення невирішених раніше частин загальної проблеми. Дотепер не знайшли свого повного розв'язання питання розробки надійних алгоритмів визначення факту маневру КО, що не потребують участі людини для прийняття рішення та перевірки їх працездатності. На початковому етапі знаходяться методологія та досвід аналізу руху КО (в тому числі маневрування) на основі каталогізованих даних, в першу чергу – з Інтернет.

Формулювання цілей статті. Ціллю даної роботи є перевірка працездатності розробленого алгоритму визначення факту маневру (АВФМ) та проведення за його допомогою аналізу руху КО на основі каталогів із Інтернет.

Постановка завдання. Хай є дані каталогів КО, що містять повний вектор стану на відповідний момент часу, і на їх підставі для кожного КО може бути створений часовий ряд $\vec{P}(t) = \vec{P}(t_i)$, $i = 0 \dots n$, $n \in N$. За допомогою відомого АВФМ треба проаналізувати рух КО, представлений $\vec{P}(t)$. На основі аналізу підтвердити працездатність алгоритму. У випадку працездатності провести аналіз руху КО, що маневрує. За основу каталогів беремо дані з Інтернет [6].

Викладання основного матеріалу досліджень з повним обґрунтуванням отриманих наукових результатів. При визначенні факту маневру постає запитання: як і на підставі яких параметрів руху проводити це визначення. Каталоги КО з Інтернет містять наступні оскулюючі параметри його орбіти: аргумент широти перицентру ω , довготу висхідного вузла Ω , ексцентриситет e , нахилення i , середній рух n і середню аномалію M , – тобто $\bar{P} = \{t, \omega, \Omega, e, i, n, M\}$. Які ж оскулюючі параметри можуть змінюватись в результаті маневру? Для відповіді на це запитання треба проаналізувати всі можливі задачі, які потребують зміни орбіти.

Будемо виходити з того, що можлива зміна будь-якої компоненти \bar{P} та довільної їх комбінації. Найчастіше змінюють висоту орбіти H , довготу висхідного вузла Ω і нахилення i . Зміни H та Ω відповідають зміні середнього руху n та ексцентриситету e .

Для виявлення факту маневру пропонується алгоритм, який має наступні кроки.

1. Визначення математичного очікування m та середньоквадратичного відхилення σ різниці $\Delta\bar{P}$ між кожною або обраною компонентою \bar{P} та її прогнозом із попереднього каталогу на момент надходження нового каталогу. Це визначення проводять за даними попередніх досліджень. У разі відсутності статистичних даних m та σ оцінюють за даними близьких за параметрами орбіт КО.

2. Задавання порогу $\delta = k \cdot \sigma$ зміни обраної компоненти \bar{P} , при перевищенні якого вважається, що маневр відбувся. Найбільш доцільно це робити за аналізом технічних можливостей та призначення КА. При нестачі таких даних, на початку спостереження КА, а також для виявлення можливої фрагментації КО необхідно потрібні дані знайти статистичними методами за результатами дослідження подібних об'єктів. З накопиченням каталогів для конкретного КО всі дані треба постійно уточнювати. Поріг визначає межу між нормальною похибкою визначення \bar{P} та зміною його компонент унаслідок маневру. Вибір коефіцієнта k визначає ефективність алгоритму. На його вибір є наступні рекомендації [9]:

$$k = \begin{cases} 4, & n \in [6, 100), \\ 4.5, & n \in [100, 1000), \\ 5, & n \in [1000, 10000). \end{cases} \quad (1)$$

При цьому не враховуються можливі промахи. Відповідно до рекомендацій [10] $k = 14$, якщо можлива аномалія на границі інтервалу з трьох точок, і $k = 6$, якщо вона в середині інтервалу. Всі ці рекомендації можна використати на початку спостереження за КО і вони потребують уточнення.

3. Визначення моментів часу t_i , де різниця між прогнозом і значенням каталогу, скоригованим на математичне очікування m , перевищує обраний поріг, тобто

$$t_i = \arg \left\{ \left| \Delta P_q(t_i) - m \right| > k_q \cdot \sigma \right\} \quad (2),$$

де q – індекс компоненти ΔP .

Дані статистичної обробки пасивних КО свідчать про те, що аномальна похибка, тобто випадковий викид, для каталогів із Інтернет може досягати $20 \dots 50 \cdot \sigma$. Такі величини відповідають значним орбітальним переходам і орієнтація на них зробить алгоритм нечутливим до більшості маневрів корекції орбіти, тим більше з рушійними установками малої тяги. Тому величини σ і k треба визначати для нормальної похибки. Наявність аномальної похибки потребує додаткових заходів для відокремлення маневру від неї.

4. Надходження наступного каталогу та перевірка його даних для конкретного КО: чи було попереднє перевищення порогу випадковим викидом, чи це – результат маневру. Для цього достатньо зробити прогноз із того самого моменту часу, з якого робився попередній, тобто $\{t_{n-2}, \bar{P}(t_{n-2})\}$, і порівняти з новими даними $\{t_n, \bar{P}(t_n)\}$. Як свідчить проведений аналіз, якість каталогів Інтернет низька і призводить до необхідності повторити цей крок ще раз, тобто прогнозувати з $\{t_{n-3}, \bar{P}(t_{n-3})\}$ на момент t_n з $\bar{P}(t_n)$. Для неперервності процесу визначення з надходженням нових даних їх треба порівнювати між собою паралельно:

$$\begin{aligned}
 \Delta \bar{P}_q(t_{n-j}) &= \bar{P}(t_n) - \text{Predict}(t_{n-i}, t_n, \bar{P}(t_{n-i})) \\
 m_q(t_{n-j}) &= m(\Delta P_q(t_{n-j})), \\
 \sigma_q(t_{n-j}) &= \sigma_q(\Delta P_q(t_{n-j})), \quad j = 1, 2 \\
 |\Delta P_q(t_{n-2}) - m_q(t_{n-2})| &> k_q \cdot \sigma_q(t_{n-2}), \\
 |\Delta P_q(t_{n-1}) - m_q(t_{n-1})| &> k_q \cdot \sigma_q(t_{n-1}).
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

де $\text{Predict}(t_1, t_2, \bar{P}(t_1))$ – оператор прогнозу параметрів орбіти із складом, відповідним \bar{P} , з моменту часу t_1 на момент t_2 .

Статистичні характеристики m і σ обчислюють тільки для нормальної похибки, тому з часового ряду повинні бути вилучені дані, які відповідають аномальним викидам, а також маневрам.

Працездатність АВФМ можна визначити шляхом обробки даних $\bar{P}(t)$ з відомими моментами часу і відповідними їм параметрам орбіти, які відповідають проведеним маневрам.

Дані можуть бути модельними і реальними. Модельні формуються на підставі різного роду припущень, тому не завжди або не повною мірою відтворюють реальність. Перевірка на реальних даних має очевидні переваги. Крім того, реальні дані дозволяють уточнити константи алгоритму, в нашому випадку це – k_q . Для підтвердження працездатності АВФМ необхідні каталогізовані дані про реальний рух КА з русійною установкою з відносно певеликими тягою та/або глибиною маневру, щоб зміна параметрів орбіти відбувалася в діапазоні між амплітудами нормальної та аномальної похибок.

Єдиним загальнодоступним джерелом таких даних є каталоги Інтернет, наприклад [11], але в них відсутня будь-яка інформація про управління постучальним рухом КА. Тому головні труднощі полягають у знаходженні такої інформації, а тому неможливо використати статистичний підхід для оцінки працездатності алгоритму. В зв'язку з цим приходиться визначати її на прикладах одиничних представників космічного угрупування, для яких удасться знайти потрібні дані.

Розглянемо працездатність АВФМ на прикладі двох типових КА [12] і проаналізуємо їх рух. Це – «Космос-2372» і «Космос-2373», запуснені з космодрому Байконур 25.09.2000 і 29.09.2000 із міжнародними реєстраційними позначеннями 2000-056A та 2000-058A, номерами в каталозі NORAD 26538 і 26552 відповідно. Місії запусненних КА наступні [12]: перший з них – типу «Єнісей», призначений для проведення детальної фоторозвідки, а другий – топографічний супутник типу «Комета». Ці КА відносять до апаратів дистанційного зондування Землі й тому їхні маневри можуть бути пов'язані з підтриманням циклу ізомаршрутності, заданої висоти польоту та положення на орбіті. Результатами таких маневрів є зміна середнього руху n та ексцентриситету орбіти e . Їх глибина для таких КА досить невелика. Тому є рація контролювати саме ці параметри. Для порівняння з ним слід розглянути параметр орбіти, зміна якого, з аналогічних міркувань, внаслідок управління навряд чи відбувається. Таким параметром є нахилення орбіти i .

Проаналізуємо рух КА за допомогою АВФМ. Так, КА «Космос-2372» був виведений 25.09.00 на початкову орбіту з максимальною висотою $H_{\max} = 360$ км і мінімальною $H_{\min} = 220$ км. Приблизно через 10 діб у ніч з 05.10.00 на 06.10.00 (по UTC) він зробив свій перший маневр корекції орбіти і підняв її близько до початкової величини 363×217 км. Через атмосферне гальмування за наступні 11 діб висота орбіти зменшилася до 332×208 км. Потім 17.10.00 був зроблений другий маневр, у результаті якого практично відновилася вихідна, до запуску, орбіта. До кінця жовтня висота знову знизилася до 325×211 км.

На рисунках 1–12 зображені вихідні дані для роботи алгоритму та відхилення параметрів від прогнозованих значень (прогноз виконувався за допомогою програми TRAKSTAR 2, яка вільно розповсюджується в Інтернет спеціально для прогнозу цих каталогізованих даних).

Залежність середнього руху n КА «Космос-2372» від дати показано на рис. 1.

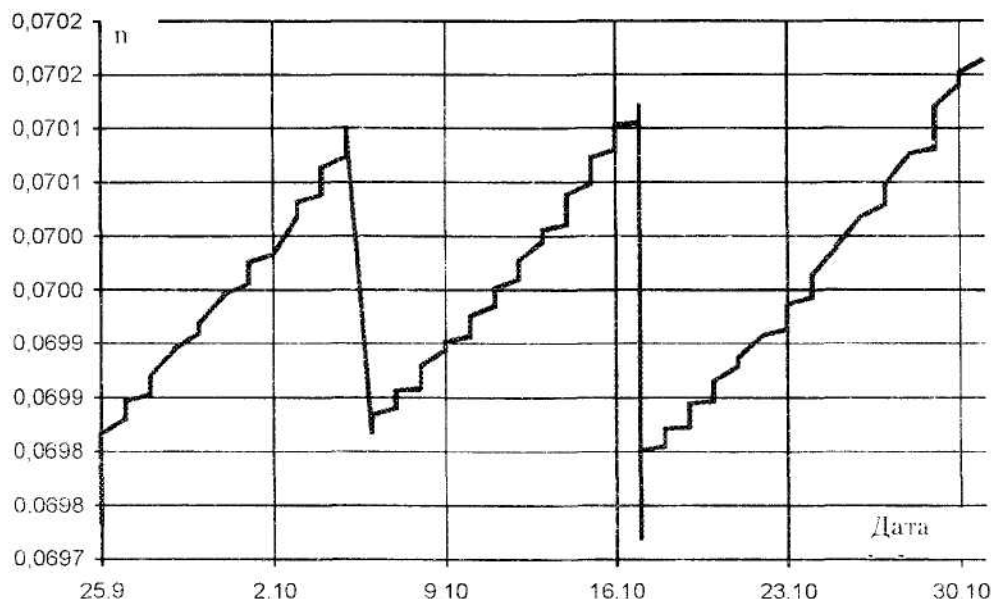


Рис. 1. Залежність середнього руху КА «Космос-2372»

На рис. 1 візуально можна відмітити моменти проведення маневрів.

На рис. 2 показано залежність відхилення середнього руху Δn цього КА від значення, прогнозованого з попереднього моменту часу. Середньоквадратичне відхилення $\sigma(n) = 1,2 \cdot 10^{-5}$. Визначення маневру відбувається при $k_n = 0,8 \dots 1,0$.

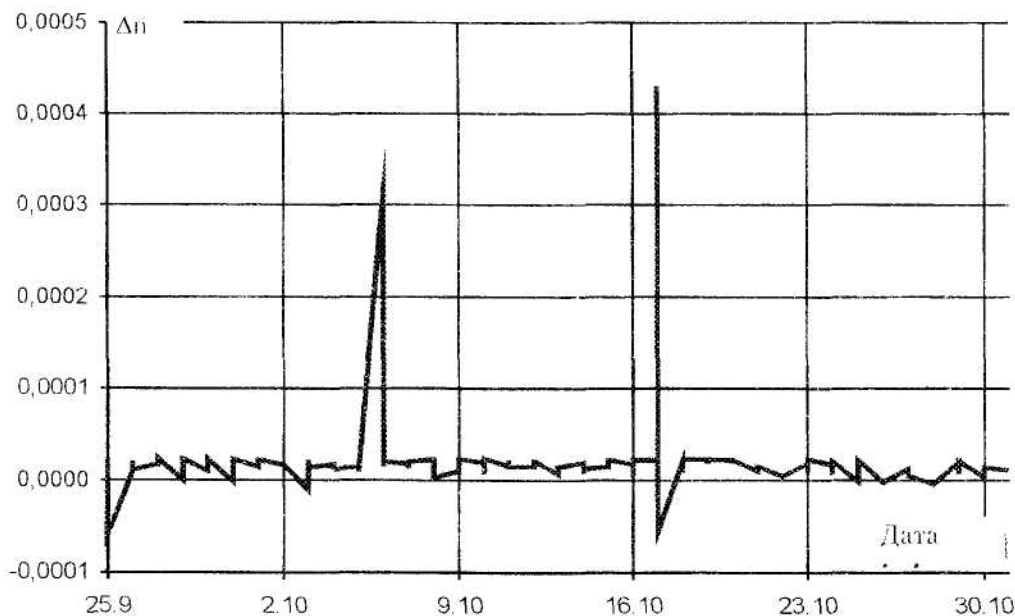


Рис. 2. Залежність відхилення середнього руху КА «Космос-2372»

Такі ж висновки щодо маневрів можна зробити, виходячи із зміни ексцентриситету, представленого на рис. 3.

Середньоквадратичне відхилення $\sigma_e = 0,015^0$. При $k_e < 1,6$ визначаються маневри, що збігаються з описаними. Тобто апріорні міркування про відсутність впливу маневрів на нахилення виявляються невірними, що може бути пов'язано як з неточністю або не високою точністю орієнтації вектору тяги КА, так і з плановою корекцією цього параметра. На підставі отриманих даних можна виявити програму маневрів КА «Космос-2372», представлену в таблиці 1, яка повністю збігається з [12] і доповнює її даними про зміну e та n . Додатково в таблиці вказано оскулюючий період обертання T .

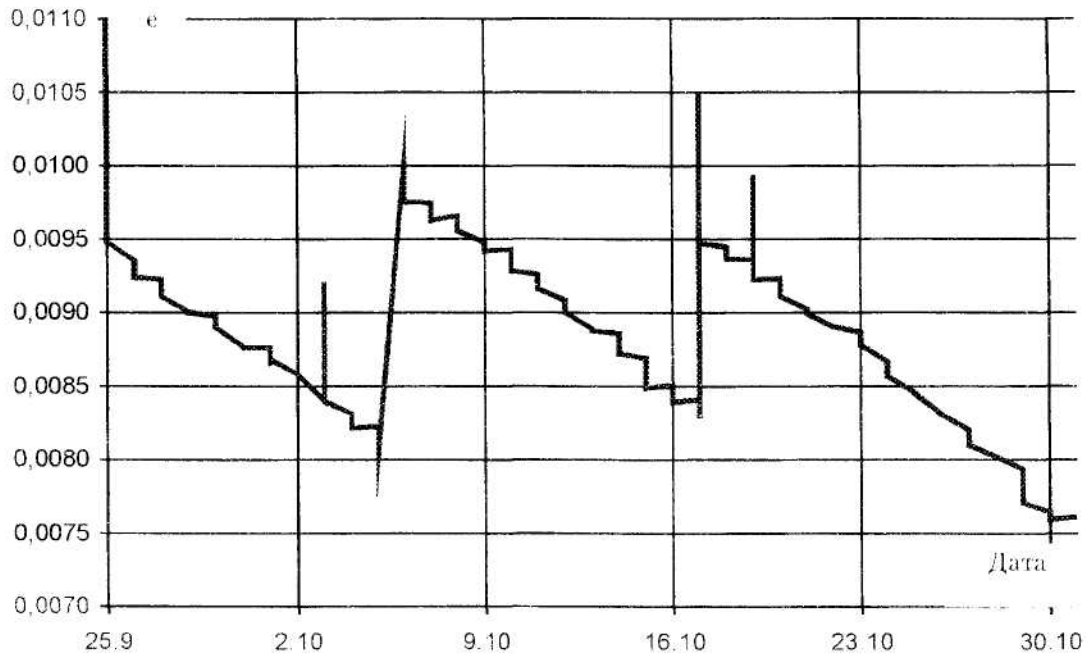


Рис. 3. Залежність ексцентриситету КА «Космос-2372»

Відповідні до e відхилення Δe представлені на рис. 4.

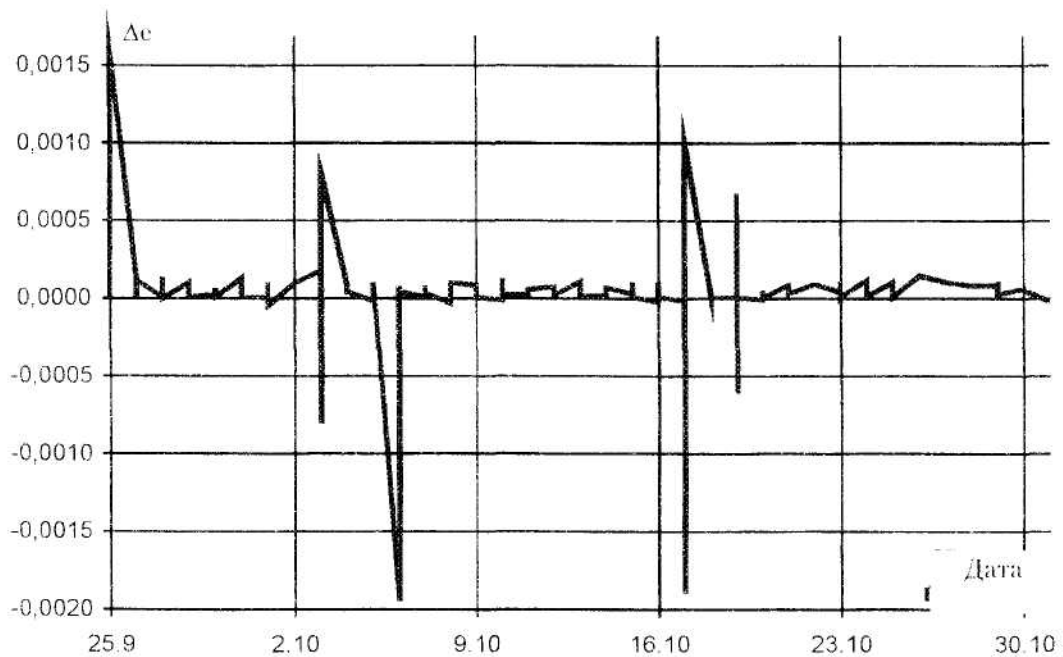


Рис. 4. Залежність відхилення ексцентриситету КА «Космос-2372»

Для Δe середньоквадратичне відхилення $\sigma_e = 0,00034$ і мапери визначаються при $k_e = 2,2 \dots 2,6$.

Цікаво порівняти наведені залежності із залежністю нахилу i цього КА, представленою на рис. 5, та його відхилення Δi , представленою на рис. 6.

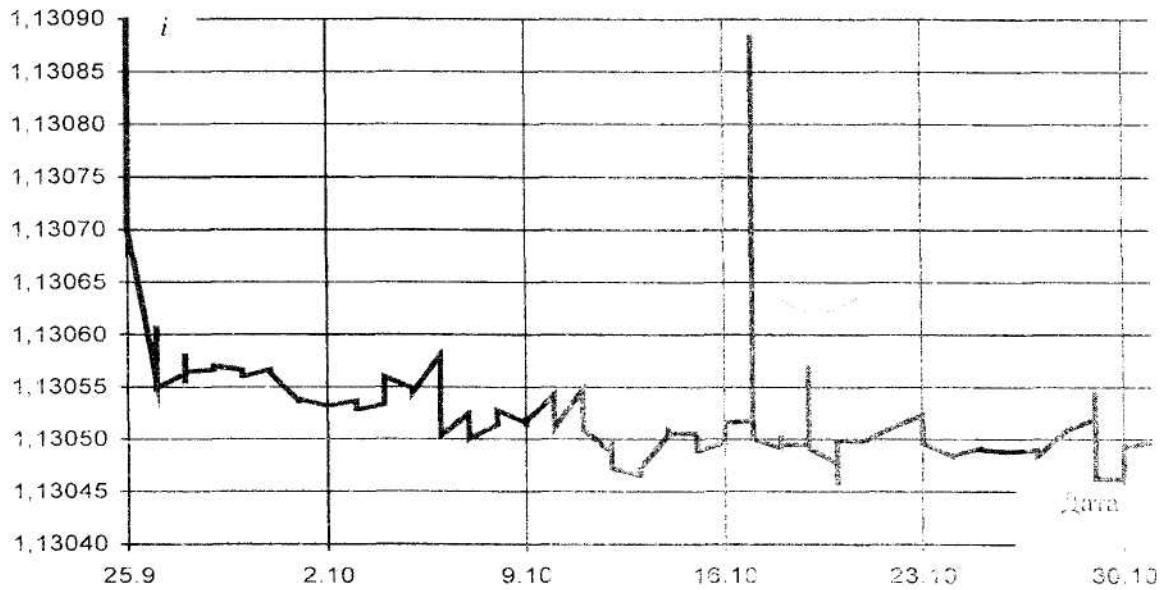


Рис. 5. Залежність нахилу орбіти КА «Космос-2372»

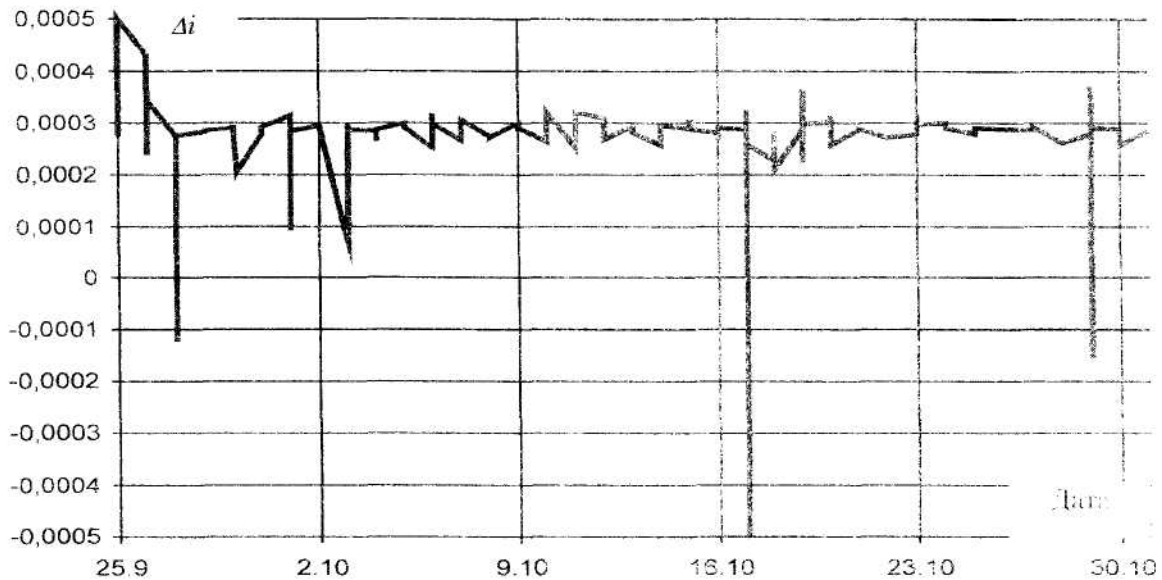


Рис. 6. Залежність відхилення нахилу орбіти КА «Космос-2372»

Маневри КА «Космос-2372»

Таблиця 1

Дата (UTC)	i , град	H_{max} , км	H_{min} , км	T , хв	Подія
25.09 17:31:11	64,785	360,1	220,1	90,002	Орбіта виведення
05.10 21:34:07	64,775	331,7	210,4	89,633	1-й маневр
06.10 00:34:04	64,778	363,9	217,2	89,999	
17.10 15:00:51	64,774	332,6	208,9	89,608	2-й маневр
17.10 23:10:17	64,773	360,9	220,9	90,020	
31.10 05:21:15	64,773	326,0	211,4	89,554	Кінцева орбіта

Такий же аналіз проведено для КА «Космос-2373». Цей об'єкт цікавий тим, що він виконав набагато більше маневрів.

КА «Космос-2373» був виведений 29.09.00 на орбіту з максимальною і мінімальною висотами 296×201 км. Коли орбіта понизилася до 291×201 км, через добу він виконав свій перший маневр, перейшовши на орбіту 282×214 км. Потім із періодом у п'ять з половиною діб проведено 3

маневри, очевидно спрямовані на підтримку перигею на висоті 214...218 км і апогею – 286...293 км. Через 8 діб було зроблено п'ятий маневр з підйому перигею на 8 км і зниження апогею більше ніж на 35 км. Щодо [12], то зміна висот була спрямована на фазування орбіти для зйомки необхідного району при визначеній освітленості, і вже через три дні (29.10.00) був проведений шостий маневр, у результаті якого орбіта була приведена до звичайної для цього КА висоти. Зміна контрольованих нами параметрів руху n , e , i цього об'єкта та їх відхилень Δn , Δe , Δi протягом жовтня 2000 р. представлені на рис. 7–12.

Так, на рис. 7, 8 показані залежності n та Δn відповідно.

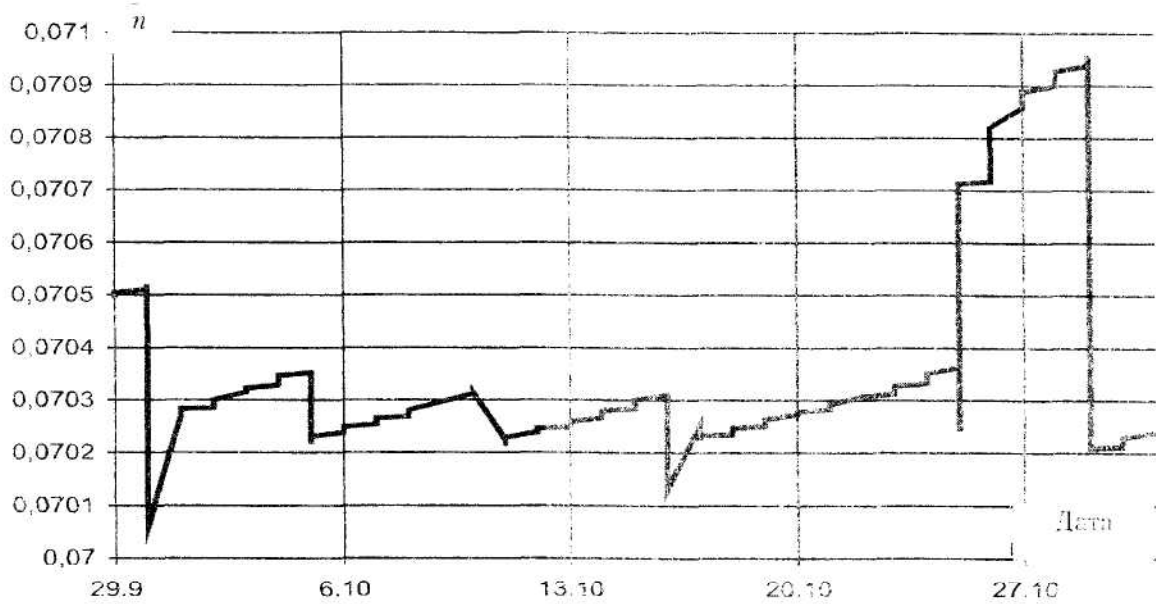


Рис. 7. Залежність середнього руху КА «Космос-2373»

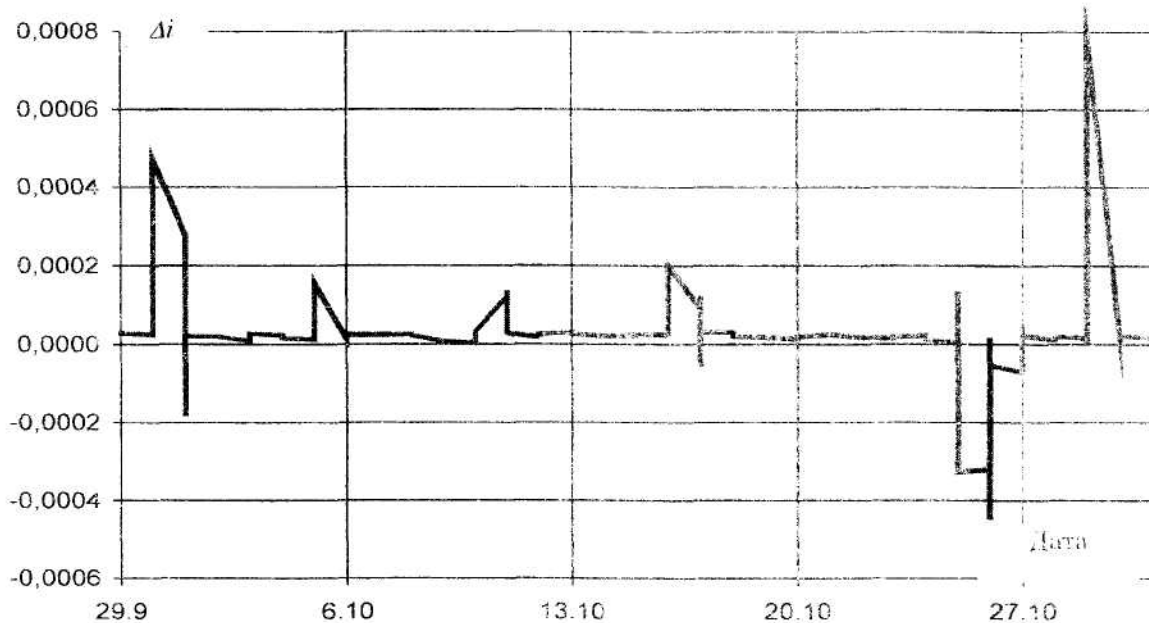


Рис. 8. Залежність відхилення середнього руху КА «Космос-2373»

Середньоквадратичне відхилення Δn становитиме $\sigma_n = 9,4 \cdot 10^{-5}$, маневри розрізняються при $k_n = 0,696...0,731$.

Залежність зміни ексцентриситету орбіти e та його відхилення Δe показано на рис. 9, 10.

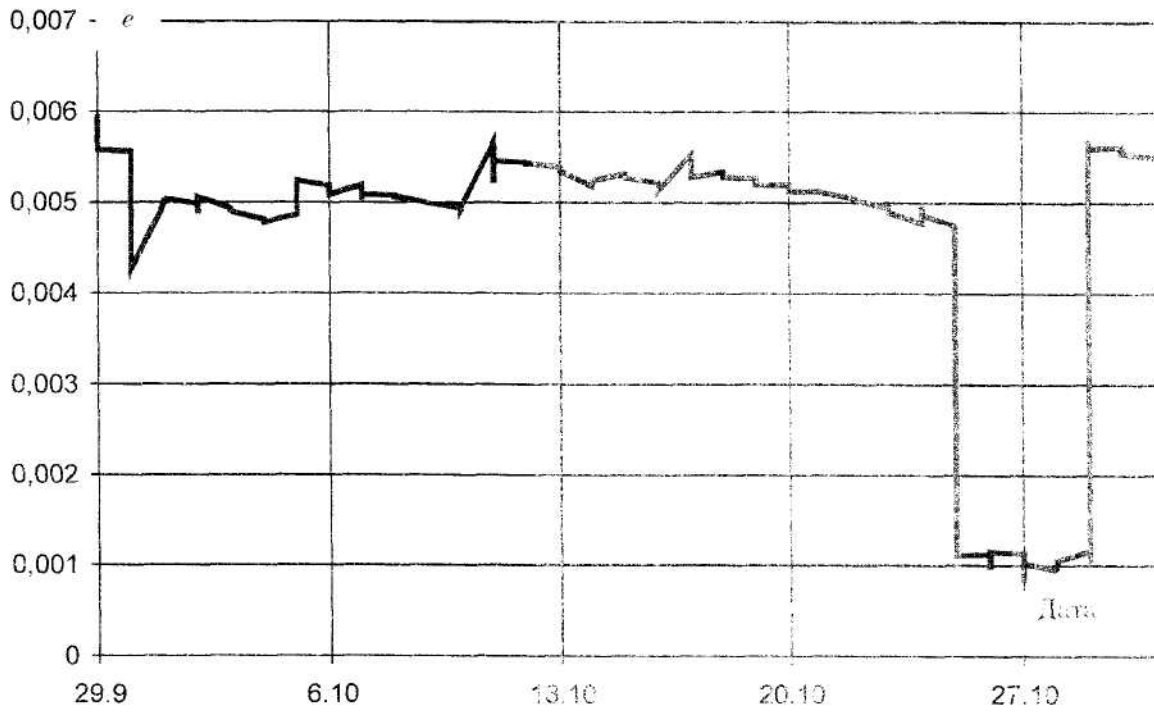


Рис. 9. Залежність ексцентриситету КА «Космос-2373»

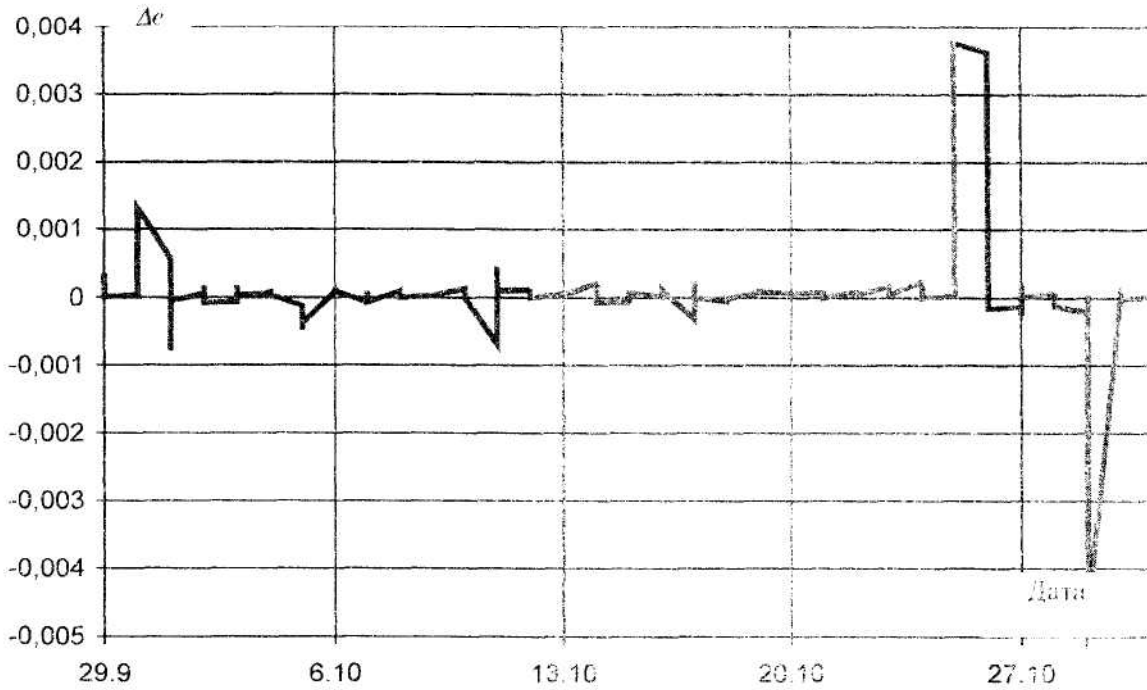


Рис. 10. Залежність відхилення ексцентриситету КА «Космос-2373»

Для цього параметра $\sigma_e \approx 0,0008$, маневри розрізняються при $k_e = 0,454 \dots 0,630$.
 Залежність зміни нахилення орбіти i та його відхилення Δi показана на рис. 11, 12.

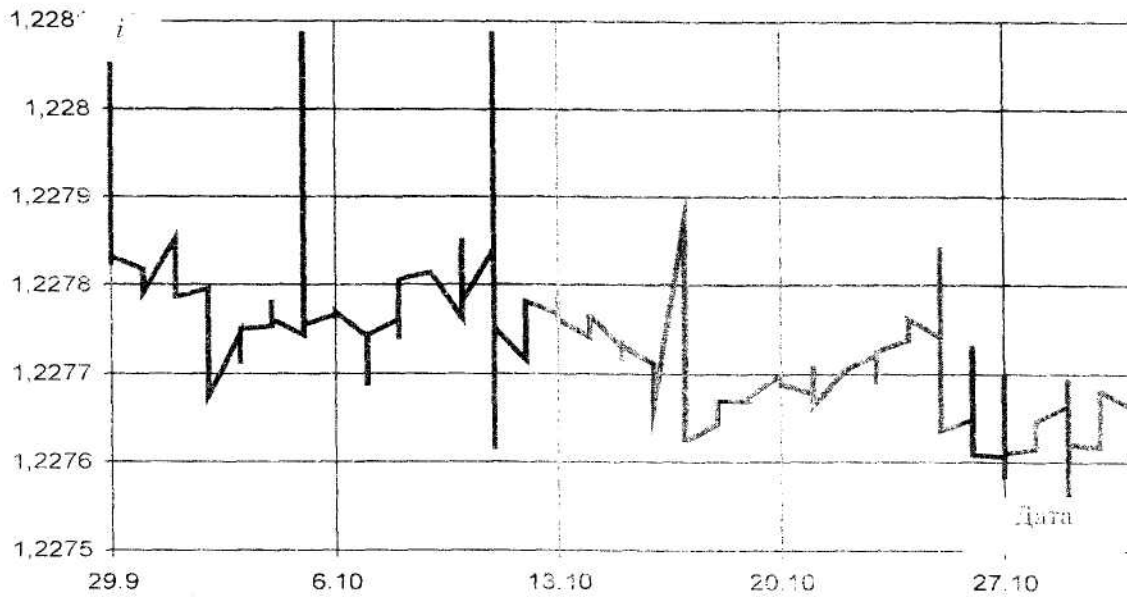


Рис. 11. Залежність нахилу орбіти КА «Космос-2373»

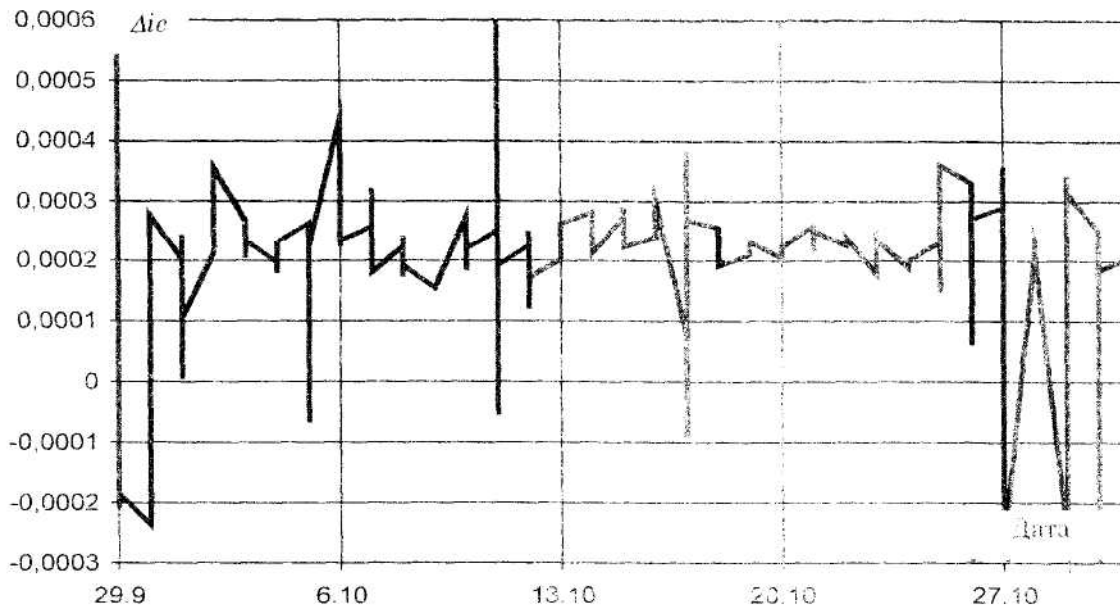


Рис. 12. Залежність відхилення нахилу орбіти КА «Космос-2373»

Середньоквадратичне відхилення Δi становить $\sigma_i = 0,0083^\circ$, маневри розрізняються при $k_i = 3,833$.

Результати визначення маневрів КА «Космос – 2373» представлені в таблиці 2.

Таблиця 2

Маневри КА «Космос-2373»

Дата (UTC)	i , град	H_{\max} , км	H_{\min} , км	T , хв	Подія
29.09 10:51:56	70,368	200,9	295,5	89,161	Орбіта виведення
30.09 13:36:33	70,348	201,7	290,7	89,125	1-й маневр
05.10 02:21:33	70,345	211,6	274,4	89,337	2-й маневр
10.10 23:59:14	70,347	213,5	277,2	89,387	3-й маневр
16.10 18:38:25	70,341	212,0	279,5	89,358	4-й маневр
25.10 12:47:48	70,344	210,8	275,2	89,325	5-й маневр
29.10 12:57:27	70,342	200,0	223,9	88,574	6-й маневр
31.10 11:09:29	70,340	213,9	286,3	89,483	Кінцева орбіта

Аналіз таблиць 1 і 2 та даних [12] показує збіжність результатів, що вказує на працездатність запропонованого АВФМ.

Висновки з даного дослідження. Таким чином, досягнута ціль роботи: запропонований універсальний алгоритм визначення факту маневру КО показав свою працездатність на прикладі КА, маневри яких відомі. Знайдені числові параметри цього алгоритму. Вони мають індивідуальний характер для конкретного КА. Це показує на необхідність набору статистичного матеріалу відносно порогів визначення для типових об'єктів. В разі відсутності таких даних на початковому періоді спостереження для розпізнавання маневрів необхідно залучення евристичних можливостей людини. Коли конкретні особливості КА будуть розпізані, тоді робота алгоритму виконуватиметься в автоматичному режимі.

Перспективи подальших пошуків у даному напрямку. Подальші пошуки повинні бути спрямовані на розробку універсальних методів обчислення порогів визначення маневрів та ефективних методів фільтрації аномальних висидів у каталогах КО, зокрема із Інтернет.

ЛІТЕРАТУРА:

1. Хуторовский З.П. Ведение каталога космических объектов // Космические исследования. – 1993. – № 4. – С. 101–114.
2. Андреев О.В., Вениаминов С.С., Дикий В.И., Завалин В.Н. Каталог космических объектов российской системы контроля космического пространства // Космонавтика и ракетостроение. – 2000. – № 18. – С. 40–49.
3. Бажинов И.К., Ястребов В.В. Навигация в совместном полете космических кораблей «Союз» и «Аполлон». – М.: Наука, 1978. – 224 с.
4. Заволока А.Н., Хорольский П.Г. К определению безопасных «Окон запуска» космических аппаратов // Техническая механика. – 2000. – № 2. – С. 33–38.
5. Способ и устройство для определения окна для запуска космического корабля // Изобретения стран мира. – 2001. – Вып. 33. – № 8. – С. 19.
6. Бровко М.В., Смельянова Г.О., Хорольский П.Г. Оцінка помилок прогнозу орбіт космічних об'єктів за даними каталогів NASA // Вісник Житомирського інженерно-технологічного інституту / Технічні науки. – 2002. – № 4(23). – С. 11–15.
7. Авдеев В.В., Хорольский П.Г. Энергетические затраты космического аппарата на двухимпульсный маневр для обхода опасного объекта // Техническая механика. – 2001. – № 1. – С. 129–136.
8. Малышев В.В., Тьшинский Ю.Д., Усачов В.Е. Оптимизация траекторий межпланетных космических аппаратов, формируемых двигателями большой и малой тяги, а также гравиманеврами у планет // Изв. АП. Теория и системы управления. – 2002. – № 2. – С. 151–161.
9. Новицкий П.В., Зograф П.А. Оценка погрешностей результатов измерений. – М.: Высш. шк., 1995. – 120 с.
10. Саарасов Ю.С. Отбраковка аномальных наблюдений при определении траектории КА // Космические исследования. – 1984. – № 1. – С. 20–30.
11. www.grove.net/~tkelso/NORAD/elements/
12. Спутники меняют орбиту // Новости космонавтики. – 2000. – № 12. – С. 54.

КУРИЦНИЙ Валерій Валерійович – аспірант кафедри САУ Фізико-технічного інституту Дніпропетровського національного університету.

Наукові інтереси:

- математичне моделювання;
- механіка космічного руху.

ХОРОЛЬСЬКИЙ Петро Георгійович – докторант кафедри проектування та конструкції літальних апаратів Фізико-технічного інституту Дніпропетровського національного університету.

Наукові інтереси:

- проектування ракетно-космічної техніки;
- механіка космічного руху.