

РАКУШЕВ Михайло Юрійович,

доктор технічних наук, старший науковий співробітник,
Національний університет оборони України, Київ, Україна,
<https://orcid.org/0000-0002-7703-3287>

ФЕДОРЧУК Дмитро Леонідович,

кандидат технічних наук, старший науковий співробітник,
Житомирський військовий інститут імені С.П. Корольова, Житомир, Україна,
<https://orcid.org/0000-0003-2896-3522>

ЗУЙКО Віталій Володимирович,

кандидат військових наук, доцент,
Національний університет оборони України, Київ, Україна,
<https://orcid.org/0000-0003-1439-9502>

БОГУН Олексій Іванович,

Міністерство оборони України, Київ, Україна,
<https://orcid.org/0009-0002-1940-0795>

МЕТОД ПРЯМОГО ПРОГНОЗУВАННЯ ДЛЯ ВИЯВЛЕННЯ МАНЕВРУ КОСМІЧНОГО АПАРАТА БЛИЖНЬОГО КОСМОСУ

Мета статті. Розроблення методу прямого прогнозування для виявлення маневру космічного апарата ближнього космосу в процесі обробки каталогу космічних об'єктів у форматі Two-Line Element Set (TLE), який забезпечує оперативне та достовірне виявлення факту маневру космічного апарату.

Методи дослідження. Під час написання статті застосовано методи динаміки польотів космічних апаратів, математичної статистики, моделювання. Зазначений методичний підхід дає змогу розробити новий метод автоматизованого виявлення маневру космічного апарату ближнього космосу.

Отримані результати дослідження. У статті розроблено метод виявлення маневрів космічних апаратів ближнього космосу під час обробки каталогу космічних об'єктів у форматі TLE. Основою методу є аналіз нев'язки між дійсним (поточним) положенням космічного апарата, яке розраховано за його актуальними TLE-параметрами та прогнозованим положенням космічного апарата на поточний час, яке розраховано за його архівними (попередніми) TLE-параметрами. Для прогнозування використовується стандартизована для TLE-параметрів аналітична модель руху космічного апарата SGP4. Нев'язка між поточним та прогнозованим положенням космічного апарата розглядається в шляховій системі координат за трьома компонентами: тангенціальна нев'язка – вздовж орбіти (збігається з напрямком швидкості космічного апарата), радіальна нев'язка – в площині орбіти (в напрямку радіус вектору космічного апарата) та нормальна нев'язка – перпендикулярна площині орбіти. Поріг для виявлення маневру формується виходячи з особливостей впливу атмосфери на рух космічного апарату ближнього космосу, а саме, при некерованому польоті основне збурення відбувається вздовж орбіти. Тобто без проведення маневру космічний апарат прилітає з деяким допустим часовим зміщенням практично в прогнозовану точку орбіти. Зазначене проявляється у вигляді умови, що для некерованого руху космічного апарата тангенціальна нев'язка (нев'язка вздовж орбіти) значно більша за нев'язки в інших напрямках. Нев'язка вздовж орбіти обраховується у зміщенні (розбіжності) поточного та прогнозованого часу приходу космічного апарата в точку орбіти, що максимально близька до дійсного (поточного) положення космічного апарата – нев'язка за часом прогнозування. Додатково, запропоновано нормувати обраховану часову нев'язку до інтервалу прогнозування, оскільки стохастичний вплив атмосфери є пропорційним часу його впливу. Для визначення максимально допустимого значення нев'язки – порогу виявлення маневру, запропоновано використовувати усереднення зазначеної характеристики за TLE-каталогом для космічних апаратів, які гарантовано не маневрують, або розраховувати поріг за стохастичною динамічною моделлю руху космічних апаратів ближнього космосу з врахуванням варіацій густини атмосфери.

Елементи наукової новизни. Розроблений метод виявлення маневру космічного апарата ближнього космосу використовує новий показник – нормована до інтервалу прогнозування нев'язка за часом прогнозування, що дає змогу автоматизувати процес виявлення маневру та забезпечити високу достовірність такого виявлення.

Теоретична та практична значущість статті. Розроблений метод дає змогу автоматизувати процес виявлення маневрів космічних апаратів, що для сучасних багатотисячних каталогів діючих космічних апаратів є безальтернативним підходом.

Ключові слова: метод оцінювання ефективності функціонування системи кадрових органів Збройних Сил України, метод обґрунтування складу системи кадрових органів Збройних Сил України, метод оптимального розподілу людських ресурсів між військовими формуваннями, система кадрових органів Збройних Сил України.

Вступ

Постановка проблеми. Одним з основних документів НАТО щодо космічної підтримки операцій є STANAG 3700 ED. 8 / AJP-3.3 ED. В Allied Joint Doctrine For Air and Space Operations, який імplementований методом підтвердження у Міністерстві оборони України в 2023 році. Відповідно до зазначеного документу вирішення завдань космічної ситуаційної обізнаності є однією із основ для організації космічної підтримки сил оборони України [1].

Найсучаснішим трендом щодо створення супутникових систем, поряд із розгортанням супутникових мега-угруповань, є реалізація широких можливостей для проведення орбітальних маневрів космічних апаратів (далі – КА). Загалом, орбітальні маневрові можливості дають змогу значно підвищити гнучкість, живучість та розширити функціональну ефективність сучасних супутникових систем. Зазначений тренд у процесі вирішенні завдань космічної ситуаційної обізнаності в інтересах сил оборони України, трансформується у вимогу щодо достовірного та оперативного виявлення маневрів КА. Водночас, з врахуванням того, що кількість діючих КА на початок 2025 року вже перевищує 11 тисяч, вирішити таке завдання без застосування спеціалізованих інформаційних систем підтримки прийняття рішень – неможливо [2].

Отже, автоматизоване, достовірне та оперативне виявлення маневрів КА, для організації космічної підтримки сил оборони України, є актуальним завданням.

Аналіз останніх досліджень і публікацій. Виявлення керованих змін параметрів орбіти КА – маневрів КА, є одним із завдань яке відноситься до космічної ситуаційної обізнаності. За фактом маневру КА, залежно від: цільового призначення КА, структури супутникової системи, взаємного орбітального положення двох КА один з яких маневрує (наприклад, маневр ухилення від зіткнення, або маневр для інспектування), можливо зробити різні висновки. Але, загалом, до процедури виявлення факту маневру КА висуваються дві основні вимоги, це достовірність – як найменші похибки першого та другого роду та оперативність – як найменший час для виявлення маневру.

На сучасному етапі, для космічної підтримки сил оборони України, основними вихідними інформаційними ресурсами для оперативного виявлення маневрів КА виступають відкриті каталоги у формі TLE (Two-Line Element Set) [3–5]. Зазначені каталоги містять архіви TLE-параметрів КА (космічних об'єктів). Загальна кількість КА (космічних об'єктів) в каталогах складає до 40 тисяч, часовий проміжок за який дається інформація – декілька років, середня дискретність оновлення TLE-параметрів по одному КА – до 2 разів на добу. Усі підходи щодо виявлення маневрів КА за даними з

каталогу TLE можна розділити на групи:

1. Для окремого КА на деякому часовому інтервалі за вибіркою послідовних архівних даних з TLE-каталогу (10÷20 відліків), досліджується динаміка змін за його TLE-параметрами. Аналізуються динамічні та статистичні характеристики вибірки. За суттєвої зміни характеристик – «стрижку» вище за обраний поріг, приймається рішення про маневр КА [6; 7].

2. Додатково до першого підходу, аналізується динаміка змін деяких функціоналів орбіти КА, наприклад, повної механічної енергії КА, висоти апогея та перигея [2].

3. Для обробки TLE-параметрів використовуються методи на основі нейронних мереж.

Однак, кожен з вищезазначених підходів має недоліки, зокрема:

Перша та друга групи, мають особливості із забезпеченням оперативності виявлення маневрів, так як, для забезпечення необхідної достовірності, потрібне накопичення вибірки послідовних архівних даних із TLE-каталогу гарантовано без маневру КА, що може бути проблемним питанням для КА, що «активно маневрують».

Для другої групи, функціонали не завжди «чутливі» до маневру. Наприклад, зміна площини орбіти може не відобразитися в «стрижку» за механічною енергією КА чи зміні апогею або перигею орбіти КА.

Третя група, потребує великих датасетів для навчання нейронних мереж, які наразі відсутні.

На цьому етапі слід акцентувати увагу, що загальною ознакою вищенаведених підходів є використання для виявлення факту маневру простору TLE-параметрів та (або) деяких функціоналів орбіти КА.

Перспективним підходом для виявлення маневрів КА, що буде позбавлений вищенаведених недоліків може стати підхід, який використовується в системах контролю космічного простору за організації роботи зовнішньо-траєкторних вимірювальних засобів. А саме, реалізувати метод прямого прогнозування, який зводиться до використання моделі прогнозування руху КА, що дозволяє перейти від простору TLE-параметрів (деяких узагальнених функціоналів орбіти КА) до простору в якому безпосередньо відбувається маневрування КА.

Загалом, можна стверджувати, що головною впливовою ознакою на достовірність та оперативність виявлення маневрів КА за даними з каталогу TLE є обраний для аналізу простір, який для відомих підходів є простором TLE-параметрів.

Таким чином, **метою статті** є розроблення методу прямого прогнозування для виявлення маневру космічного апарата ближнього космосу у процесі обробки каталогу космічних об'єктів у форматі TLE, який забезпечує оперативне та достовірне виявлення факту маневру космічного апарату.

Виклад основного матеріалу дослідження

Одним з можливих підходів організації роботи зовнішньо-траєкторних вимірювальних засобів для вимірювань параметрів руху КА є – розрахунок та видача попередніх цілевказівок для проведення вимірювань. Для цього, проводиться прогнозування руху КА на час запланованих вимірювань та, відповідно, уточнення параметрів руху КА. Водночас, якщо КА здійснив маневр, тоді розраховані цілевказівки не будуть відповідати дійсному положенню КА та, відповідно, це буде суттєвим «маркером» щодо факту маневру. Описаний підхід може бути застосований для виявлення маневру КА за аналізом каталогу TLE.

Завдання прогнозування руху КА за відомими TLE-параметрами зводиться до використання аналітичної моделі руху КА [8]: ближнього космосу (до 2000 км) – Simplified General Perturbations 4 (SGP4) та дальнього космосу - Simplified Deep Space Perturbation 4 (SDP4). На відповідних ресурсах наявні описи програмного коду процедур. Зазначені моделі забезпечують для багатьох практичних додатків допустиму точність (адекватність) розрахунків траєкторії КА за низької обчислювальної складності аналітичної моделі руху КА, що впливає на оперативність роботи кінцевих програмних продуктів на їх основі.

Без втрати узагальненості подальших викладок прогнозування руху КА за процедурою SGP4 має вигляд:

Вхідні дані:

Каталог TLE для одного КА

$$tle_i \in TLE, \quad i \in 1, 2, 3, \dots \quad (1)$$

$$tle_i = (R_i, t_i), \quad (2)$$

де TLE – архів (каталог) TLE-параметрів;

i – номер TLE-параметрів у архіві;

tle_i – TLE-параметри для одного КА (координатні та часові дані);

t_i – час на які розраховані (актуальні) TLE-параметри (рік епохи та епоха);

R_i – координатний вектор TLE-параметрів КА, а саме:

$$R = (i_{ка}, \Omega_{ка}, e_{ка}, \omega_{ка}, M_{ка}, N_{ка}, Bstar_{ка}), \quad (3)$$

де $i_{ка}$ – нахил орбіти, $\Omega_{ка}$ – довгота висхідного вузла, $e_{ка}$ – ексцентриситет, $\omega_{ка}$ – аргумент перигея, $M_{ка}$ – середня аномалія, $N_{ка}$ – середній рух, $Bstar_{ка}$ – приведений балістичний коефіцієнт.

Вихідні дані:

Прогнозоване положення КА в інерційній прямокутній системі координат (далі – ІСК)

$$(r_i(t_*), v_i(t_*)) = SGP4(tle_i, t_*), \quad (4)$$

де $SGP4(\dots)$ – процедура прогнозування;

t_* – час на який проводиться прогноз;

r_i, v_i – радіус-вектор та вектор швидкості КА, а саме

$$r = (x, y, z), \quad v = (v_x, v_y, v_z), \quad (5)$$

де x, y, z, v_x, v_y, v_z – координати та компоненти швидкості КА в ІСК.

У подальших викладах будемо вважати, що в архіві (1), номер i відповідає останнім уточненим (поточним) TLE-параметрам. Відповідно, архівні дані матимуть номери до $(i - 1)$ включно. Таким чином для (1)-(2) виконується умова:

$$\dots < t_{i-2} < t_{i-1} < t_i. \quad (6)$$

З урахуванням введених позначень, метод прямого прогнозування для виявлення маневру КА матиме вигляд:

1. На поточний час t_i , визначаються координати КА для поточних TLE-параметрів

$$(r_i(t_i), v_i(t_i)) = SGP4(R_i, t_i), \quad (7)$$

прогнозується рух КА в ІСК для архівних (попередніх) TLE-параметрів

$$(r_{i-1}(t_i), v_{i-1}(t_i)) = SGP4(R_{i-1}, t_i), \quad (8)$$

де r_i, v_i – прогноз для поточних TLE-параметрів;

r_{i-1}, v_{i-1} – прогноз для архівних TLE-параметрів.

2. Розраховується модуль вектору прогнозованої швидкості КА для (8):

$$|v_{i-1}| = \sqrt{v_x^2 + v_y^2 + v_z^2}, \quad (9)$$

де $|v_{i-1}|$ – модуль прогнозованої швидкості КА у ІСК.

3. Розраховується вектор нев'язки у ІСК:

$$\begin{aligned} \Delta_i &= r_i(t_i) - r_{i-1}(t_i) = (\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z) = \\ &= (x_i(t_i) - x_{i-1}(t_i), y_i(t_i) - y_{i-1}(t_i), \\ &\quad z_i(t_i) - z_{i-1}(t_i)), \end{aligned} \quad (10)$$

де Δ_i – вектор нев'язки у ІСК;

$\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z$ – компоненти нев'язки у ІСК.

4. Розраховується модуль нев'язки (10)

$$|\Delta_i| = \sqrt{\Delta_x^2 + \Delta_y^2 + \Delta_z^2}, \quad (11)$$

де $|\Delta_i|$ – модуль нев'язки у ІСК.

5. Розраховується нев'язка за часом прогнозу. Визначається нев'язка за часом прогнозування для архівних TLE-параметрів, для якої прогнозоване положення КА максимально близьке до поточного положення КА (до прогнозу за актуальними TLE-параметрами). У зазначеній точці буде виконуватись умова – радіальна швидкість зміни нев'язки (11) дорівнює нулю:

$$v_{i-1}(t_i + \Delta t) \cdot \Delta_i(\Delta t) = 0, \quad (12)$$

де Δt – нев'язка за часом прогнозування для архівних TLE-параметрів на час актуальних TLE-параметрів;
· – скалярний добуток векторів.

Рівняння (12) в скалярній формі має вигляд:

$$v_x(t_i + \Delta t)\Delta_x(\Delta t) + v_y(t_i + \Delta t)\Delta_y(\Delta t) + v_z(t_i + \Delta t)\Delta_z(\Delta t) = 0. \quad (13)$$

Під час розрахунку складових (13) перераховуються тільки рівняння (8)–(11) на час $t_i + \Delta t$:

$$(r_{i-1}(t_i + \Delta t), v_{i-1}(t_i + \Delta t)) = SGP4(R_{i-1}, t_i + \Delta t), \quad (14)$$

$$\begin{aligned} r_{i-1}(t_i + \Delta t) &= (x(t_i + \Delta t), y(t_i + \Delta t), z(t_i + \Delta t)), \\ v_{i-1}(t_i + \Delta t) &= (v_x(t_i + \Delta t), v_y(t_i + \Delta t), v_z(t_i + \Delta t)), \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \Delta_i(\Delta t) &= r_i(t_i) - r_{i-1}(t_i + \Delta t) = \\ &= (\Delta_x(\Delta t), \Delta_y(\Delta t), \Delta_z(\Delta t)) = \\ &= (x_i(t_i) - x_{i-1}(t_i + \Delta t), y_i(t_i) - y_{i-1}(t_i + \Delta t), \\ &\quad z_i(t_i) - z_{i-1}(t_i + \Delta t)). \end{aligned} \quad (16)$$

Розв'язок (13) проводити за ітераціями так:
Визначається початкове наближення за (7)–(13)

$$\Delta t_0 = \text{sign}(v(t_i)\Delta) \frac{|\Delta_i|}{|v_{i-1}|}, \quad (17)$$

$$v(t_i)\Delta = v_x(t_i)\Delta_x + v_y(t_i)\Delta_y + v_z(t_i)\Delta_z, \quad (18)$$

де $\text{sign}(\dots)$ – функція знаку числа, а саме

$$\text{sign}(x) = \begin{cases} 1, & \text{при } x \geq 0, \\ -1, & \text{при } x < 0. \end{cases}$$

Далі починаються ітерації з $k = 0$

$$\begin{aligned} \Delta t_{k+1} &= \Delta t_k + \tau (v_x(t_i + \Delta t_k)\Delta_x(\Delta t_k) + v_y(t_i + \\ &\quad + \Delta t_k)\Delta_y(\Delta t_k) + v_z(t_i + \Delta t_k)\Delta_z(\Delta t_k)), \end{aligned} \quad (19)$$

де Δt_{k+1} – оцінка шуканої нев'язки за часом,
 τ – параметр для збіжності ітерацій.

Якщо в (19) ітерації не збігаються при $\tau = 1$, тоді $\tau = 0,1 \div 0,5$.

В результаті розв'язку (19) отримаємо шукану нев'язку за часом (12)–(13) у вигляді

$$\Delta t_i, \quad (20)$$

де Δt_i – нев'язка за часом прогнозування.

6. Визначаються складові нев'язки (16) для (20) у шляховій системі координат:

тангенціальна нев'язка – складова вздовж орбіти (співпадає з напрямком швидкості космічного апарата). Отримана нев'язка (20) характеризує тангенціальну складову (16);

радіальна нев'язка – в площині орбіти (в напрямку радіус вектору космічного апарата), розраховується з (16) у вигляді

$$\Delta_r = \frac{x_i\Delta_x(\Delta t_i) + y_i\Delta_y(\Delta t_i) + z_i\Delta_z(\Delta t_i)}{\sqrt{x_i^2 + y_i^2 + z_i^2}}. \quad (21)$$

нормальна нев'язка – перпендикулярна площині орбіти розраховується з (16) у вигляді:

$$\Delta_n = \sqrt{\Delta_i(\Delta t_i)^2 - \Delta_r^2}. \quad (22)$$

7. Визначення факту маневру на основі порівняння з порогами:

$$\Delta t_i \geq \Delta t_{max}, \quad (23)$$

$$\Delta_n \geq \Delta_{nmax}, \quad (24)$$

$$\Delta_r \geq \Delta_{rmax}, \quad (25)$$

де Δt_{max} – порогове значення нев'язки за часом прогнозування

Δ_{nmax} , Δ_{rmax} – порогові значення нормальної та радіальної нев'язок.

Порогові значення нев'язок для виявлення маневру формується виходячи з особливостей впливу атмосфери на рух КА ближнього космосу, а саме, за некерованого польоту основне збурення відбувається вздовж орбіти КА. Тобто, без проведення маневру КА прилітає з деяким допустимим часовим зміщенням практично в прогнозовану точку орбіти [7; 9]. Зазначене проявляється у вигляді умови - для некерованого (без маневру) руху КА тангенціальна нев'язка (нев'язка вздовж орбіти) значно більша за нев'язки в інших напрямках:

$$\begin{cases} \Delta_n \ll |v(t_{i-1})|\Delta t_i, \\ \Delta_r \ll |v(t_{i-1})|\Delta t_i, \end{cases} \quad (26)$$

що, дає змогу визначити поріг (26) у вигляді

$$\Delta_{max} = (0,1 \div 0,3) |v(t_i)|\Delta t_i, \quad (27)$$

де $|v(t_{i-1})|$ – модуль вектору швидкості КА (15).

Іншим підходом для визначення порогових значень з урахуванням стохастичності значень TLE-параметрів у каталозі TLE, є усереднення для (23)–(25) за підходом [6]:

$$\Delta t_{max} = K \sigma(\Delta t_i), \quad (28)$$

$$\Delta_{nmax} = K \sigma(\Delta_n), \quad (29)$$

$$\Delta_{rmax} = K \sigma(\Delta_r), \quad (30)$$

де $\sigma(\dots)$ – середньоквадратичне відхилення;

K – коефіцієнт, що задає поріг.

Коефіцієнт K не може бути менший чим 2.3 [6].

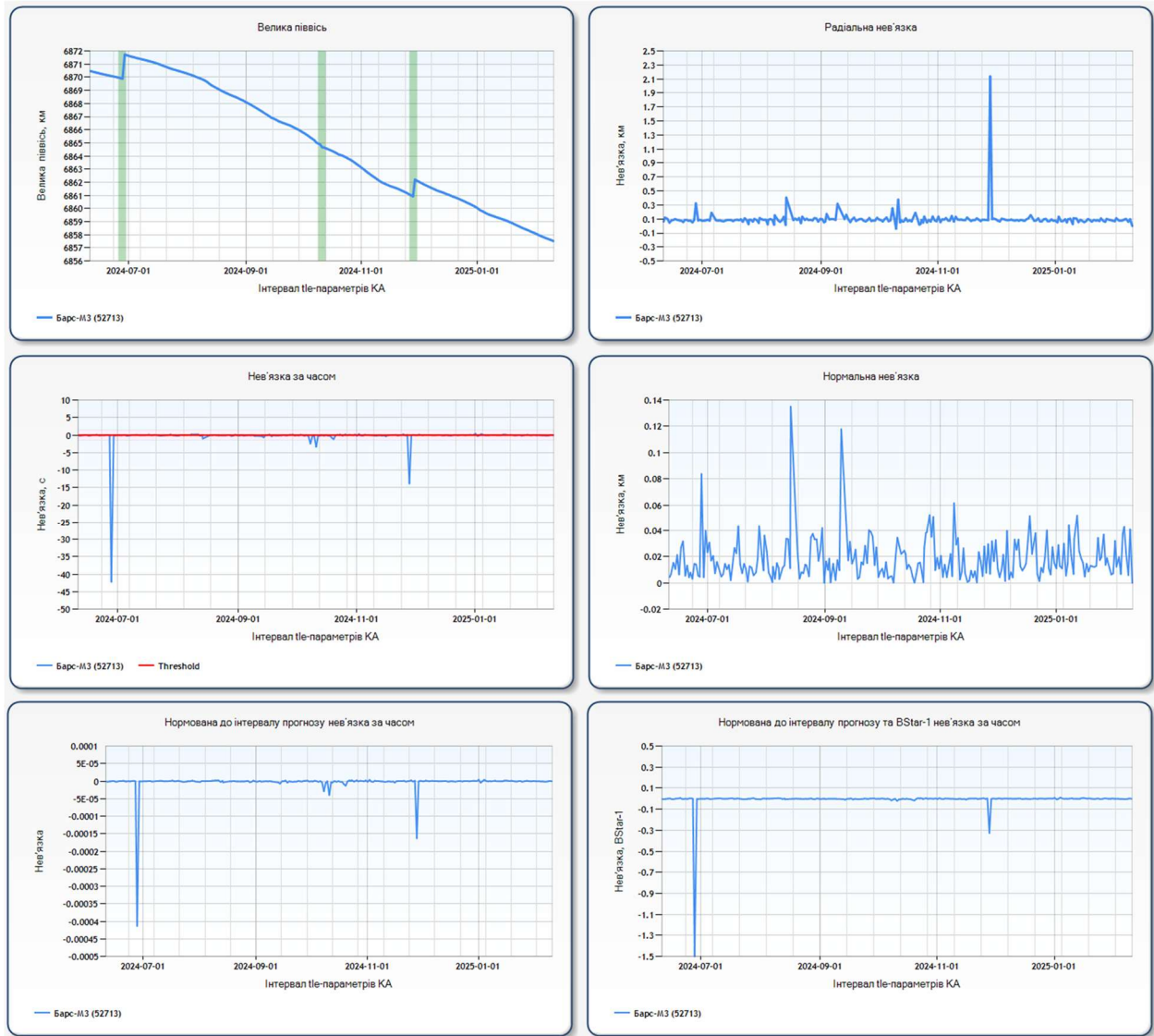


Рисунок – 1 Дослідження маневрів космічних апаратів Барс-М3 (номер NORAD 52713), $h_{KA} \sim 510$ км

Відповідно до [6], для визначення статистичних характеристик (28)–(30) достатньо брати 15÷20 значень з каталогу TLE. Для отримання вищезазначеної статистики (28)–(30) може бути корисним розглянути КА (космічні об'єкти), що гарантовано не маневрують. Окремо слід зазначити, що оцінити порогові значення для (23)–(25) можливо на основі використання стохастичної динамічної моделі руху КА [10], у якій (для моделі прогнозу SGP4), врахувати при розкладі геопотенціалу Землі 4 зональні гармоніки та варіації статичної атмосфери [9].

Замість використання характеристики (20), можливим варіантом може бути введення нормованої нев'язки за часом прогнозування. А саме, за рахунок того, що вплив атмосфери на похибку прогнозування прямо пропорційний часу прогнозу, провести нормування нев'язки за часом прогнозування (20) у вигляді:

$$\delta_t = \frac{\Delta t_i}{t_i - t_{i-1}}, \quad (31)$$

де δ_t – нормована до інтервалу прогнозу нев'язка за часом прогнозу;

t_i, t_{i-1} – час для поточних (7) та архівних (8) TLE-параметрів.

З урахуванням того, що вплив атмосфери на похибку прогнозування прямо пропорційний значенню балістичного коефіцієнта КА(3), іншим варіантом нормування нев'язки (20), може бути:

$$\delta_{t,Bstar} = \frac{\Delta t_i}{Bstar_{i-1}(t_i - t_{i-1})}, \quad (32)$$

де $\delta_{t,Bstar}$ – нормована до інтервалом прогнозу та балістичного коефіцієнту КА нев'язка за часом прогнозу;

$Bstar$ – приведений балістичний коефіцієнт КА (3).

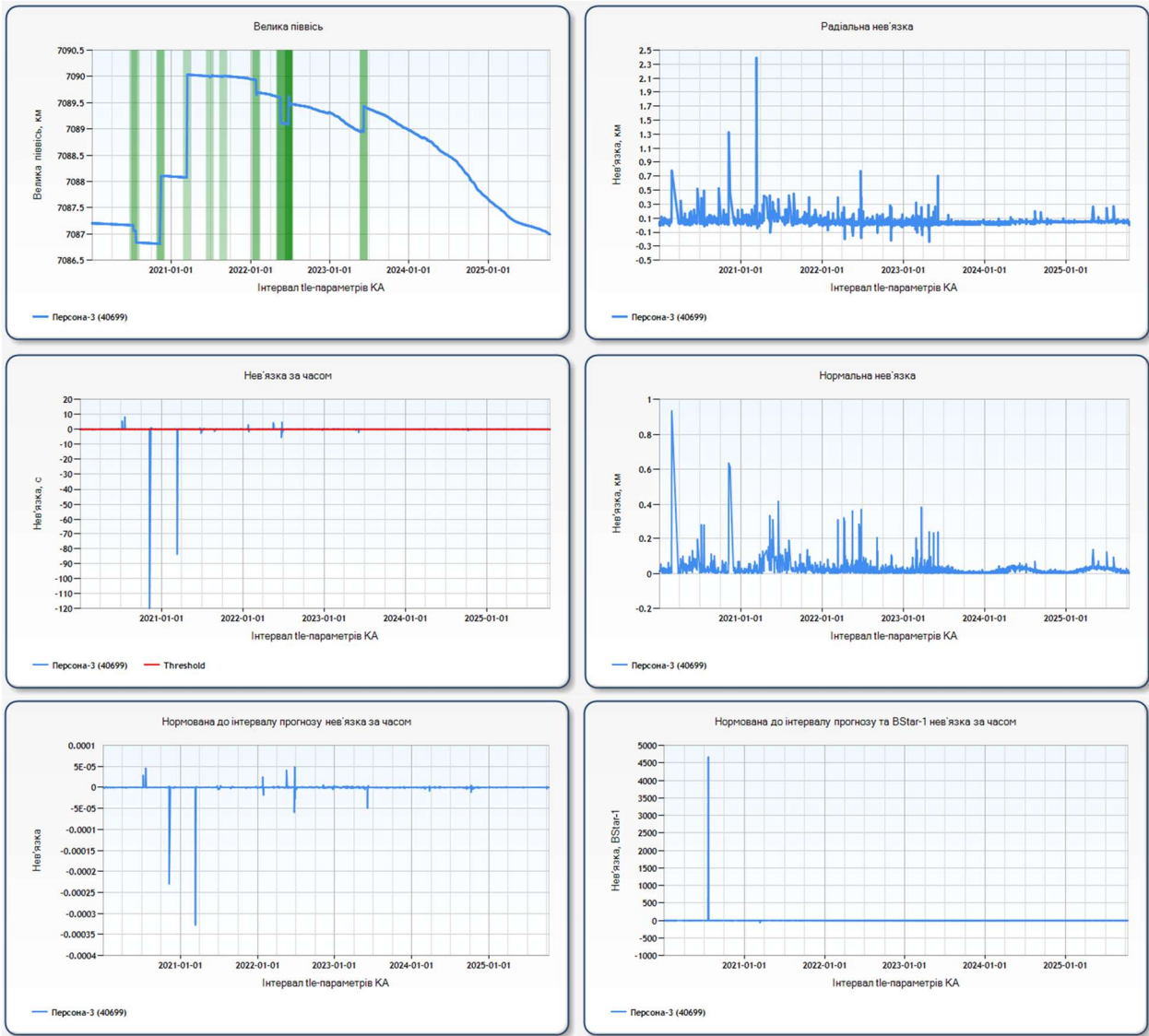


Рисунок – 2 Дослідження маневрів космічних апаратів Персона-3 (номер NORAD 40699), $h_{KA} \sim 720$ км

Для характеристик (31), (32) умова (23) матиме вигляд

$$\delta_t \geq \delta_{t_{max}}, \quad (33)$$

$$\delta_{t,Bstar} \geq \delta_{t,Bstar_{ma}}, \quad (34)$$

де $\delta_{t_{max}}$, $\delta_{t,Bstar_{max}}$ – порогові значення нормованих нев'язок за часом прогнозування

Розрахунок статистик для (33), (34) проводиться еквівалентно статистиці для (28). Перевірка працездатності розробленого методу проводилась для двох КА ближнього космосу рф, одного КА США та одного КА Індії. Результати моделювання показані на рис. 1-4, де:

червоним кольором позначено діапазон допустимих неманевруючих (стохастичних) змін нев'язок;

зеленим кольором показані виявлені маневри;

для більшої наочності, додатково, виведений графік для великої піввісі КА.

За досліджуваний період 2021–2025 роки, дані в каталогах TLE для кожного КА, у середньому оновлювалися кожні 12 годин, але деякі інтервали тривали до 24 годин. Загальні нев'язки за часом за рахунок стохастичного впливу атмосфери на добовому інтервалі для КА:

на висотах 500-600 км складає до 20 с (рис. 1 та 4);

на висотах ~ 700 км – 0,2 с (рис. 2);

на висотах ~ 800 км – до 0,1 с (рис. 3).

На графіках для нев'язок за часом прогнозу (рис. 1–4) інформативно виділені зеленим кольором проведені маневри КА. Причому, «стрибки» за часом прогнозування можуть сягати значних величин.

У цілому, з аналізу результатів для КА:

Барс-М3 (рис. 1) – 3 маневри за 1,5 року;

Персона-3 (рис. 2) – 8 маневрів за 4 роки;

NOAA-20 (рис. 3) – 6 маневрів за 1 рік;

CARTOSAT (рис. 4) – без маневрів 1 рік.

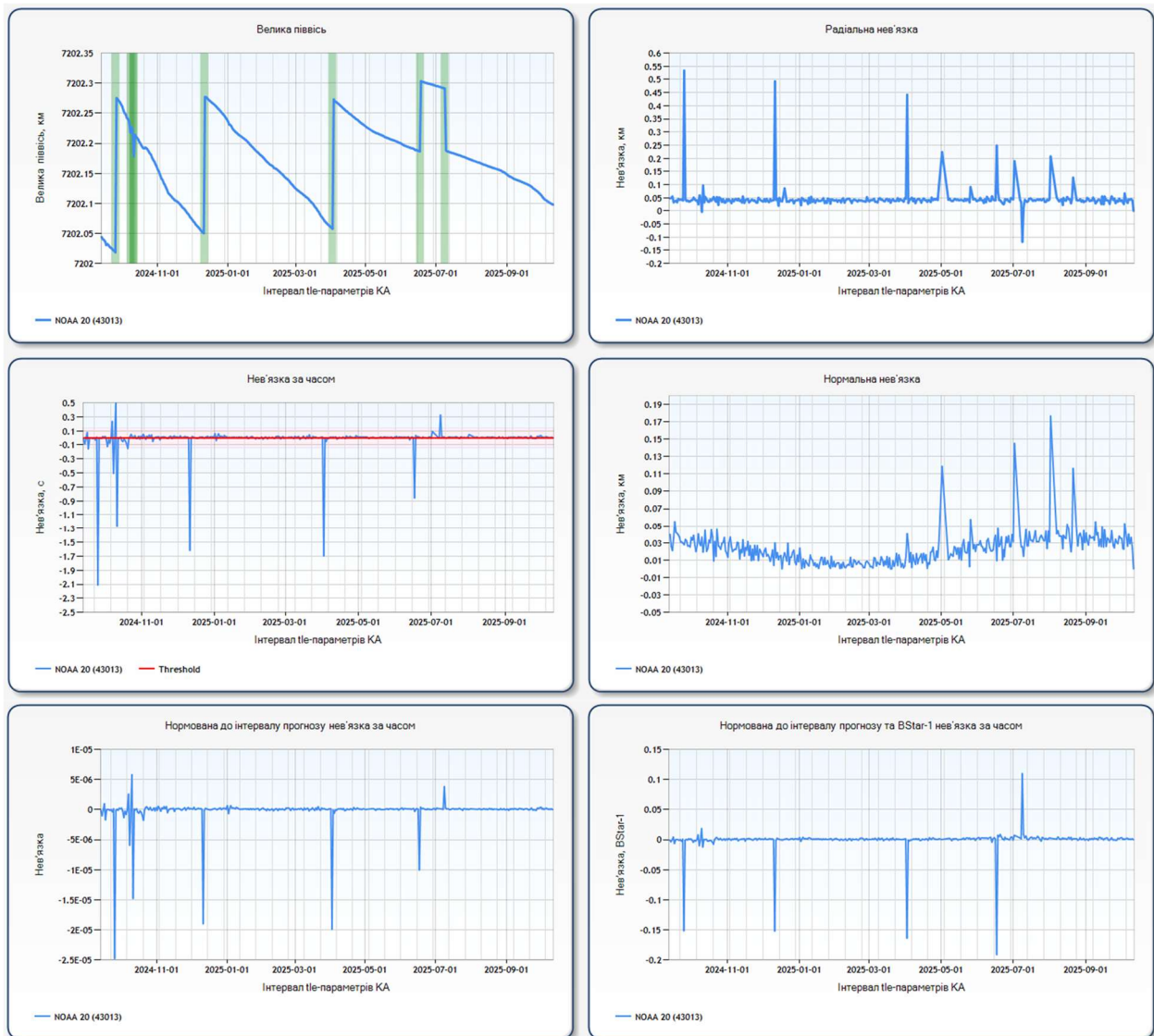


Рисунок 3 – Дослідження маневрів космічних апаратів NOAA-20 (номер NORAD 43013) $h_{KA} \sim 830$ км

За проведенням моделювання можливо зробити такі висновки:

нев'язка за часом прогнозування (20) та нормована до інтервалу прогнозу нев'язка за часом прогнозу (31) є інформативними показниками щодо виявлення маневру КА;

нормована до інтервалу прогнозу та балістичного коефіцієнту КА нев'язка за часом прогнозу (32) є не інформативним показником, тому її використання є недоцільним;

радіальна нев'язка (21) та нормальна нормована нев'язка (22) виявились не інформативними показниками щодо виявлення маневру. Зазначене обумовлене тим, що досліджувались КА які робили тільки компланарні маневри. Під час проведення некомпланарних маневрів зазначені показники будуть більш інформативними;

під час визначення порогів у (28), (33) зі статистики отриманої від самого КА за яким проводиться виявлення маневру, значення коефіцієнту K задавалось на рівні 10. Це обумовлене високою «чутливістю»

обраного простору параметрів та, відповідно, «значними» стрибками досліджуваних нев'язок під час маневру.

Загалом, основними ознаками розробленого методу є: використання для аналізу простору параметрів в якому безпосередньо відбувається рух та, відповідно, маневрування КА – координати та швидкість в Інерціальній прямокутній системі координат;

використання особливостей динаміки руху КА ближнього космосу щодо впливу варіацій щільності атмосфери на рух КА, а саме за некерованого польоту КА ближнього космосу (на висотах до 2000 км) основне збурення відбувається за аргументом широти (зміщення вздовж орбіти);

у самому загальному вигляді метод не потребує значної статистики з архівів каталогів TLE для визначення порогів. За умови використання стохастичної динамічної моделі руху КА, кількість оброблюваних TLE-параметрів для виявлення маневру складатиме – одне поточне (актуальне) та одне архівне.

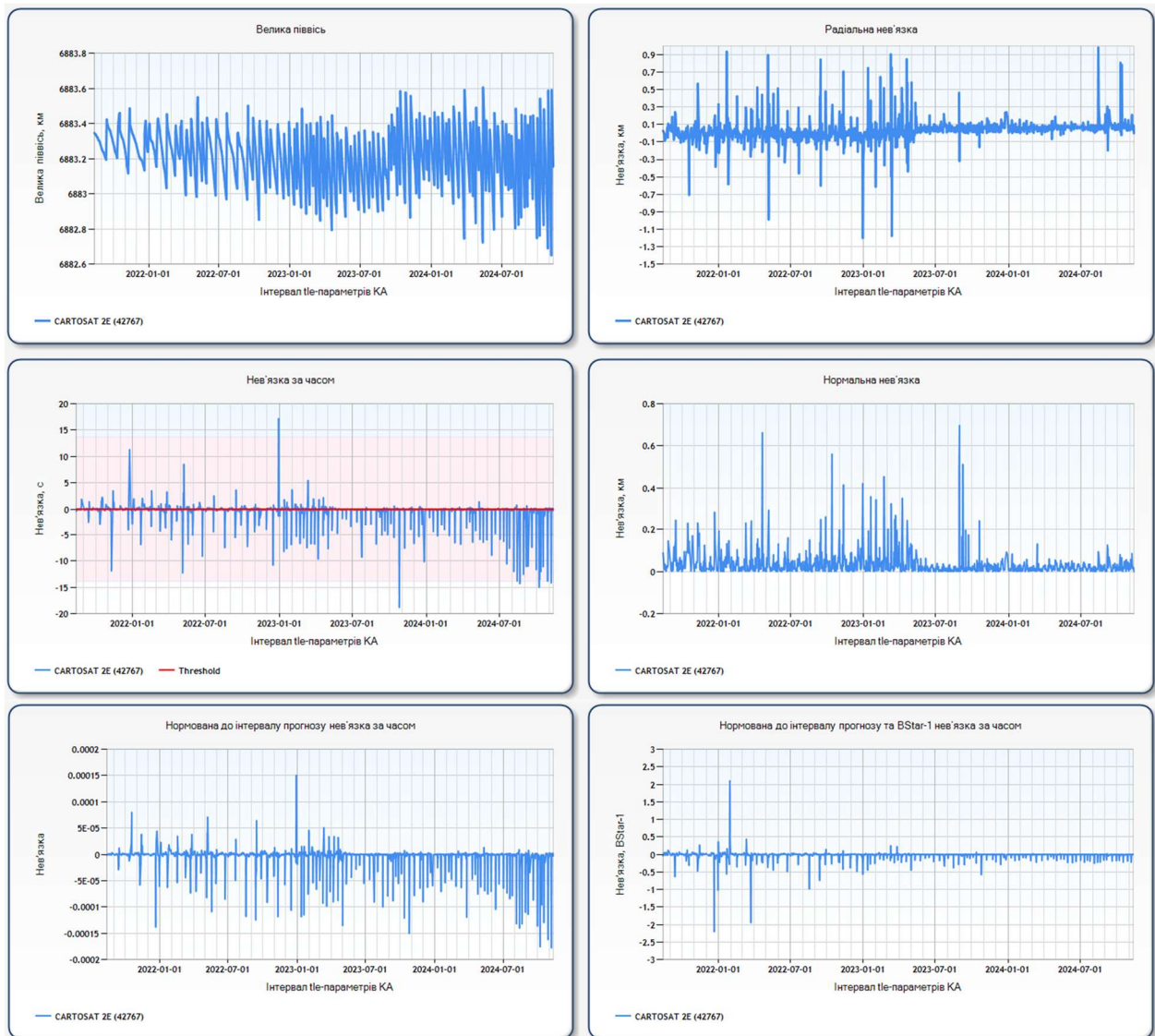


Рисунок – 4 Дослідження маневрів космічних апаратів CARTOSAT (номер NORAD 42767) $h_{KA} \sim 550$ км

Висновки й перспективи подальших досліджень

У статті розроблено метод прямого прогнозування для виявлення маневру космічного апарата ближнього космосу у процесі обробки каталогу космічних об'єктів у форматі Two-Line Element Set, який забезпечує оперативне та достовірне виявлення факту маневру космічних апаратів. Метод використовує новий показник – нормована до інтервалу прогнозу нев'язка за часом прогнозування, що дає змогу автоматизувати процес виявлення маневру та забезпечити високу достовірність такого виявлення, що для сучасних багатотисячних каталогів діючих космічних апаратів є безальтернативним підходом.

Список бібліографічних посилань

1. Богун О. І., Брезіцький Е. Ю., Варламов І. Д. та ін. Основи організації космічної підтримки Сил оборони України: навч. посіб. Київ : НУОУ, 2025. 135 с.
2. Ракушев М. Ю., Богун О. І. Удосконалена методика обробки каталогу TLE для виявлення маневру космічного

Перспективами подальших досліджень є:

визначення порядку набору статистики для відповідних нев'язок за гарантовано недіючими космічними апаратами з метою відстеження змін впливу атмосфери на космічні апарати ближнього космосу залежно від активності Сонця;

апробація розробленого методу для виявлення некомпланарних маневрів космічних апаратів;

використання розробленого методу для отримання датасетів задля навчання нейронних мереж виявлення маневрів космічних апаратів;

розробка спеціалізованого програмного забезпечення автоматизованого виявлення маневрів космічних апаратів, для організації космічної підтримки Сил оборони України.

апарату ближнього космосу. *Сучасні інформаційні технології у сфері безпеки та оборони*. 2024. № 2 (50). С. 37–46. DOI: 10.33099/2311-7249/2024-50-2-37-46. 3. NASA Space Science Data Coordinated Archive. URL: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/> (Accessed: 20 June 2025).

4. **Heavens Above.** URL: <https://www.heavensabove.com/> (Accessed: 20 June 2025).
5. **CelesTrak.** URL: <https://celestrak.org/> (Accessed: 20 June 2025).
6. **Ракушев М. Ю., Богун О. І.** Методика апроксимації змін елементів орбіти космічного апарата за каталогом космічних об'єктів United States Space Command. *Сучасні інформаційні технології у сфері безпеки та оборони.* 2025. № 1 (52). С. 137–152. DOI: 10.33099/2311-7249/2025-52-137-152.
7. **Козелков С. В., Махонин Е. И., Моргун А. А., Козелкова Е. С., Ямницький В. А., Москаленко С. С.** Метод «третичної» обробки каталогов координатної інформації космічних об'єктів. *Системи обробки інформації.* 2012. Вип. 3 (101). Т. 2. С. 42–45.
8. **Hoots F. R., Roehrich R. L.** Spacetrack Report No 3. Models for Propagation of NORAD Element Sets. 31 December 1988. URL: <https://celestrak.org/NORAD/documentation/spacetrk.pdf> (Accessed: 20 June 2025).
9. **Rakushev M. Y., Lavrinchuk O. V., Zotov S. V., Chopa D. A., Kilmeninov O. A., Bohun O. I.** Modelling of predicting the stochastic motion of near-Earth objects of space debris based on differential-Taylor transformations. *The Journal of Defence Modelling and Simulation.* 2025. DOI: 10.1177/15485129251346802.
10. **Бровко М. В., Голубек А. В., Емельянова И. А., Хорольский П. Г.** Исследование и разработка методики оценки качества каталогов параметров движения космических объектов. *Космічна наука і технологія. Додаток.* 2002. № 1 (8). С. 73–77.

DIRECT PREDICTION METHOD FOR DETECTING THE MANOEUVRE OF A NEAR-SPACE SPACECRAFT

RAKUSHEV Mykhailo, Doctor of Technical Sciences, Senior Researcher, National Defence University of Ukraine, Kyiv, Ukraine, <https://orcid.org/0000-0002-7703-3287>

FEDORCHUK Dmytro, Candidate of Technical Sciences, Senior Researcher, Zhytomyr Military Institute named after S. P. Korolev, Zhytomyr, Ukraine, <https://orcid.org/0000-0003-2896-3522>

ZUIKO Vitaliy, Candidate of Military Sciences, Associate Professor, National Defence University of Ukraine, Kyiv, Ukraine, <https://orcid.org/0000-0003-1439-9502>

BOHUN Oleksiy, Ministry of Defence of Ukraine, Kyiv, Ukraine, <https://orcid.org/0009-0002-1940-0795>

The purpose of the article. Development of a direct prediction method for detecting the manoeuvre of a near-space spacecraft in the process of processing a catalogue of space objects in the TLE format, which provides prompt and reliable detection of the fact of a spacecraft manoeuvre.

Research methods. When writing the article, methods of spacecraft flight dynamics, mathematical statistics, and modelling were applied. The specified methodological approach enables the development of a new method for the automated detection of manoeuvres of near-space spacecraft.

Literature review. All approaches to detecting spacecraft manoeuvres based on data from the TLE catalogue can be divided into the first group. The dynamics of changes in its TLE parameters are studied for a separate spacecraft at a specific time interval based on a sample of consecutive archival data from the TLE catalogue. The dynamic and statistical characteristics of the sample are analysed. In the event of a significant change in the characteristics – a «jump» above the selected threshold, a decision is made to manoeuvre the spacecraft – the second group. In addition to the first approach, the dynamics of changes in certain spacecraft orbit functionalities are analysed, such as total mechanical energy, apogee, and perigee heights – the third group. Methods based on neural networks are used to process TLE parameters. Each of the above approaches has its own drawbacks. The first and second groups have features to ensure the efficiency of manoeuvre detection, since, in the most general case, to provide the necessary reliability, it is required to accumulate a sample of consecutive archival data from the TLE catalogue guaranteed without a spacecraft manoeuvre, which can be a problematic issue for spacecraft that are “actively manoeuvring”. For the second group, the functionals are not always “sensitive” to the manoeuvre. The third group requires large datasets for training neural networks, which, at least for now, do not exist. A common feature of the above approaches is that the detection of a manoeuvre is carried out within the space of TLE parameters and/or some functions of the spacecraft orbit.

Research results. The article develops a method for detecting manoeuvres of near-space spacecraft in processing a catalogue of space objects in the TLE (Two-Line Element Set) format. The basis of the method is the analysis of the inconsistency between the actual (current) position of the spacecraft, calculated using its current TLE parameters, and the predicted position of the spacecraft at the current time, calculated using its archived (previous) TLE parameters. The analytical model of spacecraft motion SGP4, standardised for TLE parameters, is used for prediction. The discrepancy between the current and predicted position of the spacecraft is considered in the trajectory coordinate system in three components: tangential discrepancy - along the orbit (coincides with the direction of the spacecraft velocity), radial discrepancy - in the plane of the orbit (in the direction of the spacecraft radius vector) and normal discrepancy – perpendicular to the plane of the orbit. The threshold for detecting a manoeuvre is formed based on the peculiarities of the atmosphere's influence on the motion of a near-space spacecraft, specifically during an uncontrolled flight, when the primary disturbance occurs along the orbit. That is, without a manoeuvre, the spacecraft arrives with a practically admissible time shift at the predicted point of the orbit. This is manifested in the condition that, for the unguided motion of a spacecraft, the tangential incoherence (incoherence along the orbit) is significantly larger than incoherence in other directions. Incoherence along the orbit is calculated as the offset (difference) between the current and predicted time of

arrival of the spacecraft at the orbital point that is as close as possible to the actual (current) position of the spacecraft, relative to the forecasting time. Additionally, it is proposed that the calculated time incoherence be normalised to the forecasting interval since the stochastic influence of the atmosphere is proportional to the time of its impact. To determine the maximum permissible value of incoherence – the manoeuvre detection threshold, it is proposed to use the averaging of the specified characteristic according to the TLE catalogue for spacecraft that are guaranteed not to manoeuvre, or to calculate the threshold according to the stochastic dynamic model of the motion of near-space spacecraft, taking into account variations in atmospheric density.

Elements of scientific novelty. The developed method for detecting the manoeuvre of a near-space spacecraft utilises a new indicator: the prediction time discrepancy normalised to the prediction interval, which enables the automation of manoeuvre detection and ensures high reliability of such detection.

Theoretical and practical significance of the article. The developed method enables the automation of the process of detecting spacecraft manoeuvres, providing an alternative approach for modern multi-thousand catalogues of operating spacecraft.

Conclusion and future work. The prospects for future work include defining the procedure for collecting discrepancy statistics for inactive spacecraft to analyse atmospheric effects, testing the proposed method for detecting non-coplanar manoeuvres, generating datasets for training neural networks in spacecraft manoeuvre detection, and developing specialised software for the automated identification of spacecraft manoeuvres to enhance space support for the Defence Forces of Ukraine.

Keywords: method for evaluating the effectiveness of the functioning of the personnel bodies of the Armed Forces of Ukraine, method for substantiating the composition of the personnel bodies of the Armed Forces of Ukraine, method for optimal allocation of human resources among military formations, system of personnel bodies of the Armed Forces of Ukraine.

References

1. Bohun, O. I., Brezic'kyj, E. Ju., Varlamov, I. D. ta in., (2025). Fundamentals of Organising Space Support for the Ukrainian Armed Forces: Training Manual. Kyiv : NUOU.
2. Rakushev, M. Yu., Bohun, O. I., (2024). Improved method for processing the TLE catalogue to detect manoeuvres of near-space spacecraft. *Suchasni informacijni tehnologiji u sferi bezpeky ta oborony*, 2(50), 37-46. DOI: 10.33099/2311-7249/2024-50-2-37-46.
3. NASA Space Science Data Coordinated Archive [online]. Available at: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/> [Accessed : 20 June 2025].
4. Heavens Above [online]. Available at: <https://www.heavens-above.com/> [Accessed : 20 June 2025].
5. Celestrak [online]. Available at: <https://celestrak.org/> [Accessed : 20 June 2025].
6. Rakushev, M. Yu., Bohun, O. I., (2025). Methodology for approximating changes in spacecraft orbit elements according to the United States Space Command catalogue of space objects. *Suchasni informacijni tehnologiji u sferi bezpeky ta oborony*, 1(52), 137-152. DOI: 10.33099/2311-7249/2025-52-137-152.
7. Kozelkov, S. V., Makhonin, E. I., Morgun, A. A., Kozelkova, E. S., Jamnyc'kyj, V. A., Moskalenko, S. S. (2012). Method of 'tertiary' processing of catalogues of coordinate information on space objects. *Systemy obrobky informaciji*, 3 (101), 2, 42-45.
8. Hoots, F. R., Roehrich, R. L., (31 December 1988). Spacetrack report No. 3. Models for Propagation of NORAD Element Sets, [online]. Available at: <https://celestrak.org/NORAD/documentation/spacetrk.pdf> [Accessed: 20 June 2025].
9. Rakushev, M. Y., Lavrinchuk, O. V., Zotov, S. V., Chopa, D. A., Kilmeninov, O. A., Bohun, O. I., (2025). Modeling of predicting the stochastic motion of near-Earth objects of space debris based on differential-Taylor transformations. *The Journal of Defence Modelling and Simulation*. DOI:10.1177/15485129251346802.
10. Brovko, M. V., Holubek, A. V., Emel'janova, I. A., Khorol's'kyj, P. H. (2002). Research and development of methods for assessing the quality of catalogues of space object motion parameters. *Kosmična nauka i tehnologija. Dodatok*, 8(1), 73-77.

Рукопис надійшов до редакції 01.10.2025
 Рукопис прийнято до друку після рецензування 22.10.2025
 Дата публікації 30.12.2025