

УДК 629.7:001.57.001.63

П.В. Фриз

Житомирський військовий інститут ім. С.П. Корольова, Житомир

ФОРМУВАННЯ КЕРОВАНИХ ВІРТУАЛЬНИХ ОРБІТ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ МЕТОДОМ КЛОНУВАННЯ

У статті запропоновано оригінальний підхід до формування керованих віртуальних орбіт космічних апаратів (КА) методом клонування. Суть методу полягає в отриманні, копіюванні та розмноженні інформації щодо просторово-часового положення КА у формі TLE-файлів з наступною цілеспрямованою зміною певних параметрів у їх складі та формуванні на цій основі віртуальних орбіт, адекватних за параметрами реальним. Такі орбіти виявилися зручними для напівнатурного моделювання процесу обслуговування заданих наземних об'єктів (НО) та передачі цільової інформації (ЦІ) від них на наземні пункти (НП).

Ключові слова: космічний апарат, орбітальний рух, сонячно-синхронна орбіта, TLE-файли, орбітальне групування, метод клонування, моделювання, просторово-часове положення, вектор орбітальних параметрів.

Вступ

Постановка проблеми. Національною космічною програмою [1] та Концепцією реалізації державної політики у сфері космічної діяльності на період до 2032 року [2] в Україні передбачено створення як окремих КА, так і їх орбітальних групувань (ОГ) із декількох однотипних КА, упорядкованих у просторі та часі.

У нинішніх умовах, коли можливості України щодо створення власних ОГ обмежені, одним із перспективних шляхів забезпечення потреб вітчизняних користувачів ЦІ є використання доступних іноземних космічних систем (КС) [1–2].

При такому підході постає проблема завчасного вибору із значної кількості іноземних КА найбільш придатних із них для обслуговування заданих НО та планування їх цільового використання. При цьому завдання вибору доцільно вирішувати поетапно за такими критеріями [3]:

- а) функціональне призначення КА та їх тактико-технічні характеристики;
- б) просторово-часове положення КА як у космічному просторі, так і відносно НО спостереження та НП прийому інформації;
- в) державна належність КА та їх доступність для вітчизняних користувачів;
- г) задана оперативність отримання ЦІ, її висока достовірність та якість при мінімальній вартості.

Очевидно, що зазначені критерії, з одного боку, суперечливі, а з іншого – взаємозалежні. Тому завдання вибору придатних КА є суто комплексним, а його вирішення – достатньо складним, що потребує поетапного багатокрокового ітераційного підходу.

Зокрема, для раціонального вибору іноземних КА, придатних для обслуговування заданих НО у заданий час з прийнятною якістю і мінімальною вартістю, необхідно попередньо спрогнозувати їх

майбутнє просторово-часове положення відносно цих НО та відповідних НП. Для цього можна скористатись традиційним підходом: розраховувати ефемериди КА (координати КА у наперед задані моменти часу) і зіставляти їх з координатами заданих НО. Але такий спосіб достатньо складний, потребує значного часу та не забезпечує достатньої наочності отриманих результатів.

Тому пропонується альтернативний підхід: моделювання орбітального руху іноземних КА у майбутні моменти часу шляхом штучної зміни змісту копій їх TLE-файлів. За рахунок цього можна моделювати віртуальні орбіти, адекватні орбітам будь-яких реальних КА із міжнародного каталогу, але цілеспрямовано керовані дослідником, у тому числі й для завдань раціонального вибору придатних КА і планування їх застосування вітчизняними користувачами.

Огляд останніх досліджень і публікацій. Питанням моделювання орбітального руху КА присвячено низку наукових робіт останнього часу, зокрема статті [4–8]. Але в роботі [4] розглядаються питання синтезу ОГ лише із вітчизняних КА, стаття [5] присвячена моделюванню процесів впливу на орбіти несферичності Землі, у роботі [6] досліджуються лише питання планування сеансів радіозв'язку з НП, у статті [7] наводяться результати моделювання й анімації просторового руху маневруючих супутників. Таким чином, у зазначених працях проблеми формування керованих віртуальних орбіт не досліджуються.

Найближчою за змістом і отриманими результатами до проблеми, що порушується у даній статті, є робота [8]. Вона присвячена балістичному проектуванню різномірної системи КА із заданим циклом замикання траси, що певною мірою має схожість з проблемою формування тимчасових ОГ із різних іноземних КА. Але у зазначеній статті розглядається

ся, по-перше, тільки етап проектування, по-друге, – майбутні ОГ лише із власних КА. У той же час у даній статті досліджується ситуація, коли вже існує певна кількість доступних КА і для раціонального вибору найбільш придатних із них передбачається етап напівнатурного моделювання з використанням їх траєкторної інформації.

Виходячи з цього, метою статті є розробка методу, який би забезпечив формування керованих віртуальних орбіт, адекватних за параметрами реальним орбітам іноземних КА. Такі віртуальні орбіти стали б інструментарієм для напівнатурного моделювання процесу обслуговування заданих НО та передачі ЦІ на відповідні НП і завчасного вибору на цій основі іноземних КА, найбільш придатних для вирішення потреб вітчизняних користувачів.

Викладення основного матеріалу

У загальному випадку при незбуреному русі КА для опису їх просторово-часового положення використовують вектор (множину) орбітальних параметрів, або вектор кеплерових елементів еліптичної орбіти [2]:

$$R_0 = \{a, e, \omega, i, \Omega, t_{\Pi}\}, \quad (1)$$

де a і e – велика піввісь і ексцентриситет орбіти;
 ω, i, Ω – аргумент перигею, нахилення та інерціальна довгота висхідного вузла (ВВ) орбіти;
 t_{Π} – момент проходження КА через перигей орбіти.

Вектор (1) наочно описує просторово-часове положення КА, має зрозуміле геометричне тлумачення і через це широко застосовується при вивченні теорії орбітального руху та проведенні наукових досліджень.

Однак на практиці загальноприйнятим і найбільш вживаним є підхід до просторово-часового опису КА за допомогою так званих TLE-файлів (Two-Line Element set – дворядкові елементи), які для більшості КА можна знайти в каталозі NORAD/NASSA за адресою [9]: <http://celestrac.com/NORAD/documentation/tlefmly.htm>.

Їх структура подана у табл. 1, а зміст у табл. 2 [10–11].

Таблиця 1

Структура TLE-файлів

Назва КА (не більше 24 символів)										
1	CCCCC	U	YY№№№№A	DDDDD.ddddddd	.GGGGGGG	PPPPP-P	QQQQQ-Q	0	SSS	Z
2	CCCCC	iii.iii	ΩΩΩ.ΩΩΩ	eeeeeee	ωωω.ωωω	MMM.MMMM	NN.NNNNNNN	OOOOO		Z

Таблиця 2

Зміст TLE-файлів

Символьне позначення	Положення символів	Семантичне значення сукупності символів
1	01	Номер рядка TLE-файлу
CCCCC	03–07	Порядковий номер КА в каталозі NORAD/NASA
U	08	Класифікація (U – unclassified несекретний)
YY№№№№A	10–17	Міжнародний номер КА, у тому числі:
YY	10–11	дві останні цифри року запуску КА на орбіту
№№№№	12–14	порядковий номер КА серед КА, запущених на орбіти протягом року YY
A	15–17	номер даного КА серед КА, виведених на орбіту даною ракетою-носієм
DDDDD.ddddddd	19–32	Епохальний час D з дрібною частиною d на момент формування даного TLE-файлу t_D , у тому числі:
DD***	19–20	останні дві цифри поточного календарного року
***DDD	21–23	кількість діб від початку поточного календарного року
.ddddddd	24–32	десять частина доби (години, хвилини, секунди і долі секунди)
.GGGGGGG	34–43	Перша похідна від середнього руху КА, розділена на 2; розмірність [витки / доба ²]
PPPPP-P	45–52	Друга похідна від середнього руху КА, розділена на 6 (без десяткової крапки), розмірність [витки / доба ³]
QQQQQ-Q	54–61	Коефіцієнт гальмування
0	63	Первісно – тип ефемерид, зараз – завжди 0
SSSS	65–68	Номер (версія) набору орбітальних параметрів
Z	69	Контрольна сума всіх цифр першого рядка за модулем 10
2	01	Номер рядка TLE-файлу
CCCCC	03–07	Порядковий номер КА в каталозі NORAD/NASA
iii.iii	09–16	Нахилення орбіти (град)
ΩΩΩ.ΩΩΩ	18–25	Інерціальна довгота ВВ орбіти Ω (град)
eeeeeee	27–33	Ексцентриситет орбіти (тільки дрібна частина)

Символьне позначення	Положення символів	Семантичне значення сукупності символів
ωωω.ωωωω	35–42	Аргумент перигею (град)
МММ.ММММ	44–51	Середня аномалія (град)
NN.NNNNNNN	53–63	Кількість витків за добу, розмірність [витки / доба]
OOOOO	64–68	Кількість витків на епоху (номер епохального витка)
Z	69	Контрольна сума всіх цифр другого рядка за модулем 10

Аналіз змісту табл. 2, показує, що у складі TLE-файлів можна виділити ті параметри, які подібно вектору (1) характеризують лише просторово-часове положення КА:

$$\mathbf{R}_{\text{TLE}} = \{ t_D, i, \Omega, e, \omega, M, N, \Theta \}, \quad (2)$$

де t_D – епоха – момент часу (рік, місяць, число, години, хвилини, секунди і долі секунди) в який сформовано даний TLE-файл; до епохи “прив’язані” всі інші параметри вектора (2);

M – середня аномалія КА (кутове положення КА в площині орбіти відносно перигею);

N – середньодобовий рух КА (кількість витків орбіти за добу);

$\Theta = \{G, P, O, \Delta\}$ – решта даних (перша G та друга P похідні від середньодобового руху, кількість витків на епоху O та інші Δ).

Можна показати, що між векторами (1) та (2) існує однозначний зв’язок виду $R_0 \leftrightarrow R_{\text{tle}}$, що забезпечує певну свободу для дослідників залежно від вирішуваних завдань.

Наведенні відомості являють собою інформаційну модель орбіт **реальних** КА як штучних супутників Землі (ШСЗ). На її основі організують планування сеансів космічних спостережень заданих НО, сеансів космічного радіозв’язку з НП, розрахунки цілевказівок для наземних засобів, прогнозування орбітального руху КА та ін.

У той же час реальні TLE-файли можна використовувати для створення **віртуальних орбіт** КА, формування із них **віртуальних ОГ**, моделювання їх просторово-часового положення і т. ін.

Для цього пропонується скористатись так званим *методом клонування* отриманням, копіюванням і розмноженням реальних TLE-файлів з наступною цілеспрямованою зміною певних параметрів у складі отриманих їх копій та формуванням на цій основі інформаційних моделей віртуальних орбіт КА. Запропонований метод виявився зручним для синтезу експериментальних та навчальних ОГ і маніпуляцій з ними.

Формально метод клонування можна подати таким чином. Нехай у дослідника є реальний TLE-файл, параметри якого утворюють реальний вектор виду (2):

$$\mathbf{R}_1 = \{X_k\}, \quad k = \overline{1,8}, \quad (3)$$

де X_k – узагальнене позначення елементів вектора (2), наприклад, $X_1 = t_D$, $X_2 = i$ і т.д.

Якщо певним чином штучно змінити значення k -го параметра у виразі (3) на величину варіації ΔX_k (а це дозволяє формат реальних TLE-файлів), то отримаємо новий вектор орбітальних параметрів

$$\mathbf{R}_{11} = \{X_k \pm \Delta X_k\}, \quad k = \overline{1,8}, \quad (4)$$

а, отже, і новий (віртуальний) TLE-файл.

Якщо таку процедуру виконати коректно, то будь-які програмні комплекси, що забезпечують обробку реальних TLE-файлів, не “замітять” таку підробку і сприйматимуть віртуальні TLE-файли як реальні. Проблема полягає в забезпеченні коректності подібних перетворень.

Аналіз реальних TLE-файлів і модельні експерименти над ними показали, що структура цих файлів повинна відповідати таким вимогам:

1. Рядок з назвою КА не обов’язковий.
2. Кожен із двох значущих рядків повинен містити по 69 розрядних місць.
3. Символи мають займати тільки ті розрядні місця, які для них визначені у табл. 2.
4. Розрядні місця, номери яких пропущені у табл. 2 (2, 9-й і т.д.), повинні залишатись пустими.
5. У масиві TLE-файлів не повинно бути файлів з однаковою назвою КА та однаковими порядковими номерами КА в каталозі NORAD/NASA (група символів CCCCC в обох рядках TLE-файлу).
6. Варіації параметрів ΔX_k при клонуванні TLE-файлів залежно від типу орбіти мають відбуватись у межах, значення яких наведені у табл. 3.
7. Змінювати без застережень у допустимих межах допускається тільки параметри Ω і M , оскільки від них практично не залежать інші параметри вектора (2).

Примітки:

1. У табл. 3 виділено такі специфічні типи орбіт: високоеліптичні (ВЕО), стаціонарні (СтО), сонячно-синхронні еліптичні (ССО_e) та колові (ССО_k).
2. Допустимі межі варіацій запозичено частково із [11], а решта розраховані з використанням математичного апарату, що наведений нижче.
3. Максимально можливі висоти орбіт свідомо обмежені значенням 50 000 км, хоча в каталозі NORAD/NASA зустрічаються поодинокі дослідницькі КА на висотах в 200 000–300 000 км

Таблиця 3

Орієнтовні значення допустимих меж варіацій параметрів орбіт

Назва параметра	Позначення параметра, розмірність	Допустимі межі варіацій параметрів для типів орбіт				
		Усі орбіти	ВЕО	СтО	ССО _е	ССО _к
Висота апогею	H _a , км	100–50000	36000–40000	–	670–15400	–
Висота перигею	H _p , км	100–50000	600–1000	–	290–14330	–
Висота колової орбіти	H _o , км	100–50000	–	35 800	–	574–5172
Ексцентриситет еліпса	e	0–0,99	0,6–0,7	0	0,025–0,53	0
Нахилення орбіти	i, град	0–180	60–65	0	97–152	96–141
Аргумент перигею	ω, град	0–360	0–360	–	0–360	–
Інерціальна довгота ВВ	Ω, град	0–360	0–360	–	0–360	0–360
Середня аномалія	M, град	0–360	0–360	0-360	0–360	0–360
Період обертання	T _{др} , хв	86,5–1436	720	1436	96–288	96–206
Середньодобовий рух	N, витки/доба	1–16	2	1	5–15	7–15

4. Мінімально можливі висоти орбіт обмежені значенням висоти, так званої, критичної орбіти H_{кр} = 100–120 км.

Решта параметрів цього вектора тією чи іншою мірою залежні між собою, а це означає, наприклад, що зміна розміру еліптичної орбіти (великої півосі a) породжуватиме зміну її форми (ексцентриситету e) і драконічного періоду обертання КА T_{др}, що необхідно враховувати при використанні запропонованого методу.

Найбільш рельєфно взаємна залежність між параметрами вектора (2) проявляється у ССО, які знайшли широке застосування в КС дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), у метеорологічних та інших інформаційних КС.

У зв'язку з цим покажемо можливий підхід до врахування зазначених залежностей при моделюванні ССО.

Відомо [11], що нахилення еліптичних ССО вибирається із умови

$$i = \arccos \left[-2\pi \sqrt{\mu_0 a^7 (1-e^2)^2} / \Gamma_{тр} \cdot \epsilon_3 \right], \quad (5)$$

де $\mu_0 = 398602 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравітаційний параметр Землі;

$\epsilon_3 \approx 2,63 \cdot 10^{10} \text{ км}^5/\text{с}^2$ – параметр, що враховує полярний стиск Землі;

$\Gamma_{тр} = 365,2422 \cdot 86400^s$ – тривалість тропічного року у середньосонячних секундах.

Велику піввісь і ексцентриситет у формулі (5) можна однозначно виразити через висоти апогею H_a та перигею H_p орбіти [11]

$$a = 0,5(H_a + H_p + 2R_3); \quad (6)$$

$$e = (H_a - H_p) / 2a, \quad (7)$$

де R₃ = 6371 км – середній радіус Землі.

Неважко показати, що із виразів (6) і (7) випливають такі корисні залежності

$$H_a = H_p \frac{1+e}{1-e} + 2R_3 \frac{e}{1-e}; \quad (8)$$

$$H_p = H_a \frac{1-e}{1+e} - 2R_3 \frac{e}{1+e}, \quad (9)$$

Таким чином, через залежності (6) та (7) нахилення ССО (5) можна звести до функції двох аргументів: висот апогею і перигею орбіти, тобто

$$i = f_i(H_a, H_p), \quad (10)$$

Якщо ексцентриситет ССО e ≈ 0, то її нахилення є функцією висоти колової орбіти:

$$H_o \approx a - R_3 \approx \text{const}, \quad (11)$$

що у явному вигляді на основі залежностей (5) та (11) можна подати як

$$i = \arccos \left[-2\pi \sqrt{\mu_0 (R_3 + H_o)^7} / \Gamma_{тр} \cdot \epsilon_3 \right], \quad (12)$$

Наведені формули дають можливість отримати кількісні залежності у графічній (рис. 1) або табличній формах, на основі яких можна формувати віртуальні TLE-файли методом клонування, коректно міняючи параметри e та i вектора (2).

Наприклад, при висоті перигею ССО H_p ≈ 400 км і апогею H_a ≈ 680 км (рис. 1, а) ексцентриситет становить e ≈ 0,02, а нахилення орбіти i ≈ 97,55° (рис. 1, б).

Якщо необхідно штучно змінити ексцентриситет до значення e ≈ 0,03, не змінюючи висоту пери-

гею ССО, то це означає, що слід збільшити висоту апогею орбіти до величини $H_a = 800$ км, а це, у свою чергу, обумовить зростання її нахилення до значення $i \approx 97,8^\circ$.

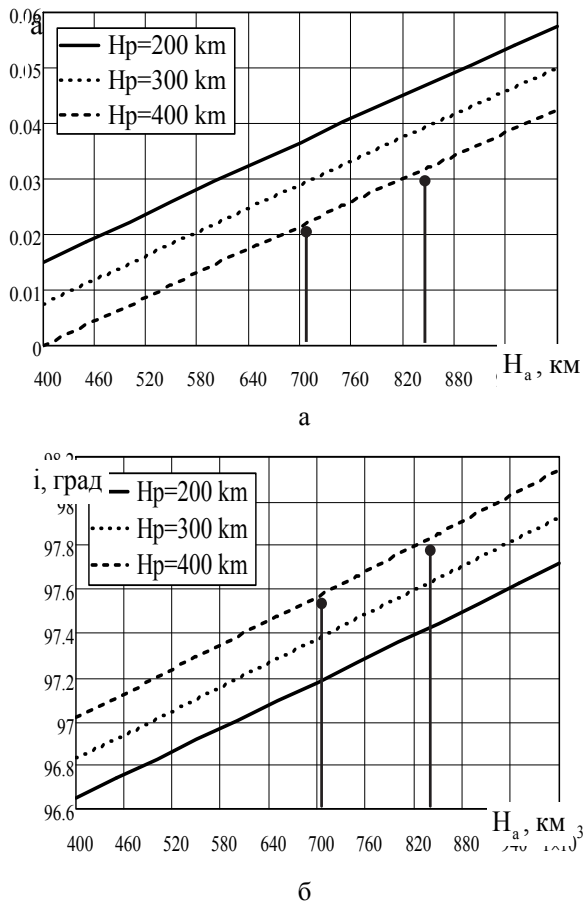


Рис. 1. Графіки залежності ексцентриситету (а) і нахилення (б) від висоти ССО

Більше того, маніпуляції з висотою орбіти призводять до змін її великої півосі (7), а, отже, до змін драконічного періоду обертання КА $T_{др}$ і, як наслідок, до змін середньодобового руху КА – параметра N у складі вектора (2).

Справді, драконічний період обертання КА на еліптичній ССО визначається через уже відомі параметри складною залежністю [11]:

$$T_{др} = 2\pi\sqrt{a^3/\mu_0} \left\{ 1 - \frac{\varepsilon_3}{\mu_0 a^2 (1-e^2)^2} \times \left[\left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i \right) \frac{\sqrt{(1-e^2)^3}}{(1+e \cos \omega)^2} + \frac{(1+e \cos \omega)^3}{(1-e^2)} \right] \right\} \quad (13)$$

Якщо ж ССО близька до колової, то період обертання КА на ній, виходячи із (13), можна подати як

$$T_{др} \approx 2\pi\sqrt{(R_3 + H_o)^3 / \mu_0} \times \left[1 - \varepsilon_3 (3 - 2,5 \sin^2 i) / \mu_0 (R_3 + H_o)^2 \right] \quad (14)$$

Середньодобовий рух КА являє собою кількість витків орбіти КА за середньосонячну добу:

$$N = T_{сд} / T_{др} \quad (15)$$

де $T_{сд} = 86400^s$ – тривалість середньосонячної доби.

Аналіз формул (14) та (15) показує, що їх за аналогією з (10) теж можна звести до функції висот апогею і перигею орбіти (рис. 2).

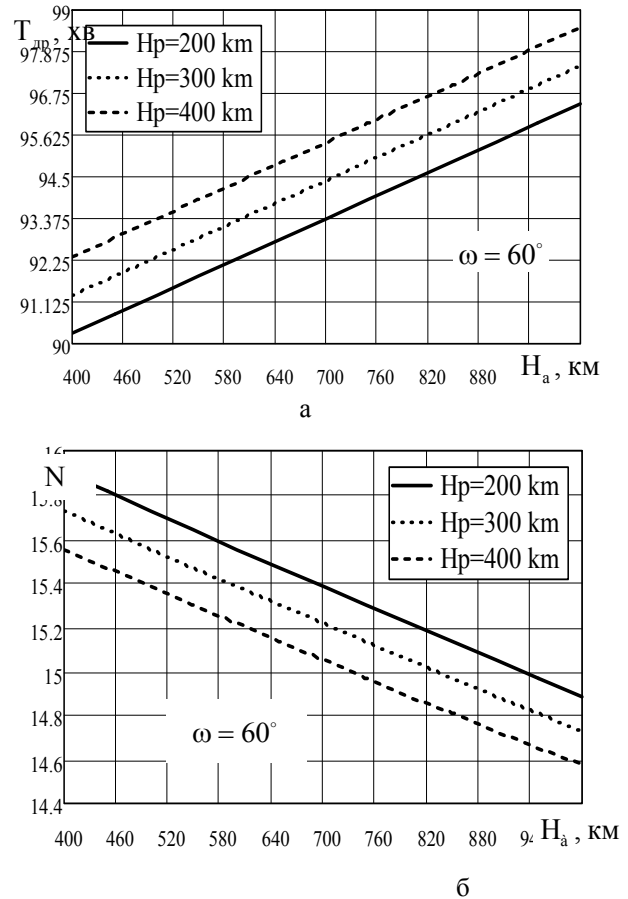


Рис. 2. Графіки залежності періоду обертання (а) і середньодобового руху КА (б) від висоти ССО

Щодо еволюції періоду обертання КА від аргументу перигею орбіти:

$$T_{др} = f_1(\omega) \quad (16)$$

– що впливають із формул (14), то вони залежно від висот перигею і апогею ССО становлять одиниці секунд для всього діапазону кутів $0^\circ \leq \omega \leq 360^\circ$, причому максимального значення період обертання набуває при аргументах перигею $\omega \approx 180^\circ$. У такому разі при $\omega \neq 180^\circ$, а також при орієнтовних розрахунках у задачах моделювання методом клонування залежністю (16) можна знехтувати.

Аналогічна ситуація спостерігається і щодо середньодобового руху КА та першої і другої похідних від нього у складі TLE-файлів, які обчислюються за формулами [12]

$$G = \frac{1}{2} dN / dt; P = \frac{1}{6} d^2 N / dt^2. \quad (17)$$

Таким чином, сутність методу клонування зводиться до того, що для синтезу віртуальних орбіт КА генерують копії реальних TLE-файлів, в яких коректно цілеспрямовано змінюють один або декілька значущих орбітальних параметрів, а далі використовують модернізовані копії як реальні TLE-файли. Такий підхід має ознаки напівнатурного експерименту і виявився зручним для науково-прикладних досліджень процесів планування космічних спостережень заданих районів Землі, проекту-

вання балістичної структури ОГ на етапі її синтезу із вітчизняних КА, а також формування тимчасових ОГ із доступних зарубіжних КА.

Покажемо методику формування ОГ на прикладі казахських КА типу KAZEOSAT. Нехай необхідно отримати два TLE-файли КА типу KAZEOSAT 1, які рознесені за інерціальною довготою ВВ орбіти на кут $\Delta\Omega$.

Для цього необхідно [14]:

а) отримати із Інтернету початковий TLE-файл КА KAZEOSAT 1 і присвоїти йому зручне ім'я (у табл. 4);

б) використовуючи табл. 2, знайти у файлі (табл. 4) значення інерціальної довготи ВВ орбіти $\Omega_0 = \Omega\Omega\Omega\Omega\Omega\Omega\Omega$ (у нашому випадку у другому рядку на третій позиції $\Omega_0 = 184.7429$);

Таблиця 4

Початкові умови руху КА у форматі TLE

KAZ 1
1 39731U 14024A 17104.79072753 .00000003 00000-0 14338-4 0 9993
2 39731 98.4208 <u>184.7429</u> 0001376 91.2441 268.8898 14.42003118155755

в) зробити копію цього файлу і зберегти його під новим іменем і з новим номером, наприклад, (виділено напівжирним шрифтом у табл. 5);

г) змінити в копії файлу (табл. 5) інерціальну довготу ВВ орбіти на необхідну величину $\Delta\Omega$, наприклад, на $\Delta\Omega = 24.0000$ (табл. 6);

Таблиця 5

Змінені початкові умови руху КА у форматі TLE

KAZ 11
1 39732U 14024A 17104.79072753 .00000003 00000-0 14338-4 0 9993
2 39732 98.4208 <u>184.7429</u> 0001376 91.2441 268.8898 14.42003118155755

д) зберегти початковий (табл. 4) та змінений (табл. 6) файли в окремій папці, яка надалі викорис-

товуватиметься для моделювання.

Таблиця 6

Змінена інерціальна довгота у початкових умовах руху КА у форматі TLE

KAZ 11
1 39732U 14024A 17104.79072753 .00000003 00000-0 14338-4 0 9993
2 39732 98.4208 <u>208.7429</u> 0001376 91.2441 268.8898 14.42003118155755

Як наслідок, отримаємо TLE-файли експериментальної ОГ, у якій один КА KAZ 1 є реальним, а інший KAZ 11– його клоном, зміщеним за інерціальною довготою ВВ.

Аналогічним чином можна моделювати ОГ із КА, рознесених у площині орбіти за середньою аномалією, наприклад, на кут $\Delta M = 16.0000$. Тоді у кінцевому результаті отримаємо TLE-файл (табл. 7).

Таблиця 7

Змінена середня аномалія у початкових умовах руху КА у форматі TLE

KAZ 12
1 39733U 14024A 17104.79072753 .00000003 00000-0 14338-4 0 9993
2 39733 98.4208 <u>184.7429</u> 0001376 91.2441 284.8898 14.42003118155755

Якщо необхідно одночасно рознести орбіти декількох КА за інерціальною довготою ВВ і серед-

ньою аномалією, то слід об'єднати файли (табл. 6–7) і надати новому файлу нове ім'я та номер (табл. 8).

Таблиця 8

Змінена інерціальна довгота та середня аномалія у початкових умовах руху КА в форматі TLE

KAZ 13
1 39734U 14024A 17104.79072753 .00000003 00000-0 14338-4 0 9993
2 39734 98.4208 <u>208.7429</u> 0001376 91.2441 284.8898 14.42003118155755

Приклад моделювання віртуальної ОГ із чотирьох КА, які описуються TLE із табл. 4, 6–8, з вико-

ристанням програмно-моделюючого комплексу (ПМК) Orbitron [15] наведено на рис. 3.

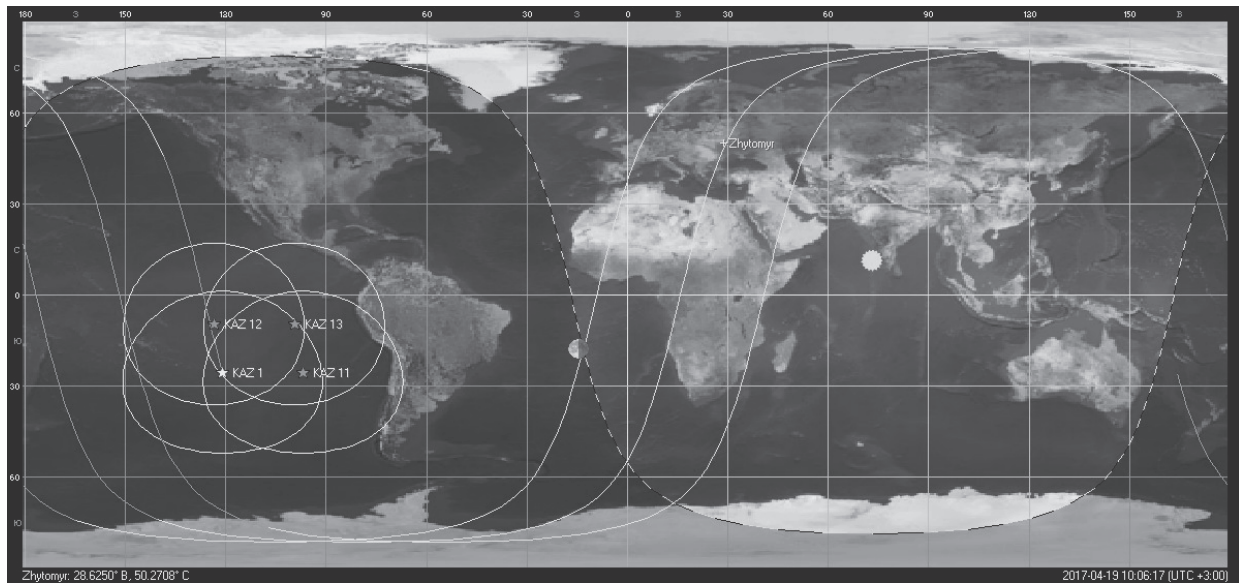


Рис. 3. Приклад формування віртуальної ОГ на ПМК Orbitron

Запропонована методика достатньо проста і наочна для моделювання ОГ з рознесеними КА у просторі за інерціальною довготою ВВ та середньою аномалією. Щодо інших параметрів вектора (2), то процес варіювання ними можна автоматизувати на основі залежностей (5–17).

Висновки

1. Запропонований метод клонування виявився достатньо зручним для напівнатурного моделювання просторово-часового положення окремих КА та їх ОГ. Наведений математичний апарат забезпечує адекватність і гнучкість отримуваних моделей.

2. Синтезовані в такий спосіб моделі (віртуальні орбіти КА) можна використовувати як прототипи створюваних вітчизняних орбітальних засобів з огляду на проблему вибору параметрів їх орбіт. Крім того, ними доцільно користуватись для раціонального вибору доступних зарубіжних КА.

3. На базі запропонованого методу можна створювати ПМК як інструменти для планування космічних спостережень вітчизняними і зарубіжними КС, оцінювання ефективності їх застосування, а також для практичної підготовки обслуговуючого персоналу та проведення науково-експериментальних досліджень.

Список літератури

1. Загальнодержавна цільова науково-технічна космічна програма України на 2013-2017 роки, затверджена Законом України від 5 вересня 2013 року № 439-VII [Електронний ресурс]. – Режим доступу до ресурсу: <http://zakon1.rada.gov.ua>.

2. Концепція реалізації державної політики у сфері космічної діяльності на період до 2032 року, схвалена розпорядженням Кабінету Міністрів України від 30 березня 2011 р. № 238-р. [Електронний ресурс]. – Режим доступу до ресурсу: <http://zakon1.rada.gov.ua>.

3. Фриз П.В. Возможный подход до формализованного опису специфічних орбіт космічних апаратів у задачах спостереження Землі / П.В. Фриз, О.М. Кондратов // Проблеми створення, виробовування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем: зб. наук. праць. – Житомир: ЖВІ НАУ, 2011. – Вип. 5. – С. 147-157.

4. Артюшенко М.В. Моделирование и синтез орбитальной группировки космических аппаратов зонального наблюдения территории Украины / М.В. Артюшенко, С.С. Дугин, А.Д. Федоровский // Космічна наука і технологія. – К.: Akadempriodika, 2011. – Т. 17, № 5. – С. 50-57.

5. Кувыркин Г.Н. Влияние сжатия Земли на трассу низкоорбитальных космических аппаратов / Г.Н. Кувыркин, М.А. Хегаб // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Естественные науки». – М.: МГТУ, 2015. – № 4. – С. 102-114.

6. Летова Т.А. Алгоритмическое и программное обеспечение формирования плана сброса информации с тандема космических аппаратов на наземные пункты приема информации / Т.А. Летова, Д.Д. Яковичина // Электронный журнал МАИ. 2013. № 66. [Электронный ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: <https://www.mai.ru/science/trudy/published.php>.

7. Сомова Т.Е. Моделирование и анимация пространственного движения маневрирующего спутника землекобзора / Т.Е. Сомова // Известия Самарского науч. центра РАН. – Самара: Самарский НЦ РАН, 2012. – Т. 14, № 6. – С. 125-128.

8. Коваленко А.Ю. Баллистическое проектирование разнородной системы космических аппаратов с заданным циклом замыкания трассы / А.Ю. Коваленко // Труды СПИИРАН. – СПб: СПИИРАН, 2015. – Вып. 3 (40). – С. 45-54.

9. NORAD Two-Line Element Set Format // Celestrak.com: website. [Electronic resource]. – Mode of access: <http://celestrak.com/NORAD/documentation/tle-fmt.asp>.

10. TLE // Википедія: сайт. [Электронный ресурс]. – Режим доступа до ресурсу: <https://ru.wikipedia.org/wiki/TLE>. Фриз П. В. Основы орбитального ruchu космических аппаратов: підручник / П.В. Фриз. – Житомир: ЖБИ НАУ, 2012. – 348 с.: іл.

11. Hoots F.R., Roehrich R.L. Models for Propagation of NORAD Element Sets. Space track Report no. 3. Colorado Springs: Peterson AFB, CO, 1980. 91 p [Electronic resource]. – Mode of access: <http://www.celestrak.com/NORAD/documentation/spacetrk.pdf>.

12. Фриз П.В. Практикум з використання програмних комплексів Orbitron та WXtrack для моделювання процесів у космічних інформаційних системах / П.В. Фриз, С.П. Фриз. – Житомир: ЖБИ, 2017. – 52 с.

13. Stoff S. Orbitron – Satellite Tracking System / S. Stoff // Stoff.pl: website. [Electronic resource]. – Mode of access: <http://www.stoff.pl>.

Надійшла до редколегії 18.04.2017

Рецензент: д-р техн. наук проф. Г.В. Худов, Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків.

ФОРМИРОВАНИЕ УПРАВЛЯЕМЫХ ВИРТУАЛЬНЫХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МЕТОДОМ КЛОНИРОВАНИЯ

П.В. Фриз

В статье предложен оригинальный подход к формированию управляемых виртуальных орбит космических аппаратов методом клонирования. Суть метода заключается в получении, копировании и размножении информации о пространственно-временном положении космических аппаратов в форме TLE-файлов с последующим целенаправленным изменением определенных параметров в их составе и формировании на этой основе виртуальных орбит, адекватных по параметрам реальным. Такие орбиты оказались удобными для полунатурного моделирования процесса обслуживания заданных наземных объектов и передачи целевой информации от них на наземные пункты.

Ключевые слова: космический аппарат, орбитальное движение, солнечно-синхронная орбита, TLE-файлы, орбитальная группировка, метод клонирования, моделирование, пространственно-временное положение, вектор орбитальных параметров.

FORMATION OF CONTROLLED VIRTUAL ORBITS COSMIC APPARATUSES BY THE CLONING METHOD

P. Frees

The article proposes an original approach to the formation of controlled virtual orbits of spacecrafts by cloning. The essence of the method consists in obtaining, copying and propagating information about the space-time position of space vehicles in the form of TLE-files with the subsequent purposeful change of certain parameters in their composition and the formation on this basis of virtual orbits that are adequate in real parameters. Such orbits proved to be convenient for semi-real-time simulation of the process of servicing given ground objects and transfer of target information from them to ground stations.

Keywords: space vehicle, orbital motion, sun-synchronous orbit, TLE-files, orbital groupment, method of cloning, despatio-temporal position, vector of orbital parameters.