



<https://doi.org/10.15407/scin16.06.046>

О.В. ГОЛУБЕК, М.М. ДРОНЬ

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара,
просп. Гагаріна, 72, Дніпро, 49010, Україна,
+380 56 374 9822, cdep@dnu.dp.ua

ЗБЛИЖЕННЯ РАКЕТИ-НОСІЯ ЗІ СПОСТЕРЕЖУВАНИМИ ОБ'ЄКТАМИ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ В ПРОЦЕСІ ВИВЕДЕННЯ НА ОРБИТИ З ВИСОКИМ НАХИЛЕННЯМ

***Вступ.** Постійне збільшення кількості космічного сміття становить суттєву загрозу польотам супутників на навколосезних орбітах, починаючи з дільниці їхнього виведення ракетою-носієм.*

***Проблематика.** Проектування та створення сучасних методів захисту від впливу космічного сміття потребує знання статистичних характеристик розподілу кінематичних параметрів сумісного руху ракети-носія, яка виводить супутник, і сукупності об'єктів космічного сміття в межах її траєкторії.*

***Мета.** Розробка математичної моделі зближення ракети-носія з сукупністю спостережуваних об'єктів космічного сміття в процесі виведення супутника на навколосезні орбіти висотою до 2100 км та нахиленням від 45 до 90°.*

***Матеріали і методи.** Використано методи аналізу, синтезу, порівняння, імітаційного моделювання, а також статистичну обробку результатів, апроксимацію, кореляційний аналіз, метод найменших квадратів.*

***Результати.** Досліджено сумісний рух ракети-носія і сукупності об'єктів космічного сміття. Отримано розподіли відносної відстані, відносної швидкості, кута зустрічі та моментів часу зближення ракети-носія з сукупністю спостережуваних об'єктів космічного сміття на відносну відстань менше 5 км. Визначено залежність середньої концентрації зближень від нахилення цільової орбіти та розподілу космічного сміття по середній висоті орбіти. Встановлено залежність середньої ймовірності зближень в запуску від нахилення цільової орбіти, кількості об'єктів космічного сміття і відносної відстані зближення.*

***Висновки.** Отриману математичну модель зближення ракети-носія з сукупністю спостережуваного космічного сміття може бути використано в задачі проектування засобів очищення навколосезного космічного простору, а також в процесі проектування систем захисту сучасних ракет-носіїв, що виводять супутники, від впливу космічного сміття. Крім того, результати дослідження можна застосовувати й для оцінки впливу неспостережуваних об'єктів космічного сміття на політ ракети-носія.*

Ключові слова: ракета-носіє, спостережуване космічне сміття, сумісний рух, модель.

Цитування: Голубек О.В., Дронь М.М. Зближення ракети-носія зі спостережуваними об'єктами космічного сміття в процесі виведення на орбіти з високим нахиленням. *Nauka innov.* 2020. Т. 16, № 6. С. 46–55.
<https://doi.org/10.15407/scin16.06.046>

12 квітня 2019 р. Європейське космічне агентство на своєму сайті повідомило про факт руйнування верхнього ступеня ракети-носія «Атлас-5», що відбулося в період з 23 по 25 березня 2019 р. за невідомих причин. При цьому з використанням наземних засобів було виконано спостереження безпосередньо за ступенем і за близько 40–60 малими об'єктами, розміром понад 30 см, якими він був оточений. Подія, що відбулася, ще більш посилила непросту екологічну ситуацію з навколоземними об'єктами космічного сміття (ОКС), яка вже є реальною загрозою польотам ракет-носіїв (РН) [1].

На сьогодні розглядаються найрізноманітніші способи боротьби з космічним сміттям, такі як відведення космічних об'єктів із цільових орбіт [2–4], зміцнення корпусу літальних апаратів, використання різноманітних пасивних і активних засобів очищення та ін. [5], що виконуються з використанням, зокрема, й автофажних (спалювальних) РН, які є більш дешевими та екологічними порівняно з традиційними РН за рахунок того, що їхній корпус є паливом для рушійної установки [4, 6]. Впровадження багатьох з вищевказаних способів вимагає знання вихідних розподілів кінематичних параметрів сумісного руху РН і сукупності ОКС, а також часу зустрічі від моменту відкриття вікна запуску й імовірності зближення на критичні відстані, що відповідають зіткненню, у запуску. Розглянута задача ускладнюється тим, що розподіл оскулюючих параметрів орбіт ОКС має складний характер, який еволюціонує під дією різноманітних збурень. Крім того ймовірність зближення РН із спостережуваними ОКС є досить малою величиною, яка становить менше 0,01 у річному еквіваленті [7–10], що вимагає значних часових витрат на моделювання. Водночас, вводячи припущення про близькість розподілів, дані про сумісний рух РН і сукупності спостережуваних ОКС можна проєкструалювати і на неспостережувані об'єкти.

Основні напрямки досліджень, близьких до окресленої проблематики, присвячено таким питанням:

- ◆ розробці моделі сумісного руху ракети-носія й сукупності спостережуваних ОКС на навколоземні орбіти з низьким нахиланням [7], сонячно-синхронні орбіти [8], екваторіальні орбіти [9] і орбіти нахиланням 45° [10];
- ◆ розробці моделі просторово-тимчасового розподілу щільності потоку ОКС [11];
- ◆ моделюванню еволюції ОКС [12–14];
- ◆ дослідженню процесів розвитку космічної обстановки [15];
- ◆ розробці методів маневрування цільового об'єкта від потенційно небезпечного ОКС, зокрема й розрахунок ймовірності зіткнення з визначенням оптимального маневру відведення [16];
- ◆ моделюванню зіткнення космічних апаратів і ОКС [17–21];
- ◆ розробці спрощеного методу прогнозу механічних конфліктів між космічними об'єктами [22];
- ◆ огляду існуючих методів зниження засміченості навколоземного простору [5].

Метою авторського дослідження є розробка математичної моделі зближення ракети-носія з сукупністю спостережуваних ОКС у процесі виведення супутників на навколоземні орбіти висотою до 2100 км і нахиланням від 45 до 90° .

Для досягнення поставленої мети сформульовано дані для завдання дослідження, а саме:

- ◆ основні характеристики РН у складі: аеродинамічних і масово-інерційних характеристик, характеристик рушійної установки, компоновальної схеми, циклограми роботи системи керування й кутових програм польоту;
- ◆ цільові орбіти РН близькоколові висотою від 500 до 2100 км і нахиланням 45 , 60 , 75 , 82 і 90° ;
- ◆ характеристики точки старту РН;
- ◆ вікно моментів часу запуску РН;
- ◆ каталогізована космічна обстановка.

Для вирішення окресленого завдання необхідно:

- ◆ визначити розподіл кінематичних параметрів зближення РН із сукупністю спостережуваних ОКС в процесі виведення корисного навантаження на цільові орбіти;

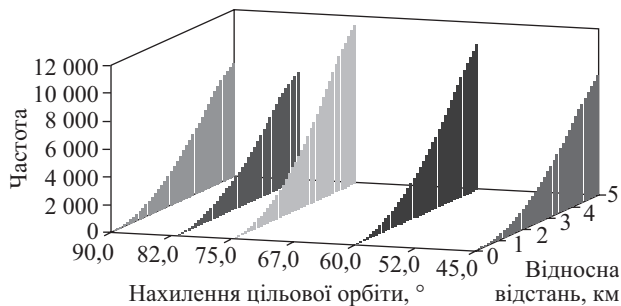


Рис. 1. Розподіл кількості небезпечних зближень за відносною відстанню

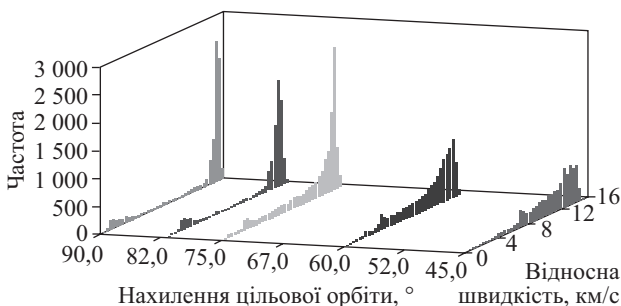


Рис. 2. Розподіл кількості небезпечних зближень за відносною швидкістю

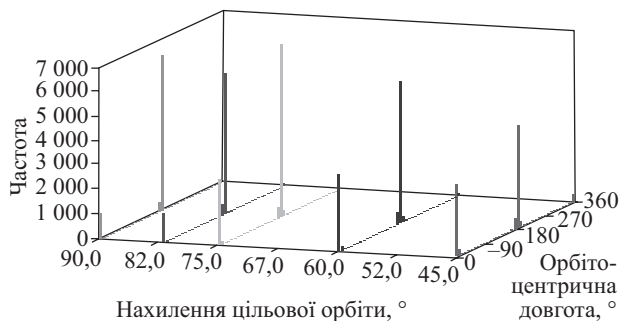


Рис. 3. Розподіл кількості небезпечних зближень за орбітоцентричною довготою

- ◆ визначити залежність середньої концентрації небезпечних зближень (відносна відстань менше 5 км) від нахилення цільової орбіти РН і розподілу ОКС по середній висоті орбіти;
- ◆ визначити залежність середньої ймовірності небезпечних зближень в запуску від нахилення цільової орбіти, кількості ОКС та відносної відстані зближення РН з ОКС.

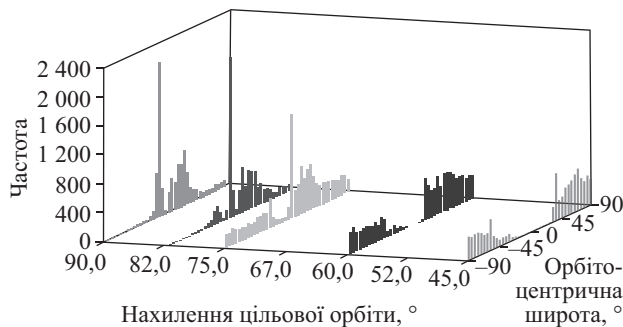


Рис. 4. Розподіл кількості небезпечних зближень за орбітоцентричною широтою

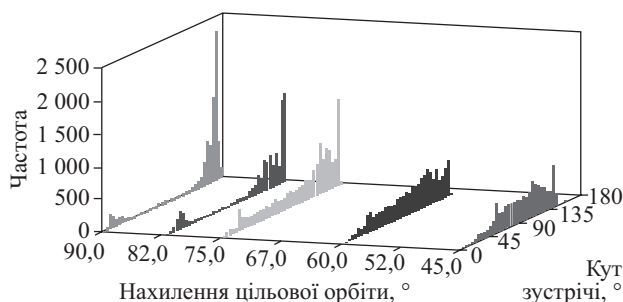


Рис. 5. Розподіл кількості небезпечних зближень за кутом зустрічі

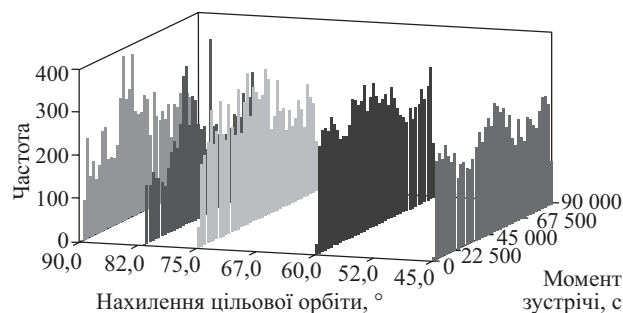


Рис. 6. Розподіл кількості небезпечних зближень за часом зустрічі від моменту відкриття вікна запуску

Введемо припущення:

- ◆ атмосфера Землі до висоти 120 км за ГОСТ 4401-81 (для розрахунку активної ділянки траєкторії РН) і вище – за ГОСТ 25645.115-84;
- ◆ гравітаційний потенціал Землі враховує вплив 2, 3 і 4 зональних гармонік;
- ◆ траєкторія РН побудована за двоімпульсною схемою включення рушійної установки

від моменту виходу із щільних шарів атмосфери (висота 120 км) до моменту відділення супутника на цільовій орбіті;

- ◆ ОКС, висота перигею якого нижче верхньої границі щільних шарів атмосфери, вважається таким, що припинив своє існування;
- ◆ кількість ОКС у розглянутому вікні запуску постійна;
- ◆ ОКС – пасивні і не здійснюють маневри щодо зміни орбіти;
- ◆ РН і ОКС – матеріальні точки;
- ◆ небезпечним вважається зближення РН і ОКС на відносну відстань менше 5 км.

Як початкові умови руху прийнято гіпотетичну РН легкого класу з характеристиками, наведеними в [23], з точкою старту на космодромі Алякантара (Бразилія), а також каталог космічної обстановки *NORAD* від 20.06.2013 р. З огляду на низьку ймовірність зближення, яка становить для космічних апаратів 0,01 на рік при відносній відстані 10 м [1], для одержання більшої кількості статистичних даних про сумісний рух прийнято добове вікно запуску РН від 00:00:00 21.06.2013 р. до 00:00:00 22.06.2013 р.

Розглянемо сумісний рух РН і сукупності спостережуваних ОКС у детермінованій постановці з використанням моделі, наведеної в [7], при цьому на дільниці функціонального наведення куту орієнтації визначаються відповідно до рекомендацій [24–26], а на дільниці термінального – з використанням багатокрокового адаптивного алгоритму [26].

Моделювання здійснювали за наступною схемою. Задано висоту цільової орбіти від 500 до 2100 км із кроком в 200 км і її нахилення. Для обраної цільової орбіти розраховується номінальна траєкторія виведення й прогноуються дані каталогу космічної обстановки на момент часу відкриття вікна запуску. Далі, починаючи з моменту відкриття вікна, із кроком в 1 с обирається час запуску й виконується моделювання сумісного руху РН і сукупності спостережуваних ОКС. Усього для кожної розглянутої орбіти змодельовано 86400 запусків.

В результаті імітаційного моделювання польоту РН і сукупності спостережуваних ОКС за обраних початкових умов руху отримано гістограми розподілу основних кінематичних параметрів небезпечних зближень: відносної відстані, відносної швидкості, орбітоцентричної довготи, орбітоцентричної широти, кута зустрічі й часу зустрічі від моменту відкриття вікна запуску (рис. 1–6).

Статистичні характеристики основних параметрів небезпечних зближень наведено в табл. 1–6.

Згідно отриманих результатів можна зробити низку висновків. Так, найбільша кількість небезпечних зближень спостерігається на швидкостях понад 9 км/с (рис. 2) з кутами зустрічі $> 90^\circ$ (рис. 5). Зближення, переважно, відбуваються зустрічно або попутно (рис. 3). Зі збільшенням нахилення орбіти співвідношення між кількістю зустрічних і попутних зближень зростає. Крім того, більше зближень спостерігається з позитивною орбітоцентричною широтою, ніж з від'ємною (рис. 4). В області нахилення $< 60^\circ$ зближення спостерігаються з орбітоцентричною широтою понад 30° за модулем відносно площини орбіти РН. Надалі зі збільшенням нахилення спостерігається поступове збільшення кількості зближень із кутами $< 30^\circ$.

Розподіл небезпечних зближень за часом зустрічі (рис. 6) близький до рівномірного, що підтверджується отриманими статистичними параметрами (табл. 6), але за критерієм χ^2 Пірсона він не є рівномірним.

Слід зазначити, що розподіли характеристик небезпечних зближень залежать від нахилення цільової орбіти РН. Проведений кореляційний аналіз показав, що перший і другий центральні моменти відносної відстані, відносної швидкості, орбітоцентричної довготи й кута зустрічі, а також розмах розподілів відносної швидкості й кута зустрічі небезпечних зближень залежать від нахилення цільової орбіти РН. Також від нахилення залежить другий центральний момент розподілів орбітоцентрич-

ної широти й моменту зустрічі, і розмах розподілу кута зустрічі.

Порівнюючи отримані результати з областю орбіт з низьким нахиленням слід зазначити монотонне зростання МО відносної швидкості, орбітоцентричної довготи й кута зустрічі. Крім того, знижується СКВ орбітоцентричної довготи, широти і моменту зустрічі, а СКВ відносної швидкості й кута зустрічі зростає.

Таблиця 1. Параметри розподілу кількості небезпечних зближень за відносною відстанню

Нахилення цільової орбіти, °	Показники за відносною відстанню, км			
	МО	СКВ	min	max
45	3,207	1,157	0,015	5,000
60	3,205	1,159	0,007	5,000
75	3,177	1,131	0,031	5,000
82	3,087	1,131	0,060	5,000
90	3,096	1,130	0,031	4,999

Примітка. Тут і далі: МО – математичне очікування; СКВ – середнє квадратичне відхилення; min, max – мінімальне та максимальне значення показника відповідно.

Таблиця 2. Параметри розподілу кількості небезпечних зближень за відносною швидкістю

Нахилення цільової орбіти, °	Показники за відносною швидкістю, км/с			
	МО	СКВ	min	max
45	10,591	2,787	0,869	15,830
60	10,986	3,300	0,473	15,976
75	11,776	3,782	0,327	16,165
82	12,534	4,176	0,412	15,907
90	12,856	4,015	0,448	15,668

Таблиця 3. Параметри розподілу кількості небезпечних зближень за орбітоцентричною довготою

Нахилення цільової орбіти, °	Показники за орбітоцентричною довготою, °			
	МО	СКВ	min	max
45	124,630	99,358	0,011	359,991
60	129,406	91,194	0,002	359,997
75	141,964	83,405	0,002	359,999
82	157,583	71,538	0,000	359,978
90	161,940	67,813	0,004	359,998

Також варто зауважити слабку залежність розмаху розподілу відносної швидкості та кута зустрічі від нахилення цільової орбіти, що не спостерігалось для орбіт з нахиленням < 45°.

Слід зазначити наявність функціональної залежності між відносною швидкістю зближення й кутом зустрічі, що також спостерігалось для орбіт з низьким нахиленням [7]. Коефіцієнт кореляції між двома цими параметрами слабо залежить від нахилення цільової орбіти й перевищує 0,97 (рис. 7).

Таблиця 4. Параметри розподілу кількості небезпечних зближень за орбітоцентричною широтою

Нахилення цільової орбіти, °	Показники за орбітоцентричною широтою, °			
	МО	СКВ	min	max
45	13,791	63,153	-89,956	89,932
60	12,525	56,552	-89,889	89,969
75	8,905	45,894	-89,882	89,769
82	14,695	26,358	-87,908	89,001
90	9,290	26,255	-89,488	89,885

Таблиця 5. Параметри розподілу кількості небезпечних зближень за кутом зустрічі

Нахилення цільової орбіти, °	Показники за кутом зустрічі, °			
	МО	СКВ	min	max
45	95,607	31,736	6,758	166,542
60	102,930	39,027	2,849	163,849
75	118,429	47,874	2,095	178,404
82	135,842	52,616	2,739	179,767
90	139,612	49,573	3,314	178,779

Таблиця 6. Параметри розподілу кількості небезпечних зближень за часом зустрічі від моменту відкриття вікна запуску

Нахилення цільової орбіти, °	Показники за часом зустрічі, с			
	МО	СКВ	min	max
45	45795	24854	1820	89653
60	44427	24666	1346	90197
75	43309	23797	-2276	90219
82	46614	23209	2225	89834
90	45993	23210	2176	90424

Результати проведеного аналізу показали, що запропонований в [7] для апроксимації цієї залежності аналітичний вираз також можна застосувати і для області орбіт з високим нахиленням (його коефіцієнти отримані методом найменших квадратів і слабо відрізняються від отриманих раніше значень). Апроксимуючу залежність наведено на рис. 7 жирною синьою лінією, її вигляд описується рівнянням [7]:

$\alpha = 8,2 \cdot 10^{-3} \Delta V - 2,5 \cdot 10^{-7} \Delta V^2 + 2,81 \cdot 10^{-11} \Delta V^3$, де α – апроксимоване значення кута зустрічі, °; ΔV – відносна швидкість зближення, м/с.

Надалі було виконано дослідження залежності середньої концентрації небезпечних зближень від висоти польоту і нахилення цільової орбіти РН з використанням запропонованої в [7] методики. Отримані для кожного розглянутого нахилення орбіти залежності середньої концентрації небезпечних зближень в одиницю часу наведено на рис. 8 і накладено на гістограму розподілу ОКС за середньою висотою на низьких навколосемних орбітах, побудовану за даними каталогу *NORAD*.

З отриманих результатів випливає, що функція середньої концентрації небезпечних зближень подібна розподілу ОКС за висотою. Головною відмінністю динаміки її зміни відносно орбіт з низьким нахиленням [7] є наявність двох екстремумів: максимуму в районі орбіт з нахиленням 75° і мінімуму в області нахилень 82–90°. До нахилення 75° середня концентрація небезпечних зближень монотонно зростає. Необхідно також звернути увагу на близькість отриманих оцінок з даними про середню концентрацію космічних об'єктів [1, 11–13]. Крім того, отримана залежність середньої концентрації від нахилення цільової орбіти сильно корелює із залежністю коефіцієнта потоку осколків ОКС за один рік ψ , наведеною в [24].

Виконаний кореляційний аналіз показав наявність функціональної залежності середньої концентрації небезпечних зближень від висоти польоту й висотного розподілу спостережуваних ОКС для кожного з розглянутих нахи-

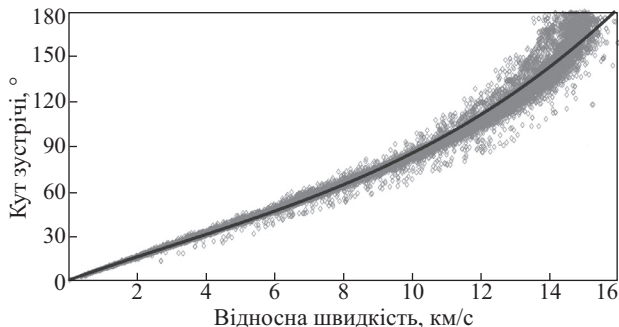


Рис. 7. Апроксимація залежності кута зустрічі від відносної швидкості небезпечного зближення

лень орбіт РН. Визначимо її з використанням отриманої в [7] апроксимації гістограми розподілу сукупності спостережуваних ОКС за середньою висотою орбіти h :

$$H = \frac{10^{-4} N_{KO}}{\sqrt{2\pi}} \left\{ 15 \exp \left[\frac{(h - 1451)^2}{6779} \right] + 6 \exp \left[\frac{(h - 1166)^2}{301967} \right] + 51 \exp \left[\frac{(h - 795)^2}{35471} \right] \right\},$$

де N_{KO} – кількість спостережуваних ОКС, $N_{KO} = 10837$.

Введемо припущення про лінійність залежності в розглянутому діапазоні висот і визначимо апроксимуючу функцію. Користуючись запропонованою в [7] методикою, можна розрахувати залежність коефіцієнта середньої концентрації небезпечних зближень від нахилення цільової орбіти РН в діапазоні, що розглядається (табл. 7).

Залежність можна подати у вигляді полінома виду:

$$n_p = 3,815530 \cdot 10^{-16} i^4 - 1,047082 \cdot 10^{-13} i^3 + 1,052741 \cdot 10^{-11} i^2 - 4,586309 \cdot 10^{-10} i + 7,327003 \cdot 10^{-9},$$

де n_p – ваговий коефіцієнт, км^{-3} ; i – нахилення цільової орбіти РН, °.

Таблиця 7. Залежність вагового коефіцієнта середньої концентрації небезпечних зближень від нахилення цільової орбіти РН

Нахилення цільової орбіти, °	45	60	75	82	90
Ваговий коефіцієнт, 10^{-11} км^{-3}	2,97	3,58	4,52	2,37	2,37

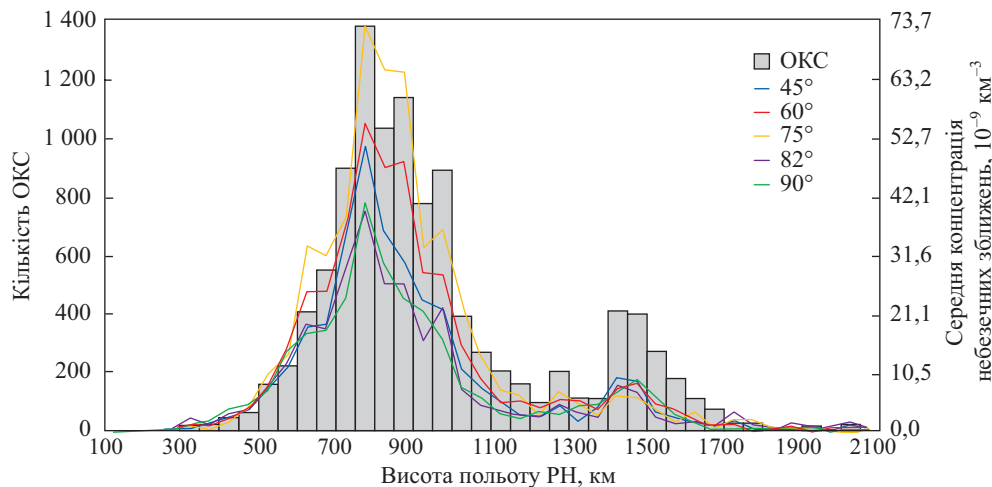


Рис. 8. Гістограма розподілу кількості ОКС за середньою висотою орбіти й залежність середньої концентрації небезпечних зближень від висоти польоту РН

Звідси впливає залежність середньої концентрації небезпечних зближень від висоти й нахилання цільової орбіти, а також від кількості спостережуваних ОКС:

$$n_p = (3,815530 \cdot 10^{-7} i^4 - 1,047082 \cdot 10^{-4} i^3 + 1,052741 \cdot 10^{-2} i^2 - 4,586309 \cdot 10^{-1} i + 7,327003) \times \\ \times \frac{10^{-13} N_{KO}}{\sqrt{2\pi}} \left\{ 15 \exp \left[-\frac{(h - 1451)^2}{6779} \right] + \right. \\ \left. + 6 \exp \left[-\frac{(h - 1166)^2}{301967} \right] + 51 \exp \left[-\frac{(h - 795)^2}{35471} \right] \right\}.$$

Варто зауважити, що результати моделювання підтвердили можливість зближення РН із каталогізованими ОКС не тільки на віднос-

ну відстань менше 100 м, а й на відстань менше 10 м. Так, було отримано одне зближення з відносною відстанню 7 м.

На підставі статистичних даних зближення із урахуванням кількості промодельованих запусків, що у розглянутому вікні запуску й діапазоні висот цільових орбіт становить 777600, визначимо середню ймовірність зближення РН із каталогізованими ОКС в запуску на відносну відстань < 100 м (табл. 8). З огляду на те, що на «хвостах» розподілів залежність найчастіше близька до лінійної, визначимо ймовірність зближення в запуску на відносну відстань 1 та 10 м.

Отримана залежність середньої ймовірності зближень РН і ОКС в запуску на відносну відстань 100 м і менше схожа із залежністю вагового коефіцієнта концентрації небезпечних зближень від нахилання цільової орбіти. Проведений аналіз показав наявність між цими двома функціями суттєвої залежності (коефіцієнт кореляції перевищує 0,8). Водночас, з одного боку, залежність ймовірності зближення від концентрації небезпечних зближень очевидна, з іншого — спостерігається обмеженість отриманих статистичних даних за зближеннями РН і ОКС на відносну відстань 100 м і менше (найбільша кількість не перевищує шести для на-

Таблиця 8. Залежність середньої ймовірності зближення в запуску на відносну відстань менше 100 м від нахилання цільової орбіти РН

Нахилання цільової орбіти, °	Кількість зближень на відстань менше 100 м	Ймовірність зближення на відносну відстань		
		менше 1 м	менше 10 м	менше 100 м
45	3	$3,9 \times 10^{-8}$	$3,9 \times 10^{-7}$	$3,9 \times 10^{-6}$
60	5	$6,4 \times 10^{-8}$	$6,4 \times 10^{-7}$	$6,4 \times 10^{-6}$
75	6	$7,7 \times 10^{-8}$	$7,7 \times 10^{-7}$	$7,7 \times 10^{-6}$
82	4	$5,1 \times 10^{-8}$	$5,1 \times 10^{-7}$	$5,1 \times 10^{-6}$
90	3	$3,9 \times 10^{-8}$	$3,9 \times 10^{-7}$	$3,9 \times 10^{-6}$

хилення 75°). Виходячи з вищезазначеного, залежність середньої ймовірності зближення РН і ОКС в одному запуску на 100 м і менше від середньої концентрації небезпечних зближень будемо вважати лінійною і подамо її у вигляді:

$$P_c = 15,69N_{KO} (1 - \exp[-0,12\Delta r]) n_p = \\ = 15,69N_{KO} (1 - \exp[-0,12\Delta r]) \times \\ \times (3,815530 \cdot 10^{-16} i^4 - 1,047082 \cdot 10^{-13} i^3 + \\ + 1,052741 \cdot 10^{-11} i^2 - 4,586309 \cdot 10^{-10} i + \\ + 7,327003 \cdot 10^{-9}),$$

де Δr — відносна відстань між РН і ОКС, м.

Зважаючи на те, що час активної дільниці траєкторії для розглянутої РН і схеми польоту становить біля години, ймовірність зближення на відносну відстань менше 10 м у річному еквіваленті буде становити від 0,003 до 0,007 залежно від нахилення цільової орбіти. Зазначимо, що отримані оцінки є нижчими за ймовірності зіткнення космічного об'єкта розміром більше 10 м з каталогізованими ОКС на висотах 800–1000 км протягом 2000 р., що становить 0,01 у річному еквіваленті [1]. Водночас, оцінка ймовірності зближення супутника діаметром 10 м з об'єктом космічного сміття на сонячно-синхронній орбіті висотою 800 км згідно даних, отриманих Данканом Стілом [14], становить біля 0,001 у річному еквіваленті.

Таким чином, в результаті моделювання було отримано розподіли відносної відстані, відносної швидкості, кута зустрічі, орбітоцентричної широти, довготи й часу зустрічі небезпечних зближень РН із спостережуваними

ОКС. Визначено, що більшість небезпечних зближень спостерігається з відносними швидкостями більше 10 км/с і кутами зустрічі більше 110° , при цьому в площині орбіти РН переважно зустрічно або попутно, а відносно площини орбіти — частіше зверху, ніж знизу.

Показано, що розподіли параметрів зближення РН із сукупністю ОКС мають складний характер, при цьому розподіли відносної відстані, відносної швидкості й кута зустрічі функціонально залежать від нахилення цільової орбіти РН. Виявлено, що розподіл небезпечних зближень за часом зустрічі близький до рівномірного, але відповідно до критерію χ^2 Пірсона таким не є.

Розрахунками доведено, що отримана раніше в [7] залежність кута зустрічі від відносної швидкості небезпечних зближень для цільових орбіт РН із низьким нахиленням також справедлива й для орбіт з високим нахиленням. Визначено залежність середньої концентрації небезпечних зближень РН із сукупністю спостережуваних ОКС на відносну відстань менше 5 км залежно від нахилення цільової орбіти РН і розподілу ОКС по середній висоті орбіти. Проведено оцінку середньої ймовірності небезпечних зближень на відносну відстань менше 100 м та показано близькість отриманої оцінки з відомими результатами. Також визначено залежність середньої ймовірності небезпечних зближень в запуску від нахилення цільової орбіти, кількості ОКС і відносної відстані зближення.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Вениаминов С.С. *Космический мусор — угроза человечеству*. Москва, 2013. 207 с.
2. Дронь Н.М., Голубек А.В., Дубовик Л.Г., Дреус А.Ю., Гети К.В. Анализ баллистических аспектов комбинированного метода увода космических объектов с околоземных орбит. *Восточно-Европейский журнал передовых технологий*. 2019. Т. 98, № 2/5. С. 49–54. doi: 10.15587/1729-4061.2019.161778.
3. Алпатов А.П., Палій О.С., Скорік О.Д. Розробка конструктивної схеми та вибір проектних параметрів аеродинамічної системи відведення з орбіти розгінних ступенів ракет-носіїв. *Nauka innov.* 2017. Т. 13, № 4. С. 33–45. doi: 10.15407/scin13.03.033.
4. Дронь М.М., Дубовик Л.Г., Голубек О.В., Дреус А.Ю., Ємець В.В., Пашков А.В. *Системи відводу космічних об'єктів з низьких навколоземних орбіт*: монографія. Дніпро, 2019. 218 с.
5. Дронь Н.М., Хорольський П.Г., Дубовик Л.Г. Пути уменьшения техногенного загрязнения околоземного космического пространства. *Науковий вісник Національного гірничого університету*. 2014. № 3 (141). С. 125–130.

6. Yemets V., Harkness P., Dron M., Pashkov A., Worrall K., Middleton M. Autophage Engines: Toward a Throttleable Solid Motor. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2018. V. 55, no. 4. P. 984–992. doi: 10.2514/1.A34153.
7. Голубек А.В. Сближение ракеты-носителя с каталогизированными космическими объектами в процессе выведения на орбиты с низким наклоном. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*. 2018. № 2 (695). С. 86–98. doi: 10.18698/0536-1044-2018-2-86-98.
8. Голубек А.В. Исследование взаимных сближений ракеты-носителя на активном участке траектории с космическими объектами. *Вісник Дніпропетровського університету. Серія «Ракетно-космічна техніка»*. 2014. № 4 (22). С. 26–35.
9. Голубек А.В. Анализ характеристик сближения ракеты-носителя с космическими объектами в процессе выведения на экваториальные орбиты. *Вісник Дніпропетровського університету. Серія «Ракетно-космічна техніка»*. 2015. № 4 (23). С. 32–41.
10. Голубек А.В. Анализ сближения ракеты-носителя с каталогизированными космическими объектами в процессе выведения на орбиты с наклоном 45° . *Вісник Дніпропетровського університету. Серія «Ракетно-космічна техніка»*. 2016. № 4 (24). С. 20–28.
11. ГОСТ Р 25645.167-2005. Космическая среда (естественная и искусственная). Модель пространственно-временного распределения плотности потоков техногенного вещества в космическом пространстве. Москва, 2005. 41 с.
12. Назаренко А.И. *Моделирование космического мусора*. Москва, 2013. 216 с.
13. Klinkrad H. *Space Debris – Models and Risk Analysis*. Springer-Verlag, 2006. 430 p.
14. Steel D. Assessment of the Orbital Debris Collision Hazard for Low-Earth Orbit Satellites. URL: <http://www.duncansteel.com/archives/1425> (дата звернення: 22.04.19).
15. Anz-Meador P. GEO Evolve 1.0: A Long-Term Debris Evolution Model for the Geosynchronous Belt. *Orbital Debris Quarterly News*, 2000, V. 5, no. 4. P. 5–7. URL: <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov/newsletter/pdfs/ODQNV5i4.pdf> (дата звернення: 22.04.2019).
16. *Patent of USA N 2004/0024527 A1*. Patera R.P. Vehicular trajectory collision conflict prediction method.
17. Firooz A.A., Rongier I., Wilde P.D., Sgobba T. *Safety Design For Space Operations*. Elsevier Ltd., 2013. 1081 p.
18. Vittaldev V. Collision probability for space objects using gaussian mixture models. *Spaceflight mechanics*. 2013. V. 148 (13–351). P. 1–20.
19. Serra R., Arzelier D., Joldes M., Lasserre J.-B., Rondepierre A., Salvy B. Fast and Accurate Computation of Orbital Collision Probability for Short-Term Encounters. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2016. V. 39 (5). P. 1009–1021. doi: 10.2514/1.G001353.
20. Shelton C.T., Junkins J.L. Probability of collision between space objects including model uncertainty. *Acta Astronautica*. 2019. V. 155. P. 462–471. doi: 10.1016/j.actaastro.2018.11.051.
21. Alfano S. Satellite Collision Probability Enhancements. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. V. 29, no. 3. P. 588–592. doi: 10.2514/1.15523.
22. Лабуткина Т.В., Петренко А.Н. Новый аспект моделирования многоэлементной системы орбитальных объектов. *Вестник Национального технического университета «ХПИ». Серия: Информатика и моделирование*. 2013. № 19 (992). С. 60–74.
23. Igdalov I.M., Kuchma L.D., Poliakov N.V., Sheptun Yu.D. *Dynamic designing of rockets. Dynamic problems of rockets and their space stages*. Monograph. (Ed. Konyukhov S.N.). Dnipropetrovsk, 2013. 279 p.
24. Аджян А.П., Аким Э.Л., Алифанов О.М., Андреев А.Н. *Ракетно-космическая техника. Машиностроение. Энциклопедия*. Т. IV-22. Книга 1. Москва, 2012. 925 с.
25. Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, 2011. 407 с.
26. Алексеев Ю.С., Балабей Ю.Е., Барышникова Т.А. и др. *Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 1. Проектирование систем управления ракет-носителей: Учебник / Под общ. ред. Ю.С. Алексеева, Ю.М. Златкина, В.С. Кривцова, А.С. Кулика, В.И. Чумаченко*. Харьков, 2012. 578 с.

Стаття надійшла до редакції / Received 07.06.19

Статтю прорецензовано / Revised 19.09.19

Статтю підписано до друку / Accepted 07.11.19

Golubek, A.V., and Dron', N.M.

Oles Honchar Dnipro National University,
72, Gagarina Ave., Dnipro, 49010, Ukraine,
+380 56 374 9822, cdep@dnu.dp.ua

LAUNCH VEHICLE RENDEZVOUS TO CATALOGUED ORBITAL DEBRIS WHILE INJECTING INTO HIGHLY-INCLINED ORBITS

Introduction. A constant increase in the amount of space debris already constitutes a significant threat to satellites in near-Earth orbits, starting with the trajectory of their launch vehicle injection.

Problem Statement. Design and development of various modern methods of protection against space debris requires knowledge of the statistical characteristics of the distribution of the kinematic parameters of the simultaneous motion of a launch vehicle injecting satellite and a group of space debris objects in the area of its trajectory.

Purpose. Development of a mathematical model of a launch vehicle rendezvous with a group of observable orbital debris while injecting a satellite into near-earth orbits with an altitude of up to 2100 km and an inclination from 45 to 90 degrees.

Materials and Methods. The following methods are used in the research: analysis, synthesis, comparison, simulation modeling, statistical processing of experimental results, approximation, correlation analysis, and the least squares method.

Results. The simultaneous motion of a launch vehicle and a group of space debris objects has been studied. The distributions of relative distance, relative velocity, angle of encounter, and moments of time of approach of a launch vehicle to a group of the observed space debris at a relative distance of less than 5 km have been obtained. The dependence of the average rendezvous concentration on the distribution of space debris across the average altitude of the orbit and the inclination of the target orbit of the launch vehicle has been determined. The dependence of the average probability of rendezvous in the launch on the inclination of the target orbit, the number of orbital debris, and the relative distance of the rendezvous has been determined.

Conclusions. The obtained mathematical model of rendezvous of a launch vehicle with a group of observed orbital debris can be used while designing means of cleaning the near-Earth space and systems to protect modern satellite launch vehicles from orbital debris. In addition, the results of the research can be used to assess the impact of unobserved orbital debris on the flight of a launch vehicle.

Keywords: launch vehicle, catalogued orbital debris, mutual motion, and model.