УДК 629.764.7

DOI:10.15421/452209

ОЦІНКА ВПЛИВУ ПОХИБОК ЧУТЛИВИХ ЕЛЕМЕНТІВ БІНС НА ТОЧНІСТЬ ВИВЕДЕННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ РАКЕТОЮ-НОСІЄМ НАДЛЕГКОГО КЛАСУ

А.С. Смирнов, О.В. Голубек

Дніпровський національний університет ім. Олеся Гончара, пр. Гагаріна 72, м. Дніпро, 49010, Україна

Анотація. Стаття присвячена розвитку робіт по дослідженню впливу похибок вимірювальних приладів безплатформної інерціальної навігаційної системи, побудованої з використанням мікроелектромеханічних компонентів, на точність виведення космічного апарата ракетою-носієм надлегкого класу на низькі навколоземні орбіти висотою до 400 км і нахилом близько 37,4°. Для двох режимів роботи безплатформної інерціальної навігаційної системи (інерціального та інерціально-супутникового) з використанням методу пофакторного аналізу проведене дослідження точності виведення космічного апарата, в результаті якого отримані наступні результати. Визначено визначні впливові збурюючі фактори, отримано залежності трубок траєкторій та граничних відхилень кінематичних параметрів космічного апарата в точці відділення від ракети-носія в залежності від висоти цільової орбіти. Виявлено, що найбільш впливовими збурюючими факторами є дрейф нуля гіроскопа від запуску до запуску та випадковий дрейф нуля гіроскопу. Показано, що трубки траєкторій за величинами збільшуються із часом польоту та із збільшенням висоти орбіти. Граничні відхилення поточного положення та абсолютної швидкості у інерціальному режимі склали 218 км та 543 м/с відповідно. В інерціально-супутниковому режимі ці значення не перевищують 132 м та 1,4 м/с відповідно. Визначено, що граничні відхилення оскулюючих параметрів орбіти космічного апарата у інерціальному режимі складають: за висотою – 54 км, за нахилом – 1,7°, за ексцентриситетом – $1{,}2\times10^{-4}$, за довготою висхідного вузла – 6,9°. Для інерціально-супутникового режиму: за висотою – 722 м, за нахилом - 0,003°, за довготою висхідного вузла – 0,03°, за ексцентриситетом – $2{,}3\times10^{-4}$. Показано, що використання даних супутникової навігаційної системи значно звужує трубки траєкторій та покращує точність оскулюючих параметрів орбіти космічного апарата. Проведений порівняльний аналіз точності виведення космічного апарата для двох значень нахилу цільової орбіти космічного апарата 37,4° та 51,5°.

Ключові слова: РАКЕТА-НОСІЙ НАДЛЕГКОГО КЛАСУ, АПРІОРНА ОЦІНКА ТОЧНОСТІ, ПОФАКТОРНИЙ АНАЛІЗ, ВІДХИЛЕННЯ ОРБІТАЛЬНИХ ПАРАМЕТРІВ.

IMPACT ANALYSIS OF MEMS-COMPONENTS ERRORS OF SINS ON ACCURACY OF SATELLITE LAUNCH VIA ULTRALIGHT LAUNCH VEHICLE

A. S. Smyrnov, O. V. Holubek

Oles Honchar Dnipro National University, Gagarin Ave. 72, Dnipro, 49010, Ukraine

Abstract. The article is devoted to the development of work on the study of the influence of the error of measuring instruments of a strapdown inertial navigation system built using micro-electromechanical components on the accuracy of injection a spacecraft by an ultralight launch vehicle into low near-Earth orbits up to 400 km altitude and inclination order 37,4°. For two modes of operation of a strapdown inertial navigation system (inertial and inertial-satellite), using the method of factorial analysis, a study was made of the accuracy of the injection of the spacecraft, as a result of which the following results were obtained. The determining disturbing factors are revealed, the dependencies of the trajectory tubes and the limit deviations of the kinematic parameters of the spacecraft at the point of separation from the launch vehicle on the altitude of the target orbit are determined. It is revealed that the determining disturbing factors are the run-to-run bias of the gyroscope and the random drift of the gyroscope. It is shown that the trajectory tubes increase in size with the flight time and with an increase of the altitude of the orbit. The maximum deviations of the current position and absolute speed in the inertial mode were 218 km and 543 m/s, respectively. In the inertial satellite mode, these values do not exceed 132 m and 1.4 m/s, respectively. It is determined that the maximum deviations of the osculating parameters of the spacecraft orbit are: in altitude is 54 km, in

inclination is 1.7°, in eccentricity is 1.2×10^{-4}, in right ascension ascending node is 6.9°. For the inertial-satellite mode: in height is 722 m, in inclination is 0.003°, in eccentricity is 2.3×10^{-4}, in right ascension ascending node is 0.03°. It is shown that the use of data from a satellite navigation system significantly reduces the trajectory tube and increases the accuracy of the osculating parameters of the spacecraft orbit. A comparative analysis of the spacecraft injection accuracy was carried out for two values of the inclination of the target orbit of the spacecraft 37,4° and 51,5°.
Keywords: ULTRALIGHT CLASS LAUNCH VEHICLE; A PRIORI ACCURACY ASSESSMENT; FACTOR ANALYSIS; ORBITAL PARAMETERS DEVIATION.

Вступ

Невід'ємною рисою більшості новітніх розробок у сфері комерційної ракетно-космічної техніки є тенденція до застосування якомога більш мініатюрних космічних апаратів (КА), що запускаються, та подібних засобів їх виведення – ракет-носіїв (РН). Одним із найрозповсюдженіших напрямів сучасної ракетобудівної галузі є питання сумісного виведення груп із декількох мініатюрних КА. Це питання розглядається в тому числі й українськими розробниками надлегких РН [1, 2]. Супутніми факторами є значні обмеження у розмірі та вазі приладів через фізично менші габарити відсіків корпусу РН. Це суттєво ускладнює питання вирішення навігаційної задачі із потрібною точністю виведення КА на орбіту.

Зниження маси та габаритів електронної апаратури є наслідком еволюції у науці та технології виробництва її елементів: електротехнічних компонентів, акумуляторів, чутливих елементів, тощо. Через жорсткі вагові обмеження попиту набрали навігаційні прилади, що побудовані із використанням чутливих MEMS-компонентів. Варто відзначити, що вони є широко розповсюдженими у багатьох сферах життєдіяльності, взагалі не пов'язаних із ракетно-космічною. Через це їх застосування для навігації РН має принципово важливу роль. Це дозволяє зменшити собівартість, габаритно-масові параметри, енергоспоживання та ін. Варто відмітити, що разом із цим розглядається здебільшого концепція безплатформної інерціальної навігаційної системи (БІНС).

Головними перепонами такого підходу залишається точність подібних сенсорів. Їх фізична здатність, спираючись на первинні виміряні дані чутливих елементів, накопичувати уздовж польоту РН таку похибку, яка не може бути задовільною для заданого рівня точності виведення КА на цільову орбіту.

Вочевидь, факт цього не може позитивно впливати на будь-яку передстартову підготовку, як наприклад, оцінка ризиків, аналіз можливих районів падіння ступенів, визначення гарантійного запасу палива, тощо.

Підсумовуючи вищесказане, можна зробити висновок про доцільність проведення дослідження визначення точності виведення КА на навколоземні орбіти сучасною РН надлегкого класу, система навігації якої побудована за концепцією БІНС із застосуванням чутливих MEMS-елементів.

Розглянемо сучасний стан питання.

Проведено дослідження точності виведення КА трьохступеневою РН легкого класу, де враховано вплив збурень всього комплексу командно-вимірювальних приладів БІНС [3]. Проведено аналіз впливу похибок на результуючі трубки траєкторій та їх кінематичних параметрів.

У навчальному виданні [4] підіймаються питання розробки новітніх систем керування, в тому числі розробки математичного апарату навігаційних систем та аспектів точності виведення КА.

Монографію [5] присвячено методології оцінки точності навігації РН. Підняті питання принципової побудови навігаційних систем, математичний апарат оцінки точності та вплив помилок вимірювальних приладів.

Дано оцінку застосувань різних методів апріорної оцінки точності виведення РН [6]. Створено математичну модель польоту РН із застосуванням термінального наведення, яка нівелює потенційні похибки вимірювальних приладів БІНС. В тому числі приведені підтвердження потенційно великих похибок у визначенні висот апогея та перигея та аргументу перигея при

пофакторному аналізі оцінки точності за умов наявності термінального наведення.

Розглянуто принципову можливість побудови БІНС на базі чутливих MEMS-компонентів із застосуванням супутникової навігаційної системи для РН легкого та середнього класів. Розроблено структурну схему навігаційної системи, апріорним методом досліджено точність виведення КА на колові орбіти декількома типами РН [7, 8, 9].

Досліджено питання побудови інерціальної навігаційної системи в комплексі із астронавігаційною системою [10]. Розроблена їх сумісна структурна схема, представлено математичний апарат вирішення навігаційної задачі, досліджено працездатність такого підходу.

В статті [11] розглянуто питання підвищення точності роботи інерціальної навігаційної системи РН із використанням даних супутникової навігаційної системи (СНС) і подальшою їх фільтрацією.

Вплив фільтру Калмана у визначенні похибок кінематичних параметрів РН та КА досліджено в роботах [12, 13].

Розглянуто застосування оператора приведення при апостеріорній оцінці точності навігації РН за результатами випробувань [14].

Авторами даної роботи [15] проведено апріорну оцінку точності вирішення навігаційної задачі для довільного азимута пуску та типових значень похибок вимірювальних приладів.

Досліджено можливий математичний апарат для вирішення навігаційної задачі ракет тактичного класу, проведено аналіз його працездатності [16].

Точність РН із сумісною роботою БІНС та СНС у випадку виведення легких КА на низькі навколоземні орбіти розглянуто у [17]. Досліджено принципову здатність вирішення виникаючих проблем із застосуванням запропонованого математичного апарату.

У роботі [18] розглянуто виведення за допомогою РН легкого класу корисного вантажу на екваторіальну орбіту. Проведено дослідження похибок вимірювальних приладів та їх внесок у формування граничних відхилень кінематичних параметрів.

Враховуючи вищенаведене, можна зробити висновок, що апріорна оцінка точності РН надлегкого класу розглядається у відкритих джерелах. Так, в роботі [15] проведено дослідження впливу похибок чутливих елементів БІНС на точність виведення КА РН надлегкого класу. Проте воно проведено тільки для азимуту запуску 130°, якому відповідає значення нахили орбіти порядку 50°. Як відомо, точність виведення КА залежить від нахилу його цільової орбіти. При цьому може змінитися, як склад впливових збурюючих факторів, так і рівень їх впливу.

Постановка задачі дослідження

Ціль даної роботи – дослідження впливу похибок чутливих елементів БІНС, побудованих за MEMS-технологією, на точність виведення КА на орбіти висотою до 400 км і нахилом близько 37° трьохступеневою РН надлегкого класу. Для досягнення поставленої цілі необхідно вирішити наступні задачі

– виявити визначні збурюючі похибки;

– дослідити залежність граничних відхилень кінематичних параметрів від висоти цільової орбіти та часу польоту;

– визначити залежність граничних відхилень оскулюючих параметрів орбіти в момент відділення КА від РН від висоти цільової орбіти;

– порівняти точність виведення в інерціально-супутниковому та інерціальному режимах;

–провести порівняльний аналіз впливу збурень БІНС для нахилу орбіти 50° та 37°.

–В якості збурень розглядаються наступні похибки БІНС:

–дрейф нуля у запуску;

–дрейф нуля від запуску до запуску;

–випадковий дрейф нуля гіроскопа у запуску;

–похибка масштабного коефіцієнта;

–похибка виставки осей чутливості вимірювальних елементів.

Рішення задачі

Застосуємо наступні припущення:

–РН являє собою матеріальну точку зі змінною за польотом масою;

–застосовано гравітаційний потенціал Землі EGM 2008, враховуються друга, третя та четверта зональні гармоніки [19];

–розглядається стандартна атмосфера Землі [20];

–форма Землі – загальний земний еліпсоїд WGS-84 [21];

–розглядаються ідеальні системи наведення та стабілізації РН;

–граничні відхилення збурюючих параметрів БІНС наведені у роботі [15];

–цільові орбіти – близькі до колових, діапазон висот – від 200 до 400 км, нахил ~37,4°;

–залежність висоти цільової орбіти від маси корисного вантажу наведено у табл. 1;

–точка старта РН: 37,75104° п.ш. та 25,27972° з.д.;

–азимут запуску становить 90°;

–досліджується комплекс командно-вимірювальних приладів, за всіма параметрами близький до Sensonor STIM300 [22].

Таблиця 1 – Енергетичні можливості РН на полярні орбіти

Висота цільової орбіти, км	Маса КА, кг
200	1200
250	730
300	500
350	290
400	100

В цій роботі розглядатимемо метод пофакторного аналізу, який описано в [5]. В якості математичної моделі візьмемо модель, наведену в [4].

Проведено моделювання точності навігаційної задачі з виведення КА на цільові орбіти (табл. 1) із використанням збурюючих параметрів (робота [15]) у середовищі MATLAB. Математичний апарат та послідовність отримання результатів повністю ідентичні до застосованих у [15].

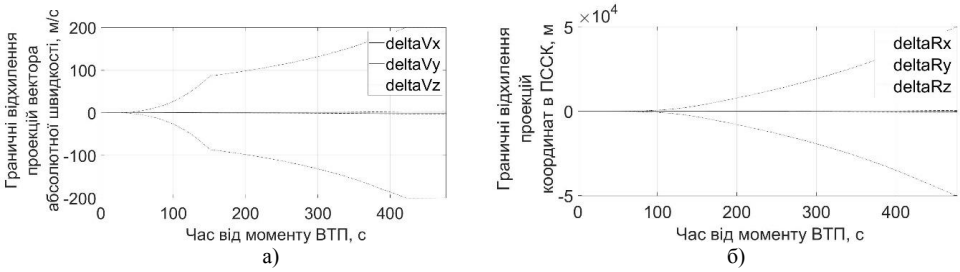
Нижче наведені номінальні значення проекцій векторів абсолютної швидкості та поточного положення на осі початкової стартової системи координат (ПССК) у момент відділення КА в залежності від висоти цільової орбіти (табл. 2).

Згідно отриманих при моделюванні даних визначальними збурюючими параметрами БІНС стали дрейф нуля гіроскопу від запуску до запуску та випадковий дрейф нуля гіроскопу у запуску.

Отримано трубки траєкторій РН в процесі виведення. Типовий їх вид для проекцій вектору поточного положення на осі ПССК приведений на рис. 1, а, для проекцій вектору абсолютної швидкості на осі ПССК – на рис. 1, б. Значення граничних відхилень кінематичних параметрів у момент відділення КА в залежності від висоти цільової орбіти наведені для обох режимів роботи БІНС: інерціального та інерціально-супутникового приведено в табл. 3 та табл. 4 відповідно.

Таблиця 2 – Проекції векторів кінематичних параметрів орбіти КА в момент відділення від РН на осі ПССК

Висота орбіти, км	Vx, м/с	Vy, м/с	Vz, м/с	X, м	Y, м	Z, м
200	6164,6	-1590,5	-10,854	$1{,}645\times10^{6}$	$6{,}361\times10^{6}$	$1{,}969\times10^{4}$
250	6448,4	-2818,1	-48,359	$2{,}657\times10^{6}$	$6{,}066\times10^{6}$	$1{,}506\times10^{4}$
300	6702,4	-3004,9	-63,716	$2{,}907\times10^{6}$	$6{,}005\times10^{6}$	$1{,}265\times10^{4}$
350	7019,5	-2966,3	-75,799	$2{,}988\times10^{6}$	$6{,}021\times10^{6}$	$1{,}136\times10^{4}$
400	7372,6	-2935,9	-91,495	$3{,}070\times10^{6}$	$6{,}036\times10^{6}$	$9{,}715\times10^{3}$



а) б)

Рисунок 1 – Типовий характер зміни трубок траєкторії РН за часом

Таблиця 3 – Граничні відхилення проекцій векторів кінематичних параметрів орбіти КА в момент відділення від РН на осі ПССК, інерціальний режим

Висота орбіти, км	Vx, м/с	Vy, м/с	Vz, м/с	X, м	Y, м	Z, м
200	6,021	30,239	152,005	2045	5506	69474
250	4,984	5,508	472,066	1090	1665	186951
300	6,103	5,944	492,152	1313	1884	205535
350	7,015	6,290	516,441	146	1958	211681
400	8,197	6,688	543,509	1545	2036	218010

Таблиця 4 – Граничні відхилення проекцій векторів кінематичних параметрів орбіти КА в момент відділення від РН на осі ПССК, інерціально-супутниковий режим

Висота орбіти, км	Vx, м/с	Vy, м/с	Vz, м/с	X, м	Y, м	Z, м
200	1,317	1,415	1,406	94	115	132
250	1,181	1,278	1,052	108	124	108
300	1,077	1,061	1,105	115	106	120
350	1,204	1,093	1,161	92	99	117
400	1,028	1,153	1,203	100	110	120

Враховуючи вищенаведені результати, можна зробити наступні висновки:

−трубки траєкторій проекцій векторів абсолютної швидкості та поточного положення на осі ПССК монотонно зростають із часом польоту;

−величини трубок траєкторій ростуть із ростом висоти цільової орбіти;

−граничні відхилення швидкостей та координат на вісь Z значно перевищують відповідні відхилення по осям X та Y;

−застосування даних вимірювань СНС значно покращує точність навігації та звужує трубку траєкторій РН.

Порівняємо результати для нахилу близько 37,4° з отриманими раніше в [15] даними для цільових орбіт з нахилом близько 51,5°. Розглянемо залежність модуля векторів граничних похибок кінематичних параметрів КА в момент відділення від РН від висоти цільової орбіти для інерціального режиму роботи БІНС (рис. 2) та інерціально-супутникового (рис. 3).

Для інерціального режиму граничні відхилення монотонно зростають пропорційно висоті цільової орбіти. Відхилення вектору поточного положення для нахилу орбіти 37,4° перевищують відхилення для нахилу 51,5° до двох разів. В свою чергу, відхилення вектору абсолютної швидкості для нахилу 37,4° перевищують відхилення для нахилу 51,5° до трьох разів. Це говорить про те, що вплив збурень вимірювальних приладів БІНС для нахилу 37,4° вище, ніж для 5,15°.

Стосовно інерціально-супутникового режиму, величина граничних відхилень здебільшого визначається похибками супутникової навігаційної системи і слабо залежить від похибок інерціальних навігаційних приладів і висоти цільової орбіти.

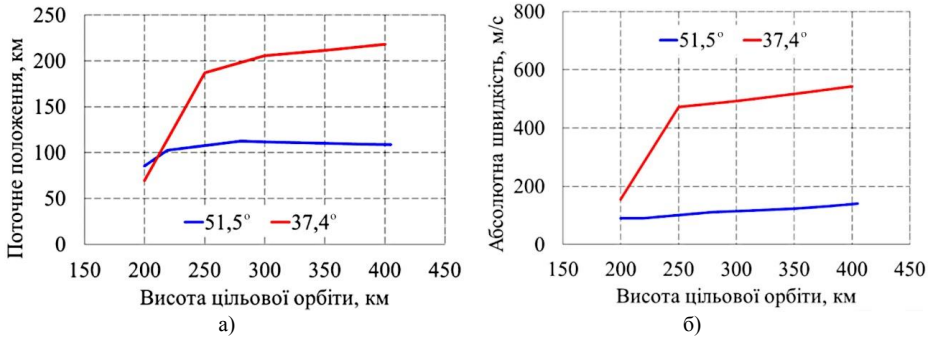


Рисунок 2 – Залежність модуля векторів граничних відхилень кінематичних параметрів орбіти КА від висоти цільової орбіти, інерціальний режим

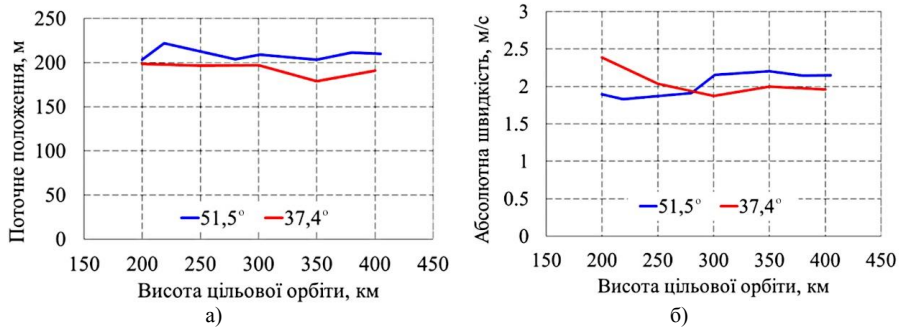


Рисунок 3 – Залежність модуля векторів граничних відхилень кінематичних параметрів орбіти КА від висоти цільової орбіти, інерціально-супутниковий режим

Проаналізуємо вплив похибок вимірювальних приладів на формування РН цільових орбіт. Номінальні оскулюючі параметри орбіт наведено у табл. 5.

Таблиця 5 – Номінальні оскулюючі параметри орбіти

Висота, км	i, °	Ω, °
200	37,560	64,805
250	37,475	65,227
300	37,437	65,383
350	37,410	65,500
400	37,377	65,644

Отримані в результаті моделювання граничні відхилення оскулюючих параметрів орбіти для двох режимів – інерціального та інерціально-супутникового наведені у табл. 6 та 7 відповідно.

Таблиця 6 – Граничні відхилення оскулюючих параметрів орбіти в інерціальному режимі роботи БІНС

Висота, км	Δa, м	Δi, °	Δe	ΔΩ, °
200	8835	1,662	$1{,}5\times10^{-6}$	2,596
250	24593	0,227	$2{,}5\times10^{-7}$	6,827
300	31776	0,221	$3{,}9\times10^{-5}$	6,849
350	40456	0,217	$7{,}9\times10^{-5}$	6,868
400	54032	0,211	$1{,}2\times10^{-4}$	6,887

Таблиця 7 – Граничні відхилення орбітальних параметрів в інерціально-супутниковому режимі роботи БІНС

Висота, км	Δa, м	Δi, °	Δe	ΔΩ, °
200	455	0,002	$2{,}0\times10^{-4}$	0,031
250	439	0,003	$1{,}7\times10^{-4}$	0,019
300	546	0,003	$1{,}9\times10^{-4}$	0,020
350	651	0,003	$2{,}2\times10^{-4}$	0,016
400	721	0,003	$2{,}3\times10^{-4}$	0,020

Порівняємо отримані залежності граничних відхилень оскулюючих

параметрів орбіти КА від висоти цільової орбіти з даними для нахилу 51,5° [15].

Інерціальний режим. Отримані граничні відхилення великої півосі перевищують дані для нахилу 51,5° майже удвічі; граничні відхилення нахилу – менше майже вчетверо; граничні відхилення довготи висхідного вузла – більше, майже втричі; граничні відхилення ексцентриситету менше, майже вчетверо. Отримані значні розбіжності можна пояснити наявністю у траєкторії польоту на нахил 37,4° бічного маневру по рисканню.

Стосовно інерціально-супутникового режиму. Отримані граничні відхилення великої півосі нижче даних для нахилу 51,5°, майже удвічі; граничні відхилення нахилу – більше майже на порядок; граничні відхилення довготи висхідного вузла – більше, майже на порядок; граничні відхилення ексцентриситету мають близькі значення.

Наукова новизна

Набула подальшого розвитку наукова задача дослідження точності виведення космічного апарату ракетою-носієм надлегкого класу за рахунок зміни нахилу цільової орбіти космічного апарату, що призводить до формування нових цільових орбіт та енергетичних можливостей пуску.

Проведено порівняльний аналіз результатів апріорної оцінки точності виведення космічного апарата ракетою-носієм надлегкого класу для нахилу орбіти 37,4° і 51,5°.

Висновки

Результатом проведеної роботи є визначення впливу похибок вимірювальних приладів БІНС на точність вирішення навігаційної задачі із виведення КА на низькі навколоземні орбіти висотою до 400 км і нахилом 37° за допомогою РН надлегкого класу.

1. Визначені найбільш впливовіші збурюючі параметри: зсув нуля гіроскопу від запуску до запуску та випадковий дрейф нуля гіроскопу у запуску.

2. Визначено вплив похибок вимірювальних приладів БІНС на трубки траєкторій кінематичних параметрів руху РН в залежності від часу польоту та висоти цільової орбіти для двох режимів: інерціального та інерціально-супутникового.

3. Досліджено вплив похибок вимірювальних приладів БІНС на формування цільових орбіт для двох режимів: інерціального та інерціально-супутникового. Граничні відхилення оскулюючих параметрів орбіти монотонно зростають із ростом висоти цільової орбіти та не перевищують за висотою 722 м, за нахилом – $0{,}003^{o}$, за ексцентриситетом – $2{,}3\times10^{-4}$, за довготою висхідного вузла – $0{,}03^{o}$.

4. Розмір трубок траєкторій в комбінованому інерціально-супутниковому режимі багаторазово менше, точність виведення вище, ніж у 10 разів.

5. Проведено порівняльний аналіз результатів для нахилу орбіти 37,4° та 51,5°.

Бібліографічні посилання

1. Клюшников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные. URL: https://www.vesvks.ru/vks/article/rakety-nositeli-sverhlegkogo-klassa-nisha-na-rynke-16453 (дата доступу 29.10.2022).

2. Adamowski J. UK-Ukrainian launch vehicle developer Skyrora to establish smallsat launch site. URL: https://spacenews.com/uk-ukrainian-launch-vehicle-developer-skyrora-to-establish-smallsat-launch-site/ (access date 29.10.2022).

3. Голубек А.В. Априорная оценка точности выведения космических аппаратов современными ракетами-носителями с БИНС: монография; под ред. акад. НАНУ А.В. Дегтярёва. Днепр: Ліра, 2020. 187 с.

4. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 1. Проектирование систем управления ракет-носителей: учеб. пособие; под общ. ред. Ю.С. Алексеева [и др.]. Харьков: НАУ «ХАИ», НПП «Хартрон-Аркос», 2012. 578 с.

5. Novykov O. Methods of analysis for launch vehicle injection accuracy: monograph. Vilnius: VGTU Press Technika, 2015. 256 p.

6. Голубек А.В. Сравнение методов оценки влияния погрешностей комплекса командных приборов на точность выведения ракет-носителей с терминальным наведением. Авиационно-космическая техника и технология. 2015. 2. С. 45-51.

7. Чуча Ю.В. Оценка функционирования БИНС, построенных по MEMS технологии, без и с использованием интеграции с АП СНС. Космические технологии: настоящее и будущее: тез. докл. 8-й Междунар. конф., 21-24 мая 2019 г. Днипро, 2019. С. 45.

8. Trefilov P.M., Mamchenko M.V., Korol'kov A.V. Strapdown inertial navigation systems readings correction based on navigational data of other sensors and systems with intelligent selection of the priority adjuster. Materials of web-conference Topical Problems of Agriculture, Civil and Environmental Engineering, 23 December 2020. URL: https://www.e3s-conferences.org/articles/e3sconf/abs/2020/84/e3sconf_TPACEE2020_02024/e3sconf_TPACEE2020_02024.html. DOI: 10.1051/e3sconf/202022402024. (дата доступу 29.10.2022)

9. Liu J., Zhao T. In-flight alignment method of navigation system based on microelectromechanical systems sensor measurement. International journal of distributed sensor networks. 2019. Vol. 15, Is. 4. DOI: 10.1177/1550147719844929.

10. Jamshaid A.J. Realization of an autonomous integrated suite of strapdown astro-inertial navigation systems using unscented particle filtering. Computers and mathematics with applications. 2009. Vol. 57. P. 169-183.
DOI: 10.1016/j.camwa.2008.07.042.

11. Liu J. Inner attitude integration algorithm based on fault detection for strapdown inertial attitude and heading reference system. Chinese journal of aeronautics. 2010. Vol. 23. P. 68-74. DOI: 10.1016/S1000-9361(09)60189-8.

12. Stoica A.-M., Ene C., Jakab I.-B. A discrete-time Kalman filtering method for launch vehicle under parametric modelling uncertainty. Materials of the 9th EASN international conference on "Innovation in aviation & space", University Politehnica, 17 December 2019. Bucharest, 2019. 8 p. DOI: 10.1051/matecconf/201930407008.

13. Biswas S. Computationally efficient non-linear Kalman filters for on-board space vehicle navigation: dissertation thesis. 2017. School of electrical engineering and telecommunications, Faculty of engineering. Sydney, 2007. 185 p.

14. Арсеньев В.Н. Оценивание характеристик точности системы управления ракеты-носителя по результатам пусков в различных условиях. Известия ВУЗов. Приборостроение. 2015. 58(1). С. 27-32.

15. Смирнов А.С., Голубек А.В. Оценка влияния погрешностей БИНС, построенной на MEMS-компонентах, на точность выведения ракеты-носителя сверхлёгкого класса. Авіаційно-космічна техніка і технологія. 2021. 5. С. 60-69. DOI: 10.32620/aktt.2021.5.08.

16. Zhang L.-J. Error analysis of strapdown inertia navigation system in tactical missiles. Advanced in control engineering and information science. 2011. Vol. 15. P. 1456-1460. DOI: 10.1016/j.proeng.2011.08.270.

17. Zosimovych N. Modeling the integrated guidance system of a commercial launch vehicle international refereed. Journal of engineering and science (IRJES). 2014. Vol. 3, Iss. 6. P. 39-54.

18. Golubek A.V. A priori analysis of the injection accuracy of a launch vehicle into equatorial orbit. Міжвідомчий науково-технічний збірник «Адаптивні системи автоматичного управління». 2020. 2(37). P. 74-86.

19. Pavlis N.K., Holmes S.A., Kenyon S.C., Factor J.K. The development and evaluation of the Earth Gravitational Model 2008 (EGM2008). Journal of geophysical research. 2012. Vol. 117. P. 1-38. DOI:10.1029/2011JB008916.

20. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Взамен ГОСТ 4401-73; введ. 01.07.1982. М.: Изд-во стандартов, 1982. 180 с.

21. NIMA TR 8350.2: Department of Defense World Geodetic System 1984. URL: https://gis-lab.info/docs/nima-tr8350.2-wgs84fin.pdf (access date 29.10.2022).

22. Sensonor STIM300 Inertial Measurement Unit datasheet. URL: https://www.sensonor.com/products/inertial-measurement-units/stim300 (access date 29.10.2022).

Надійшла до редколегії 30.10.2022 р.

Відомості про авторів



Смирнов Артем Сергійович, Україна. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара. Аспірант кафедри систем автоматизованого управління. Сфера інтересів – навігація ракет-носіїв та космічних апаратів.



Голубек Олександр Вячеславович, Україна. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара. Доцент кафедри систем автоматизованого управління, доктор технічних наук, доцент. Сфера інтересів – динаміка, балістика та керування рухом ракетно-космічних літальних апаратів.