

УДК 629.764.7.076

doi: 10.32620/aktt.2021.5.08

А. С. СМІРНОВ, А. В. ГОЛУБЕК

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Україна

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПОГРЕШНОСТЕЙ БИНС, ПОСТРОЕННОЙ НА MEMS-КОМПОНЕНТАХ, НА ТОЧНОСТЬ ВЫВЕДЕНИЯ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ СВЕРХЛЁГКОГО КЛАССА

Объектом исследования статьи является движение жидкостной ракеты-носителя сверхлёгкого класса в околоземном космическом пространстве. Предметом исследования является точность выведения космического аппарата ракетой-носителем. Цель статьи – провести исследование влияния погрешностей приборов бесплатформенной инерциальной навигационной системы, построенной с использованием MEMS-сенсоров, на точность выведения космического аппарата на низкие околоземные орбиты высотой до 450 км для двух режимов работы: с использованием спутниковой навигационной системы и без. Задачи: выявить определяющие возмущающие факторы, определить влияние погрешностей приборов на точность выведения, провести сравнительный анализ точностных характеристик, полученных для двух режимов работы навигационной системы. Используемые методы: анализ, синтез, аналогия, сравнение, пофакторный анализ, статистическое моделирование, статистическая обработка результатов моделирования. Результаты: выявлен перечень определяющих возмущающих факторов, получены зависимости трубок траекторий от высоты целевой орбиты и времени полёта, получены зависимости предельных отклонений параметров орбиты космического аппарата в момент отделения от ракеты-носителя от высоты целевой орбиты. Выводы. 1. Показано, что определяющими возмущающими факторами являются дрейф нуля гироскопа от запуска к запуску и случайный дрейф нуля гироскопа. 2. Определено, что величина трубки траекторий монотонно расширяется по времени и по высоте целевой орбиты. Предельные отклонения текущего положения и абсолютной скорости в режиме без использования спутниковой навигационной системы не превышают 115 км и 140 м/с. Для режима с использованием спутниковой навигационной системы эти значения не превышают 140 м и 1,5 м/с. 3. Выявлено, что предельные отклонения параметров орбиты космического аппарата в режиме с использованием спутниковой навигационной системы не превышают по высоте 27 км, по наклону – $1,8^\circ$, по эксцентриситету – $4,5 \times 10^{-4}$, по долготе восходящего узла – $2,7^\circ$. Для режима со спутниковой навигационной системой – по высоте – 2,6 км, по наклону и долготе восходящего узла – $0,0003^\circ$, по эксцентриситету – $3,5 \times 10^{-4}$. 4. В целом, использование спутниковой навигационной системы сужает трубку траекторий на два порядка, а точность увеличивает до четырёх в зависимости от орбитального параметра.

Ключевые слова: сверхлёгкая ракета-носитель; априорная оценка точности; пофакторный анализ; трубка траекторий; отклонения орбитальных параметров.

Введение

Анализируя существующий рынок пусковых услуг, следует обратить внимание на тенденцию к общей миниатюризации запускаемых космических аппаратов (КА) и ракет-носителей (РН). Так, для решения задач по выведению одного или группы микро-, нано-, пикаспутников и снижения рисков, связанных с их увязкой в группу с основным КА на РН, в последнее десятилетие Украиной проводятся разработки сверхлёгких РН [1, 2]. Их особенностью являются значительные ограничения по габаритно-массовым характеристикам приборного отсека, что в свою очередь приводит к необходимости минимизации размеров навигационной системы при условии обеспечения требуемой точности выведения на целевые орбиты.

Вследствие развития технологий производства электротехнических компонентов, датчиков, чувствительных элементов, аккумуляторных батарей, существенно снижаются габаритно-массовые характеристики блоков целевой аппаратуры. Одним из перспективных направлений развития современных инерциальных навигационных систем является использование комплекса командных приборов (ККП), построенного с использованием MEMS-технологии. Её использование совместно с бесплатформенным принципом построения навигационной системы даёт возможность значительно снизить габаритно-массовые характеристики, энергопотребление, размер, стоимость т.д.

Препятствием к реализации такого подхода остаются точностные характеристики MEMS-датчиков, входящих в состав ККП бесплатформен-

ной инерциальной навигационной системы (БИНС), которые в течение полёта РН могут достигать величин, неприемлемых для точного выведения даже единственного КА на орбиту.

В то же время, обеспечение точности выведения является одним из важнейших требований, предъявляемых к миссии РН. Кроме того, с использованием результатов анализа точности выведения в процессе подготовки РН к запуску проводится оценка гарантийных запасов компонентов топлива и подготовка полётного задания, необходимых для обеспечения миссии выведения.

С учётом вышеотмеченного, актуальность и важность приобретает задача проведения исследования, направленного на определение точности выведения современных РН сверхлёгкого класса на околоземные орбиты с использованием ККП БИНС, построенного с использованием MEMS-технологии.

1. Анализ последних исследований и публикаций

Основные направления научных работ, связанные с рассматриваемой задачей.

Проведено исследование точности выведения КА трёхступенчатой РН легкого класса с учётом воздействия стохастических возмущений комплекса командных приборов БИНС [3]. Получены распределения кинематических и оскулирующих параметров орбиты КА в первом восходящем узле автономного полёта. Исследовано влияние погрешностей на трубку траекторий и отклонения остатков компонентов топлива.

Методологии оценки точности РН посвящена монография [4]. Рассмотрены принципы организации систем навигации и наведения РН, методы оценки точности и модели ошибок ККП.

Учебник [5] посвящён разработке современных систем управления (СУ) РН, включая разработку математического обеспечения системы навигации и модели оценки точности выведения КА.

В статье [6] проведен сравнительный анализ различных методов априорной оценки точности выведения РН. Разработана математическая модель движения РН с терминальным наведением, учитывающая влияние погрешностей БИНС на её траекторию. Показано, что использование пофакторного анализа точности выведения для РН с терминальным наведением может привести к достаточно большому методическим погрешностям определения отклонения высоты апогея, высоты перигея и аргумента перигея.

Исследована возможность построения БИНС совместно с СНС для коммерческих РН легкого и

среднего классов на базе чувствительных элементов, выполненных по MEMS-технологии. Разработана структурная схема системы навигации, проведены априорные оценки точности выведения спутника на круговую орбиту различными РН [7 – 9].

В статье [10] рассмотрен вопрос разработки инерциальной навигационной системы, интегрированной с астронавигационной системой. Представлена конфигурация навигационной системы, разработаны её динамические и стохастические модели, используемые в алгоритме фильтрации. Проведен анализ работоспособности предложенных решений.

Разработке и проверке работоспособности алгоритма повышения точности инерциальной навигационной системы РН за счёт использования данных СНС с использованием фильтра Калмана посвящена статья [11].

Вопрос оценки погрешностей определения позиции РН и КА с использованием фильтра Калмана рассмотрен в работах [12, 13].

Предложен новый подход к апостериорной оценке точности выведения РН по результатам испытаний с использованием оператора приведения [14].

Рассмотрена методология апостериорной оценки точности РН «Зенит», включая определение опытно-теоретических характеристик точности выведения спутника [15].

В [16] рассмотрено решение задачи создания модели оценки точности тактических ракет и проверки её работоспособности.

Разработке концептуального проекта навигационной системы для РН с БИНС и СНС, выводящей малогабаритные спутники на низкие и средние околоземные орбиты, посвящена статья [17]. Проведен анализ возможных моделей движения РН и навигационных измерений, выявлены ключевые потенциальные трудности их создания и определены пути их разрешения с использованием объектно-ориентированного программного обеспечения.

Исследованию особенности влияния погрешностей ККП БИНС на точность выведения РН лёгкого класса на экваториальную орбиту посвящена работа [18]. Проведен анализ определяющих возмущающих факторов, определены трубки траекторий, исследовано влияние погрешностей ККП БИНС на точность выведения.

Исходя из проведенного анализа следует, что работы по априорному исследованию точности выведения РН ведутся. Применительно к исследованию точности выведения РН сверхлёгкого класса на различные околоземные орбиты, работы если и ведутся, то на данный момент не опубликованы.

2. Постановка задачи

Цель данной работы – провести исследование влияния погрешностей приборов бесплатформенной инерциальной навигационной системы, построенной на основе чувствительных MEMS-компонентов, на точность выведения космического аппарата на низкие орбиты высотой до 450 км для двух режимов работы: с использованием спутниковой навигационной системы и без неё. Рассматривается выведение КА на околокруговую орбиту трёхступенчатой РН сверхлёгкого класса. Учитываются погрешности ККП БИНС, имеющие наибольший накопительный эффект в процессе измерений:

- дрейф нуля в запуске;
- дрейф нуля от запуска к запуску;
- погрешность масштабного коэффициента;
- погрешность выставки осей чувствительности.

Необходимо:

Провести исследование влияния погрешностей ККП БИНС, построенной с использованием MEMS-сенсоров, на точность выведения космического аппарата для двух режимов работы с использованием спутниковой навигационной системы (инерциально-спутниковый) и без (инерциальный), включая:

- выявление определяющих возмущающих факторов;
- определение зависимости трубок траекторий кинематических параметров РН в зависимости от времени полёта и высоты целевой орбиты;
- определение зависимости предельных отклонений орбитальных параметров КА в момент отделения от РН от высоты целевой орбиты;
- провести сравнительный анализ точности выведения в инерциальном и инерциально-спутниковом режимах.

3. Априорная оценка точности выведения

Введём следующие предположения:

- РН – материальная точка переменной массы;
- гравитационный потенциал Земли EGM 2008, учитываются вторая, третья и четвёртая зональные гармоники [19];
- атмосфера Земли – стандартная [20];
- форма Земли – общий земной эллипсоид WGS-84 [21];
- системы наведения и стабилизации РН – идеальные;
- предельные отклонения рассматриваемых возмущающих факторов приведены в табл. 1;

- целевые орбиты РН – околокруговые, высотой от 200 до 405 км и наклонением 50...52°;
- энергетические возможности РН в рассматриваемом диапазоне высот представлены в табл. 2;
- точка старта РН: 37,75104° с.ш. и 25,27972°з.д.;
- азимут пуска – 130°;
- исследуемый ККП – Sensoror STIM300 [22].

Таблица 1

Параметры точности БИНС [22]

Параметр	Единицы измерения	Предельное значение
Блок гироскопов		
Дрейф нуля в запуске	°/ч	0,3
Дрейф нуля от запуска к запуску	°/ч	4
Погрешность масштабного коэффициента	ppm	500
Случайный дрейф нуля	°/ч ^{1/2}	0,15
Погрешность установки осей чувствительности	мрад	0,2
Блок акселерометров		
Дрейф нуля в запуске	mg	0,04
Дрейф нуля от запуска к запуску	mg	0,75
Погрешность масштабного коэффициента	ppm	200
Погрешность установки осей чувствительности	мрад	0,2

Таблица 2

Энергетические возможности РН

Высота целевой орбиты, км	Масса полезного груза, кг
200	1070
219	865
280	500
301	410
350	210
380	100
405	10

Как известно, существует два основных метода оценки точности выведения РН: априорная и апостериорная [3, 4].

Первая основана на предпусковом анализе возмущённых траекторий РН с определением распределений отклонений контролируемых параметров движения и их предельных отклонений. Вторая – статистическая обработка результатов пусков РН, на основании которых проводится уточнение используемой математической модели априорной оценки точности.

В свою очередь, для априорной оценки используются методы: марковских процессов, пофакторный анализ и статистическое моделирование. Первый обладает наименьшей точностью и применим на этапе предпроектных исследований. Второй может использоваться на всех этапах жизненного цикла РН и обладает большей точностью в сравнении с марковскими процессами. Третий – обладает наибольшей точностью, требует больших затрат на решение целевой задачи и целесообразен в условиях, когда разработаны алгоритмы СУ движением, позволяющие наиболее качественно промоделировать полёт РН в условиях воздействия множества стохастических возмущений.

Применительно к рассматриваемой задаче будем использовать метод пофакторного анализа, рассмотренного в [4], совместно с математической моделью априорной оценки точности, предложенной в [5].

Для каждой из рассматриваемых орбит (табл. 2) с учётом действия возмущающих факторов (табл. 1) проведено моделирование точности выведения КА в среде MATLAB с использованием интегрирования методом Рунге-Кутты четвёртого порядка с шагом 0,01 с. В результате проведенного моделирования выявлен состав определяющих возмущающих факторов, определены трубки кинематических параметров траектории РН в проекциях на оси начальной стартовой системы координат (НССК) и предельные отклонения параметров орбит КА (высота, эксцентриситет, наклонение и долгота восходящего узла) в момент отделения от РН.

4. Пофакторный анализ

Рассмотрим номинальные значения проекций векторов абсолютной скорости и текущего положения РН на оси НССК в момент отделения КА в зависимости от высоты орбиты (табл. 3 и 4).

Таблица 3

Проекция вектора абсолютной скорости РН на оси НССК в момент отделения КА

Высота орбиты, км	V _x , м/с	V _y , м/с	V _z , м/с
200	6193,19	-1605,10	-216,11
219	6341,26	-1968,00	-221,30
280	6639,24	-3016,18	-243,44
301	6767,65	-2999,32	-248,49
350	7095,21	-2964,15	-262,94
380	7308,97	-2947,24	-273,47
405	7508,94	-2935,66	-284,12

В результате проведенного пофакторного анализа выявлены определяющие возмущающие фак-

торы, влияющие на точность выведения КА: дрейф нуля гироскопа от запуска к запуску и случайный дрейф нуля гироскопа в запуске.

Таблица 4

Проекция вектора текущего положения РН на оси НССК в момент отделения КА

Высота орбиты, км	X, м	Y, м	Z, м
200	$1,658 \times 10^6$	$6,361 \times 10^6$	$-9,373 \times 10^4$
219	$1,962 \times 10^6$	$6,293 \times 10^6$	$-1,033 \times 10^5$
280	$2,871 \times 10^6$	$6,004 \times 10^6$	$-1,333 \times 10^5$
301	$2,904 \times 10^6$	$6,011 \times 10^6$	$-1,338 \times 10^5$
350	$2,985 \times 10^6$	$6,026 \times 10^6$	$-1,353 \times 10^5$
380	$3,033 \times 10^6$	$6,035 \times 10^6$	$-1,364 \times 10^5$
405	$3,077 \times 10^6$	$6,041 \times 10^6$	$-1,375 \times 10^5$

5. Трубка траекторий

Рассмотрим трубки траекторий РН, типовой вид которых приведен на рис. 1 и 2.

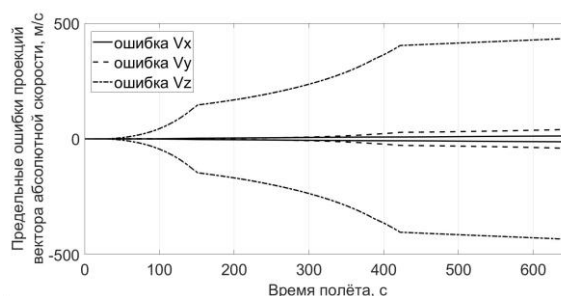


Рис. 1. Типовой характер изменения предельных отклонений проекций вектора абсолютной скорости на оси НССК

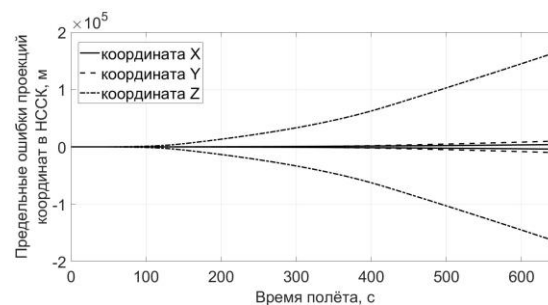


Рис. 2. Типовой характер изменения предельных отклонений проекций вектора текущего положения на оси НССК

Зависимость величины предельных отклонений кинематических параметров орбиты РН в момент отделения КА от высоты целевой орбиты в инерциальном режиме приведена в табл. 5 и 6, в инерциально-спутниковом – в табл. 7 и 8.

Таблица 5

Предельные отклонения проекций вектора абсолютной скорости в момент отделения КА на оси НССК в зависимости от высоты орбиты, инерциальный режим

Высота орбиты, км	V_x , м/с	V_y , м/с	V_z , м/с
200	8,049	22,972	86,599
219	8,812	25,142	86,551
280	10,409	33,168	106,588
301	10,668	34,275	108,752
350	11,408	37,213	117,275
380	11,945	39,197	124,945
405	12,483	41,106	133,652

Таблица 6

Предельные отклонения проекций вектора текущего положения в момент отделения КА на оси НССК в зависимости от высоты орбиты, инерциальный режим

Высота орбиты, км	X, м	Y, м	Z, м
200	1967	3451	85402
219	2363	4649	102482
280	3686	8812	112295
301	3730	9027	111397
350	3848	9566	109621
380	3926	9907	108840
405	4002	10219	108389

Таблица 7

Предельные отклонения проекций вектора абсолютной скорости в момент отделения КА на оси НССК в зависимости от высоты орбиты, инерциально-спутниковый режим

Высота орбиты, км	V_x , м/с	V_y , м/с	V_z , м/с
200	0,986	1,024	1,254
219	0,997	1,185	0,976
280	1,085	1,189	1,027
301	1,474	1,061	1,156
350	1,313	1,061	1,415
380	1,302	1,061	1,330
405	1,106	1,410	1,185

Из полученных результатов следует:

– трубки траекторий проекций абсолютной скорости и текущего положения на оси НССК монотонно возрастают по времени полёта;

– с ростом высоты целевой орбиты трубки траекторий расширяются;

– предельное отклонение проекции векторов абсолютной скорости и текущего положения на ось Z НССК в инерциальном режиме на порядок превышает проекции на оси X и Y;

– предельные отклонения проекций вектора текущего положения РН на оси НССК не превышают 140 м, что соответствует предельным отклонениям текущего положения по данным СНС;

– предельные отклонения проекций вектора абсолютной скорости на оси НССК не превышают 1,5 м/с, что соответствует предельным отклонениям текущего положения по данным СНС.

– использование измерений СНС значительно (на несколько порядков) сужает трубку траекторий РН.

Таблица 8

Предельные отклонения проекций вектора текущего положения в момент отделения КА на оси НССК в зависимости от высоты орбиты, инерциально-спутниковый режим

Высота орбиты, км	X, м	Y, м	Z, м
200	106	118	127
219	131	139	113
280	131	122	97
301	122	126	114
350	121	115	116
380	133	127	104
405	111	115	136

6. Точность выведения космического аппарата

Рассмотрим влияние погрешностей ККП на точность выведения КА на целевые орбиты. Параметры целевой орбиты приведены в табл. 9. Полученные в результате проведенного моделирования предельные отклонения параметров орбиты для инерциального и инерциально-спутникового режимов приведены в табл. 10 и 11.

Таблица 9

Номинальные орбитальные параметры

Высота, км	i , °	Ω , °
200	51,68	13,07
219	51,66	13,07
280	51,54	13,13
301	51,54	13,12
350	51,52	13,11
380	51,5	13,11
405	51,47	13,12

Из полученных результатов следует:

1. ККП БИНС, построенный с использованием MEMS-технологий в инерциальном режиме, не может обеспечить требуемую точность выведения КА РН сверхлёгкого класса. Так предельные отклонения

параметров орбиты колеблются в следующих пределах:

- высота – до 27 км;
- наклонение – до $1,73^\circ$;
- долгота восходящего узла – до $2,7^\circ$.

2. В свою очередь, использование СНС позволяет на несколько порядков повысить точность выведения и довести её до приемлемого уровня:

- высота – до 2,6 км;
- наклонение – до $0,0003^\circ$;
- долгота восходящего узла – до $0,0003^\circ$.

3. Предельные отклонения параметров орбиты КА в инерциальном режиме монотонно возрастают с ростом высоты целевой орбиты.

4. Предельные отклонения высоты орбиты КА в инерциально-спутниковом режиме монотонно возрастают с ростом высоты целевой орбиты.

5. Предельные отклонения наклонения и долготы восходящего узла орбиты КА в инерциально-спутниковом режиме слабо зависят от высоты целевой орбиты.

6. Зависимость предельных отклонений эксцентриситета орбиты КА в инерциально-спутниковом режиме имеет сложный характер.

Таблица 10

Предельные отклонения орбитальных параметров в инерциальном режиме работы БИНС

Высота, км	Δa , м	Δi , $^\circ$	Δe	$\Delta \Omega$, $^\circ$
200	8835	1,662	$1,5 \times 10^{-6}$	2,596
219	10088	1,671	$1,5 \times 10^{-6}$	2,606
280	14335	1,701	$7,8 \times 10^{-5}$	2,640
301	15598	1,705	$1,4 \times 10^{-4}$	2,643
350	19537	1,715	$2,8 \times 10^{-4}$	2,654
380	22846	1,722	$3,7 \times 10^{-4}$	2,661
405	26670	1,728	$4,5 \times 10^{-4}$	2,667

Таблица 11

Предельные отклонения орбитальных параметров в инерциально-спутниковом режиме работы БИНС

Высота, км	Δa , м	Δi , $^\circ$	Δe	$\Delta \Omega$, $^\circ$
200	831	0,0002	$2,2 \times 10^{-4}$	0,0002
219	877	0,0001	$2,1 \times 10^{-4}$	0,0001
280	1232	0,0001	$2,3 \times 10^{-4}$	0,0001
301	1903	0,0001	$3,5 \times 10^{-4}$	0,0001
350	2250	0,0002	$1,5 \times 10^{-4}$	0,0001
380	2588	0,0001	$2,0 \times 10^{-4}$	0,0001
405	2443	0,0001	$2,7 \times 10^{-4}$	0,0001

Заключение

В результате проведенных исследований определено влияние погрешностей ККП БИНС на точность выведения КА РН сверхлёгкого класса на низкие околоземные орбиты высотой до 450 км.

1. Выявлены определяющие возмущающие факторы: дрейф нуля гироскопа от запуска к запуску и случайный дрейф нуля гироскопа.

2. Определено влияние погрешностей ККП БИНС на трубку траекторий кинематических параметров РН в зависимости от времени полёта и высоты целевой орбиты в инерциальном и инерциально-спутниковом режимах БИНС. Показано, что предельные отклонения текущего положения и абсолютной скорости по каждой из проекций в инерциальном режиме не превышают 115 км и 140 м/с. Для инерциально-спутникового режима – не превышают 140 м и 1,5 м/с соответственно.

3. Определено влияние погрешностей ККП БИНС на точность выведения КА на целевые орбиты для инерциального и инерциально-спутникового режимов БИНС. Предельные отклонения параметров орбиты КА монотонно возрастают с ростом высоты целевой орбиты и не превышают по высоте 27 км, по наклонению – $1,8^\circ$, по эксцентриситету – $4,5 \times 10^{-4}$, по долготе восходящего узла – $2,7^\circ$. Для инерциально-спутникового режима предельные отклонения высоты орбиты монотонно возрастают с ростом высоты целевой орбиты и не превышают 2,6 км. Предельные отклонения наклонения и долготы восходящего узла слабо зависят от высоты целевой орбиты и не превышают $0,0003^\circ$. Предельные отклонения эксцентриситета имеют сложную зависимость от высоты целевой орбиты и не превышают $3,5 \times 10^{-4}$.

4. Размер трубок траекторий в инерциально-спутниковом режиме до 100 раз меньше. Точность выведения КА в инерциально-спутниковом режиме выше, чем в инерциальном, более, чем в 10 раз.

Литература

1. Ключников, В. Ю. Ракеты-носители сверхлёгкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты [Электронный ресурс] / В. Ю. Ключников. – Режим доступа: <https://www.vesvks.ru/vks/article/rakety-nositeli-sverhlegkogo-klassa-nisha-na-rynke-16453> – 15.09.2021.
2. Adamowski, J. UK-Ukrainian launch vehicle developer Skyrora to establish smallsat launch site [Electronic resource] / J. Adamowski. – Available at: <https://spacenews.com/uk-ukrainian-launch-vehicle-developer-skyrora-to-establish-smallsat-launch-site/> – 15.09.2021.

3. Голубек, А. В. Априорная оценка точности выведения космических аппаратов современными ракетами-носителями с БИНС [Текст] : монография / А. В. Голубек, И. М. Филиппенко, К. Э. Татаревский ; под ред. акад. НАНУ А. В. Дегтярёва. – Днипро : Ліра, 2020. – 187 с.

4. Novukov, O. Methods of analysis for launch vehicle injection accuracy [Text] : monograph / O. Novukov, V. Tikhonov, V. Litvinov. – Vilnius : VGTU Press Technika, 2015. – 256 p.

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

6. Голубек, А. В. Сравнение методов оценки влияния погрешностей комплекса командных приборов на точность выведения ракет-носителей с терминальным наведением [Текст] / А. В. Голубек // Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – № 2. – С. 45-51.

7. Trefilov, P. M. Strapdown inertial navigation systems readings correction based on navigational data of other sensors and systems with intelligent selection of the priority adjuster [Text] / P. M. Trefilov, M. V. Mamchenko, A. V. Korol'kov // Materials of web-conference Topical Problems of Agriculture, Civil and Environmental Engineering, 23 December 2020. – 2020. – Vol. 224. – 9 p. DOI: 10.1051/e3sconf/202022402024.

8. Оценка функционирования БИНС, построенных по MEMS технологии, без и с использованием интеграции с АП СНС [Текст] / Ю. В. Чуча, В. Л. Тихонов, Е. А. Дегтярёва, С. О. Сидоренко, Е. В. Матвиенко, А. Н. Лапка, С. Н. Лялюк // Космические технологии: настоящее и будущее : тез. докл. 8-й Междунар. конф., 21-24 мая 2019 г. – Днипро, 2019. – С. 45.

9. Liu, J. In-flight alignment method of navigation system based on microelectromechanical systems sensor measurement [Text] / J. Liu, T. Zhao // International journal of distributed sensor networks. – 2019. – Vol. 15, Issue 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 [Text] / A. J. Jamshaid, F. Jiancheng // Computers and mathematics with applications. – 2009. – Vol. 57. – P. 169-183. DOI: 10.1016/j.camwa.2008.07.042.

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

12. Biswas, S. Computationally efficient non-linear Kalman filters for on-board space vehicle navigation [Text] : dissertation thesis / Biswas Sanat Kumar. – 2017. – School of electrical engineering and telecommunications, Faculty of engineering. – Sydney, 2007. – 185 p.

13. Stoica, A.-M. A discrete-time Kalman filtering method for launch vehicle under parametric modelling uncertainty [Text] / A.-M. Stoica, C. Ene, I.-B. Jakab //

Materials of the 9th EASN international conference on "Innovation in aviation & space", University Politehnica, 17 December 2019. – Bucharest, 2019. – 8 p. DOI: 10.1051/mateconf/201930407008.

14. Арсеньев, В. Н. Оценивание характеристик точности системы управления ракеты-носителя по результатам пусков в различных условиях [Текст] / В. Н. Арсеньев, П. В. Лабейцкий // Известия ВУЗов. Приборостроение. – 2015. – Т. 58, № 1. – С. 27-32.

15. Методология и результаты анализа точности выведения космических аппаратов ракетой-носителем «Зенит» [Текст] / В. В. Брикер, В. С. Литвинов, А. А. Негода // Космічна наука і технологія. – 1996. – Т. 2, № 3-4. – С. 66-69.

16. Error analysis of strapdown inertia navigation system in tactical missiles [Text] / L.-J. Zhang, X.-F. Xie, D.-D. Li, Y. Wang // 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 [Text] / N. Zosimovych // Journal of engineering and science (IRJES). – 2014. – Vol. 3, Issue 6. – P. 39-54.

18. Golubek, A. V. A priori analysis of the injection accuracy of a launch vehicle into equatorial orbit [Text] / A. V. Golubek // Міжвідомчий науково-технічний збірник «Адаптивні системи автоматичного управління». – 2020. – № 2 (37). – P. 74-86.

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

20. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры [Текст]. – 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. [Electronic resource]. – Available at: <https://earth-info.nga.mil/GandG/publications/tr8350.2/wgs84fin.pdf>. – 05.12.2020.

22. Sensor STIM300 Inertial Measurement Unit datasheet [Electronic resource]. – Available at: <https://www.sensor.com/products/inertial-measurement-units/stim300>. – 05.12.2020.

References (BSI)

1. Klyushnikov, V. Yu. Rakety-nositeli sverkhlegkogo klassa: nisha na rynke puskovykh uslug i perspektivnye proekty [Ultra-light launch vehicles: a niche in the launch services market and promising projects]. Available at: <https://www.vesvks.ru/vks/article/rakety-nositeli-sverkhlegkogo-klassa-nisha-na-rynke-16453> (accessed 15.09.2021).

2. Adamowski, J. UK-Ukrainian launch vehicle developer Skyrora to establish smallsat launch site. Available at: <https://spacenews.com/uk-ukrainian-launch-vehicle-developer-skyrora-to-establish-smallsat-launch-site/> (accessed 15.09.2021).

3. Golubek, A. V., Filippenko, I. M., Tatarevskiy, K. E. Apriornaya otsenka tochnosti vyvedeniya kosmicheskikh apparatov sovremennymi raketami-

nositelyami s BINS [A priori estimate of the accuracy of spacecraft launching by modern launch vehicles with SINS]. Dnipro, Lira Publ., 2020. 187 p.

4. Novykov, O., Tikhonov, V., Litvinov, V. *Methods of analysis for launch vehicle injection accuracy*, Vilnius, VGTU Press Technika Publ., 2015. 256 p.

5. Alekseev, Yu. S. *Proektirovanie sistem upravleniya obyektov raketno-kosmicheskoy tekhniki [Design of control systems for objects of rocket and space technology]*. Kharkov, NPP "Khartron-Arkos" Publ., 2012. 578 p.

6. Golubek, A. V. *Sravnenie metodov otsenki vliyaniya pogreshnostey kompleksa komandnykh priborov na tochnost' vyvedeniya raket-nositeley s terminal'nym navedeniem [Comparison of methods for assessing the influence of errors in a set of command devices on the accuracy of launching launch vehicles with terminal guidance]*. *Aviacijno-kosmichna tekhnika i tehnologiya – Aerospace technic and technology*, 2015, vol. 2, pp. 45-51.

7. 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*, 2020, vol. 224. 9 p. DOI: 10.1051/e3sconf/202022402024.

8. Chucha, Yu. V., Tikhonov, V. L., Degtyareva, E. A., Sidorenko, S. O., Matvienko, E. V., Lapko, A. N., Lyalyuk, S. N. Otsenka funktsionirovaniya BINS, postroyennykh po MEMS tekhnologii, bez i s ispol'zovaniem integratsii s AP SNS [Evaluation of the functioning of SINS, built using MEMS technology, without and with the use of integration with the AP SNS]. *Trudy 8 nauch. konf. Kosmicheskie tekhnologii: nastoyashchee i budushchee* [Abstract of the 8-th International conference Space technologies: present and future]. Dnipro, 2019, pp. 45.

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, no. 4. DOI: 10.1177/1550147719844929.

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

11. Liu, J., Zhu, Y., Lai, J., Yu, Y. Inner attitude integration algorithm based on fault detection for strapdown inertial attitude and heading reference system. *Chinese journal of aeronautics*, 2010, vol. 23, pp. 68-74. DOI: 10.1016/S1000-9361(09)60189-8.

12. Biswas, S. *Computationally efficient non-linear Kalman filters for on-board space vehicle navigation*. Ph. D. diss. thesis. Sydney, 2007. 185 p.

13. 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 inter-national conference on "Innovation in aviation & space"*. Bucharest, 2019. 8 p. DOI: 10.1051/mateconf/201930407008.

14. Arsen'ev, V. N., Labetskiy, P. V. Otsenivanie kharakteristik tochnosti sistemy upravleniya rakety-nositelya po rezul'tatam puskov v razlichnykh usloviyakh [Evaluation of the accuracy characteristics of the control system of the launch vehicle based on the results of launches in various conditions]. *Izvestiya VUZov. Priborostroenie*, 2015, vol. 58, no. 1, pp. 27-32.

15. Briker, V. V., Litvinov, V. S., Negoda, A. A., Novikov, A. V. Metodologiya i rezul'taty analiza tochnosti vyvedeniya kosmicheskikh apparatov raketoy-nositelem «Zenit» [Methodology and results of the analysis of the accuracy of spacecraft launching by the Zenit launch vehicle]. *Kosmichna nauka i tekhnologiya*, 1996, vol. 2, no. 3-4, pp. 66-69.

16. Zhang, L.-J. Error analysis of strapdown inertia navigation system in tactical missiles. *Advanced in control engineering and information science*, 2011, vol. 15, pp. 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 (IR-JES)*, 2014, vol. 3, no. 6, pp. 39-54.

18. Golubek, A. V. A priori analysis of the injection accuracy of a launch vehicle into equatorial orbit. *Mizhvidomchij nauko-tekhnichnij zbirnik «Adaptivni sistemi avtomatichnogo upravlinnya»* [Interdepartmental scientific and technical digest "Adaptive systems of automatic control"]. 2020, vol. 2(37), pp. 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, pp. 1-38. DOI: 10.1029/2011JB008916.

20. GOST 4401-81. Atmosfera standartnaya. Parametry [State Standard 4401-81. Standard atmosphere. Parameters]. Moscow, Standartinform Publ., 1982. 180 p.

21. NIMA TR 8350.2: Department of Defense World Geodetic System 1984, Available at: <https://earth-info.nga.mil/GandG/publications/tr8350.2/wgs84fin.pdf>. (accessed 05.12.2020).

22. Sensor STIM300 Inertial Measurement Unit, datasheet, Available at: <https://www.sensor.com/products/inertial-measurement-units/stim300/> (accessed 05.12.2020).

Надійшла до редакції 10.08.2021, розглянута на редколегії 23.09.2021

ОЦІНКА ВПЛИВУ ПОХИБОК БІНС, ЯКА ПОБУДОВАНА НА MEMS-КОМПОНЕНТАХ, НА ТОЧНІСТЬ ВИВЕДЕННЯ РАКЕТИ-НОСІЯ НАДЛЕГКОГО КЛАСУ

А. С. Смирнов, О. В. Голубек

Об'єктом дослідження статті є рух рідинної ракети-носія надлегкого класу в навіколоземному космічному просторі. Предметом дослідження є точність виведення космічного апарата ракетою-носієм. Ціль статті – про-

вести дослідження впливу похибок приладів безплатформної інерціальної навігаційної системи, що побудована з використанням MEMS-сенсорів, на точність виведення космічного апарата на низькі навколоземні орбіти висотою до 450 км для двох режимів роботи: з використанням супутникової навігаційної системи та без. Задачі: виявити визначальні збурюючі фактори, визначити вплив похибок приладів на трубку траєкторій, визначити вплив похибок приладів на точність виведення, провести порівняльний аналіз характеристик точності, які отримані для двох режимів роботи навігаційної системи. Використані методи: аналіз, синтез, аналогія, порівняння, пофакторний аналіз, статистичне моделювання, статистична обробка результатів моделювання. Результати: виявлений перелік визначальних збурюючих факторів, отримані залежності трубок траєкторій від висоти цільової орбіти і часу польоту, отримані залежності граничних відхилень параметрів орбіти космічного апарата в момент відділення від ракети-носія від висоти цільової орбіти. Висновки. 1. Показано, що визначальними збурюючими факторами є дрейф нуля гіроскопа від запуску до запуску та випадковий дрейф нуля гіроскопа. 2. Визначено, що розмір трубки траєкторій монотонно збільшується за часом і за висотою орбіти. Граничні відхилення поточного положення і абсолютної швидкості в режимі без використання супутникової навігаційної системи не перевищує 115 км і 140 м/с. Для режиму з використанням супутникової навігаційної системи ці значення не перевищуються 140 м і 1,5 м/с. 3. Виявлено, що граничні відхилення параметрів орбіти космічного апарата в режимі без використання супутникової навігаційної системи не по висоті 27 км, по нахилу – $1,8^\circ$, по ексцентриситету – $4,5 \times 10^{-4}$, по довготі висхідного вузла – $2,7^\circ$. Для режиму із супутниковою навігаційною системою – по висоті – 2,6 км, по нахилу і довготі висхідного вузла – $0,0003^\circ$ по ексцентриситету – $3,5 \times 10^{-4}$. 4. В цілому, використання супутникової навігаційної системи звужує трубку траєкторій на два порядки, а точність збільшує до чотирьох в залежності від орбітальних параметра.

Ключові слова: надлегка ракета-носіє; апіорна оцінка точності; пофакторний аналіз; трубка траєкторій; відхилення параметрів орбіти.

ESTIMATION OF THE INFLUENCE OF ERRORS OF THE SINS CONSTRUCTED ON MEMS COMPONENTS ON THE ACCURACY OF POSITIONING A ULTRA-LIGHT CLASS ROCKET

A. S. Smyrnov, A. V. Golubek

The object of the article is the movement of an ultra-light class liquid-propellant launch vehicle in near-earth space. The subject of the research is the accuracy of launching a spacecraft by a launch vehicle. The article studies the effect of errors in the instruments of a strap-down inertial navigation system built with the use of MEMS sensors on the accuracy of launching a spacecraft into low-earth orbits with an altitude of up to 450 km for two modes of operation: with and without a satellite navigation system. Tasks: to identify the determining disturbing factors, to determine the influence of instrument errors on the trajectory tube, to determine the influence of instrument errors on the insertion accuracy, to perform a comparative analysis of the accuracy characteristics obtained for two modes of operation of the navigation system. Methods used analysis, synthesis, analogy, comparison, factor analysis, statistical modeling, statistical processing of modeling results. Results: a set of defining disturbing factors was revealed, the dependencies of the trajectory tubes on the altitude of the target orbit and flight time were obtained, the dependencies of the limiting deviations of the parameters of the spacecraft's orbit at the time of separation from the launch vehicle on the altitude of the target orbit were obtained. Conclusions. 1. It is shown that the determining perturbing factors are the zero drift of the gyroscope from launch to launch and the zero random drift of the gyroscope. 2. It was determined that the value of the trajectory tube monotonically expands on time and the height of the target orbit. Maximum deviations of the current position and absolute speed in the mode without using a satellite navigation system do not exceed 115 km and 140 m/s. For the mode using a satellite navigation system, these values do not exceed 140 m and 1.5 m/s. 3. It was revealed that the maximum deviations of the parameters of the spacecraft's orbit in the mode with the use of a satellite navigation system do not exceed 27 km in height, $1,8^\circ$ in inclination, $4,5 \times 10^{-4}$ in eccentricity, and $2,7^\circ$ for the longitude of the ascending node. For the mode with a satellite navigation system - in height - 2.6 km, in inclination and longitude of the ascending node - 0.0003° , in eccentricity - $3,5 \times 10^{-4}$. 4. Generally, the use of a satellite navigation system narrows the trajectory tube by twice, and the accuracy increases to four times, depending on the orbital parameters.

Keywords: ultralight launch vehicle; a priori accuracy estimation; factor by factor analysis; error box; orbit parameters deviation.

Смирнов Артём Сергеевич – аспирант кафедри систем автоматизованного управління Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

Голубек Александр Вячеславович – д-р техн. наук, доцент, доцент кафедри систем автоматизованного управління Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна.

Artem Smyrnov – PhD student of Department of Automation and Control of Engineering Systems, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine,
e-mail: smyrnovart@gmail.com, ORCID: 0000-0001-9273-9889.

Aleksandr Golubek – Doctor in Engineering Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Department of Automation and Control of Engineering Systems, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine,
e-mail: holubek@ftf.dnu.edu.ua, juffin@i.ua, ORCID: 0000-0002-7764-6278, Scopus Author ID: 57208623254.