

УДК 629.07

К.В. Козадаев, А.Е. Макаренко

## ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В РЕЖИМЕ НЕПОДВИЖНОСТИ

*Предлагается метод повышения точности навигационных решений в интервалах неподвижности между последовательными фазами движения для слабосвязанной инерциально-спутниковой системы, включающей в себя микроэлектромеханические чувствительные элементы. Метод основывается на учете неизменности вектора состояния динамической системы во время стоянки. Результаты испытаний показывают уменьшение разброса значений оценок географических координат и скоростей и увеличение точности определения углов крена и тангажа для динамических систем, а также отсутствие нарастания курсовой ошибки.*

### Введение

Широкое распространение навигационных систем в повседневной жизни человека обусловлено возможностью получения точных данных о параметрах, описывающих положение и перемещение различных объектов в системе географических координат. В случаях, когда помимо значений координат и скоростей объекта необходима информация о его ориентации в трехмерном пространстве, используют инерциально-спутниковые навигационные системы (ИСНС). Зачастую применяются бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) на основе микроэлектромеханических (МЭМС) чувствительных элементов, что обусловлено их относительной дешевизной, низким энергопотреблением, малыми габаритами и массой.

Измерения, формируемые такими инерциальными датчиками, характеризуются случайной шумовой составляющей и подвержены эффекту дрейфа нуля. Это приводит к росту погрешности показаний БИНС, особенно при работе в течение длительного промежутка времени в автономном режиме без внешней коррекции. Совместная обработка показаний инерциального блока и данных глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) позволяет учитывать зашумленность каждой из составляющих и увеличивает точность оценки навигационных параметров ИСНС. Дополнительно ИСНС преодолевают ограничения, связанные с низкой частотой обновления и кратковременным (единицы секунд) отсутствием навигационного решения при неуверенном приеме сигналов ГНСС.

Когда ИСНС находится в режиме, близком к прямолинейному равномерному движению, либо в неподвижном состоянии, погрешность определения угла курса идентифицировать затруднительно. При перемещении между целевыми точками с постоянной заданной скоростью для коррекции курса в автоматической системе управления возможно вычисление путевого угла на основе вектора путевого скорости, разумеется, с некоторыми допущениями (совпадение направления вектора скорости и продольной оси конструкции объекта, т. е. равенство нулю угла скольжения). Во время стоянок возможность такой коррекции угла курса отсутствует.

В работе предлагается метод уменьшения разброса результатов навигационного решения и ликвидации эффекта увеличения курсовой ошибки в фазах неподвижности ИСНС без применения дополнительных источников данных об угловом положении. Используется только информация об отсутствии движения системы относительно поверхности Земли, а также неизменном угле курса, т. е.

$$\vec{v}^n = [0 \quad 0 \quad 0]^T; \quad (1)$$

$$\Psi_k = \Psi_{\text{fix}} = \text{const}, \quad (2)$$

где  $\vec{v}^n$  – вектор скорости в навигационной (сопровождающей) системе координат;

$\Psi_k$  – значение угла курса ИСНС на  $k$ -й итерации алгоритма;

$\Psi_{\text{fix}}$  – значение угла курса ИСНС на момент входа в неподвижное состояние.

Результативность предлагаемого метода коррекции демонстрируется на примере обработки навигационных данных, полученных с помощью как модельных систем, так и реального МЭМС-блока совместно с показаниями приемника ГНСС.

## 1. Альтернативные методы коррекции курсового угла

Основным методом решения проблемы уменьшения ненаблюдаемой и нарастающей ошибки определения угла курса ИСНС при проведении измерений с помощью МЭМС-датчиков во время стоянки между фазами движения является применение дополнительных источников информации об угловом положении системы.

При использовании магнитометрического сенсора или компаса курсовую ошибку можно скорректировать как во время движения, так и во время неподвижности объекта [1]. Однако такая коррекция требует качественного выполнения процедур калибровки с учетом окружающих сенсор ферромагнитных материалов и других внутренних источников магнитного поля, а также адекватной математической модели магнитного поля Земли. Не менее важно устранить влияние внешних переменных магнитных полей на чувствительные элементы в процессе работы системы, что в полевых условиях весьма затруднительно. В результате невыполнения этих условий может иметь место смещенная оценка вектора магнитного поля Земли и, как следствие, ошибочная оценка вектора состояния системы в целом. Поэтому данные магнитометра обычно используются, когда модуль показаний незначительно отличается от значений, задаваемых моделью геомагнитного поля Земли. Таким образом, даже при наличии в системе магнитометрических сенсоров не всегда имеется возможность коррекции параметров углового положения.

У спутниковых угломерных систем также есть ряд ограничений и недостатков. Для функционирования этих систем необходимо, чтобы расстояние между фазовыми центрами спутниковых антенн было не менее определенного значения (обычно порядка нескольких метров), что накладывает на них ряд конструктивных ограничений. Необходим также качественный и стабильный прием сигналов большого числа спутников, что в условиях плотной городской застройки либо сложного рельефа местности не всегда возможно. Еще одним недостатком является большая стоимость этой системы по сравнению с МЭМС-блоками средней точности.

Известный метод под названием ZIHR [2] (Zero Integrated Heading Rate) заключается в использовании нулевой скорости изменения угла курса при стоянке в дополнение к информации об отсутствии движения системы относительно поверхности Земли. Это замедляет накопление ошибки угла курса при учете остаточных дрейфов гироскопа, однако не устраняет погрешность полностью.

## 2. Метод коррекции курсового угла

В предлагаемом методе коррекции использован алгоритм ИСНС, построенный по схеме компенсации ошибок алгоритма БИНС с обратной связью [2, 3, 4]. Ошибки оцениваются с помощью расширенного дискретного фильтра Калмана (ФК), работа которого состоит из двух повторяющихся этапов – экстраполяции и коррекции. Первый этап выполняется в моменты получения информации от алгоритма БИНС, второй – при поступлении спутникового навигационного решения. В вектор состояния ФК входят ошибки определения координат, скоростей и углового положения с помощью БИНС, а также остаточные дрейфы инерциальных датчиков:

$$\bar{\mathbf{x}} = \left[ \left( \delta \bar{\mathbf{r}}^n \right)^T \quad \left( \delta \bar{\mathbf{v}}^n \right)^T \quad \left( \bar{\varphi} \right)^T \quad \left( \delta \bar{\mathbf{f}}^b \right)^T \quad \left( \delta \bar{\mathbf{w}}_{ib}^b \right)^T \right]^T, \quad (3)$$

где  $\bar{\mathbf{x}}$  – вектор состояния ФК;

$\delta \bar{\mathbf{r}}^n$  – вектор-столбец ошибок определения координат с помощью БИНС;

$\delta \bar{\mathbf{v}}^n$  – вектор-столбец ошибок определения скорости с помощью БИНС;

$\bar{\varphi}$  – вектор поворота [2], описывающий ошибку определения углового положения БИНС;

$\delta \bar{\mathbf{f}}^b$  и  $\delta \bar{\mathbf{w}}_{ib}^b$  – вектор-столбцы дрейфов акселерометра и гироскопа соответственно.

Вектор измерений ФК имеет следующий вид:

$$\bar{\mathbf{z}} = \left[ \left( \Delta \bar{\mathbf{r}}^n \right)^T \quad \left( \Delta \bar{\mathbf{v}}^n \right)^T \right]^T, \quad (4)$$

где  $\Delta\vec{\Gamma}^n$  и  $\Delta\vec{v}^n$  – вектор-столбцы разностных значений координат и скоростей соответственно, вычисленные с использованием данных приемника ГНСС и алгоритма БИНС.

Матрица наблюдения строится на основании вычисления якобиана после линеаризации уравнений измерений [2, 3]:

$$H = \frac{\partial h(\vec{x}, \vec{z}, \vec{p})}{\partial \vec{z}}, \quad (5)$$

где  $h(\vec{x}, \vec{z}, \vec{p})$  – уравнения измерений, которые описывают связь компонент вектора измерений с компонентами вектора состояния ФК;

$\vec{p}$  – вектор-столбец параметров (текущее значение навигационных параметров и т. д.).

В простейшем случае, если расстояние между антенной спутникового приемника и центром измерительных осей инерциальных чувствительных элементов незначительно, вектор  $z$  формируется из разницы между координатами и скоростями инерциальной и спутниковой подсистем. В противном случае необходимо учитывать «плечевой» эффект [2, 5], т. е. смещение координат и возникновение разности скоростей, связанной с вращением антенны относительно измерительного инерциального центра при сложном движении объекта.

Матрицы возмущения и динамики системы (под системой в контексте ФК подразумевается совокупность ошибок, составляющих вектор состояния) находятся с помощью линеаризации уравнений состояния и вычисления следующих якобианов [2, 3]:

$$F = \frac{\partial f(\vec{x}, \vec{w}, \vec{p})}{\partial \vec{x}}; \quad (6)$$

$$G = \frac{\partial f(\vec{x}, \vec{w}, \vec{p})}{\partial \vec{w}}, \quad (7)$$

где  $F$  – матрица динамики системы;

$G$  – матрица возмущения;

$\vec{w}$  – вектор-столбец возмущения ФК, включающий случайные шумовые составляющие в показаниях инерциальных датчиков и в математических моделях, описывающих остаточные дрейфы нуля инерциальных датчиков;

$f(\vec{x}, \vec{w}, \vec{p})$  – система дифференциальных уравнений, описывающая зависимость скорости изменения вектора состояния ФК от вектора возмущения, компонент самого вектора состояния и других параметров.

В качестве уравнений состояния ФК использована  $\phi$ -модель ошибок алгоритма БИНС [2, 6, 7]. Эта система дифференциальных уравнений описывает поведение ошибок определения навигационных параметров алгоритмом БИНС с учетом их текущих значений и неточности инерциальных элементов, что позволяет по разностным сигналам координат и скоростей оценивать не только координатные и скоростные ошибки БИНС, но еще и дрейфы инерциальных датчиков, а также угловую ошибку. Поведение дрейфов нулей акселерометра и гироскопа описывается в рамках экспоненциально-коррелированных моделей случайного процесса [2, 4].

Под неподвижным состоянием навигационной системы понимается отсутствие движения системы относительно поверхности Земли и изменений углов пространственной ориентации системы. В рассматриваемом режиме оценить погрешность определения курса ИСНС на основе МЭМС среднего и нижнего ценовых диапазонов затруднительно из-за шумовых характеристик датчиков и их неспособности измерять угловые скорости, сравнимые со скоростью суточного вращения Земли. Как упоминалось ранее, без использования дополнительной информации эта ошибка увеличивается.

Разработанный метод повышения точности навигационного решения ИСНС в режиме стоянки включает две дополнительные коррекции. Первая носит название ZUPT (zero velocity update) [2], в ней применяется информация о равенстве нулю скорости движения относительно Земли. Когда формируется вектор измерений ФК, вместо скоростных показаний приемника

ГНСС используется нулевое значение скорости. Эта коррекция выполняется после обновления информации БИНС на каждой итерации ФК. Спутниковое координатное решение при поступлении также применяется для вычисления вектора измерений ФК. Описанная коррекция уменьшает среднеквадратичную ошибку определения географических координат и скоростей. Дополнительно уменьшаются ошибки определения углов крена и тангажа, точность нахождения которых зависит от проекций на горизонтальную плоскость остаточных составляющих дрейфов акселерометра.

Вторая коррекция заключается в использовании информации о неизменности угла курса во время стоянки. При входе в неподвижный режим сохраняется текущее значение угла курса, которое во время неподвижности системы используется для формирования вектора измерений ФК в процессе реализации алгоритма БИНС. Соответствующая компонента вектора измерений ФК имеет вид

$$z_{\Psi} = \Psi_{\text{БИНС}} - \Psi_{\text{фик}}, \quad (8)$$

где  $\Psi_{\text{БИНС}}$  – текущее значение угла курса, вычисленное алгоритмом БИНС.

Поскольку сохраненное в момент входа в неподвижный режим значение угла курса может содержать неточность, формируемое разностное измерение может быть смещенной оценкой курсовой ошибки. При его использовании для коррекции ложно уменьшаются значения элементов ковариационной матрицы ФК. Для учета возможного смещения используемой оценки ошибку определения углового положения представляют в виде комбинации двух частей. Первая описывает ненаблюдаемую постоянную курсовую ошибку, которая присутствует при входе в неподвижный режим, вторая – оставшуюся наблюдаемую часть ошибки углового положения. Тогда уравнение возмущения [2, 4, 5], используемое при выводе уравнений ошибок алгоритма БИНС, для углового положения с учетом малости угловых ошибок примет вид

$$\hat{C}_b^n = [I - (\vec{\varphi} \times)] [I - (\vec{\Psi}_{\text{err}} \times)] C_b^n; \quad (9)$$

$$\vec{\Psi}_{\text{err}} = [0 \quad 0 \quad \Psi_{\text{err}}]^T, \quad (10)$$

где  $I$  – единичная матрица;

$C_b^n$  – матрица направляющих косинусов [4, 7], преобразующая векторы из связанной с измерительными осями инерциальных датчиков системы координат в навигационную;

$\hat{C}_b^n$  – оценка матрицы  $C_b^n$ ;

$\vec{\Psi}_{\text{err}}$  – вектор поворота, описывающий ненаблюдаемую постоянную курсовую ошибку, которая присутствует при входе в неподвижный режим;

$(\vec{\Psi}_{\text{err}} \times)$  и  $(\vec{\varphi} \times)$  – кососимметрические матрицы, составленные из соответствующих векторов поворота.

Использование данного уравнения возмущения оценки углового положения позволяет получить модифицированную систему уравнений ошибок алгоритма БИНС. После сокращения величин второго и меньших порядков малости полученная модель ошибок эквивалентна  $\varphi$ -модели, если в ней заменить вектор  $\vec{\varphi}$ , входящий в уравнения, на вектор

$$\vec{\varphi}_{\text{stat}} = \vec{\varphi} + \vec{\Psi}_{\text{err}}. \quad (11)$$

Поскольку вектор  $\vec{\Psi}_{\text{err}}$  неизменен во время стоянки, соответствующее уравнение состояния имеет вид

$$d\Psi_{\text{err}}/dt = 0. \quad (12)$$

Во время стоянки используется расширенный вектор состояния ФК, дополнительно включающий элемент  $\Psi_{\text{err}}$ . Матрицы ФК также вычисляются на основе модифицированной модели ошибок БИНС. При входе в режим стоянки ковариация ненаблюдаемой постоянной

курсовой ошибки  $\Psi_{\text{err}}$  принимается равной ковариации третьей компоненты вектора  $\vec{\varphi}$ . После этого ковариация соответствующей компоненты вектора  $\vec{\varphi}$  обнуляется. Для момента возобновления движения из вектора состояния ФК исключается элемент  $\Psi_{\text{err}}$ , при этом его ковариация добавляется к ковариации третьей компоненты вектора  $\vec{\varphi}$ . Режиму движения соответствуют матрицы ФК, эквивалентные описанным ранее матрицам базовой ИСНС. Данная коррекция обеспечивает наблюдаемость всех составляющих дрейфов гироскопа и предотвращает нарастающие ошибки курсового угла.

Уравнение измерения ошибки угла курса, необходимое для вычисления строки матрицы измерений ФК, имеет вид [2]

$$h_{\psi} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \hat{\Psi}}{\partial \varphi_x} & \frac{\partial \hat{\Psi}}{\partial \varphi_y} & \frac{\partial \hat{\Psi}}{\partial \varphi_z} \end{bmatrix}^T \cdot \vec{\varphi} + e_{\psi}; \quad (13)$$

$$\vec{\varphi} = [\varphi_x \quad \varphi_y \quad \varphi_z]^T; \quad (14)$$

$$\hat{\Psi} = \arctg(\hat{C}_{b,(21)}^n / \hat{C}_{b,(11)}^n), \quad (15)$$

где  $\hat{C}_{b,(ij)}^n$  – элемент матрицы  $\hat{C}_b^n$ , находящийся в  $i$ -й строке и  $j$ -м столбце матрицы;  $e_{\psi}$  – ошибка измерения угла курса;  $\hat{\Psi}$  – оценка угла курса; символ точки соответствует скалярному произведению векторов.

Применение метода повышения точности в алгоритме ИСНС возможно при ручной активации неподвижного режима и при автоматическом детектировании перехода в это состояние. При отсутствии равномерных прямолинейных участков в движении объекта для детектирования неподвижного режима можно воспользоваться калиброванными показаниями инерциальных датчиков [8]. В противном случае необходима дополнительная информация для детектирования останковки, например показания датчика скорости или измерения датчика пройденного пути.

### 3. Испытания метода коррекции курсового угла

Для проверки алгоритма ИСНС на основе предложенного метода повышения точности функционирования и эффективности навигационного решения при неподвижном состоянии объектов выполнена серия экспериментов. С помощью математического пакета MatLab реализовано несколько моделей ИСНС: базовая, с совместной коррекцией по методам ZUPT и ZINR, а также с описанной в данной работе коррекцией (ZUPT и применение разностных измерений курсового угла). При моделировании поведения систем в режиме стоянки использовались как математические модели источников навигационной информации, так и данные реального инерциального МЭМС-блока и ГНСС. В их качестве выступали МЭМС-блок потребительского класса точности [2] MPU-9150 и модуль ГНСС u-blox NEO-M8N. Частота поступления измерений инерциального блока настроена на 100 Гц, частота обновления спутникового навигационного решения имеет стандартное значение 1 Гц. Данные инерциальной и спутниковой подсистем получены в процессе нахождения системы в точке с известными координатами и угловым положением, длительность одного эксперимента составила 300 с.

Математические модели источников навигационной информации определены в виде суммы идеальных измерений и аддитивных ошибок. Ошибки инерциальных датчиков состоят из остаточной систематической части (для акселерометра –  $0,08 \text{ м/с}^2$ , для гироскопа –  $0,01 \text{ }^\circ/\text{с}$ ) и случайной составляющей: совокупности экспоненциально коррелированного шума (время корреляции – 1 ч, СКО для акселерометра –  $0,025 \text{ м/с}^2$ , для гироскопа –  $0,04 \text{ }^\circ/\text{с}$ ) и гауссова белого шума (СКО для акселерометра –  $0,08 \text{ м/с}^2$ , для гироскопа –  $0,5 \text{ }^\circ/\text{с}$ ). Используемые численные значения характерны для применяемого МЭМС-блока после проведения предварительной калибровки. Для СКО измерений наблюдаемой части курсовой ошибки применено значение  $0,1^\circ$ . Ошибки спутникового приемника представлены случайной составляющей – суммой экспоненциально коррелированного шума и гауссова белого шума [5]. Среднеквадратичные ошибки за рассматриваемый временной интервал составили: для координат  $3,1 \text{ м}$  в горизонтальной плоскости

и 4,2 м в вертикальной, для скоростей 0,1 м/с. Точность навигационного решения эквивалентна точности, полученной с помощью используемого приемника ГНСС.

С целью получения численных характеристик эффективности разработанного метода выполнена серия запусков реализованных моделей. Точность задания начальных значений координат и скоростей соответствует точности приемника ГНСС: для начальных значений углов крена и тангажа –  $0,1^\circ$ , угла курса –  $0,5^\circ$ . Для всех тестируемых алгоритмов начальные значения параметров и величин идентичны.

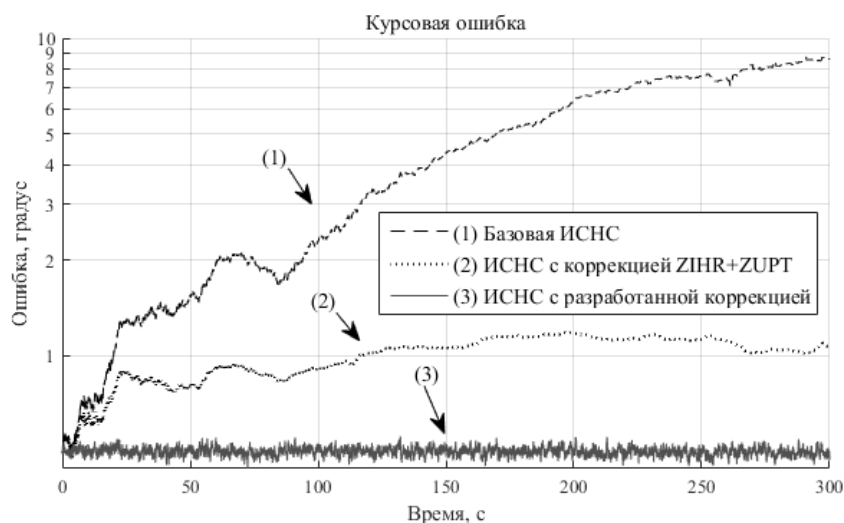
#### 4. Результаты экспериментов

В таблице представлены усредненные результаты серии экспериментов, во время проведения которых системы находились в режиме стоянки. Для базовой ИСНС и для ИСНС с совместной коррекцией ZIHR и ZUPT имеет место накопление ошибки угла курса. Поэтому приведено значение, усредненное для серии экспериментов в конечные моменты времени.

Результаты экспериментальной проверки

Величина	Среднеквадратичное значение ошибки определения величины		
	Базовая ИСНС	ZIHR и ZUPT	Разработанный метод
<i>Данные реальных подсистем</i>			
Координаты в плоскости, м	1,79	1,42	1,42
Высота, м	2,56	1,93	1,93
Скорость, м/с	0,08	0,012	0,012
Углы крена и тангажа, град.	0,23	0,13	0,13
Угол курса, град.	8,31	1,37	0,51
<i>Модельные данные</i>			
Координаты в плоскости, м	1,65	1,3	1,3
Высота, м	2,37	1,71	1,71
Скорость, м/с	0,07	0,01	0,01
Углы крена и тангажа, град.	0,19	0,11	0,11
Угол курса, град.	7,2	1,23	0,51

Для демонстрации различий в поведении ошибки угла курса для протестированных алгоритмов на рисунке изображен график соответствующих величин одного из экспериментов.



Ошибки определения угла курса в неподвижном состоянии с помощью различных алгоритмов ИСНС

Полученные экспериментальные результаты позволяют сделать вывод об эффективности предложенного метода повышения точности ИСНС в режиме стоянки между фазами движения. Коррекция, реализующая описанный метод, увеличила точность нахождения навигационных параметров по сравнению с базовой ИСНС. Для используемых в эксперименте источников навигационной информации и численных значений параметров точность нахождения координат в горизонтальной плоскости возросла на 21 %, высоты – на 25 %, скоростей – на 75 %, углов крена и тангажа – на 43 %. В сравнении с другими упомянутыми системами (базовой и ИСНС с коррекцией ZUPT и ZIHR) решена проблема нарастания ошибки угла курса. Отличие полученных значений при использовании данных реальных блоков и математических моделей не превышает 20 %.

### **Заключение**

В работе предложено решение задачи повышения точности навигационных решений ИСНС в моменты неподвижности без значительного увеличения ее сложности. При практическом использовании ИСНС на подвижных объектах данный режим работы возникает довольно часто, в то время как не всегда имеется возможность добавления новых источников навигационной информации. Предлагаемый метод позволяет решить серьезную проблему устранения накопления курсовой ошибки без использования дополнительных источников данных об угловом положении.

### **Список литературы**

1. Макаренко, А.Е. Алгоритм гибридной системы определения навигационных параметров беспилотных летательных аппаратов / А.Е. Макаренко // Сб. материалов конф. «CSIST'2016». – Минск, 2016. – С. 35–39.
2. Shin, E.-H. Estimation Techniques for Low-Cost Inertial Navigation / E.-H. Shin. – Alberta : Department of Geomatics Engineering Calgary, 2005. – 206 p.
3. Козадаев, К.В. Алгоритм повышения точности слабосвязанной инерциально-спутниковой навигационной системы на основе фильтра Калмана для ошибок БИНС / К.В. Козадаев, А.Е. Макаренко // Электроника инфо. – 2015. – № 9(123). – С. 45–48.
4. Матвеев, В.В. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.В. Матвеев, В.Я. Распопов ; под общ. ред. В.Я. Распопова. – СПб. : Электроприбор, 2009. – 280 с.
5. Sveinsson, A. INS/GPS Error Analysis and Integration / A. Sveinsson. – Reykjavík, Iceland : School of Science and Engineering at Reykjavik University, 2012. – 114 p.
6. Savage, P.G. Strapdown analytics. Part 1 / P.G. Savage. – Minnesota : Inc. Maple Plain, 2000. – 1619 p.
7. Titterton, D.H. Strapdown Inertial Navigation Technology / D.H. Titterton, J.L. Weston. – 2nd edition. – Stevenage : The Institution of Electrical Engineers, 2004. – 581p.
8. Zero-Velocity Detection – An Algorithm Evaluation / I. Skog [et al.] // IEEE Transactions on Biomedical Engineering. – Stockholm, 2010. – Vol. 57, iss. 11. – P. 2657–2666.

**Поступила 29.03.2017**

*Белорусский государственный университет,  
Минск, ул. Курчатова, 5  
e-mail: kozadaeff@mail.ru,  
makaran@tut.by*

**K.V. Kozadaev, A.E. Makarenko**

**IMPROVING THE ACCURACY OF INERTIAL-SATELLITE  
NAVIGATION SYSTEM IN IMMOBILITY MODE**

A method of improving the accuracy of navigation solutions in immobility mode between motion phases for loosely coupled inertial-satellite system with MEMS sensors is proposed. The method is based on invariance of the dynamic system state while stationary. The test results show the decrease of variation in estimation of geographical coordinates and velocities, and the increase of accuracy of determining the pitch and roll angles for dynamic systems, as well as the lack of increase of the course error.