

УДК 621.396

В.Б. УСПЕНСКИЙ, И.А. БАГМУТ

Национальный технический университет «ХПИ», Украина

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ В БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Работа посвящена вопросам, связанным с эффективностью решения задачи инерциальной навигации в условиях бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Рассмотрен выбор систем координат, кинематических параметров ориентации подвижного объекта, а также методов интегрирования навигационных уравнений и кинематических уравнений вращения подвижного объекта. Приведены результаты компьютерного моделирования функционирования бесплатформенной инерциальной навигационной системы, свидетельствующие о высокой эффективности разработанных алгоритмов.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, гироскоп, акселерометр, навигационные уравнения, кинематические уравнения.

Введение

Под задачей инерциальной навигации (ЗИН) в общем случае понимается определение местоположения и скорости подвижного объекта (ПО) как материальной точки в принятой системе координат по информации от инерциальных датчиков – акселерометров и гироскопов [1]. Акселерометры (АК) измеряют вектор кажущегося ускорения подвижного объекта. Гироскопы (ГС) предназначены для определения ориентации ПО, а также для воспроизведения на объекте системы координат (СК), в дальнейшем называемой опорной, в которой интегрируются навигационные уравнения.

При решении ЗИН в условиях бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) необходимо учитывать следующие факторы, влияние которых обуславливает специфику такой задачи:

- получение и обработка информации с датчиков осуществляется дискретно во времени, причем измерения внутри интервала дискретности недоступны;
- акселерометры измеряют кажущееся, а не абсолютное ускорение подвижного объекта.

Указанные факторы делают решение ЗИН в БИНС нетривиальным. В связи с этим вопрос разработки и реализации эффективных решений задачи инерциальной навигации в БИНС является актуальным.

1. Постановка задачи

Задача инерциальной навигации может быть формализована следующим образом. Пусть \bar{x} – 6-ти мерный вектор состояния подвижного объекта, в

который входят три его координаты и три проекции скорости на оси опорной системы координат (СК). В зависимости от принятой СК, координаты ПО имеют тот или иной геометрический смысл. В общем случае динамика вектора \bar{x} , независимо от принятой СК, описывается дифференциальным уравнением

$$\dot{\bar{x}}(t) = f(\bar{x}(t), \bar{E}, \bar{A}(t)), \quad (1)$$

где $\bar{A}(t)$ – 3-х мерный вектор абсолютного ускорения подвижного объекта в проекциях на оси опорной системы координат;

\bar{E} – вектор параметров движения самой СК.

Вид функциональной зависимости f определяется выбранной СК.

Таким образом, полагая $\bar{E}, \bar{A}(t), \bar{x}(0) = \bar{x}_0$ известными, ЗИН на математическом уровне интерпретируется, как задача Коши с соответствующими условиями существования и единственности решения.

Эффективность алгоритма инерциальной навигации принято оценивать с позиций требований, предъявляемых к алгоритмическому обеспечению бесплатформенной инерциальной навигационной системы, а именно универсальности, точности, вычислительной устойчивости и простоты. В этих условиях выделим ключевые факторы, влияющие на эффективность решения:

- выбор опорной СК;
- выбор кинематических параметров ориентации ПО в пространстве;
- метод интегрирования навигационных уравнений;
- метод интегрирования кинематических уравнений вращения ПО.

По этим вопросам существует множество работ, в частности [2 – 7], однако в них указанные

факторы рассматриваются отдельно, что не дает целостного представления, позволяющего достаточно быстро разработать эффективное решение задачи инерциальной навигации.

2. Решение задачи

2.1. Выбор опорной системы координат

В качестве опорной может быть использована любая СК, обеспечивающая полноту и однозначность определения положения ПО в пространстве. Вместе с тем, выбор СК определяет характер зависимости f в уравнении (1). При этом существенное влияние оказывает, является ли система координат подвижной или неподвижной, декартовой или криволинейной.

Традиционно в теории инерциальной навигации используются следующие СК [4]:

– геоцентрическая инерциальная декартова система координат $\{\Gamma_0\}$;

– геоцентрическая подвижная декартова система координат $\{\Gamma\}$;

– криволинейная географическая система координат.

Приведем навигационные уравнения (1) для каждой из указанных систем.

Геоцентрическая инерциальная декартова система координат.

Навигационные уравнения в СК $\{\Gamma_0\}$ [4]:

$$\dot{\bar{R}} = \bar{V}, \quad (2)$$

$$\dot{\bar{V}} = \bar{a} + \bar{g}(\bar{R}), \quad (3)$$

где \bar{R} – радиус-вектор ПО;

\bar{V} – абсолютная скорость ПО;

\bar{a} – кажущееся ускорение подвижного объекта;

$\bar{g}(\bar{R})$ – гравитационное ускорение.

Все векторные величины задаются в проекциях на оси инерциальной системы координат.

Геоцентрическая подвижная декартова система координат.

Навигационные уравнения в подвижной СК имеют вид [4]:

$$\dot{\bar{r}} = \bar{v}, \quad (4)$$

$$\dot{\bar{v}} = \bar{a} + 2(\bar{\Omega} \times \bar{v}) + \bar{g}', \quad (5)$$

где \bar{r} – радиус-вектор подвижного объекта;

\bar{v} – относительная скорость ПО;

\bar{a} – кажущееся ускорение ПО;

$\bar{\Omega}$ – угловая скорость вращения Земли;

$\bar{g}'(\bar{r})$ – ускорение силы тяжести.

Значение ускорения силы тяжести вычисляется на основе соотношения [4]:

$$\bar{g}'(\bar{r}) = \bar{g}(\bar{r}) + (\bar{\Omega} \times (\bar{\Omega} \times \bar{r})).$$

Все векторные величины задаются в проекциях на оси подвижной СК.

Криволинейная географическая система координат.

Введенные географические координаты подчиняются дифференциальным уравнениям [4]:

$$\begin{aligned} \dot{\lambda} &= \frac{v_E}{(R_1 + H) \cdot \cos \varphi}, \\ \dot{\varphi} &= \frac{v_N}{R_2 + H}, \\ \dot{H} &= v_H, \end{aligned} \quad (6)$$

где λ – географическая долгота;

φ – географическая широта;

H – высота подвижного объекта над поверхностью земного эллипсоида;

v_N , v_H , v_E – соответственно северная, восточная и восточная проекции вектора относительной скорости ПО на оси сопровождающего трехгранника;

a_0 – большая полуось Земного эллипсоида;

e – эксцентриситет Земного эллипсоида;

$$R_1 = \frac{a_0 + H}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 \varphi}};$$

$$R_2 = \frac{(a_0 + H)(1 - e^2)}{(1 - e^2 \sin^2 \varphi)^{\frac{3}{2}}}.$$

При этом вектор относительной скорости определяется из уравнения

$$\dot{\bar{v}} = \bar{a} + \bar{g}' + \bar{v} \times (\bar{\Omega} + \bar{\omega}), \quad (7)$$

где $\bar{\omega}$ – вектор абсолютной угловой скорости сопровождающего трехгранника.

Все векторные величины задаются в проекциях на оси сопровождающего трехгранника.

Как видно из уравнений (6), производная $\dot{\lambda}$ при $\varphi \rightarrow \pm \frac{\pi}{2}$ неограниченно возрастает по абсолютной величине, что делает систему (6) малоприменимой для численного интегрирования в высоких широтах. Уравнения для декартовых систем (2), (3) и (4), (5) принципиально не отличаются друг от друга. Вместе с тем использование в правой части уравнений (4) и (5) приближенно известных векторов \bar{v} и \bar{r} ведет к дополнительной ошибке, накапливаемой в процессе интегрирования.

Таким образом, сравнивая навигационные уравнения для различных СК с точки зрения их сложности, наличия особых случаев, представляется целесообразным в качестве опорной СК для решения ЗИН использовать инерциальную декартову систему.

2.2. Выбор кинематических параметров ориентации подвижного объекта в пространстве

Показания акселерометров формируются относительно жестко связанных с подвижным объектом осей. Поэтому для определения проекций вектора абсолютного ускорения на оси опорной СК необходимо отслеживать взаимное положение указанных систем координат. С этой целью в БИНС совместно с навигационными уравнениями интегрируются кинематические уравнения вращения твердого тела, которые в общем виде можно представить следующим образом:

$$\dot{\bar{\alpha}} = \phi(\bar{\alpha}, \bar{\omega}_{\{E\}}), \quad (8)$$

где $\bar{\alpha}$ – набор кинематических параметров, определяющих ориентацию ПО относительно опорной СК;

$\bar{\omega}_{\{E\}}$ – вектор угловой скорости вращения ПО

в проекциях на связанный с ним базис $\{E\}$.

Состав $\bar{\alpha}$ и вид функциональной зависимости ϕ определяется конкретным выбором кинематических параметров.

Вопрос рационального выбора кинематических параметров $\bar{\alpha}$ достаточно подробно отражен в литературе [2, 3]. Здесь ограничимся только краткой характеристикой некоторых из них с точки зрения использования в бесплатформенной инерциальной навигационной системе [2]:

– угловые параметры (углы Эйлера, Эйлера-Крылова, самолетные углы и др.). Их преимущество при описании вращения – физичность, минимально необходимое количество (три). Недостаток – нелинейность кинематических уравнений, наличие особых точек, связанных с неограниченным возрастанием их правых частей (случай вырождения);

– матрица направляющих косинусов. Преимущество – линейность кинематических уравнений. Недостаток – большое количество элементов (девять), наличие взаимосвязи между ними (условие ортогональности и нормировки столбцов матрицы). Последний фактор обуславливает необходимость коррекции матрицы при численном интегрировании кинематического уравнения;

– параметры Родрига-Гамильтона – компоненты собственного кватерниона [3]. Преимущества – физичность, минимальная избыточность (четыре), линейность кинематических уравнений. Недостаток – необходимость их нормировки при численном интегрировании кинематических уравнений.

В настоящее время выбор тех либо иных параметров с целью использования в БИНС для различных типов подвижных объектов (судах, воздушных летательных аппаратах, космических лета-

тельных аппаратах и т.д.) во многом ограничен опытом предшествующих разработок. Учитывая вышесказанное, является целесообразным в основу решения задачи определения ориентации положить параметры Родрига-Гамильтона.

Приведем кинематическое уравнение вращения твердого тела в параметрах Родрига-Гамильтона [3]. В кватернионной форме они имеют вид

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Lambda \circ \bar{\omega}_{\{E\}}, \quad (9)$$

где $\Lambda = (\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$ – собственный кватернион;

λ_0 – скалярная компонента кватерниона;

$\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ – векторные компоненты кватерниона.

В заключение отметим, что переход от одних кинематических параметров к другим можно осуществить по известным формулам [3].

2.3. Метод интегрирования кинематических уравнений

В общем случае точное решение кинематического уравнения (9) не может быть выражено в элементарных функциях. Вместе с тем его решение для момента времени $t_n = n \cdot \Delta t$, $n = 0, 1, 2, \dots$ по формуле сложение поворотов можно представить в виде:

$$\begin{aligned} \Lambda(t_n) &= \Lambda(t_0) \circ \Delta\Lambda(t_1) \circ \\ &\circ \Delta\Lambda(t_2) \circ \dots \circ \Delta\Lambda(t_{n-1}) = \\ &= \Lambda(t_{n-1}) \circ \Delta\Lambda(t_{n-1}), \end{aligned} \quad (10)$$

где $\Delta\Lambda(t_k)$ – кватернион "элементарного" поворота на интервале $[t_k, t_{k+1}]$.

Кватернион $\Delta\Lambda(t_k)$ соответствует частному решению кинематического уравнения

$$\Delta\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Delta\Lambda \circ \bar{\omega}_{\{E\}} \quad (11)$$

при начальном условии $\Delta\Lambda(t_k) = 1$.

Известны различные методы приближенного решения уравнения (11) [3], которые, в конце концов, приводят к вычислительным алгоритмам той либо иной сложности. Ограничимся здесь только кратким описанием алгоритмов, построенных на основе метода Пикара, обоснование и подробный анализ которых можно найти в [3].

Решение уравнения (11) можно представить в виде бесконечного ряда

$$\begin{aligned} \Delta\Lambda_n^* &= 1 + \frac{1}{2} \Delta\bar{\theta}_n - \frac{1}{8} |\Delta\bar{\theta}_n|^2 + \\ &+ \frac{1}{24} (\Delta\bar{\theta}_n \times \Delta^2\bar{\theta}_n) - \\ &- \frac{1}{48} |\Delta\bar{\theta}_n|^2 \Delta\bar{\theta}_n + \frac{1}{48} (\Delta\bar{\theta}_n \times \Delta^3\bar{\theta}_n) - \\ &- \frac{1}{192} |\Delta\bar{\theta}_n|^2 \Delta^2\bar{\theta}_n + \frac{1}{384} |\Delta\bar{\theta}_n|^4 + \dots, \end{aligned} \quad (12)$$

где $\Delta\bar{\theta}_n = \int_{t_{n-1}}^{t_n} \bar{\omega}_{\{E_n\}}(t)dt$ – приращение вектора кажущегося поворота на такте (разность первого порядка для переменной $\bar{\theta}$);

$\Delta^2\bar{\theta}$ – разность второго порядка;

$\Delta^3\bar{\theta}$ – разность третьего порядка.

Ограничиваясь членами ряда определенного порядка малости относительно величины $|\Delta\bar{\theta}|$, получим алгоритмы интегрирования уравнения (11) различных порядков. После численного моделирования и анализа алгоритмов различных порядков принят алгоритм третьего порядка, как достаточный по обеспечиваемой точности и сравнительно просто реализуемый в условиях нестабильного такта съема информации с ГС:

$$\Delta\lambda_0^* = 1 - \frac{1}{8}|\Delta\bar{\theta}_n|^2, \quad (13)$$

$$\Delta\bar{\lambda}^* = \frac{1}{2}\Delta\bar{\theta}_n - \frac{|\Delta\bar{\theta}_n|}{48}\Delta\bar{\theta}_n - \frac{1}{24}[\Delta\bar{\theta}_n \times \Delta\bar{\theta}_{n-1}^*],$$

где $\Delta\bar{\theta}_{n-1}^* = \Delta\bar{\theta}_{n-1} \frac{\Delta t_n}{\Delta t_{n-1}}$ – приращение вектора кажущегося поворота с предыдущего такта обновления информации, приведенное к продолжительности текущего такта.

Поскольку формулы (13) не обеспечивают нормировки кватерниона $\Delta\lambda^* = \Delta\lambda_0^* + \Delta\bar{\lambda}^*$, она проводится дополнительно по схеме

$$\Delta\lambda = \frac{\Delta\lambda^*}{\sqrt{\Delta\lambda_0^{*2} + (\Delta\bar{\lambda}^*, \Delta\bar{\lambda}^*)}}. \quad (14)$$

Таким образом, алгоритм интегрирования кинематического уравнения (11) составляют соотношения (10), (13) и (14).

2.4. Метод интегрирования навигационных уравнений

Рассмотрим на интервале времени $[t_n, t_{n+1}]$ “скоростное” навигационное уравнение (3), записанное в инерциальной СК $\{E_n\}$, совпадающей со связанной СК в момент времени t_n :

$$\begin{aligned} \dot{\bar{V}}_{\{E_n\}}(\tau) &= \bar{a}_{\{E_n\}}(\tau) + \bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(\tau)) = \\ &= \Delta\Lambda(\tau) \circ \bar{a}(\tau) \circ \Delta\tilde{\Lambda}(\tau) + \bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(\tau)), \end{aligned}$$

где $\tau \in [t_n, t_{n+1}]$;

$\Delta\Lambda$ – кватернион поворота ПО относительно базиса $\{E_n\}$ на такте.

Пренебрегая изменением вектора гравитационного ускорения на такте интегрирования, имеем

$$\begin{aligned} \Delta\bar{V}_{\{E_n\}}(t_n) &= \int_{t_n}^{t_{n+1}} (\Delta\Lambda(\tau) \circ \bar{a}(\tau) \circ \Delta\tilde{\Lambda}(\tau))d\tau + \\ &+ \bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(t_n)) \cdot \Delta t_{n+1}. \end{aligned} \quad (15)$$

Допустим, что на такте $[t_n, t_{n+1}]$ вращение ПО осуществлялось с постоянной угловой скоростью, а его линейное движение – с постоянным ускорением. В этом случае (16) можно представить в виде:

$$\begin{aligned} \Delta\bar{V}_{\{E_n\}}(t_n) &= \int_{t_n}^{t_{n+1}} [\cos\Delta\theta(\tau) \cdot \bar{a}(\tau) + \\ &+ \sin\Delta\theta(\tau) \cdot (\bar{\xi} \times \bar{a}(\tau)) + (1 - \cos\Delta\theta(\tau)) \cdot \\ &\cdot (\bar{\xi}, \bar{a}) \cdot \bar{\xi}]d\tau + \bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(t_n)) \cdot \Delta t_{n+1}, \end{aligned} \quad (16)$$

где $\Delta\theta(\tau) = \omega \cdot \tau$ – модуль приращения кажущегося поворота $\Delta\bar{\theta}(t_{n+1}) = \int_{t_n}^{t_{n+1}} \bar{\omega}(\tau)d\tau$; $\bar{\xi} = \frac{\bar{\omega}}{\omega}$.

Далее, полагая $\Delta\theta$ на такте малым и заменив \cos и \sin соответствующими разложениями, удержим только члены второго порядка малости относительно $\Delta\theta$, Δb , либо их произведения, где

$$\Delta b = |\Delta\bar{b}| \quad \text{и} \quad \Delta\bar{b}(t_{n+1}) = \int_{t_n}^{t_{n+1}} \bar{a}(\tau)d\tau - \text{измерения аксе-}$$

лерометров. Тогда окончательно для (15) получим приближенное выражение

$$\begin{aligned} \Delta\bar{V}_{\{E_n\}}(t_n) &= \Delta\bar{b} + \frac{1}{2}(\Delta\bar{\theta} \times \Delta\bar{b}) + \\ &+ \bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(t_n)) \cdot \Delta t_{n+1}, \end{aligned} \quad (17)$$

где $\bar{g}_{\{E_n\}}(\bar{R}(t_n))$ – вектор гравитационного ускорения, вычисляемый по модели гравитационного поля Земли и спроецированный с помощью кватерниона ориентации $\Lambda(t_n)$ на оси базиса $\{E_n\}$.

После преобразования вектора $\Delta\bar{V}(t_n)$ к начальной инерциальной СК, относительно которой вычисляется ориентация ВЛА:

$$\Delta\bar{V}(t_n) = \Lambda(t_n) \circ \Delta\bar{V}_{\{E_n\}}(t_n) \circ \tilde{\Lambda}(t_n), \quad (18)$$

получим

$$\bar{V}(t_{n+1}) = \bar{V}(t_n) + \Delta\bar{V}(t_n). \quad (19)$$

Для интегрирования “координатного” навигационного уравнения (2), учитывая малый темп изменения координат, использован модифицированный метод Эйлера, в соответствии с которым

$$\bar{R}(t_{n+1}) = \bar{R}(t_n) + \frac{1}{2}(\bar{V}(t_n) + \bar{V}(t_{n+1})) \cdot \Delta t. \quad (20)$$

Таким образом, алгоритм интегрирования навигационных уравнений (2) и (3) с учетом измерений акселерометров и вычисляемого по модели гравитационного ускорения реализуется формульными выражениями (17) – (20).

3. Компьютерное моделирование

На базе полученных результатов разработаны программные средства, позволяющие моделировать функционирование БИНС при различных значениях инструментальных погрешностей инерциальных датчиков для заданной программы полета воздушного летательного аппарата (ВЛА). В данном случае, для апробации разработанных и программно реализованных алгоритмов (вычислительная устойчивость, точность), значения погрешностей инерциальных датчиков задавались равными нулю. Точность работы навигационной системы определялась координатной ошибкой:

$$\delta r = \sqrt{(r_{X2} - r_{X1})^2 + (r_{Y2} - r_{Y1})^2 + (r_{Z2} - r_{Z1})^2},$$

где r_{X1}, r_{Y1}, r_{Z1} – проекции истинного радиус-вектора ВЛА на оси геоцентрической неподвижной декартовой СК, вычисленные в имитационной модели движения;

r_{X2}, r_{Y2}, r_{Z2} – проекции радиус-вектора воздушного летательного аппарата, вычисленные по алгоритмам инерциальной навигации.

Моделирование проводилось для программы полета длительностью 2050 сек.

Горизонтальная траектория и высотный профиль движения ВЛА представлены соответственно на рис. 1 и 2.

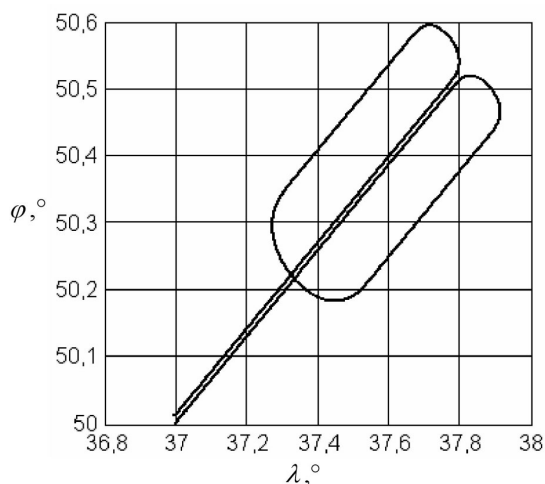


Рис. 1. Горизонтальная траектория движения ВЛА

Как и следовало ожидать, значение координатной ошибки δr зависит от величины такта Δt обновления информации с датчиков. Максимальное значение координатной ошибки δr на всей программе полета при $\Delta t = 0,001$ сек. составляет 5,5 м и при $\Delta t = 0,01$ сек. – 55 м. Результаты свидетельствуют о высокой эффективности разработанных алгоритмов.

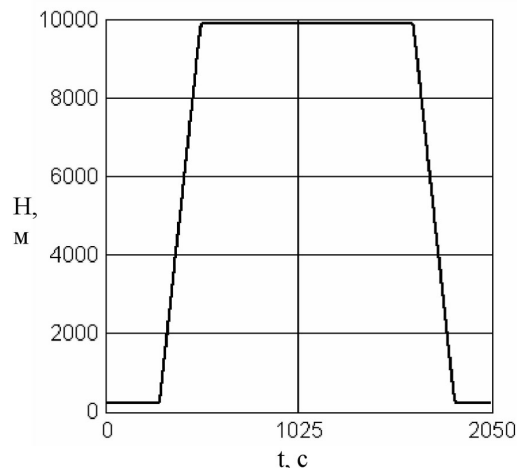


Рис. 2. Высотный профиль движения ВЛА

Заключение

Представленное решение задачи инерциальной навигации является методически достаточно точным, устойчивым в вычислительном смысле и простым для практической реализации. Для формирования так называемых потребительских параметров: широты, долготы, высоты; северной, вертикальной и восточной составляющих относительной скорости; углов курса, тангажа и крена, характеризующих ориентацию объекта относительно местной географической системы координат, описанная процедура решения ЗИН дополняется хорошо формализованными с помощью алгебры кватернионов алгоритмами преобразования векторов в различные системы координат (подвижные и неподвижные), алгоритмами вычисления углов из кватерниона ориентации и вычисления географических координат из радиус-вектора. Все перечисленные алгоритмы, кроме последнего, являются точными и не влияют на конечную ошибку навигации.

Литература

1. Ривкин С.С. Статистическая оптимизация навигационных систем / С. С. Ривкин, Р.И. Ивановский, А.В. Костров. – Л.: Судостроение, 1976. – 280 с.
2. Бранец В.Н. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1992. – 280 с.
3. Бранец В.Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела / В.Н. Бранец, И.П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 319 с.
4. Бромберг П.В. Теория инерциальных систем навигации / П.В. Бромберг. – М.: Наука, 1979. – 294 с.
5. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах / О.А. Бабич. – М.: Машиностроение, 1991. – 512 с.

6. Ткаченко А.И. Численное интегрирование кинематических уравнений Родрига-Гамильтона / А.И. Ткаченко // Известия РАН. Механика твердого тела. – 1991. – №2. – С. 9-17.

8. Savage P.G. Strapdown Inertial Navigation System Integration Algorithm Design Part 2 – Velocity and Position Algorithms / P.G. Savage // AIAA Journal Of

Guidance, Control, And Dynamics. – March-April 1998. – Vol.21, No.2. – P. 208-221.

7. Анучин О.Н. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / О.Н. Анучин, Г.И. Емельянец. – СПб., 2003. – 390 с.

Поступила в редакцию 15.05.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. приема, передачи и обработки сигналов В.И. Кортунюв, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

РІШЕННЯ ЗАВДАЧІ ІНЕРЦІАЛЬНОЇ НАВІГАЦІЇ В БЕЗПЛАТФОРМНІЙ ІНЕРЦІАЛЬНІЙ НАВІГАЦІЙНІЙ СИСТЕМІ

В.Б. Успенський, І.О. Багмут

Робота присвячена питанням, пов'язаним з ефективністю рішення задачі інерціальної навігації в умовах безплатформної інерціальної навігаційної системи. Розглянуто вибір систем координат, кінематичних параметрів орієнтації рухливого об'єкта, а також методів інтегрування навігаційних рівнянь і кінематичних рівнянь обертання рухливого об'єкта. Наведено результати комп'ютерного моделювання функціонування безплатформної інерціальної навігаційної системи, що свідчать про високу ефективність розроблених алгоритмів.

Ключові слова: безплатформна інерціальна навігаційна система, гіроскоп, акселерометр, навігаційні рівняння, кінематичні рівняння.

THE SOLUTION OF THE TASK OF THE INERTIAL NAVIGATION IN THE STRAPDOWN INERTIAL NAVIGATIONAL

V.B. Uspensky, I.O. Bagmut

This work is dedicated the problems connected to effectiveness of the solution of a task of an inertial navigation in conditions of a strapdown inertial navigational. Selection of coordinate systems, kinematic parameters of orientation of mobile plant, and also methods of an integration of navigational equations and kinematic equations of rotation of mobile plant surveyed. Results of the computer simulation of functioning of the strapdown inertial navigational, testifying about high effectiveness of the designed algorithms are adduced.

Key words: strapdown inertial navigational, gyro, accelerometer, navigational equations, kinematical equations.

Успенский Валерий Борисович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры систем и процессов управления Национального технического университета «ХПИ», Харьков, Украина, e-mail: v_usp@rambler.ru.

Багмут Иван Александрович – ассистент кафедры систем и процессов управления Национального технического университета «ХПИ», Харьков, Украина, e-mail: ivan-bagmut@rambler.ru.