

Повышение точности автономной навигации наземных подвижных объектов

© А.Ю. Егорушкин, В.И. Мкртчян

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Настоящее исследование посвящено разработке алгоритмов, повышающих точность автономной навигации наземных подвижных объектов, которая может осуществляться с помощью инерциальной навигационной системы (ИНС), работающей самостоятельно, либо с помощью одометра, работающего совместно с ИНС. В первом случае точность повышается в результате коррекции ошибок ИНС, проводимых в течение периодических остановок объекта. Во втором — в результате калибровки ошибок ИНС и одометра по известным координатам хотя бы одной точки маршрута. Достоинством предлагаемых методов является их принципиальная автономность: для их осуществления не требуется приема/передачи каких-либо сигналов извне. В каждой из рассматриваемых ситуаций предлагаемые алгоритмы позволяют значительно увеличить точность определения местоположения и скорости подвижного объекта. Приводятся результаты испытаний алгоритмов на ИНС среднего класса точности, установленной на внедорожник.

Ключевые слова: инерциальная навигационная система (ИНС), одометр, гироскоп, акселерометр, автономная навигация, спутниковая навигационная система.

Введение. Инерциальная навигационная система (ИНС) предназначена для автономного определения координат, скоростей и углов ориентации объектов. Использование ИНС в автономном режиме ограничено из-за нарастающих с течением времени ошибок. Для компенсации этих ошибок применяют различные схемы интеграции ИНС с внешними источниками навигационной информации. В случае навигации колесных подвижных объектов возможно комплексирование с одометром. Однако точность одометра зависит от таких факторов, как давление в шинах и нештатные режимы управления (юз, занос, проскальзывание колес). Поэтому использование ИНС возможно без внешней информации и совместно с одометром.

В настоящей статье рассмотрим методы, позволяющие повысить точность позиционирования как в случае самостоятельной работы ИНС, так и в случае комплексирования ИНС с одометром. Их работоспособность подтверждена результатами испытаний.

В качестве объекта испытаний была использована бесплатформенная ИНС (БИНС) «БИНС-Тек» (ООО «ТеКнол»), установленная на внедорожнике Mitsubishi Pajero Sport и интегрированная со штатным одометром. Приведем спецификацию системы «БИНС-Тек»:

Масса, кг	7
Габариты, мм	224×176×135
Напряжение питания, В	9...36
Ошибка горизонтальных координат (СЕР), морская миля/ч.....	1,5...2
Ошибка путевой скорости (1σ), м/с.....	4
Ошибка углов тангажа и крена (1σ), град.....	0,04
Ошибка истинного курса (1σ), град/ч	0,15

В процессе испытаний БИНС подключали к портативному персональному компьютеру, на который записывались показания чувствительных элементов, данные приемника GNSS (Global Navigation Satellite System) и штатного одометра автомобиля. В режиме после-маршрутной обработки проводилось моделирование работы БИНС с использованием сохраненных данных. Как источник эталонных скорости и координат был использован приёмник GNSS.

Инерциально-одометрическая навигация. Показания одометра позволяют определить пройденный путь s вдоль продольной оси объекта. Однако для навигации на поверхности Земли должны быть известны географические координаты — широта φ и долгота λ , которые можно вычислить по формулам [1]:

$$\varphi = \varphi_0 + \frac{\Delta N}{R_\varphi}, \quad (1)$$

$$\lambda = \lambda_0 + \frac{\Delta E}{R_\lambda \cos \varphi}, \quad (2)$$

где φ_0, λ_0 — начальные значения соответственно широты и долготы, вводимые в вычислитель БИНС в режиме выставки; $\Delta E, \Delta N$ — приращения пройденного пути s соответственно в восточном и северном направлениях; R_φ, R_λ — радиусы кривизны эллиптической модели Земли.

На основании информации, полученной только с помощью одометра, нельзя определить величины $\Delta E, \Delta N$, поскольку для этого должен быть известен угол между направлением на север и проекцией продольной оси объекта на плоскость местного горизонта, т. е. географический или истинный курс H , который доступен от БИНС. В этом случае

$$\Delta E = \Delta s \sin H, \quad (3)$$

$$\Delta N = \Delta s \cos H. \quad (4)$$

В качестве составляющих путевой скорости можно использовать величины

$$V_E = ds / dt \sin H,$$

$$V_N = ds / dt \cos H,$$

где V_E, V_N — восточная и северная компоненты путевой скорости соответственно.

Очевидно, что точность определения координат по формулам (1) — (4) зависит от двух факторов: во-первых, точности значений, масштабного коэффициента одометра и, во-вторых, истинного курса. Действительно, варьируя уравнения (3) и (4), получим

$$\delta E = \delta(\Delta s) \sin H + \Delta s \delta H \cos H = \mu \Delta E + \Delta N \delta H, \quad (5)$$

$$\delta N = \delta(\Delta s) \cos H - \Delta s \delta H \sin H = \mu \Delta N - \Delta E \delta H, \quad (6)$$

где $\delta E, \delta N$ — ошибки определения пройденного пути в направлениях на восток и север соответственно; δH — ошибка угла истинного курса; μ — погрешность масштабного коэффициента одометра.

Повышение точности инерциально-одометрической навигации сводится к определению и компенсации погрешностей δH и μ .

Для того чтобы определить ошибки δH и μ , необходима внешняя информация о местоположении. Допустим, что правильные значения координат $\varphi_{true}, \lambda_{true}$ некоторой точки M траектории (не совпадающей с начальной точкой, имеющей координаты φ_0, λ_0) известны. Тогда возможно определить ошибки δE и δN таким образом:

$$\delta E = \Delta E - \Delta E_{true} = \mu \Delta E + \Delta N \delta H, \quad (7)$$

$$\delta N = \Delta N - \Delta N_{true} = \mu \Delta N - \Delta E \delta H, \quad (8)$$

где $\Delta E_{true} = (\varphi_{true} - \varphi_0) R_\varphi$, $\Delta N_{true} = (\lambda_{true} - \lambda_0) R_\lambda \cos \varphi$.

Комбинация уравнений (5) и (6) позволяет оценить погрешности δH и μ :

$$\delta H = \frac{\delta E \Delta N_{true} - \delta N \Delta E_{true}}{(\Delta E_{true})^2 + (\Delta N_{true})^2}, \quad (9)$$

$$\mu = \frac{\delta E \Delta E_{true} + \delta N \Delta N_{true}}{(\Delta E_{true})^2 + (\Delta N_{true})^2}. \quad (10)$$

Отметим, что ошибка δH состоит из двух составляющих. Одна — обусловлена ошибкой установки БИНС или угловым отклонением продольной оси БИНС от продольной оси объекта, другая — представляет собой собственную ошибку БИНС в определении угла истинного курса и обусловлена погрешностями чувствительных

элементов и вычислительными ошибками. Компенсация δH позволяет свести к минимуму влияние обеих составляющих на определение координат по формулам (1) — (4).

После определения δH и μ по формулам (9) и (10) их компенсация проводится на этапе вычисления приращений ΔE , ΔN как

$$\Delta E = (1 - \mu) \Delta s \sin(H - \delta H), \quad (11)$$

$$\Delta N = (1 - \mu) \Delta s \cos(H - \delta H). \quad (12)$$

В качестве эталонных координат φ_{true} , λ_{true} использовались координаты приемника GNSS.

Точность оценки погрешностей δH и μ по формулам (9) и (10) тем выше, чем больше значение $(\Delta E_{true})^2 + (\Delta N_{true})^2$. В рассматриваемом случае для калибровки этих погрешностей был выбран момент времени $t_1 = 3431c$. Результаты вычислений: $\delta H = -0,177^\circ$, $\mu = 0,012$.

На рис. 1 показана кривая ошибки δN . До момента времени t_1 видно нарастание ошибки, обусловленное погрешностями δH и μ .

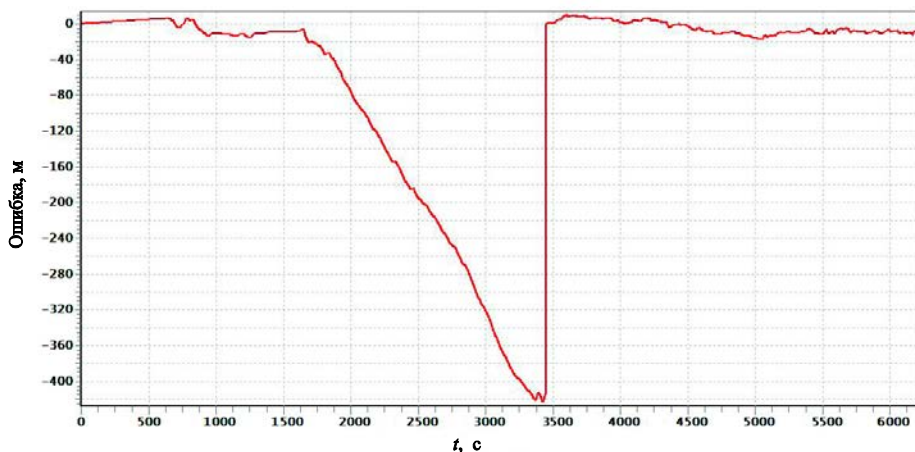


Рис. 1. Ошибка пройденного пути в северном направлении

В момент времени t_1 алгоритм производит сброс ошибки δN , используя значения ΔN_{true} . На этом же вычислительном такте определяются погрешности δH и μ , а начиная со следующего такта и до конца моделирования они компенсируются в соответствии с формулой (12). Видно, что после калибровки погрешностей δH и μ остались только малые девиации ошибки δN , обусловленные остаточными некомпенсированными погрешностями и их нестабильностью во времени.

Аналогичные рассуждения справедливы и для ошибки δE (рис. 2).

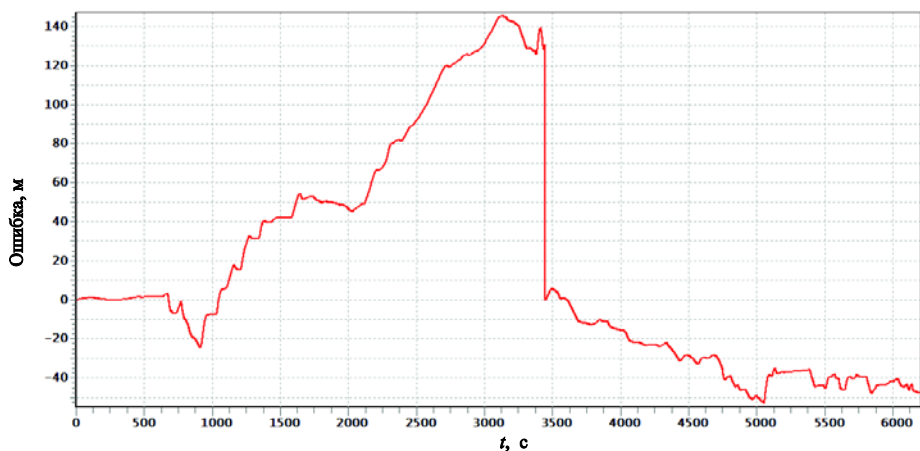


Рис. 2. Ошибка пройденного пути в восточном направлении

К моменту времени t_1 , т. е. до калибровки, ошибка определения горизонтальных координат составляла 1,05 % пройденного пути. После калибровки этот показатель составил 0,12 % пройденного пути.

Использование ИНС без связи с одометром. В этом случае предлагается метод уменьшения погрешностей ИНС путем использования остановок объекта. В традиционной схеме БИНС чувствительными элементами являются гироскопические датчики угловой скорости (ДУС) и акселерометры, жестко закрепленные в корпусе прибора. Оси чувствительности датчиков направлены вдоль осей связанного с объектом трехгранника B . Принцип работы состоит в алгоритмической обработке показаний чувствительных элементов.

Алгоритм системы «БИНС-Тек» подразумевает моделирование гиросtabilизированной платформы посредством вычисления матрицы перехода C_B^G от связанного с объектом трехгранника B к географическому трехграннику G . На основании этой матрицы выполняется пересчет показаний акселерометров на оси навигационного трехгранника. После этого пересчитанные ускорения интегрируют. Первый интеграл позволяет получить скорость, второй интеграл определяет приращение координат. Матрица перехода определяется интегрированием уравнения Пуассона

$$\dot{C}_B^G = C_B^G \overset{\vee}{\omega}_B - \overset{\vee}{\omega}_G C_B^G,$$

где $\overset{\vee}{\omega}_B$ — кососимметрическая матрица, составленная из показаний ДУС в осях трехгранника B ; $\overset{\vee}{\omega}_G$ — кососимметрическая матрица, составленная из проекций абсолютной угловой скорости трехгранника G на его собственные оси.

Начальное значение $C_B^G(0)$ определяется в процессе выставки БИНС.

Ввиду погрешностей, в основном инструментальных, в интеграторах БИНС накапливаются ошибки. Для их уменьшения предлагаются две процедуры, выполняемые за промежутки остановок в движении объекта:

процедура 1 — формирование управляющих сигналов, приводящих вычислительный образ гиросплатформы в плоскость горизонта;

процедура 2 — сведение к нулю накопившейся ошибки по скорости.

Для того чтобы сформулировать критерий детектирования остановки, используют четыре условия:

а) модуль абсолютной угловой скорости меньше характерного значения $0,6^\circ/\text{с}$;

б) горизонтальные ускорения по абсолютной величине не превышают $0,02 \text{ м/с}^2$;

в) считать, что остановка началась, если условия (а) и (б) выполняются не менее 3 с подряд;

г) считать, что началось движение, если условия (а) и (б) не выполнены.

Процедура 1 основана на добавлении к угловым скоростям навигационного трехгранника дополнительных угловых скоростей — управляющих сигналов, «доворачивающих» образ платформы в плоскость горизонта. Углы отклонения осей платформенного трехгранника от северного, восточного и вертикального направлений обозначим через $\Phi_E, \Phi_N, \Phi_{Up}$ соответственно. Эти углы вносят существенный вклад в нарастание погрешностей, поскольку характеризуют значения проекций угловой скорости Земли и проекций вектора ускорения свободного падения \vec{g} , участвующих в вычислениях и искажающих тем самым выходные данные ИНС. Проекция вектора \vec{g} обусловлены отклонением образа платформы от плоскости горизонта, т. е. наличием ненулевых значений углов Φ_E и Φ_N . Поэтому, устранив именно их, можно значительно снизить ошибки вычисления скорости и координат объекта. Данную процедуру назовем «дополнительная горизонтальная выставка».

Если объект находится в покое относительно Земли, то показания бортовых акселерометров есть проекции на оси их чувствительности вектора кажущегося ускорения, противоположного вектору ускорения свободного падения, который направлен по нормали к плоскости горизонта. Поэтому, приведя показания акселерометров к трехграннику образа платформы, мы получим величины, прямо пропорцио-

нальные углы Φ_E и Φ_N . Пусть f_x и f_y — кажущиеся ускорения объекта в осях платформы, тогда

$$f_x = -g\Phi_N;$$

$$f_y = g\Phi_E.$$

Если сформировать управляющий сигнал, прямо пропорциональный кажущимся ускорениям в осях образа платформы и взятый с обратным знаком, то этот сигнал будет возвращать образ платформы в плоскость горизонта до тех пор, пока не обнулится ускорения f_x и f_y , т. е. пока не обнулится углы отклонения Φ_E и Φ_N . При этом чем сильнее будет отклонена платформа, тем быстрее дополнительная угловая скорость вернет ее в горизонтальное положение. Такая схема реализует радиальную коррекцию, недостатками которой являются низкая помехозащищенность и длительность переходных апериодических процессов. Для сокращения длительности переходных процессов выберем интегрально-радиальную коррекцию по следующему закону [2]:

$$\omega_E^C = -K_b \delta V_y;$$

$$\omega_N^C = K_b \delta V_x,$$

где

$$\frac{d}{dt} \delta V_x = f_x - K \delta V_x;$$

$$\frac{d}{dt} \delta V_y = f_y - K \delta V_y.$$

В этом случае переходные процессы $\Phi_E(t)$ и $\Phi_N(t)$ будут представлять собой затухающие колебания с собственной частотой недемпфированных колебаний $\omega_0 = \sqrt{K_b g}$ и относительным коэффициентом затухания $\xi = K / (2\omega_0)$. При моделировании выбраны значения $\xi = 0,707$, $\omega_0 = 0,07$ рад/с.

Суть процедуры 2 состоит в присваивании скорости ее истинного значения, равного нулю на остановках.

Рассмотрим поведение ошибок ИНС по скорости и координатам до и после применения предлагаемых процедур. На рис. 3 приведены графики ошибок восточной компоненты путевой скорости, на рис. 4 — северной компоненты, на рис. 5 — суммарные ошибки горизонтальных координат $(\sqrt{\delta E^2 + \delta N^2})$.

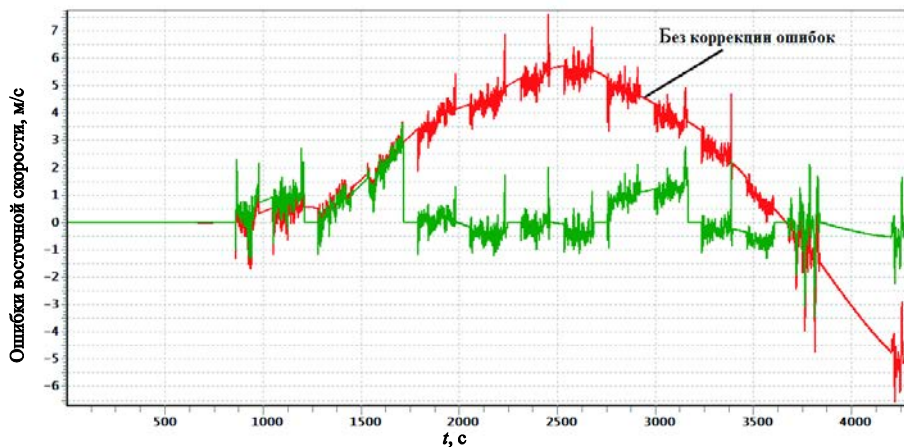


Рис. 3. Ошибка восточной компоненты путевой скорости (по отношению к GNSS)

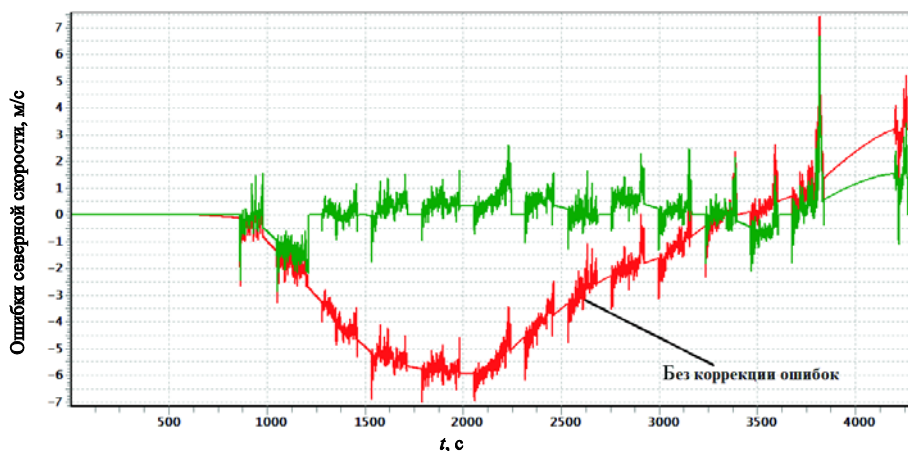


Рис. 4. Ошибка северной компоненты путевой скорости (по отношению к GNSS)

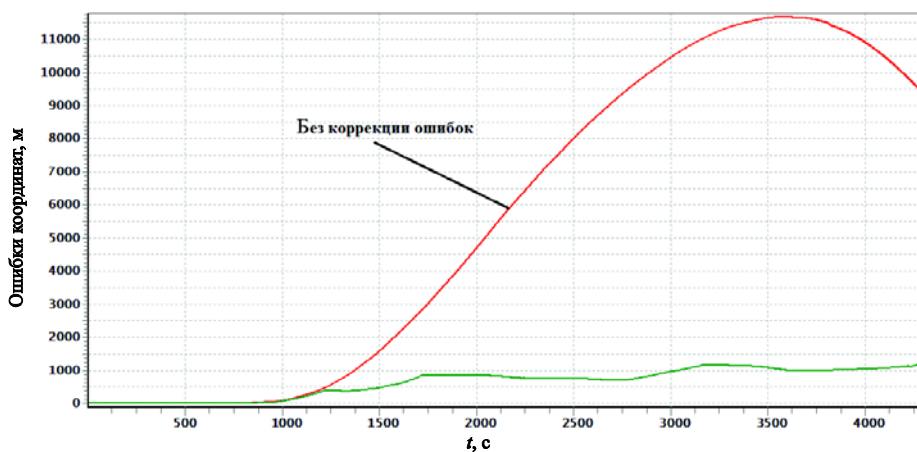


Рис. 5. Суммарная ошибка горизонтальных координат (по отношению к GNSS)

Заключение. Рассмотренные способы позволяют значительно повысить точность наземной навигации как при использовании ИНС совместно с одомером, так и в режиме отсутствия коррекции ИНС от внешних источников. В первом случае для калибровки погрешностей требуется получить извне точные координаты только одной точки маршрута, не совпадающей с начальной точкой. Нарушение автономности навигации происходит лишь в этой точке и только в случае, если получение координат основано на приеме/передаче сигналов извне (как в случае с GNSS). Если же эти координаты определяются по карте, реализуется автономная навигация, осуществляемая по измерениям, проводимым только на объекте. Точность калибровки зависит от удаленности объекта относительно начального положения. Это нужно учитывать при выборе точки маршрута, в которой будет проводиться калибровка.

Второй случай реализован с использованием остановок объекта. В рассмотренной реализации объект останавливался на 30...40 с через каждые 5...6 мин движения (около 10 остановок за 1 ч). При более частых остановках, очевидно, точность навигации будет возрастать.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Salychev O.S. *Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions*. Moscow, Bauman MSTU Press, 2004, 304 p.
- [2] Salychev O.S. *MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality*. Moscow, Bauman MSTU Press, 2012, 208 p.
- [3] Терешков В.М. *Методика полунатурных испытаний корректируемых бесплатформенных инерциальных навигационных систем: дисс. ... канд. техн. наук*. Москва, 2011, 133 с.
- [4] Бесекецкий В.А., Попов Е.П. *Теория систем автоматического управления*. 4-е изд., перераб. и доп. Санкт-Петербург, Профессия, 2007, 747 с.
- [5] Горбачёв А.Ю. Применение одомеров для коррекции интегрированных навигационных систем. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2009, № 4, с. 37–53.
- [6] Челноков Ю.Н. *Кватернионные модели и методы динамики, навигации и управления движением*. Москва, Физматлит, 2011, 556 с.
- [7] Липкин И.А. *Спутниковые навигационные системы*. 2-е изд. Москва, Вузовская книга, 2012, 288 с.
- [8] Матвеев В.В., Распопов В.Я. *Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем*. Санкт-Петербург, ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2009, 280 с.
- [9] Васин В.А., Власов И.Б., Егоров Ю.М. и др. *Информационные технологии в радиотехнических системах*. И.Б. Федоров, ред. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011, 848 с.
- [10] Власов И.Б. *Глобальные спутниковые системы*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008, 182 с.
- [11] Матвеев В.В. *Инерциальные навигационные системы*. Тула, Изд-во ТулГУ, 2012, 199 с.

- [12] Пазычев Д.Б. Балансировка бесплатформенной инерциальной навигационной системы среднего класса точности. *Наука и образование. Электронный журнал*, 2011, №3. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/168994.html> (дата обращения 11.11.2015).
- [13] Терешков В.М. Полунатурное моделирование датчиков инерциально-спутниковых навигационных систем. *Наука и образование. Электронный журнал*, 2010, №8. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/152269.html> (дата обращения 10.11.2015).

Статья поступила в редакцию 27.01.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Егорушкин А.Ю., Мкртчян В.И. Повышение точности автономной навигации наземных подвижных объектов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 4. URL: <http://engjournal.ru/catalog/arise/adb/1480.html>
DOI 10.18698/2308-6033-2016-04-1480

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XL Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 26–29 января 2016 г.

Егорушкин Алексей Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор научных и учебно-методических работ в области систем инерциальной навигации. e-mail: egorushkin@teknol.ru

Мкртчян Валерий Игоревич — студент 6-го курса кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор шести научных работ в области инерциальных систем навигации и теоретической механики. e-mail: v.mkrтчян@teknol.ru

Improving the accuracy of land mobile object autonomous navigation

© A.Yu. Egorushkin, V.I. Mkrtchyan

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article discusses the development of algorithms for improving land mobile object autonomous navigation. The navigation can be performed using inertial navigation system (INS) operating all alone or using odometer complementary to INS. In the former case, accuracy is improved as a result of INS error correction conducted during periodic stops of the object. In the latter the accuracy improvement is a result of calibration of INS and odometer errors on the known coordinates of at least one route point. The advantage of the proposed methods is their principal autonomy: there is no need to transmit/receive any signal from outside for their implementation. In each situation under consideration the proposed algorithms can significantly increase the accuracy of determining the location and velocity of the moving object. The results of algorithm testing on the INS of middle accuracy rating mounted on the cross-country vehicle are presented.

Keywords: inertial navigation system (INS), odometer, gyroscope, accelerometer, autonomous navigation, global satellite navigation system NSS.

REFERENCES

- [1] Salychev O.S. *Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions*. Moscow, BMSTU Publ., 2004, 304 p.
- [2] Salychev O.S. *MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality*. Moscow, BMSTU Publ., 2012, 208 p.
- [3] Tereshkov V.M. *Metodika polunaturnykh ispytaniy korrekiruemykh besplatformennykh inertialnykh navigatsionnykh system* [Iron Bird Test Techniques of Updateable Strapdown Inertial Navigation Systems]. Candidate of Engineering Sciences Thesis. Moscow, 2011, 133 p.
- [4] Besezerskiy V.A., Popov E.P. *Teoriya sistem avtomaticheskogo upravleniya. 4-e izdanie* [Theory of Automatic Control Systems. 4th ed.]. St. Petersburg, Professiya Publ., 2007, 747 p.
- [5] Gorbachev A.Yu. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seria Priborostroyeniye – Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Instrument Engineering*, 2009, no. 4, pp. 37–53.
- [6] Chelnokov Yu.N. *Kvaternionnye modeli i metody dinamiki, navigatsii i upravleniya dvizheniem* [Quaternion Models and Methods of Dynamics, Navigation and Motion Control]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2011, 556 p.
- [7] Lipkin I.A. *Sputnikovye navigatsionnye sistemy. 2-e izdanie* [Satellite Navigation Systems. 2nd ed.]. Moscow, Vuzovskaya kniga Publ., 2012, 288 p.
- [8] Matveev V.V., Raspopov V.Ya. *Osnovy postroyeniya besplatformennykh inertialnykh navigatsionnykh system* [Fundamentals of Strapdown Inertial Navigation Systems Design]. St. Petersburg, GNTs RF JSC “Contsern TsNII “Elektropribor” Publ., 2009, 280 p.
- [9] Vasin V.A., Vlasov I.B., Egorov Yu.M., et al. *Informatsionnye tekhnologii v radiotekhnicheskikh skhemakh* [Information Technology in Radio Systems]. Fedorov I.B., ed. Moscow, BMSTU Publ., 2011, 848 c.

- [10] Vlasov I.B. *Globalnye sputnikovye sistemy* [Global satellite systems]. Moscow, BMSTU Publ., 2008, 182 p.
- [11] Matveev V.V. *Inertsialnye navigatsionnye systemy* [Inertial Navigation Systems]. Tula, TulGU Publ., 2012, 199 p.
- [12] Pazychev D.B. *Nauka i obrazovanie: elektronnyy nauchno-tekhnicheskii zhurnal – Science and Education: Electronic Scientific and technical Journal*, 2011, no. 3. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/168994.html> (accessed November 11, 2015).
- [13] Tereshkov V.M. *Nauka i obrazovanie: elektronnyy nauchno-tekhnicheskii zhurnal – Science and Education: Electronic Scientific and technical Journal*, 2010, no. 8. Available at: <http://technomag.bmstu.ru/doc/152269.html> (accessed November 10, 2015).

Egorushkin A.Yu., Cand. Sci. (Eng.), Associate Professor, Department of Instruments and Systems of Orientation, Stabilization and Navigation, Bauman Moscow State Technical University. Author of research and educational publications in the field of inertial navigation systems. e-mail: egorushkin@teknol.ru

Mkrтчyan V.I., 6-year student, Department of Instruments and Systems of Orientation, Stabilization and Navigation, Bauman Moscow State Technical University. AUTHOR of 6 research publications in the field of inertial navigation systems and theory of mechanics. e-mail: v.mkrтчyan@teknol.ru