

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ И НАДЕЖНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЫХОДНЫХ ПАРАМЕТРОВ ИНТЕГРИРОВАННОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ НАЗЕМНОГО ТРАНСПОРТНОГО СРЕДСТВА

Новиков П.В., д.т.н. Шейпак А.А., к.т.н. Герди В.Н., к.т.н. Новиков В.В.

Московский политехнический университет

NovikoF_08@mail.ru

Динамичное развитие навигационных технологий открывает возможности для успешного решения широкого круга задач навигации подвижных объектов. В течение долгого времени расширение области применения навигационных систем для транспорт-ных приложений сдерживалось их высокой стоимостью. Появление малогабаритных, де-шевых инерциальных датчиков, выполненных на основе технологии MEMS , привело к появлению интегрированных навигационных систем, объединяющих в своем составе инерциальный и спутниковый GPS/ГЛОНАСС инерциальные модули. Для решения задач навигации наземных транспортных средств интегрированная система комплексируется с одометром. На сегодняшний день создан ряд автомобильных навигационных систем, включающих одометр наряду с инерциальным измерительным блоком и приемником системы спутниковой навигации. Тем не менее, большинство таких систем существует лишь в виде моделей. В статье приводится вариант построения интегрированной навига-ционной системы транспортного средства, доведенный до практической реализации. Вы-полнен анализ ошибок навигационной системы. Предложен способ коррекции погрешно-стей за счет демпфирования колебаний ошибок по скорости с последующим учетом демпфирующих поправок. Способ отличает простота реализации и надежность функцио-нирования.

Коррекция навигационных параметров, вычисленных на основе измерений инерци-альных датчиков и одометра, допустима лишь тогда, когда известно, что их накопленные ошибки превзошли соответствующие погрешности спутникового навигационного решения. Принципиально новым для теории и практики эксплуатации НС является введение системы критериев, характеризующих устойчивость режима выработки навигационных параметров. Приведенные в статье численные значения критериальных оценок представ-ляют интерес для разработчиков навигационных систем, поскольку их учет обеспечивает надежность определения выходных параметров системы. Практическая ценность представленных результатов исследований, заключается в том, что они могут быть использованы при построении высокоточной навигационной си-стемы наземного транспортного средства.

Ключевые слова: интегрированная навигационная система, спутниковая навигация, микроэлектромеханический датчик, акселерометр, гироскоп, одометр, навигационный параметр.

Введение

Современный этап развития навигационных технологий для транспортных приложений характеризуется динамичным развитием целого ряда направлений в данной отрасли. К числу наиболее перспективных направлений следует отнести создание интегрированных навигационных систем (ИННС) [1–3]. Данные системы построены по принципу функционального и конструктивного сопряжения двух самостоятельных систем – инерциальной навигационной системы (ИНС) и спутниковой навигационной системы (СНС). Объединение в единый комплекс инерциальной и спутниковой

систем позволяет эффективно использовать функциональные преимущества и компенсировать недостатки, присущие каждой из систем в отдельности.

Магистральное направление развития ИННС для наземных транспортных средств (ТС) связано с разработкой малогабаритных систем. Появление на рынке навигационного оборудования инерциальных датчиков выполненных на базе технологии микроэлектромеханических систем – MEMS (Micro-Electro Mechanical Systems) [1–4], обеспечивает решение задачи по созданию малогабаритной ИННС.

Датчики, относящиеся к классу элементов MEMS, обладают рядом неоспоримых преимуществ, к которым относят – высокую надежность, малую массу и габаритные размеры [3, 4], малое энергопотребление, невосприимчивость к виброударным нагрузкам, низкую стоимость. Несмотря на ряд неоспоримых технологических преимуществ MEMS датчики относятся к области сенсоров с низким уровнем точности, что является сдерживающим фактором на пути массового применения малогабаритных навигационных систем для широкого класса подвижных наземных объектов. В связи с этим возникает актуальная задача повышения точности определения навигационных параметров малогабаритных ИННС. Оптимизация точностных характеристик навигационных систем на базе MEMS датчиков возможна путем реализации алгоритмических методов повышения точности [1, 2, 7, 8], поскольку возможности конструкторских и технологических решений при синтезе малогабаритных навигационных систем практически исчерпаны.

Следует отметить, что применительно к автотранспорту, эксплуатируемому в сложных условиях (плотная застройка с наличием туннелей, лесистая местность, неблагоприятная конфигурацией орбитальной группировки спутников СНС) использование в интегрированных системах только сигналов СНС не обеспечивает необходимую точность и непрерывность определения навигационных параметров [1, 2, 5, 6].

Дополнительным источником повышения точности и обеспечения устойчивости работы интегрированной системы наземного ТС является комплексирование инерциально-спутниковых сегментов системы с дополнительными источниками информации, к которым относится одометрический датчик. На сегодняшний день создан ряд автомобильных навигационных систем, включающих одометр наряду с инерциальным измерительным блоком и приемником системы спутниковой навигации.

Таким образом, наиболее оптимальным и функционально полным решением построения НС для наземного транспортного средства является комплексирование ИННС с дополнительным источником информации. Построение комплексированной ИННС требует решения целого ряда частных задач, к которым следует отнести задачи повышения точности определения навигационных параметров при обеспечении надежности процесса формирования информативных параметров.

Целью исследования является анализ возможностей способа коррекции погрешностей ИННС путем совместного использования измерений, формируемых сегментами навигационной системы.

Структура интегрированной навигационной системы комплексированной с одометром

Интегрированная навигационная система построена по принципу схемного и программ-

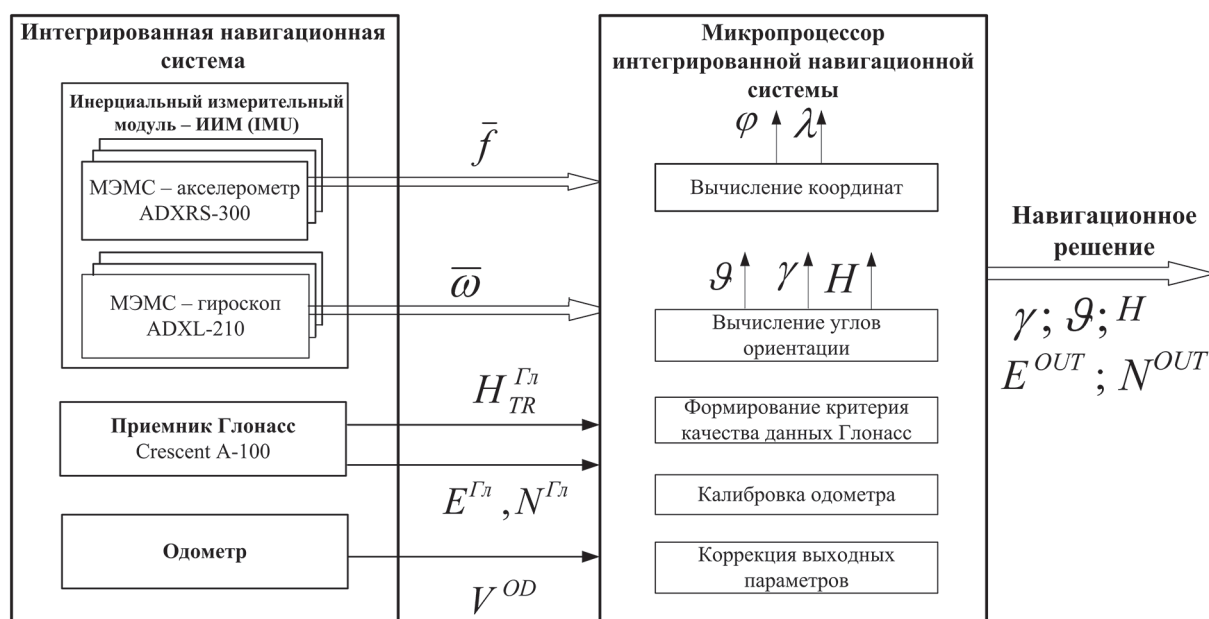


Рис. 1. Интегрированная навигационная система

ного объединения инерциального модуля, приемника GPS и одометра. Блок – схема интегрированной навигационной системы представлена на рис. 1.

В качестве чувствительных элементов инерциального измерительного модуля ИННС используются акселерометры ADXRS-300 и гироскопы ADXL-210, выполненные по MEMS технологии. Спутниковый канал ИННС оснащен приемниками GPS Crescent A-100 (либо Smart-V1). В качестве вычислительного устройства в навигационной системе используется сигнальный микропроцессор ADSP-2188M.

Данное конструктивное решение обеспечивает измерение ускорения ТС по показаниям акселерометров – $\vec{f} = [f_E, f_N, f_{UP}]^T$, угловой скорости ТС по показаниям гироскопов – $\vec{\omega} = [\omega_E, \omega_N, \omega_{UP}]^T$ и скорости ТС – V^{OD} с помощью одометра.

По результатам измерений определяются:

- H_{TR}^{Gl} – путевой угол объекта, определяемый по показаниям Глонасс;
- E^{Gl}, N^{Gl} – координаты местоположения ТС, определяемые по показаниям Глонасс;
- φ – широта, λ – долгота, H – путевой угол ТС, полученные с учетом коррекции, ϑ – тангаж, γ – крен;
- $E^{OUT}; N^{OUT}$ – вычисленные выходные координаты местоположения.

Коррекция навигационных параметров

Основная идея инерциальной навигации состоит в интегрировании ускорения подвижного объекта. Однократное интегрирование позволяет получить скорость объекта, двукратное – приращение его координат по отношению к начальному местоположению. При вычислении скоростей постоянная ошибка определения ускорений преобразуется в непрерывно нарастающие ошибки скоростей. Такая же ситуация складывается с ошибками при определении углов ориентации. Неточность задания начальных условий на момент включения ИННС, а также некомпенсированные собственные погрешности инерциальных датчиков вызывают незатухающие колебания с периодом Шулера (84,4 мин). [1, 2]. Эти колебания создают погрешности в показаниях ориентации, скорости и координат. Кроме того, из-за наличия случайных погрешностей в выходных сигналах инерциальных датчиков амплитуда этих ко-

лебаний со временем увеличивается. Можно утверждать, что ИННС представляют собой колебательные системы и при длительной работе нуждаются в формировании корректирующих воздействий, демпфирующих колебания.

Принцип работы любого алгоритма коррекции погрешности ИННС предполагает использование дополнительной информации о параметрах движения того объекта, на котором установлена система. Эта информация может быть извлечена либо из показаний инерциальных датчиков, либо из внешних источников. В качестве таких источников в системе для наземного ТС могут использоваться сигналы одометра и приемника GPS. Первые имеют то преимущество, что доступны всегда, безотносительно к окружающей обстановке, однако они содержат данные лишь о величине скорости или пройденного пути, но не о координатах или угле курса. Вторые же позволяют непосредственно корректировать выходную информацию интегрированной системы о местоположении объекта, однако подвержены влиянию помех, которые приобретают особое значение в условиях города или морского порта. С целью оптимизации точностных характеристик предлагается способ коррекции ошибок.

Для пояснения сути предлагаемого способа коррекции обратимся к уравнениям ошибок [1, 2]:

$$\delta \dot{V}_E = -g\Phi_N + \delta f_E; \quad \delta \dot{V}_N = -g\Phi_E + \delta f_N;$$

$$\dot{\Phi}_N = \frac{\delta V_E}{R} + \delta \omega_N; \quad \dot{\Phi}_E = -\frac{\delta V_N}{R} + \delta \omega_E,$$

где Φ_N, Φ_E – углы отклонения платформы от плоскости горизонта; $\delta f_N, \delta f_E$ – смещение нулей сигналов акселерометров; $\delta \omega_N, \delta \omega_E$ – смещение нулей измерителей угловой скорости; $\delta V_N, \delta V_E$ – ошибка определения скорости в северном и восточном каналах.

Проанализируем уравнения ошибок восточного канала. Продифференцируем первое уравнение и подставим в его правую часть второе. Тогда:

$$\delta \ddot{V}_E + v^2 V_E = -\delta \omega_N + \delta \dot{f}_E.$$

Мы получили неоднородное линейное дифференциальное уравнение второго порядка, для которого свободным решением служит уравнение незатухающих гармонических колебаний с частотой Шулера $v = \sqrt{\frac{g}{R}}$ и периодом

$$T_{SCH} = \frac{2\pi}{v} = 84.4 \text{ мин.}$$

Схема на рис. 2 поясняет физический смысл возникновения погрешностей, описываемых приведенными уравнениями, на примере восточного канала эквивалентной платформенной системы.

Существенно улучшить точность определения выходных параметров навигационной системы возможно с помощью демпфирования шулеровских колебаний. Это относительно простой и дешевый способ, реализовать который, возможно, выделив ошибки по скорости δV_E и δV_N в выходных параметрах ИНС и введя в систему дополнительные сигналы обратной связи. Выделить ошибки в ИНС возможно с помощью измерений СНС. Очевидно, что показания СНС точнее, чем показания акселерометров. Тогда различия данных СНС и ИНС образуют ошибку по скорости:

$$\delta V_E = V_E^{CHC} - V_E^{БИНС}; \quad \delta V_N = V_N^{CHC} - V_N^{БИНС}.$$

Поскольку смещение нуля наблюдается у гироскопов и акселерометров, введем две пары дополнительных сигналов в систему. Первую пару подадим на вход первого интегратора ИНС. Вторую пару подадим на привод управления платформы, тем самым скомпенсировав погрешности гироскопов. Запишем уравнение ошибок с учетом введенных коэффициентов. Для примера будем рассматривать только восточный канал:

$$\delta \dot{V}_E = -g\Phi_N + \delta f_E - K_1 \delta V_E.$$

Принцип работы ИНС с введенными демпфирующими сигналами поясняет рис. 3. Продифференцировав уравнения ошибок с введенными дополнительными демпфирующими коэффициентами, можно получить следующее уравнение:

$$\delta \ddot{V}_E + K_1 \delta \dot{V}_E + (v^2 + K_2 g) \delta V_E = -\delta \omega_N + \delta \dot{f}_E.$$

Левая часть полученного уравнения, если принять правую часть равной нулю, описывает колебания, затухающие с течением времени (рис. 4).

Из последнего уравнения следует, что ошибка в показаниях инерциальной системы по скорости убывает с течением времени, а собственная частота свободных колебаний значительно превосходит частоту шулеровских колебаний, что обеспечивает динамику затухания колебаний:

$$\omega_0 = \sqrt{v^2 + K_2 g} \gg v.$$

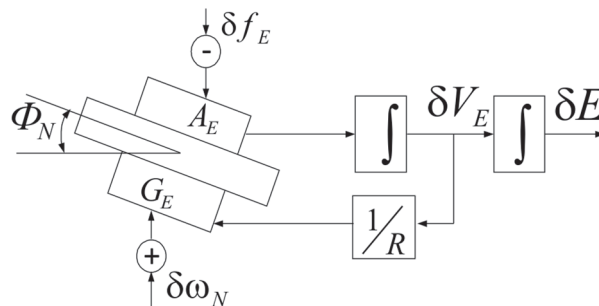


Рис. 2. К пояснению шулеровской составляющей погрешностей

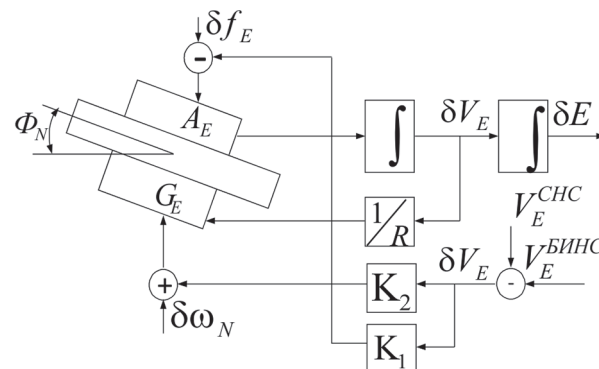


Рис. 3. Замкнутая схема коррекции погрешностей

Эффект введения демпфирующих сигналов поясняет рис. 4, где пунктиром проведены экспоненты, характеризующие динамику убывания амплитуд ошибок по скорости.

Коррекция навигационных параметров, вычисленных на основе измерений инерциальных датчиков и одометра, допустима лишь тогда, когда известно, что их накопленные ошибки превосходили соответствующие погрешности спутникового навигационного решения.

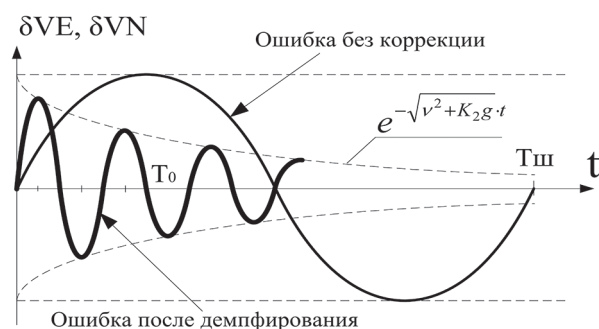


Рис. 4. Демпфирование ошибок по скорости

Обеспечение непрерывности выработки навигационного решения

С формальной точки зрения, приемник системы Глонасс способен определить горизонтальные координаты подвижного объекта,

имея информацию от трех спутников орбитальной группировки. Действительно, в этом случае может быть построена и однозначно решена система из трех независимых уравнений с тремя неизвестными: широтой, долготой и дрейфом часов приемника. Тем не менее, в процессе решения желательно вовлечение некоторой избыточной информации с тем, чтобы снизить вероятность искажения навигационных данных неверными показаниями Глонасс (ложной коррекции). Поэтому предлагается считать приемлемым количество одновременно наблюдаемых навигационных спутников, равное пяти и более.

Далее, необходимо учитывать признак достоверности вычисленных приемником Глонасс координат и скорости, содержащихся в сообщениях типа RMC, а также величину геометрического фактора по горизонтальным координатам HDOP (Horizontal DOP). Если геометрический фактор, переданный в сообщениях типа GSA, равен нулю, то спутниковое навигационное решение недоступно. Если же его значение превосходит 4, то конфигурация созвездия спутников такова, что уровень погрешностей решения не позволяет использовать его для коррекции инерциально-одометрического компонента интегрированной навигационной системы. Таким образом, критерий качества принимает вид двойного неравенства

$$0 < HDOP \leq 4.$$

Практика показала, что принятие во внимание всех перечисленных признаков оставляет вероятность ложной коррекции. Поэтому дополнительно вводятся критерии, запрещающие коррекцию при скачкообразном изменении показаний приемника Глонасс по координатам и скорости.

Пусть шаг дискретизации по времени, принятый в навигационном алгоритме, есть $T = 0,1$ с, а показания приемника Глонасс обновляются каждые $N = 10$ шагов. Тогда для выполнения коррекции требуется:

$$|\varphi_{k+N}^{Гл} - \varphi_k^{Гл}| < 1^\circ; |\lambda_{k+N}^{Гл} - \lambda_k^{Гл}| < 1^\circ;$$

$$|V_{k+N}^{Гл} - V_k^{Гл}| < 4,5 \text{ м/с}.$$

Кроме того, необходимым условием разрешения коррекции служит то, что величины перемещения, вычисленные за N шагов алгоритма по измерениям инерциально-одометри-

ческой части и по данным приемника Глонасс, различаются менее чем на 5 м:

$$\left| \sqrt{(E_{k+N} - E_k)^2 + (N_{k+N} - N_k)^2} - \sqrt{(E_{k+N}^{Гл} - E_k^{Гл})^2 + (N_{k+N}^{Гл} - N_k^{Гл})^2} \right| < 5 \text{ м}.$$

С целью дальнейшего повышения надежности алгоритма устанавливается требование, согласно которому все перечисленные условия должны выполняться непрерывно на протяжении по меньшей мере 3 с.

Приемник Crescent A-100 поддерживает формирование и выдачу пользователю сообщений типа GST. Сообщение содержит средне-квадратические оценки текущих погрешностей σ_φ , σ_λ расчета широты и долготы, доступ к которым открывает возможность ввести дополнительный критерий, снижающий вероятность ложной коррекции координат. Так, если

$$\sqrt{\sigma_\varphi^2 + \sigma_\lambda^2} > 20 \text{ м},$$

то использование спутниковых данных в алгоритме навигационной системы запрещается.

Реальная точность приемника Smart-VI оказывается ниже, чем его аналог Crescent A-100, и в значительной мере зависит от внешних условий. Это требует выработки свободного подхода к комплексированию его показаний с данными инерциально-одометрического компонента навигационной системы.

Выводы

1. Установлено, что на сегодняшний день доступные для массового использования НС в автомобильных приложениях реализованы на основе интеграции инерциально-спутниковых систем, при комплексировании с внешними измерителями в качестве дополнительного источника информации. Использование в качестве инерциальных датчиков грубых MEMS сенсоров не позволяет с достаточной точностью определять навигационные параметры наземных транспортных средств. Для оптимизации точностных характеристик интегрированной системы требуется синтез специализированных алгоритмов обработки измерительной информации в сочетании с разработкой способов повышения точности, за счет совместной обработки данных, формируемых разнородными измерительными модулями интегрированной системы.

2. Предложен способ коррекции ошибок за счет демпфирования колебаний ошибок по ско-

рости с последующим учетом демпфирующих поправок,, отличающийся простотой реализации и надежностью функционирования.

3. Принципиально новым для теории и практики эксплуатации НС является введение системы критериев, характеризующих устойчивость режима выработки навигационных параметров. Приведенные в статье численные значения критериальных оценок представляют интерес для разработчиков ИННС, поскольку их учет обеспечивает надежность определения выходных параметров системы.

4. Результаты натурных испытаний ИННС с использованием предлагаемых технических решений позволяют рассматривать реализованный вариант системы в качестве базового при построении универсальной ИНС. Характеристики универсальной системы должны быть в равной мере приемлемыми для любых наземных транспортных средств. Создание универсальной ИННС на основе полученных результатов следует рассматривать в качестве перспективной и актуальной задачи в области построения современных навигационных систем для наземных транспортных средств.

Литература

1. Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions – M.: BMSTU Press, 2004. 302 p.
2. Salychev O.S. MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality – M.: BMSTU Press, 2012. 208 p.
3. Новиков П.В., Новиков В.В., Шейпак А.А. Интегрированная навигационная система наземного транспортного средства // Известия МГТУ «МАМИ», 2015, № 4(26), т. 1, с. 70–77.
4. Новиков П.В., Герди В.Н., Новиков В.В. Применение микроэлектромеханических датчиков в интегрированной навигационной системе наземного транспортного и сельскохозяйственного технологического средства // Известия МГТУ «МАМИ», 2016. № 3(29), с. 25–31.
5. Sheipak Anatoly, Novikov Pavel The satellite-based algorithm for determining the location of hydraulic lift. Design of machines and structures. A publication of the university of Miskolc – Volume 4, Number 2 (2014) pp. 45–53.
6. Novikov V.V., Novikov P.V. & Gerdy V.N. The hardware structure of the navigation system. Proceeding of the 13th International Conference on

Advanced Engineering, Computer Aided Design and Manufacturing CADAM 2015, Croatia, September 15th – 19th, 2015, pp. 39–43.

7. Sheypak A.A. & Novikov P.V. Specialized alternative algorithm for determining the location of hydraulic lift. Proceeding of the 12th International Conference on Advanced Engineering, Computer Aided Design and Manufacturing CADAM 2014, Croatia, September 16th – 20th, 2014, pp. 59–62.
8. Sheypak A.A., Novikov P.V. Determining the location of hydraulic lift by specialized alternative algorithm. International Journal Advanced Engineering 8th year (2014), pp. 97–104.

References

1. Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions – M.: BMSTU Press, 2004. 302 p.
2. Salychev O.S. MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality – M.: BMSTU Press, 2012. 208 p.
3. Novikov P.V., Novikov V.V., Sheypak A.A. Integrated navigation system for land vehicles. *Izvestiya MGTU «MA MI»*. 2015. No 4(26), vol. 1, pp. 70–77.
4. Novikov P.V., Gerdy V.N., Novikov V.V. The use of MEMS sensors in the integrated navigation system of land transport and agricultural technological vehicle. *Izvestiya MGTU «MA MI»*. 2016. No 3(29), pp. 25–31.
5. Sheipak Anatoly, Novikov Pavel The satellite-based algorithm for determining the location of hydraulic lift. Design of machines and structures. A publication of the university of Miskolc – Volume 4, Number 2 (2014) pp. 45–53.
6. Novikov V.V., Novikov P.V. & Gerdy V.N. The hardware structure of the navigation system. Proceeding of the 13th International Conference on Advanced Engineering, Computer Aided Design and Manufacturing CADAM 2015, Croatia, September 15th – 19th, 2015, pp. 39–43.
7. Sheypak A.A. & Novikov P.V. Specialized alternative algorithm for determining the location of hydraulic lift. Proceeding of the 12th International Conference on Advanced Engineering, Computer Aided Design and Manufacturing CADAM 2014, Croatia, September 16th – 20th, 2014, pp. 59–62.
8. Sheypak A.A., Novikov P.V. Determining the location of hydraulic lift by specialized alternative algorithm. International Journal Advanced Engineering 8th year (2014), pp. 97–104.

INCREASE OF THE ACCURACY AND RELIABILITY OF OUTPUT PARAMETERS DETERMINATION OF VEHICLE INTEGRATED NAVIGATION SYSTEMS

P.V. Novikov, Dr.Eng. A.A. Sheypak, Ph.D. V.N. Gerdi, Ph.D V.V. Novikov

Moscow Polytechnic University

NovikoF_08@mail.ru

Dynamic development of navigation technologies opens up possibilities for the successful solution of a wide range of navigation tasks of mobile objects. For a long time the extension of the scope of navigation systems for transport applications was constrained by their high cost. The emergence of a small cheap inertial sensors, based on MEMS technology have resulted in integrated navigation systems, including the inertial and satellite GPS/GLONASS inertial mod-ules. For solving problems of navigation of ground vehicles the integrated system is combined with odometer. Nowadays a number of car navigation systems were made including the odome-ter along with the inertial measurement unit and a receiver of a satellite navigation system. However, most of these systems only exists in the form of models. The article provides the op-tion of constructing the integrated navigation system of a vehicle brought to practical implemen-tation. The analysis of the errors of the navigation system was made. The method of correction of errors due to the damping of the errors in speed with subsequent consideration of the damping of the amendments was proposed. Method is distinguished by ease of implementation and reliability.

Correction of the navigation parameters calculated on the base of measurements of inertial sensors and odometer is permissible only when it is known that their accumulated errors have exceeded the corresponding error of the satellite navigation solution. Essentially new to the the-ory and practice of operation of vehicle is the introduction of a system of criteria characterizing the stability of mode generation navigation parameters. In article the numerical value of criteria-based assessments are of interest to developers of navigation systems, since accounting provides the reliability of the determination of output parameters of the system.

The practical value of the presented research results, is that they can be used in the construction of high-precision navigation system of a ground vehicle.

Keywords: integrated navigation system, satellite navigation, microelectromechanical sensor, accelerometer, gyroscope, odometer, navigation parameter.