

Особенности использования фильтра Калмана для алгоритмической компенсации погрешностей инерциальной навигационной системы

© А.Ю. Егорушкин¹, О.С. Салычев²

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

²ООО «ТеКнол», Москва, 117246, Россия

Рассмотрены возможные варианты использования алгоритма фильтра Калмана для синтеза методов обработки информации бесплатформенных инерциальных навигационных систем. Представлен оригинальный алгоритм, основанный на мультиплатформенном подходе. Изложено обоснование его эффективности. Приведены результаты экспериментов, демонстрирующие его практическую ценность. Предложено параллельное использование нескольких различных моделей, для каждой из которых синтезируется свой алгоритм оценивания, наиболее адекватный режиму движения транспортного средства. На реальных данных для системы, установленной на вертолете, показаны преимущества такой вычислительной схемы. Выдвинуто предложение по введению адаптивной настройки в алгоритм фильтрации, что приведет к повышению точности оценок и улучшению качества переходных процессов их сходимости. Положительный эффект от введения такой адаптивной настройки продемонстрирован на конкретном примере.

Ключевые слова: инерциальная навигационная система, спутниковая навигационная система, вектор состояния динамической системы, фильтр Калмана, мастер-фильтр

Введение. Алгоритмическая компенсация погрешностей является основным методом повышения точности современных инерциальных навигационных систем (ИНС). Для ее реализации требуется синтез алгоритмов оценивания, который включает в себя формирование модели оцениваемого вектора состояния динамической системы. От вида и порядка модели зависят точность и качество получаемых в результате фильтрации оценок. Для решения задачи алгоритмической компенсации погрешностей ИНС [1, 2] применяются различные методы обработки информации, в которых часто используется фильтр Калмана — алгоритм, оценивающий вектор состояния динамической системы по текущим измерениям [3–5]. В качестве модели такой динамической системы рассматриваются уравнения ошибок ИНС [1, 2, 6–9]. Измерениями служат показания внешних по отношению к ИНС источников информации, например спутниковой навигационной системы (СНС) [10]. Точность оценок зависит от выбора порядка модели и настроек алгоритма оценивания — адаптации его к режимам движения.

Цель данной работы — выявить зависимость точности оценок от порядка модели и настроек алгоритма оценивания.

Формирование модели. Известны два возможных подхода для применения фильтра Калмана. Традиционный подход использует максимально подробное описание модели системы высокого порядка (например, 17 компонент и более). При использовании фильтра Калмана столь высокого порядка возникают следующие проблемы.

Реальная наблюдаемость ошибок ИНС существенно зависит от параметров движения транспортного средства [1, 2, 11]. Часть компонент вектора состояния в некоторых режимах движения слабо наблюдаются. Их оценки, полученные в результате фильтрации, недостоверны, поэтому при расчете навигационных параметров они не повышают точность системы, а ухудшают ее [1, 2, 4].

Объединение в одном векторе состояния таких компонент, как ошибки положения, ошибки по скорости, погрешности скорости дрейфов гироскопов, смещения нулей акселерометров и другие приводит к увеличению общего времени сходимости оценок вектора состояния. Это вызвано последовательным характером поведения переходных процессов сходимости оценок фильтра Калмана [1–4, 11].

Чтобы избежать указанных выше проблем, оптимальным представляется другой подход — мультиплатформенный, при котором модель системы представляет собой комбинацию простых моделей, а вектор состояния делится на подвекторы (блоки), включающие в себя только хорошо наблюдаемые компоненты вектора состояния. Блоки формируются в зависимости от параметров движения транспортного средства. Таким образом, вместо фильтра Калмана для максимально подробной модели системы применяются несколько алгоритмов фильтрации, каждый из которых оценивает параметры упрощенной модели системы с индивидуальной структурой, наиболее адекватной конкретным параметрам движения.

Рассмотрим схему алгоритма обработки информации с применением фильтра Калмана (рис. 1), в который вводятся несколько блоков, одновременно реализующих алгоритмы оценивания для различных моделей в зависимости от режимов движения. Каждый фильтр Калмана имеет свою собственную модель системы (определенные параметры ковариации входных шумов и измерительных шумов, а также правила адаптивной настройки) и используется для оценивания только определенных компонент вектора состояния.

Мастер-фильтр анализирует параметры движения и выбирает из совокупности блоков, использующих фильтры Калмана для различных режимов движения, тот, который формирует точные оценки компонент вектора состояния. Кроме того, мастер-фильтр в цепи обратной связи устанавливает правила и параметры адаптивной настройки для каждого алгоритма фильтра Калмана, в зависимости от параметров движения транспортного средства [1].

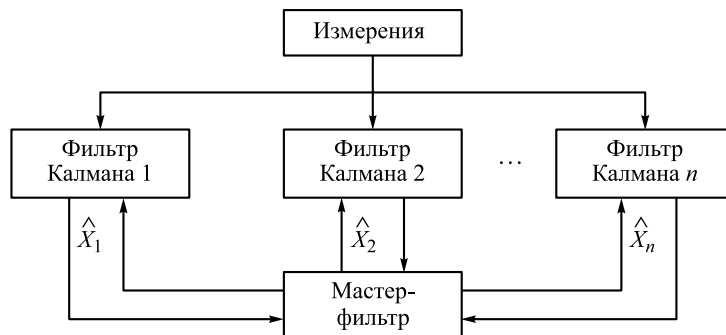


Рис. 1. Схема алгоритма обработки информации

Воспользуемся алгоритмом обработки информации, применив несколько фильтров Калмана, на примере ИНС средней точности [12]. Установленная на вертолете навигационная система БИНС-Тек [13] построена на базе волоконно-оптических гироскопов с погрешностью 0,03...0,05 град/ч (рис. 2).



Рис. 2. Бесплатформенная инерциальная навигационная система БИНС-Тек

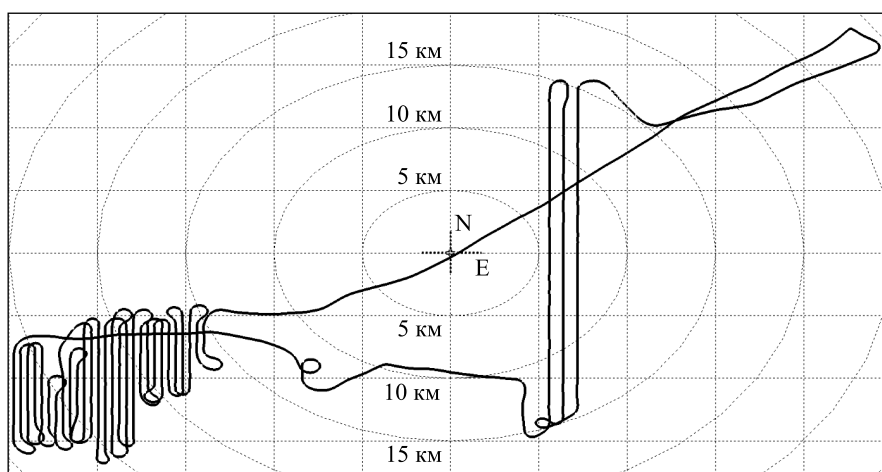


Рис. 3. Траектория полета вертолета с установленной на нем навигационной системой БИНС-Тек

Алгоритм фильтра Калмана был применен в режиме реального времени в навигационной системе БИНС-Тек во время тестов на вертолете, совершающем полет по траектории, приведенной на рис. 3.

Адаптивная настройка алгоритма фильтрации. Проанализируем оценку такой составляющей вектора состояния, как угол невыставки в азимуте Φ_{up} при использовании фильтра Калмана с адаптивной настройкой и без нее (рис. 4).

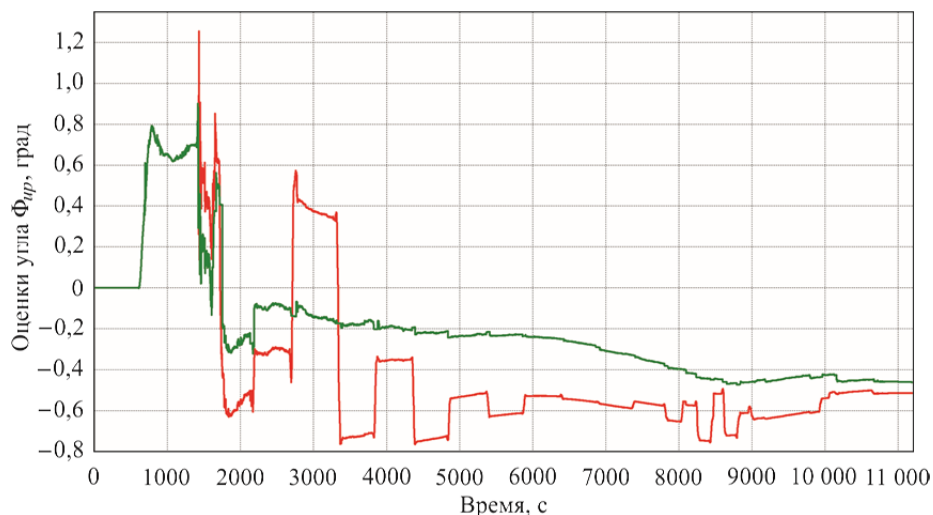


Рис. 4. Оценки угла невыставки в азимут Φ_{up} фильтром Калмана:
— без адаптации; — с адаптацией

Во время маневров (поворотов) вертолета, которые можно определить условием $|\dot{H}| > 1$ град/с, где $|\dot{H}|$ — производная от текущего угла курса, значения элементов ковариационной матрицы измерительных шумов увеличиваются на два порядка вследствие отставания по времени показаний СНС, что особенно проявляется при поворотах вертолета. Очевидно, что такая корректировка значительно улучшает сходимость оценки Φ_{up} [1, 2].

Влияние порядка модели на точность оценивания. Сравним оценки угла невыставки в азимуте Φ_{up} , полученные для фильтров Калмана высокого и низкого порядков (рис. 5).

В рассматриваемом случае фильтр Калмана высокого порядка оценивает десять компонент вектора состояния: ошибки координат ИНС $\delta\varphi$, $\delta\lambda$, ошибки ИНС по скорости δV_E , δV_N , ошибки ориентации Φ_E , Φ_N , Φ_{up} , дрейфы гироскопов ω_E^{dr} , ω_N^{dr} , ω_{up}^{dr} . Фильтр Калмана низкого порядка использует упрощенную модель системы, а именно семь компонент: $\delta\varphi$, $\delta\lambda$, δV_E , δV_N , Φ_E , Φ_N , Φ_{up} . Очевидно, что для случая фильтра Калмана низкого порядка оценки сходятся быстрее, чем для

фильтра Калмана высокого порядка (см. рис. 5). Это связано с последовательным характером сходимости переходных процессов получаемых оценок [1, 2]. Длительность переходных процессов намного меньше для упрощенной модели системы. Чтобы проверить правильность вычисления оценки невыставки в азимуте Φ_{up} , учтем и скомпенсируем ее значение в процедуре навигационного алгоритма. Значения ошибки ИНС по скорости с учетом компенсации погрешности и без нее представлены на рис. 6.

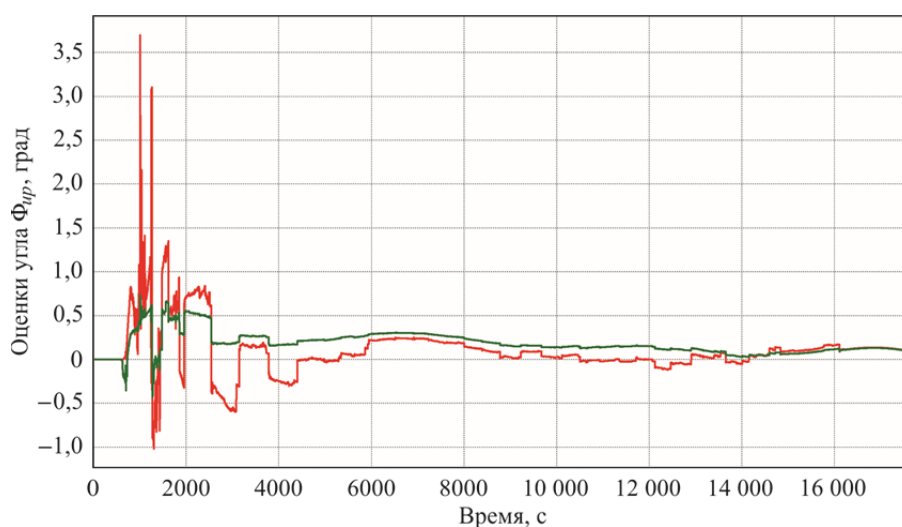


Рис. 5. Оценки угла невыставки в азимуте Φ_{up} фильтром Калмана:
— высокого порядка; — низкого порядка

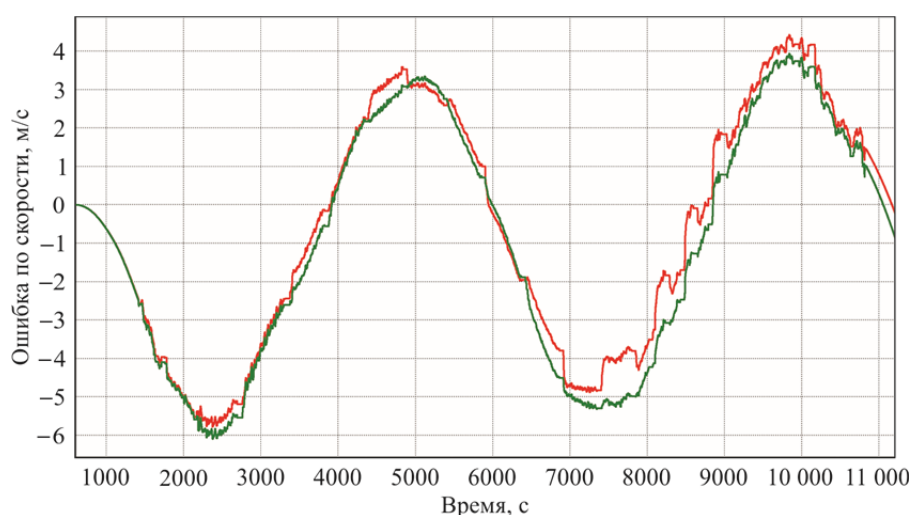


Рис. 6. Ошибка инерциальной навигационной системы по скорости угла невыставки в азимуте Φ_{up} :
— до компенсации; — после компенсации

На диаграммах хорошо видно, что компенсация оценки $\Phi_{ир}$ полностью устраняет скачки ошибки по скорости, вызванные влиянием ошибки невыставки в азимуте, которые возникают при поворотах вертолета.

Сравним результаты оценивания ошибки невыставки в горизонт Φ_N для фильтров Калмана высокого и низкого порядка (рис. 7). Графики оценок фильтра Калмана низкого порядка имеют более плавный характер. Такие оценки предпочтительнее, чем оценки, полученные с использованием фильтра Калмана высокого порядка.

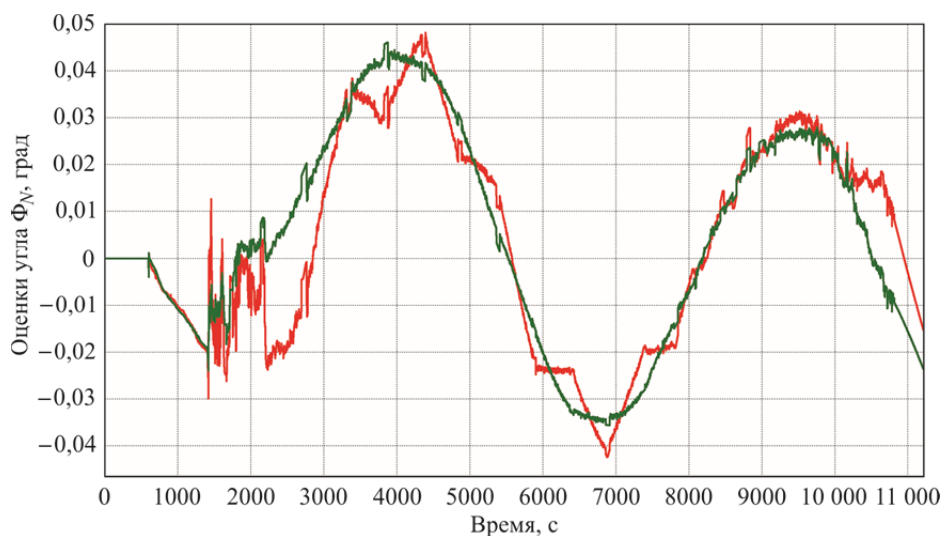


Рис. 7. Оценки угла невыставки в горизонт Φ_N фильтром Калмана:
— высокого порядка ; — низкого порядка

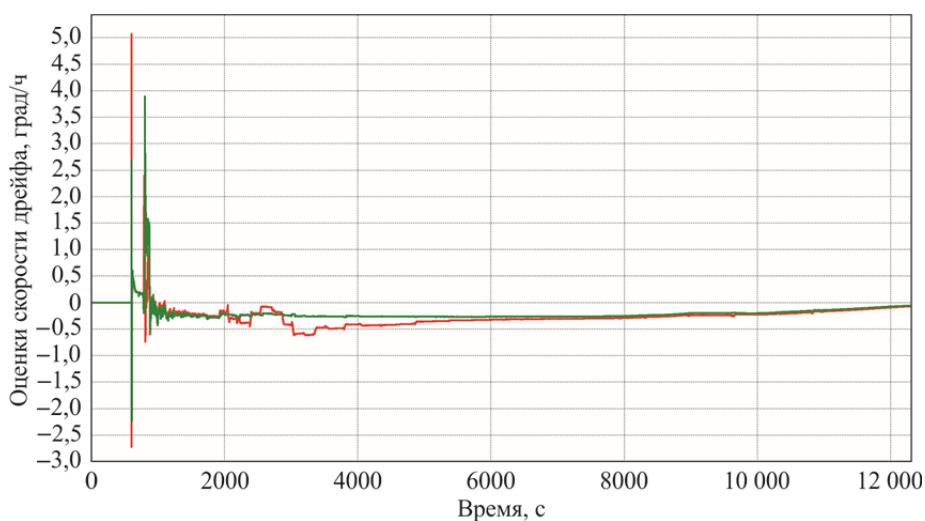


Рис. 8. Оценка скорости дрейфа гироскопа ω_N^{dr} фильтром Калмана:
— высокого порядка ; — низкого порядка

Для сравнения оценок, полученных с помощью фильтра Калмана десятого и восьмого порядков (Φ_{up} и ω_{up}^{dr} не входят в вектор состояния) воспользуемся графиками (рис. 8).

Вывод очевиден: переходный процесс оценки фильтра Калмана низкого порядка сходится существенно быстрее, чем переходный процесс оценки фильтра Калмана высокого порядка.

Чтобы проиллюстрировать точность оценки дрейфа ω_N^{dr} , учтем его полученные значения при расчетах выходных навигационных параметров ИНС. График оценок ошибки по скорости ИНС с учетом компенсации скорости дрейфа ω_N^{dr} и без учета такой компенсации представлен на рис. 9.

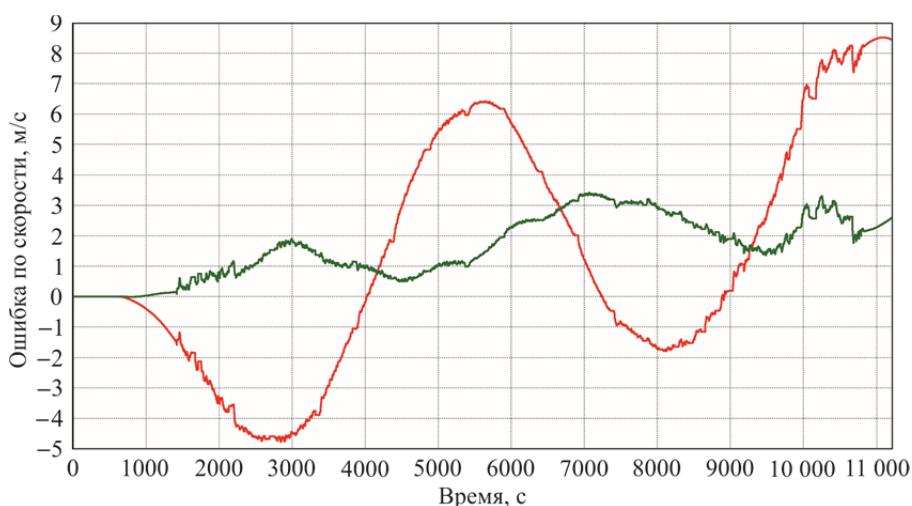


Рис. 9. Ошибка инерциальной навигационной системы по скорости:
— до компенсации; — после компенсации

Очевидно, что алгоритмическая компенсация скорости дрейфа с использованием полученных оценок позволяет значительно снизить величину ошибки по скорости ИНС, следовательно, повысить точность используемой ИНС.

Заключение. На конкретных примерах сравниваются различные варианты формирования моделей ошибок ИНС для их последующего оценивания фильтром Калмана. Показано, что использование систем более низкого порядка зачастую предпочтительнее для обеспечения требуемой точности оценок. Продемонстрировано положительное влияние адаптивной настройки алгоритмов обработки информации, позволяющее повысить точность и качество получаемых оценок.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Salychev O.S. *MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality*. Moscow, BMSTU Press, 2012, 208 p.
- [2] Salychev O.S. *Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions*. Moscow, BMSTU Press, 2004, 304 p.
- [3] Курдюков А.П., Степанов О.А. Современные методы теории фильтрации. *Автоматика и телематика*, 2016, № 1, с. 3–4.
- [4] Stepanov O.A. Optimal and sub-optimal filtering in integrated navigation systems. *Aerospace Navigation Systems*. NY, Yohn & Sons, 2016, pp. 244–298. DOI: 10.1002/9781119163060.ch8
- [5] Wei Li, Jinling Wang. Effective Adaptive Kalman Filter for MEMS IMU/Magnetometers Intergrated Attitude and Heading Reference System. *The Journal of Navigation*, 2013, vol. 66, iss. 1, pp. 99–113.
- [6] Броксмейер Ч.Ф. *Системы инерциальной навигации*. Ленинград, Судостроение, 1967, 278 с.
- [7] Titterton D.H., Weston J.L. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. 2nd ed. Stevenage, The Institution of Electrical Engineers, 2004, 581 p.
- [8] *Инерциальные системы управления*. Под ред. Д. Питтмана. Москва, Военное изд-во Министерства обороны СССР, 1964, 453 с.
- [9] Матвеев В.В. *Инерциальные навигационные системы*. Тула, Изд-во ТулГУ, 2012, 199 с.
- [10] Groves P. D. *Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems*. Norwood, Artech House, 2013, 800 p.
- [11] Motwani A., Sharma S.K., Sutton R., Culverhouse P. Interval Kalman Filtering in Navigation System Design for an Uninhabited Surface Vehicle. *The Journal of Navigation*, 2013, vol. 66, iss. 5, pp. 639–652.
- [12] Матвеев В.В., Распопов В.Я. *Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем*. Санкт-Петербург, ГИЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2009, 280 с.
- [13] Коркишко Ю.Н., Федоров В.А., Прилуцкий В.Г. и др. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы на основе волоконно-оптических гироскопов. *Гироскопия и навигация*, 2014, № 1 (84), с. 14–25.

Статья поступила в редакцию 02.11.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Егорушкин А.Ю., Салычев О.С. Особенности использования фильтра Калмана для алгоритмической компенсации погрешностей инерциальной навигационной системы. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 12.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-12-1834>

Егорушкин Алексей Юрьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор научно-исследовательских работ в области систем инерциальной навигации. e-mail: mostinertial@gmail.com

Салычев Олег Степанович — д-р техн. наук, главный конструктор ООО «Текнол». Автор научных работ в области инерциальной навигации и обработки информации. e-mail: salychev@teknol.ru

Features of using Kalman filter for algorithmic compensation of inertial navigation system errors

© A. Yu. Egorushkin¹, O.S. Salychev²

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

²TeKnol Ltd., Moscow, 117246, Russia

Algorithmic error compensation is the main method for improving the accuracy of inertial navigation systems (INS). Its implementation requires the synthesis of estimation algorithms, which includes the formation of a model of the estimated dynamic system state vector. The type and order of the model determine the accuracy and quality of the estimates obtained as a result of filtering. The study proposes the concurrent use of several different models, for each of them its own estimation algorithm is synthesized, which is the most adequate to the transport motion mode. The real data for the system installed on the helicopter show the advantages of such computational scheme. We also suggest introducing the adaptive tuning into the filtering algorithm, which will increase the accuracy of the estimates and improve the quality of transients of estimates convergence. A specific example shows the positive effect of such adaptive tuning introduced into the algorithm.

Keywords: inertial navigation system (INS), global navigation satellite system (GNSS), dynamic system state vector, Kalman filter, masterfilter

REFERENCES

- [1] Salychev O.S. *MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality*. Moscow, BMSTU Publ., 2012, 208 p.
- [2] Salychev O.S. *Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions*. Moscow, BMSTU Publ., 2004, 304 p.
- [3] Kurdyukov A.P., Stepanov O.A. *Avtomatica i telematika — Automation and Remote Control*, 2016, no. 1, pp. 3–4.
- [4] Stepanov O.A. Optimal and sub-optimal filtering in integrated navigation systems. *Aerospace Navigation Systems*, 2016, pp. 244–298.
- [5] Wei Li, Jinling Wang. Effective Adaptive Kalman Filter for MEMS IMU/Magnetometers Intergrated Attitude and Heading Reference System. *The Journal of Navigation*, 2013, vol. 66, no. 1, pp. 99–113.
- [6] Broxmeyer Ch. *Inertial navigation systems*. Boston, McGraw-Hill Book Company, 254 p. [In Russ.: Broxmeyer Ch. Sistemy inertsialnoy navigatsii. Leningrad, Sudostroenie Publ., 1967, 278 p.].
- [7] Titterton D.H., Weston J.L. *Strapdown Inertial Navigation Technology*. 2nd ed. Stevenage, The Institution of Electrical Engineers, 2004, 581 p.
- [8] Pitman G.R. *Inertial Guidance (Space Technology S.)*. John Wiley & Sons Inc., 1962, 481 p. [In Russ.: Pitman G.R. Inertsialnye systemy upravleniya. Moscow, Voennoye izdatelstvo ministerstva oborony USSR, 1964, 453 p.].
- [9] Matveev V.V. *Inertsialnye navigatsionnye systemy* [Inertial navigation systems]. Tula, TulSU, Publ., 2012, 199 p.
- [10] Groves P.D. *Principles of GNSS, Inertial and Multisensor Integrated Navigation Systems*. Norwood, Artech House, 2013, 800 p.
- [11] Motwani A., Sharma S.K., Sutton R., Culverhouse P. Interval Kalman Filtering in Navigation System Design for an Uninhabited Surface Vehicle. *The Journal of Navigation*, 2013, vol. 66, no. 5, pp. 639–652.

- [12] Matveev V.V., Raspopov V.Ya. *Osnovy postroeniya besplatformennykh inertsi- alnykh navigatsionnykh system* [Fundamentals of Strapdown Inertial Navigation System Design]. St. Petersburg, Concern CRSI Elektropribor, JSC Publ., 2009, 280 p.
- [13] Korkishko Yu.N., et al. *Giroskopiya i navigatsiya — Gyroscopy and Navigation*, 2014, no. 1(84), pp. 14–25.

Egorushkin A.Yu., Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Attitude Control and Navigation Instruments and Systems, Bauman Moscow State Technical University. Author of a number of scientific and research works in the field of inertial navigation. e-mail: mostinertial@gmail.com

Salychev O.S., Dr. Sc. (Eng.), Professor, chief designer, TeKnol Ltd. Author of a number of scientific and research works in the field of inertial navigation and optimal filtration. e-mail: salychev@teknol.ru