

**АЛГОРИТМЫ ПРИЦЕЛЬНО-НАВИГАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА
УДАРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

А.Д. Суркова
М.А. Кузнецов

a.d.surkova@mail.ru
m.a.kuznetsov@internet.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Исследован алгоритмический метод повышения точности навигационных систем для ударных беспилотных летательных аппаратов. Выбрана схема коррекции погрешностей инерциальных навигационных систем с использованием информации от спутниковых навигационных систем и алгоритма оценивания в виде фильтра Калмана. Показана целесообразность применения данной схемы коррекции при наличии сигналов от внешних датчиков навигационной информации. Проведен эксперимент, заключающийся в моделировании погрешностей инерциальных навигационных систем и обработке данных с помощью данной схемы, включающей в себя оптимальный и адаптивный фильтр Калмана. Результаты математического моделирования демонстрируют большую эффективность адаптивного фильтра Калмана при отсутствии достоверной априорной информации о входном шуме.

Ключевые слова

Беспилотный летательный аппарат, инерциальная навигационная система, прицельно навигационный комплекс, погрешность, схема коррекции, алгоритм оценивания, оптимальный фильтр Калмана, адаптивный фильтр Калмана

Поступила в редакцию 07.11.2022
© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022

Введение. В настоящее время сфера применения беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) различных классов, конструкций и целевого назначения все активнее расширяется. Многие страны разрабатывают БПЛА для своих армий. Например, военной доктриной США предусмотрено включение в стандартное вооружение бригады сухопутных войск порядка 150–200 оперативно-тактических БПЛА.

Развитие технологий привело к новым направлениям применения БПЛА, появлению новых научно-технических комплексов, созданию перспективных видов систем управления. Совершенствование БПЛА способствует росту их применения в боевых действиях. Так, во время войны в Югославии они использовались для мониторинга поля боя, разведывательных операций, контроля обстановки на вражеской территории, оценки результатов применения летательного аппарата (ЛА). Опыт использования в боевых условиях дает возможность определить преимущества и недостатки использования БПЛА, которые необходимо доработать в будущем.

Прицельно-навигационный комплекс. На БПЛА измерительные системы комплексированы вокруг бортовой цифровой вычислительной системы (БЦВС). Интеграция бортового оборудования на базе БЦВС обусловило появление на борту ЛА автоматизированных прицельно-навигационных комплексов (ПНК), составляющих сейчас основу бортового оборудования.

Включение в состав навигационного комплекса оборудования, различающегося как по принципу действия, так и по характеристикам, обеспечивает решение пилотажно-навигационных задач практически в любых условиях полета. Примерный состав оборудования, обычно относимого к ПНК, представлен на рис. 1 [1].

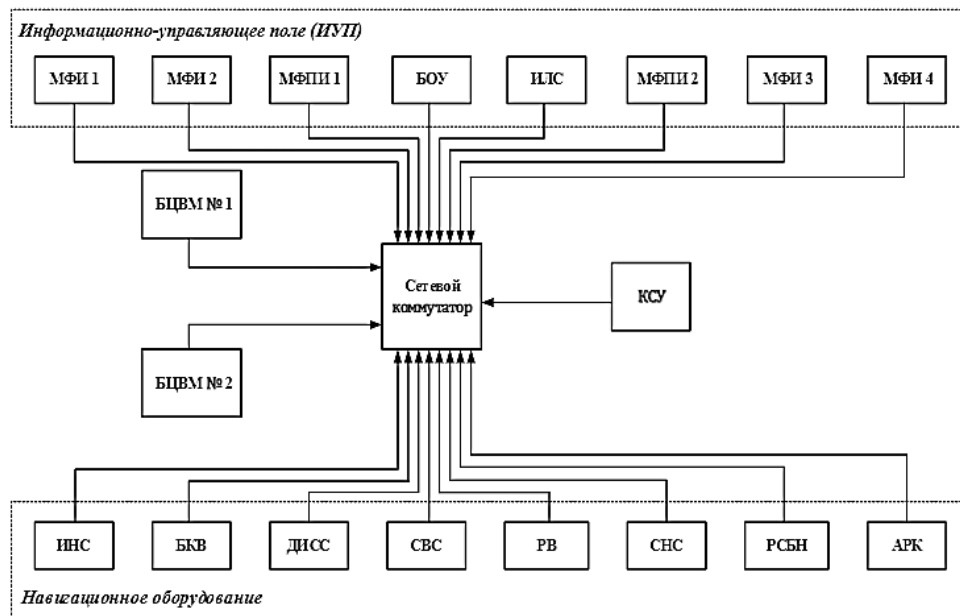


Рис. 1. Примерный состав пилотажно-навигационного комплекса:

МФИ — многофункциональный индикатор; МФПИ — многофункциональный пульт индикатор; БОУ — бортовой орган управления; ИЛС — курсо-глиссадная система; БЦВМ — бортовая цифровая вычислительная машина; КСУ — комплексная система управления; ИНС — инерциальные навигационные системы; БКВ — бесплатформенная курсовертикаль; ДИСС — доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса; СВС — система воздушных сигналов; РВ — радиовысотомер; СНС — спутниковые навигационные системы; РСБН — радиосистема ближней навигации; АРК — автоматический радиокomплекс

Одной из функциональных групп ПНК является навигационное оборудование, которое включает в себя ИНС, СНС, радионавигационную систему ближней навигации, систему воздушных сигналов и др.

Инерциальная и спутниковая навигационная система. Навигация ЛА — наука о методах и средствах управления ЛА при его движении из одной точки

пространства в другую. Основной задачей навигации является определение координат местоположения объекта и скорости его движения относительно поверхности Земли. Навигационная система — это совокупность приборов и устройств, позволяющих путем измерения определить параметры движения объекта, т. е. его местоположение, скорость, угловое положение в пространстве и т. д. [1].

Погрешности современных ИНС обусловлены различными факторами. Эти погрешности можно компенсировать посредством конструкторских и алгоритмических методов. Для реализации конструкторских методов требуется наличие определенного времени и новой технологической базы, а алгоритмические методы легко реализуются и позволяют повысить точность серийных измерительных систем [2].

На практике обычно применяют метод наиболее полной компенсации погрешностей, который предполагает использование алгоритма оценивания и дает возможность повысить точность ИНС. Для этого необходим внешний источник информации [2]. Наиболее популярными системами, которые применяются для коррекции ИНС, служат СНС GPS/ГЛОНАСС.

Схема коррекции ИНС. В качестве алгоритмов коррекции часто применяют различные алгоритмы оценивания для вычисления погрешностей измерительных систем [3–5].

Схема коррекции ИНС с использованием информации от СНС показана на рис. 2.

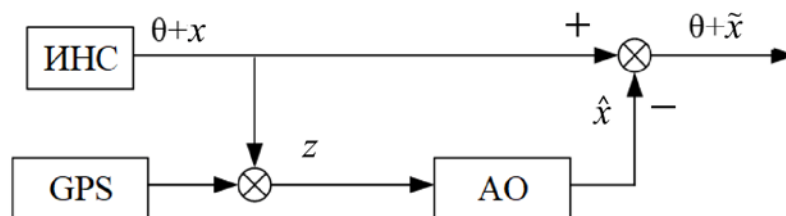


Рис. 2. Схема коррекции ИНС по показаниям СНС:

АО — алгоритм оценивания; θ — истинная навигационная информация; z — вектор измерений; x — вектор погрешностей ИНС; \hat{x} — оценки погрешностей ИНС; \tilde{x} — ошибки оценивания

В условиях действия активных и пассивных помех сигналы СНС становятся недоступными и реализовать схему коррекции, показанную на рис. 2, не представляется возможным до тех пор, пока не произойдет восстановление сигнала.

Компенсация ошибок ИНС предполагает формирование сигналов коррекции, пропорциональных ошибкам системы в определении скорости, углов отклонения гиросtabilизированной платформы (ГСП) относительно сопровождающего трехгранника и дрейфов ГСП. Эти ошибки автономной ИНС

в отсутствии сигналов СНС не поддаются непосредственному измерению, поэтому в качестве измерений используют углы отклонения ГСП относительно сопровождающего трехгранника, сформированные на основе информации, снимаемой с датчиков углов прецессии гироскопов, или сигналы с акселерометров [6].

Примем, что математическая модель погрешностей ИНС описывается следующим образом [7]:

$$x_k = \Phi x_{k-1} + W_{k-1}, \quad (*)$$

где x_k — n -вектор состояния; Φ — $n \times n$ -матрица объекта; x_{k-1} — вектор состояния на шаге $n - 1$; W_{k-1} — вектор входного возмущения с нулевыми математическими ожиданиями и известными матрицами ковариаций Q_k .

Входные возмущения предполагаются r -мерным дискретным аналогом гауссовского белого шума с нулевым математическим ожиданием и известной ковариационной матрицей

$$M[W_j W_k^T] = Q_k \delta_{j,k},$$

где Q_k — неотрицательно определенная матрица размерности $r \times r$; $\delta_{j,k}$ — символ Кронекера,

$$\delta_{j,k} = \begin{cases} 1, & \text{если } j = k; \\ 0, & \text{если } j \neq k. \end{cases}$$

Часть вектора состояния измеряется как

$$z_{k+1} = H_{k+1} x_{k+1} + V_{k+1}.$$

Здесь z_{k+1} — m -вектор измерений; H_{k+1} — $m \times n$ -матрица измерений; V_{k+1} — m -вектор ошибок измерения. Погрешности измерений предполагаются дискретным аналогом гауссовского белого шума, для которого

$$M[V_{k+1}] = 0;$$

$$M[V_j W_{k+1}^T] = R_{k+1} \delta_{j,k+1},$$

где R_{k+1} — неотрицательно определенная матрица.

Оптимальный фильтр Калмана описывается следующими уравнениями:

$$\hat{X}_{k+1} = \Phi_{k+1,k} \hat{X}_k + K_{k+1} v_{k+1};$$

$$P_{(k+1)/k} = \Phi_{k+1,k} P_k \Phi_{k+1,k}^T + Q_k;$$

$$K_{k+1} = P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T [H_{k+1} P_{(k+1)/k} H_{k+1}^T + R_{k+1}]^{-1};$$

$$P_{k+1} = (I - K_{k+1}H_{k+1})P_{(k+1)/k}.$$

Здесь $P_{(k+1)/k}$ — априорная ковариационная матрица ошибок оценивания; P_{k+1} — апостериорная ковариационная матрица ошибок оценивания.

С помощью фильтра Калмана осуществляется не только восстановление всего вектора состояния системы, но и подавляется влияние измерительного шума.

Адаптивные алгоритмы оценивания, являющиеся прямыми модификациями фильтра Калмана, работают аналогичным образом. Отличие заключается в адаптивном определении ковариационных матриц входного и измерительного шумов [1].

Адаптивный алгоритм способен функционировать в условиях отсутствия достоверной статистической информации о входном шуме. Он отличается уравнением вычисления априорной ковариационной матрицы, которое имеет следующий вид:

$$P_{(k+1)/k} = \Phi_{k+1,k}P_k\Phi_{k+1,k}^T + [v_{k+1}v_{k+1}^T]K_k^T.$$

Таким образом, адаптивный фильтр Калмана описывается следующим образом:

$$\hat{X}_{k+1} = \Phi_{k+1,k}\hat{X}_k + K_{k+1}v_{k+1};$$

$$P_{(k+1)/k} = \Phi_{k+1,k}P_k\Phi_{k+1,k}^T + [v_{k+1}v_{k+1}^T]K_k^T;$$

$$K_{k+1} = P_{(k+1)/k}H_{k+1}^T [H_{k+1}P_{(k+1)/k}H_{k+1}^T + R_{k+1}]^{-1};$$

$$P_{k+1} = (I - K_{k+1}H_{k+1})P_{(k+1)/k}.$$

Исследование погрешностей навигационных систем и алгоритмов построения их моделей. Проведем эксперимент, заключающийся в моделировании алгоритмов коррекции инерциальных навигационных систем при использовании СНС и обработке данных с помощью адаптивного фильтра Калмана для ударных БПЛА. При моделировании использованы тестовая математическая модель погрешностей ИНС и типовая модель погрешностей СНС. Модели погрешностей навигационных систем сформированы с использованием датчиков случайных чисел.

Рассмотрим схему коррекции ИНС в выходном сигнале с помощью алгоритма оценивания в виде адаптивного фильтра Калмана (см. рис. 2). Для проверки работоспособности алгоритма выбрана математическая модель погрешностей ИНС (*), в которой:

$$x_k = \begin{bmatrix} \delta V_k \\ \varphi_k \\ \varepsilon_k \end{bmatrix}; \Phi = \begin{bmatrix} 1 & -gT & 0 \\ \frac{T}{R} & 1 & T \\ 0 & 0 & 1-\beta T \end{bmatrix}; W_{k-1} = \begin{bmatrix} B \\ 0 \\ \omega_{k-1} \end{bmatrix}.$$

Здесь δV_k — ошибки ИНС в определении скорости; φ_k — углы отклонения гиросtabilизированной платформы (ГСП) от сопровождающего трехгранника; ε_k — скорость дрейфа ГСП; g — ускорение свободного падения; T — период дискретизации; R — радиус Земли; β — средняя частота случайного изменения дрейфа, $B = 10^{-2}$; ω_{k-1} — дискретный аналог белого гауссова шума.

Для демонстрации работы алгоритма использованы следующие значения параметров:

$$g = 9,8; \quad T = 1; \quad R = 6\,370\,000.$$

Начальный вектор входного сигнала x :

$$x_0 = [100; 10^{-4}; 10^{-5}].$$

Введем предположение, что измеряется только первая компонента вектора:

$$z_k = H x_k + V_k,$$

где z_k — вектор измерений; $H = [1 \ 0 \ 0]$; V_k — измерительный шум, который представляет собой дискретный аналог белого гауссовского шума; W_{k-1} и V_k — независимые процессы.

Результаты моделирования представлены только для одной компоненты вектора состояния x_1 , так как для остальных компонент моделирование выполняется аналогично.

На рис. 3–5 показаны результаты математического моделирования ошибок ИНС и также оптимального фильтра Калмана как алгоритма оценивания в схеме, представленной на рис. 2. Моделирование проводилось в среде MATLAB.

Аналогично, на рис. 6–8 представлены результаты математического моделирования ошибок ИНС и адаптивного фильтра Калмана. Моделирование проводилось в среде MATLAB.

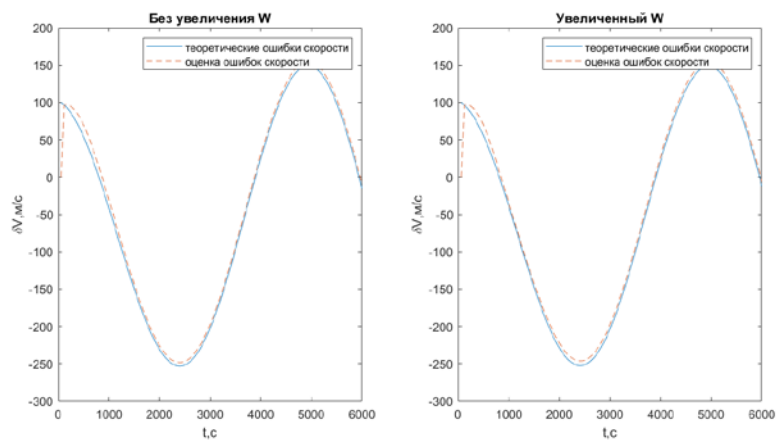


Рис. 3. Оценки ошибок ИНС в определении скорости с оптимальны фильтром

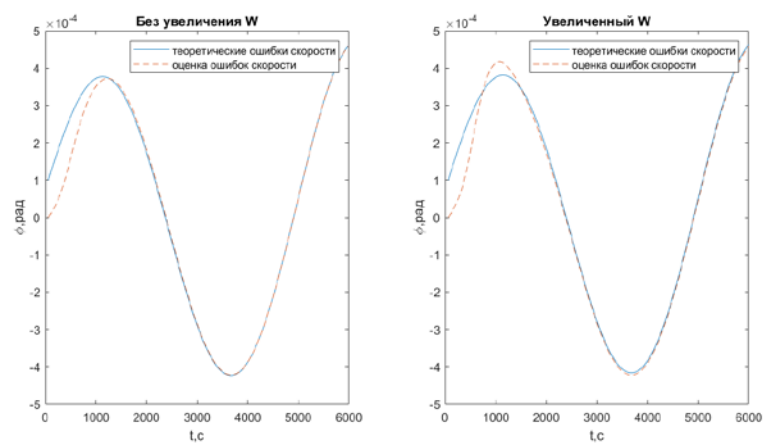


Рис. 4. Оценки углов отклонения гиросtabilизационной платформы с оптимальны фильтром

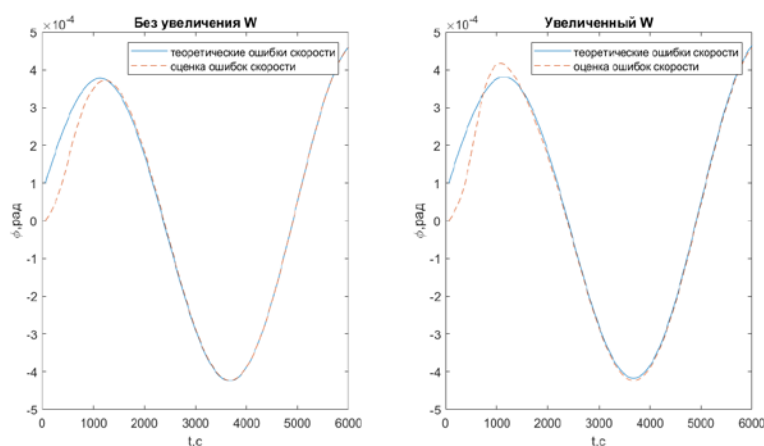


Рис. 5. Оценки ошибок скорости дрейфов с оптимальны фильтром

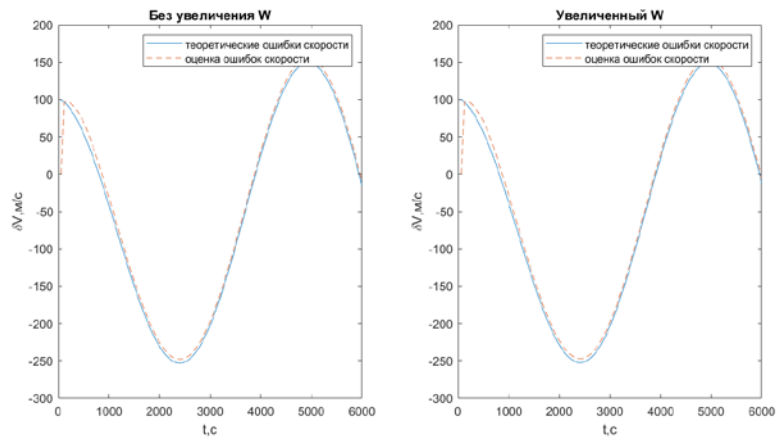


Рис. 6. Оценки ошибок ИНС в определении скорости с адаптивным фильтром

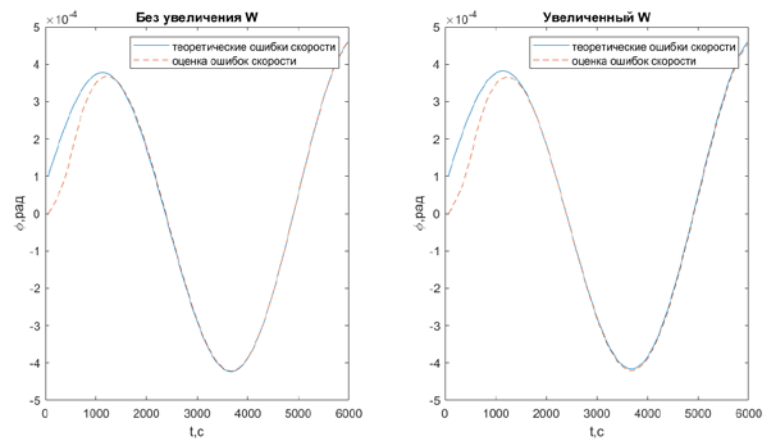


Рис. 7. Оценки углов отклонения гиростабилизационной платформы с адаптивным фильтром

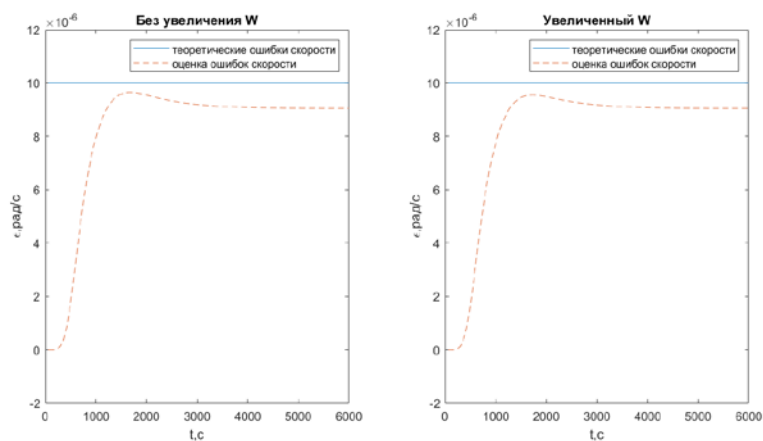


Рис. 8. Оценки ошибок скорости дрейфов с адаптивным фильтром

Вывод. После математического моделирования по полученным графикам можно сделать вывод о том, что использование данного метода при наличии сигналов от внешних датчиков навигационной информации в схеме коррекции навигационной информации целесообразен, то есть наблюдается повышение точности выходного сигнала.

Исходя из результатов моделирования можно сделать вывод, что адаптивный фильтр Калмана, в отличие от оптимального, может проводить фильтрацию с минимальной ошибкой и эффективно работать при отсутствии достоверной априорной информации о входном шуме.

Литература

- [1] Селезнева М.С., Шень Кай, Неусыпин К.А. и др. Алгоритмы обработки информации навигационных систем и комплексов летательных аппаратов. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018.
- [2] Шэнь Кай, Пролетарский А.В., Неусыпин К.А. Исследование алгоритмов коррекции навигационных систем летательных аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*, 2016, № 2, с. 28–39.
DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3933-2016-2-28-39>
- [3] Неусыпин К.А. Современные системы и методы наведения, навигации и управления летательными аппаратами. М., Изд-во МГОУ, 2009.
- [4] Пролетарский А.В., Неусыпин К.А., Шэнь Кай. Алгоритмические способы коррекции автономных инерциальных навигационных систем. *Мат. конф. УМАС-2014*. СПб., ЦНИИ Электроприбор, 2014, с. 637–641.
- [5] Шэнь Кай. Разработка методов оценивания и прогноза навигационных систем летательных аппаратов. *Автоматизация и современные технологии*, 2015, № 7, с. 13–18.
- [6] Пролетарский А.В., Неусыпин К.А., Кузнецов И.А. Алгоритмы коррекции навигационных систем. М., Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015.
- [7] Буй Ван Кыонг, Неусыпин К.А. Алгоритмический способ повышения точности навигационных систем. *Автоматизация и современные технологии*, 2005, № 7, с. 11–15.

Суркова Анастасия Дмитриевна — студентка кафедры «Системы автоматического управления», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Кузнецов Михаил Александрович — студент кафедры «Системы автоматического управления», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Неусыпин Константин Авенирович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедры «Системы автоматического управления», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Суркова А.Д., Кузнецов М.А. *Политехнический молодежный журнал*, 2022, № 11(76).
<http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2022-11-838>

**TARGETING AND NAVIGATION COMPLEX ALGORITHMS
OF AN UNMANNED AERIAL VEHICLE IMPACTOR**

A.D. Surkova

a.d.surkova@mail.ru

M.A. Kuznetsov

m.a.kuznetsov@internet.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation**Abstract**

This paper investigates an algorithmic method to improve the accuracy of navigation systems for unmanned aerial vehicles. The scheme of inertial navigation systems error correction using information from satellite navigation systems and an evaluation algorithm in the form of a Kalman filter was selected. The expediency of using this correction scheme in the presence of signals from external navigation information sensors is shown. An experiment consisting in modeling the errors of inertial navigation systems and data processing using this scheme, which includes an optimal and adaptive Kalman filter, is conducted. The results of mathematical modeling demonstrate the greater efficiency of the adaptive Kalman filter in the absence of reliable a priori information about the input noise.

Keywords

Unmanned aerial vehicle, inertial navigation system, aiming navigation system, error, correction scheme, estimation algorithm, optimal Kalman filter, adaptive Kalman filter

Received 07.11.2022

© Bauman Moscow State Technical University, 2022

References

- [1] Selezneva M.S., Shen Kay, Neusypin K.A. et al. Algoritmy obrabotki informatsii navigatsionnykh sistem i kompleksov letatelnykh apparatov [Information processing algorithms in aircraft navigation systems and complex]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2018 (in Russ.).
- [2] Shen Kay, Proletarskiy A.V., Neusypin K.A. The research into correction algorithms for aircraft navigation systems. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2016, no. 2, pp. 28–39. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/0236-3933-2016-2-28-39> (in Russ.).
- [3] Neusypin K.A. *Sovremennye sistemy i metody navedeniya, navigatsii i upravleniya letatelnyimi apparatami* [Modern systems and methods of aircraft guidance, navigation and control]. Moscow, MGOU Publ., 2009 (in Russ.).
- [4] Proletarskiy A.V., Neusypin K.A., Shen Kay. Algoritmicheskie sposoby korrektsii avtonomnykh inertzialnykh navigatsionnykh sistem [Algorithmic methods for correction of autonomous inertial navigation systems]. *Mat. konf. UMAS–2014* [Proc. Conf. Umas-2014]. Sankt-Petersburg, TsNII Elektropribor Publ., 2014, pp. 637–641 (in Russ.).
- [5] Shen Kay. Elaboration methods for evaluation and prediction of navigation systems aircraft. *Avtomatizatsiya i sovremennye tekhnologii* [Automation. Modern technologies], 2015, no. 7, pp. 13–18 (in Russ.).

- [6] Proletarskiy A.V., Neusypin K.A., Kuznetsov I.A. Algoritmy korrektsii navigatsionnykh sistem [Algorithms for navigation systems correction]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2015 (in Russ.).
- [7] Buy Van Kyong, Neusypin K.A. Algoritmicheskiy sposob povysheniya tochnosti navigatsionnykh sistem. Avtomatizatsiya i sovremennye tekhnologii, 2005, no. 7, pp. 11–15 (in Russ.).

Surkova A.D. — Student, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Kuznetsov M.A. — Student, Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — Neusypin K.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of Department of Automatic Control Systems, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Please cite this article in English as:

Surkova A.D., Kuznetsov M.A. Targeting and navigation complex algorithms of an unmanned aerial vehicle impactor. *Politekhnicheskiy molodezhnyy zhurnal* [Politechnical student journal], 2022, no. 11(76). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2022-11-838.html> (in Russ.).