

УДК 621.452.33.037.01

DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-6-82-93

Натурный стенд для исследований алгоритмов навигации и фильтрации бесплатформенной навигационной системы с использованием среды Matlab Simulink

А.А. Санько¹, В.А. Ветошкин¹, Е.Л. Ивановская¹

¹Белорусская государственная академия авиации, г. Минск, Республика Беларусь

Аннотация: В связи с возрастающей сложностью навигационного оборудования воздушных судов (ВС), с ростом требований, предъявляемых к ним, встает вопрос о необходимости исследования и усовершенствования существующих алгоритмов навигации и фильтрации путем решения задач по разработке натуральных исследовательских стендов. В статье изложены результаты работы в области создания натурального стенда для исследований алгоритмов навигации и фильтрации для бесплатформенной навигационной системы (БИНС) в составе: датчики первичной навигационной информации, выполненные по микроэлектромеханической технологии (МЭМС), сервомашинки и навигационная платформа, имеющая две степени свободы по крену и тангажу. Представлены особенности конструктивной, аппаратной и алгоритмической реализации стенда с учетом перспектив его развития в части использования количества степеней свободы платформы (каналов тангажа, крена и рыскания). Описан реализованный принцип интеграции *Simulink*-модели объекта управления. Объект управления состоит из контроллера на базе платформы *Arduino*, *GPS*-датчика, датчика GY-91, имеющего инерциально-измерительный блок, состоящий из трех ортогонально расположенных: измерителя угловой скорости, акселерометра и одноканального барометра на базе МЭМС MP280. Реализован алгоритм позиционного (ручного) управления навигационной платформы по углу тангажа и крена с использованием двух сервомашинок, через джойстик и виртуальный COM-порт. Представлена схема, иллюстрирующая логику взаимодействия структурных элементов стенда, часть программной реализации используемого комплементарного фильтра, а также функция его вычисления и имитационные связи *Simulink*-модели. Рассмотрен обмен информацией между ПЭВМ и микроконтроллером *Arduino*. Сделан вывод о целесообразности создания и использования разработанного стенда для обоснования применения того или иного алгоритма навигации и фильтрации для конкретного типа ВС.

Ключевые слова: бесплатформенная навигационная система, управление, микроконтроллер, моделирование, фильтрация, натурный стенд.

Для цитирования: Санько А.А., Ветошкин В.А., Ивановская Е.Л. Натурный стенд для исследований алгоритмов навигации и фильтрации бесплатформенной навигационной системы с использованием среды Matlab- Simulink // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 6. С. 82–93. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-6-82-93

A full-scale simulator for research of navigation and filtering algorithms of a strapdown inertial navigation system using the Matlab-Simulink environment

A.A. Sanko¹, V.A. Vetoshkin¹, E.L. Ivanovskaya¹

¹Belarusian State Aviation Academy, Minsk, Republic of Belarus

Annotation: Due to the increasing complexity of aircraft navigation equipment and the growing demands placed on them, there is a need to study and improve existing navigation and filtering algorithms by solving problems of developing full-scale research simulators. The article presents the results of work in the field of creating a full-scale simulator for research of navigation and filtering algorithms for a strapdown inertial navigation system (SINS) comprising: primary navigation data sensors made using microelectromechanical system technology (MEMS), servos and a navigation platform with two-degrees-of-freedom in roll and pitch. The article presents the features of the design, hardware and algorithmic implementation of the test rig taking into account the

prospects for its development in terms of using the number of degrees of freedom of the platform (pitch, roll and yaw channels). The implemented principle of integrating the Simulink model of the control object is described. The control object consists of a controller based on the Arduino platform, a GPS sensor, a GY-91 sensor with an inertial measurement unit consisting of three orthogonally located: angular velocity meter, accelerometer and the single-channel barometer based on the MP280 MEMS. An algorithm for positional (manual) control of the navigation platform by pitch and roll angles using two servos, through a control stick and a virtual COM port is implemented. A diagram illustrating the logic of interaction of the structural elements of the simulator, a part of the software implementation of the complementary filter used, as well as the function of its calculation and simulation links of the Simulink model are presented. The information exchange between the PC and the Arduino microcontroller is considered. A conclusion was made about the feasibility of creating and using the developed simulator to justify the use of a particular navigation and filtering algorithm for a specific type of aircraft.

Key words: strapdown inertial navigation system, control, microcontroller, modeling, filtering, full-scale simulator.

For citation: Sanko, A.A., Vetoshkin, V.A., Ivanovskaya, E.L. (2024). A full-scale simulator for research of navigation and filtering algorithms of a strapdown inertial navigation system using the Matlab- Simulink environment. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 6, pp. 82–93. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-6-82-93

Введение

Одним из важнейших этапов создания воздушного судна (ВС) является разработка его навигационной системы. В зависимости от предъявляемых требований к характеристикам навигационной системы ВС, обладающей индивидуальными особенностями в БИНС, реализуются алгоритмы фильтрации и навигации по данным, полученным от первичных датчиков первичной навигационной информации, требующие оценки адекватности и эффективности их работы [1, 2].

В условиях широкого внедрения навигационных датчиков, выполненных по МЭМС-технологии и имеющих разброс параметров при изготовлении до 3 %, несмотря на их калибровку при изготовлении, а также высокую чувствительность к внешним возмущениям, все большую актуальность приобретает проблема повышения точности БИНС [3–7]. Эту задачу целесообразно решать при «наземных испытаниях» с применением натуральных стендов, функционирование которых основано на схожих с объектом исследования принципах [8–11]. Целесообразность такого подхода обоснована высокой вероятностью потери (повреждения) ВС в летных испытаниях, невозможностью учета методами математического моделирования большинства процессов и явлений, происходящих в полете, а также всего широкого многообразия свойств объекта.

Таким образом, актуальной представляется работа по созданию стендовой лаборатор-

ной базы для отработки алгоритмов навигации и фильтрации, позволяющей учесть как можно более широкий спектр воздействий на качество работы БИНС, находящейся на борту ВС.

Целью работы, результаты которой описываются в статье, являются создание такого стенда и оценка возможности его применения для определения типа используемого алгоритма навигации и фильтрации для конкретного типа ВС.

Основная часть

Ставится задача создания натурального стенда для создания и отработки существующих алгоритмов навигации и фильтрации, позволяющей учесть как можно более широкий спектр воздействий на качество работы БИНС для ВС.

На рис. 1 представлена конструкция и состав разработанного стенда. Основными элементами стенда являются: БИНС в составе *GY-91*, имеющего инерциально-измерительный блок (ИИБ), *GPS*-трекера и вычислителя – микроконтроллера типа *Arduino Nano* (1); вычислитель – ПЭВМ с установленной программой *Simulink* и авторским программным обеспечением (2); джойстик, управляемый с использованием микроконтроллера *Arduino Uno* (3); источник электропитания (4); платформа, имеющая две степени свободы по углу крена $\gamma_{\text{рамка}}$ и тангажа $\vartheta_{\text{рамка}}$ с установленными на ней сервома-

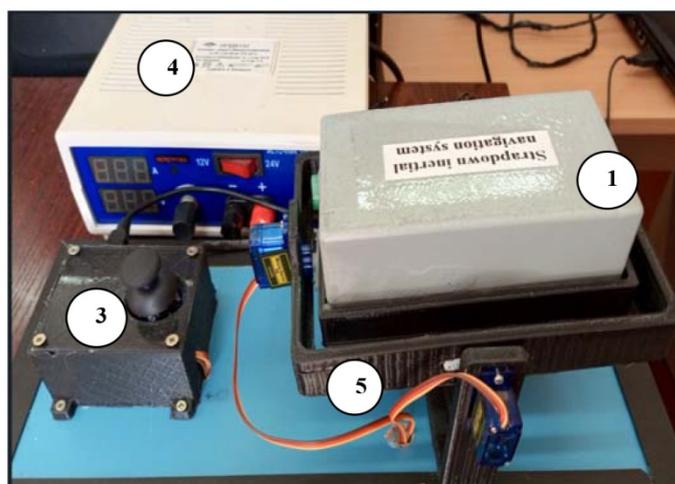


Рис. 1. Конструкция и состав разработанного стенда
Fig. 1. The design and composition of the developed simulator

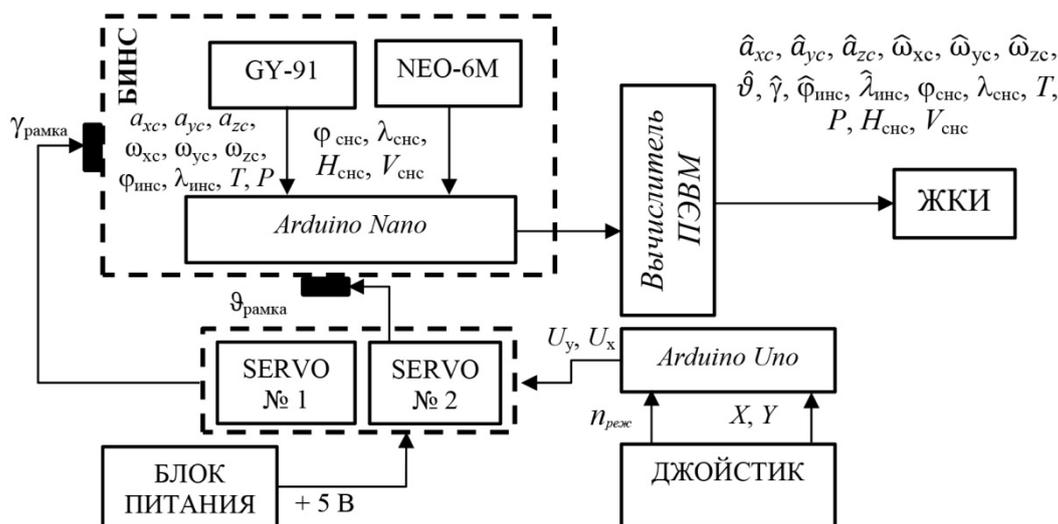


Рис. 2. Схема, иллюстрирующая логику взаимодействия структурных элементов стенда
Fig. 2. The diagram illustrating the logic of interaction between the structural elements of the simulator

шинками *SG-90* (5). Логика взаимодействия составных элементов стенда предусматривает наличие двух вариантов управления (рис. 2):

1) ручное перемещение рукоятки джойстика и формирование таким образом сигнала угла $\vartheta_{рамка}$ ($\gamma_{рамка}$);

2) программное управление заданным значением углов $\vartheta_{рамка}$ и $\gamma_{рамка}$ в диапазоне $-30...+30^0$ или периодическое движение по углам.

Переключение между режимами управления осуществляется кнопкой, размещенной на джойстике (формируется сигнал $n_{реж}$).

Источник электропитания обеспечивает подачу на сервомашинки опорного напряжения 5,5 В с током нагрузки более 0,5 А.

В вычислителе (ПЭВМ) с использованием разработанной *Simulink*-модели и по алгоритмам, заданным исследователем, производится:

1) прием информации из микроконтроллера *Arduino Nano*;

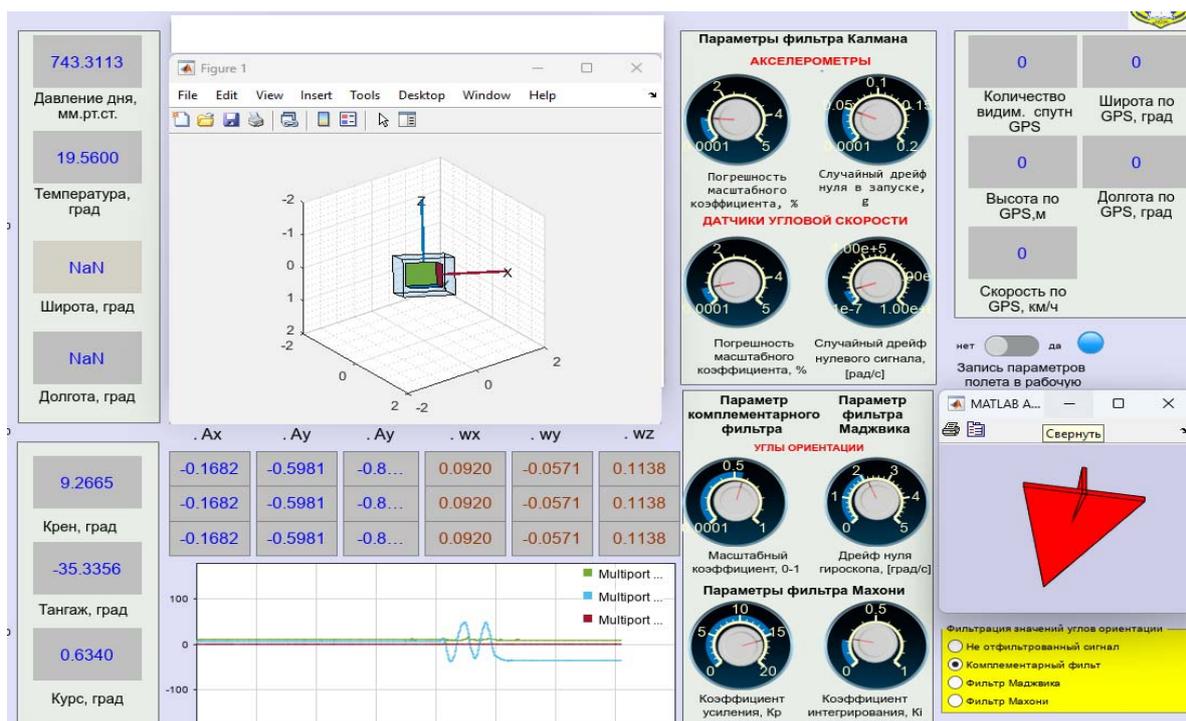


Рис. 3. Внешний вид части окна программы работы со стендом
Fig. 3. The interface of the part of the program window for working with the simulator

2) фильтрация первичных сигналов от акселерометров и гироскопов: \hat{a}_{xc} , \hat{a}_{yc} , \hat{a}_{zc} , $\hat{\omega}_{xc}$, $\hat{\omega}_{yc}$, $\hat{\omega}_{zc}$;

3) вычисление углов ориентации ИИБ $\hat{\vartheta}$, $\hat{\gamma}$ после фильтрации первичных сигналов;

4) расчет координат $\hat{\varphi}_{инс}$, $\hat{\lambda}_{инс}$ ИИБ по отфильтрованным значениям первичных сигналов;

5) масштабирование и преобразование аналоговых сигналов с джойстика;

6) визуализация результатов исследований графически и в виде численных значений.

Схема, иллюстрирующая логику взаимодействия структурных элементов стенда представлена на рис. 2.

Основным элементом БИНС является датчик *GY-91*, имеющий инерциально-измерительный блок, состоящий из трех ортогонально расположенных: измерителя угловой скорости, акселерометра и одноканального барометра на базе MP280. В качестве связанной системы координат (ССК) выбрана правая ортогональная система координат *OXYZ* с вершиной, совмещенной с центром масс объекта, *OX* – поперечная ось объекта (на правый борт), *OY* – продольная ось, *OZ* – нормальная ось [1].

Информацию, поступающую с *GY-91*, обрабатывает микроконтроллер *Arduino Nano*. Первичная информация, поступающая с *GY-91*:

- a_{xc} , a_{yc} , a_{zc} – значения ускорений объекта в ССК, измеряемые акселерометрами;
- ω_{xc} , ω_{yc} , ω_{zc} – значения угловой скорости объекта в ССК, измеряемые датчиками угловой скорости (ДУС).

Параметры датчиков *GY-91*: диапазон регистрируемой перегрузки: $\pm 4g$; угловой скорости ± 250 °/с.

Вычисление температуры (T) и давления (P) воздуха осуществляет барометр MP280. Дополнительным элементом БИНС является *GPS*-трекер на базе чипа *NEO-6M*. Чип способен отслеживать до 22 спутников одновременно на 50 каналах с большим уровнем чувствительности (до -181 дБ). *GPS*-трекер выдает ряд сигналов в ПЭВМ через микроконтроллер *Arduino Nano*, а именно: место расположения (широта $\varphi_{снс}$ и долгота $\lambda_{снс}$), скорость ($V_{снс}$), высоту расположения БИНС над уровнем моря ($H_{снс}$) и т. д. Общий вид фрагмента диалогового окна *Simulink*-модели представлен на рис. 3.

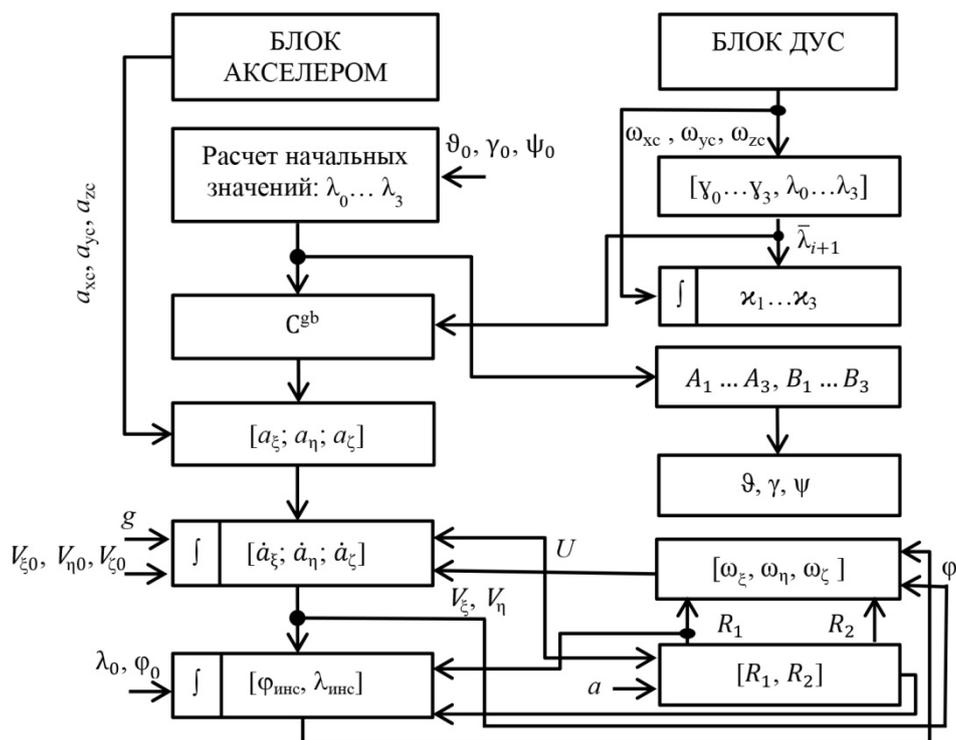


Рис. 4. Структурная схема алгоритма с интегрированием уравнения в параметрах Родрига – Гамильтона в географическом сопровождающем базисе

Fig. 4. The structural schematic of the algorithm with equation integration in Rodrigue-Hamilton parameters in a geographical accompanying basis

Непосредственное вычисление координат инерциальным способом ($\varphi_{инс}$ и $\lambda_{инс}$) и углов ориентации осуществляет микроконтроллер *Arduino Nano*, используя сигналы от *GY-91*. При этом применяется алгоритм вычисления координат и углов ориентации в географическом сопровождающем базисе без фильтрации. В качестве промежуточных параметров ориентации используются параметры Родрига – Гамильтона (рис. 4) [1]. На рис. 4 V_ξ, V_η, V_ζ – проекции линейной скорости объекта на оси географического трехгранника; R_1, R_2 – радиусы кривизны эллипсоида; U – угловая

скорость вращения Земли; a – большая полуось эллипсоида; g – ускорение силы тяжести; C^{gb} – матрица направляющих косинусов (1); $\lambda_0 \dots \lambda_3$ – начальные значения параметров Родрига – Гамильтона (2); a_ξ, a_η, a_ζ – проекции значений вектора ускорений объекта из ССК в географическую СК (3); $\kappa_1 \dots \kappa_3$ – приращенные параметры ориентации объекта в географической СК (4); $\omega_\xi, \omega_\eta, \omega_\zeta$ – проекции угловой скорости на оси географического трехгранника (5).

$$\begin{aligned}
 C^{gb}(1,1) &= 2\lambda_0^2 + 2\lambda_1^2 - 1; & C^{gb}(3,3) &= 2\lambda_0^2 + 2\lambda_3^2 - 1; \\
 C^{gb}(1,2) &= 2(-\lambda_0\lambda_3 + \lambda_1\lambda_2); & C^{gb}(2,1) &= 2(\lambda_0\lambda_3 + \lambda_1\lambda_2); \\
 C^{gb}(1,3) &= 2(\lambda_1\lambda_3 + \lambda_0\lambda_2); & C^{gb}(2,2) &= 2\lambda_0^2 + 2\lambda_2^2 - 1; \\
 C^{gb}(3,1) &= 2(\lambda_1\lambda_3 - \lambda_0\lambda_2); & C^{gb}(2,3) &= 2(-\lambda_0\lambda_1 + \lambda_2\lambda_3). \\
 C^{gb}(3,2) &= 2(\lambda_0\lambda_1 + \lambda_2\lambda_3); & & & & (1)
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\lambda_0 &= \cos(\psi/2)\cos(\vartheta/2)\cos(\gamma/2) + \sin(\psi/2)\sin(\vartheta/2)\sin(\gamma/2); \\ \lambda_1 &= \cos(\psi/2)\sin(\vartheta/2)\cos(\gamma/2) + \sin(\psi/2)\cos(\vartheta/2)\sin(\gamma/2); \\ \lambda_2 &= \cos(\psi/2)\cos(\vartheta/2)\sin(\gamma/2) - \sin(\psi/2)\sin(\vartheta/2)\cos(\gamma/2); \\ \lambda_3 &= \cos(\psi/2)\cos(\vartheta/2)\sin(\gamma/2) - \sin(\psi/2)\sin(\vartheta/2)\cos(\gamma/2).\end{aligned}\tag{2}$$

$$[a_\xi; a_\eta; a_\zeta] = C^{gb}[a_{xc}; a_{yc}; a_{zc}].\tag{3}$$

$$\begin{aligned}\kappa_1 &= 0,5 \omega_\xi dt; & A_1 &= \lambda_1 - \kappa_1; & B_1 &= \lambda_1 + \kappa_1; \\ \kappa_2 &= 0,5 \omega_\eta dt; & A_2 &= \lambda_2 - \kappa_2; & B_2 &= \lambda_2 + \kappa_2; \\ \kappa_3 &= 0,5 \omega_\zeta dt; & A_3 &= \lambda_3 - \kappa_3; & B_3 &= \lambda_3 + \kappa_3.\end{aligned}\tag{4}$$

Изменение параметров Родрига – Гамильтона:

$$\begin{aligned}\lambda_0 &= \lambda_0\lambda_0 - A_1\lambda_1 - A_2\lambda_2 - A_3\lambda_3; \lambda_1 = \lambda_0\lambda_1 + A_1\lambda_0 + B_2\lambda_3 - B_3\lambda_2; \\ \lambda_2 &= \lambda_0\lambda_2 - B_1\lambda_3 + A_2\lambda_0 + B_3\lambda_1; \lambda_3 = \lambda_0\lambda_3 + B_1\lambda_2 - B_2\lambda_1 + A_3\lambda_0.\end{aligned}\tag{5}$$

$$\omega_\xi = -\frac{V_\eta}{R_2}; \omega_\eta = \frac{V_\xi}{R_1} + U\cos\varphi; \omega_\zeta = \frac{V_\xi}{R_1} + \sin\varphi.\tag{6}$$

В стенде для вычисления значений углов псевдоповоротов может использоваться [2]:

1) алгоритм второго порядка точности, реализующий метод средней скорости:

$$Y_0 = (Y_1^2 + Y_2^2 + Y_3^2)^{0,5}; \lambda_0 = \cos\frac{Y_0}{2}; \lambda_j = Y_0^{-1}Y_i\sin\frac{Y_0}{2}, (i = 1, \dots, 3; j = 1, \dots, 3),$$

где $Y_i = \int_{t_{n-1}}^{t_n} \omega_i(t)dt$, t_{n-1} – значение углов псевдоповоротов в предыдущий момент времени ($dt = 0,1$ с);

2) алгоритм, реализующий второе приближение к методу средней скорости:

$$\lambda_0 = 1 - \frac{1}{8}Y_0^2; \lambda_j = \frac{1}{2}Y_i; Y_0 = (Y_1^2 + Y_2^2 + Y_3^2)^{0,5};$$

3) одношаговый алгоритм третьего порядка точности:

$$\Delta\lambda_0 = 1 - \frac{1}{8}Y_0^2; \Delta\lambda_1 = \alpha Y_1 + \beta Y_{23}; \Delta\lambda_2 = \alpha Y_2 + \beta Y_{31}; \Delta\lambda_3 = \alpha Y_3 + \beta Y_{12};$$

$$\alpha = \frac{1}{2} - \frac{1}{48}Y_0^2; \beta = \frac{1}{24}; Y_0 = (Y_1^2 + Y_2^2 + Y_3^2)^{0,5}; Y_{23} = Y_3Y_2' - Y_2Y_3';$$

$$Y_{31} = Y_1Y_3' - Y_3Y_1'; Y_{12} = Y_2Y_1' - Y_1Y_2'; Y_i = \int_{t_{n-1}}^{t_n} \omega_i(t)dt; Y_i' = \int_{t_{n-2}}^{t_{n-1}} \omega_i(t)dt.$$

Параметры Родрига – Гамильтона и углы Эйлера – Крылова связывают соотношения

$$\vartheta = \arcsin(2\lambda_0\lambda_1 + 2\lambda_2\lambda_3); \gamma = -\arctg\left(\frac{2\lambda_1\lambda_3 - 2\lambda_0\lambda_2}{\lambda_0^2 - \lambda_1^2 - \lambda_2^2 + \lambda_3^2}\right).$$

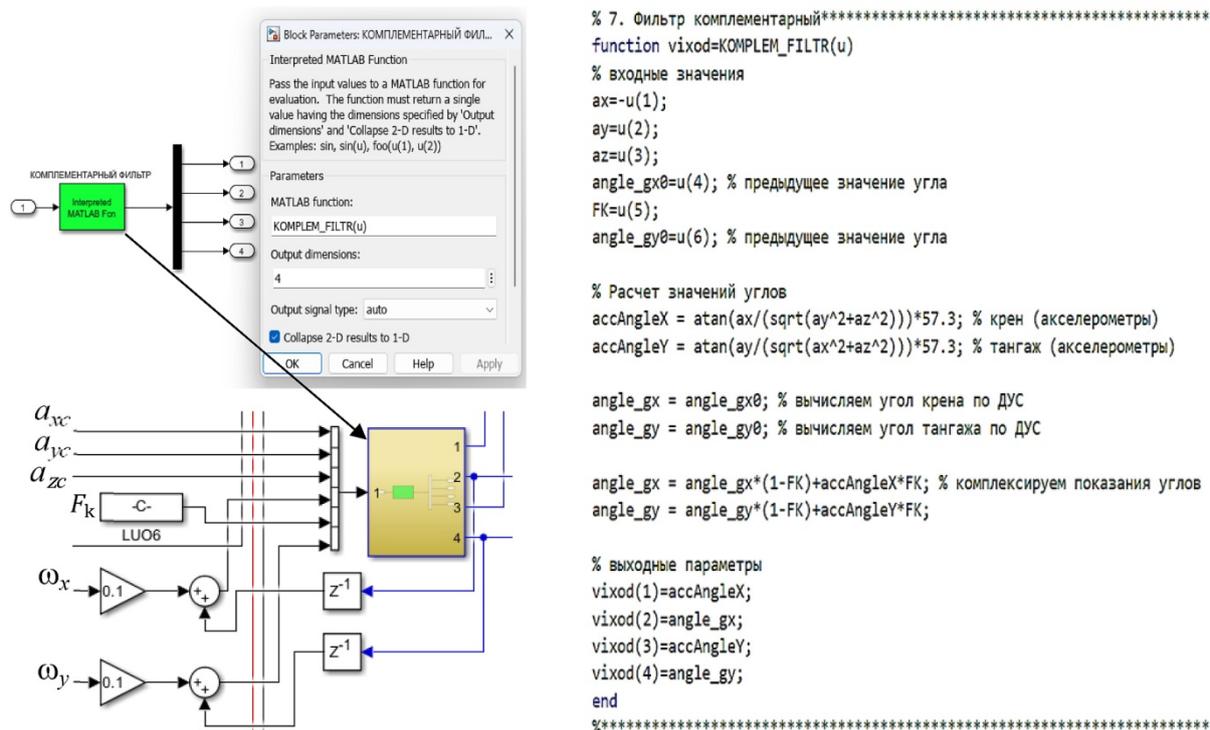


Рис. 5. Программная реализация комплементарного фильтра, функция его вычисления и имитационные связи между ними
Fig. 5. Software implementation of a complementary filter, its calculation function and imitative connections between them

Измеренное значение долготы и широты вычисляется как

$$\lambda_{инс} = \lambda_0 + \frac{V_{\xi} dt_n}{R_1 \cos \varphi}; \varphi_{инс} = \varphi_0 + \frac{V_{\eta} dt_n}{R_2}. \quad (7)$$

Настройка микроконтроллера *Arduino Nano* выполняется с использованием встроенного языка в среде программирования *Arduino IDE*. При этом скетч использует 17 854 байта (55 %) памяти устройства, а глобальные переменные – 954 байта (46 %), что позволяет иметь некоторый запас оперативной памяти на модернизацию и доработку скетча программы. В ПЭВМ с использованием *Simulink*-модели происходит вычисление и фильтрация сигналов [11–20]:

- $\hat{\vartheta}$ и $\hat{\gamma}$ (пользователь может применять алгоритм Махони, Маджвика или комплементарный фильтр);

$$\vartheta_{дус}[t] = \hat{\vartheta}[t - 1] + \omega_{zc}[t]dt; \hat{\vartheta}[t] = \vartheta_{дус}[t - 1](1 - F_k) + F_k \vartheta_N(t),$$

- $\hat{\varphi}_{инс}, \hat{\lambda}_{инс}$ по значениям $\hat{\vartheta}, \hat{\gamma}$ и $\hat{a}_{xc}, \hat{a}_{yc}, \hat{a}_{zc}, \hat{\omega}_{xc}, \hat{\omega}_{yc}, \hat{\omega}_{zc}$ (пользователь может применить фильтр Калмана или медианный фильтр).

Программная реализация алгоритмов в *Simulink*-модели основывается на использовании блока *MATLAB function*, самой функции вычисления и имитационных связей между ними. В качестве примера программная реализация комплементарного фильтра, функция его вычисления и имитационные связи между ними представлены на рис. 5. Для комплементарного фильтра итоговая величина угла $\hat{\vartheta}$ представляет собой сумму интегрированного значения показаний гироскопа и мгновенных значений показаний акселерометра:

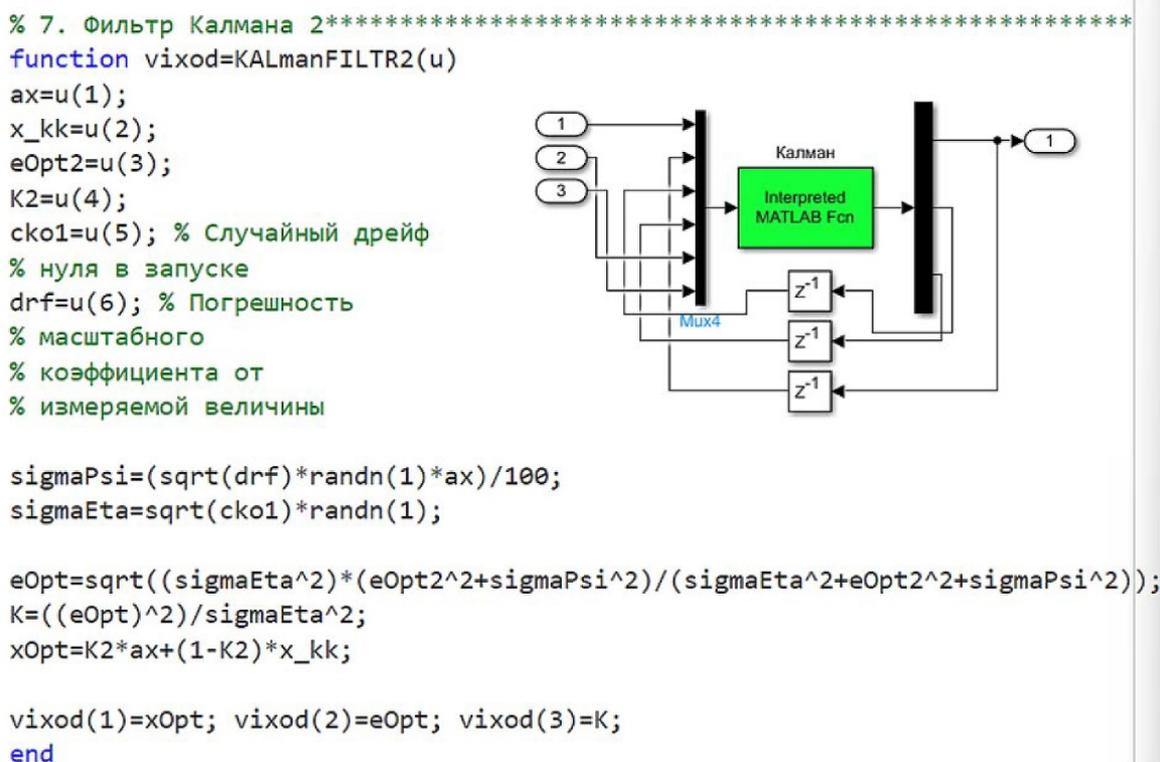


Рис. 6. Программная реализация фильтра Калмана в Simulink-модели
Fig. 6. Software implementation of the Kalman estimator in the Simulink model

где $F_k = 0,7$ – коэффициент комплементарного фильтра [3]; ϑ_N – угол тангажа, полученный с использованием значений ускорений:

$$\vartheta_N = \text{atan}\left(-a_{yc}/\sqrt{a_{xc}^2 + a_{zc}^2}\right) \frac{180}{\pi}.$$

В качестве параметров, характеризующих шумы акселерометра, задаются пользователем:

- погрешность масштабного коэффициента, %;
 - случайный дрейф нуля в запуске, g.
- В качестве параметров шумов ДУС:
- погрешность масштабного коэффициента, %;
 - случайный дрейф нулевого сигнала, рад/с.

Программная реализация фильтра Калмана в Simulink-модели представлена на рис. 6. Медианный фильтр реализовался с помощью стандартного блока Median Filter системы Simulink с указанием длины усредняемого сигнала ($l = 10$). Для алгоритма Махони из-

меняемыми параметрами использовались коэффициенты усиления и интегрирования [14], для алгоритма Маджвика – дрейф нуля гироскопа [13].

Обмен информацией между ПЭВМ и микроконтроллером Arduino Nano осуществляется в цифровом формате с использованием UART-соединения. Эта задача решается в блоке «Синхронизация с Arduino Nano» (рис. 7). Настройки UART-обмена данными осуществляются с использованием блока Serial Configuration. Для приема данных из микроконтроллера используется элемент Serial Receive. Блок синхронизации микроконтроллера Arduino Nano с Simulink-моделью (рис. 7) решает задачу преобразования данных вещественного типа, применяемых при расчете параметров движения объекта в целочисленный тип uint_8. Основные элементы программного кода связи Arduino Nano с Simulink-моделью на примере передачи сигнала a_{xc} представлены на рис. 8.

5. **Боронахин А.М., Лукьянов Д.П., Филатов Ю.В.** Оптические и микромеханические инерциальные приборы. СПб.: Элмор, 2008. 400 с.

6. **Han Sh.** Random error reduction algorithms for MEMS inertial sensor accuracy improvement – a review / Sh. Han, Zh. Meng, O. Omisore, T. Akinyemi, Y. Yan // *Micromachines*. 2020. Vol. 11, iss. 11. P. 1021. DOI: 10.3390/mi11111021

7. **Шаврин В.В., Конаков А.С., Тисленко В.И.** Калибровка микроэлектромеханических датчиков ускорений // Доклады ТУСУР. 2012. № 1-2 (25). С. 265–269.

8. **Владимиров В.М., Гречкосеев А.К., Толстикова А.С.** Имитатор измерительной информации для отработки эфемеридно-временного обеспечения космической навигационной системы ГЛОНАСС // Измерительная техника. 2004. № 8. С. 12–14.

9. **Верещиков Д.В., Разуваев Д.В., Костин П.С.** Прикладная информатика: Применение Matlab@Simulink для решения практических задач: учеб. пособие. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2016. 104 с.

10. **Верещиков Д.В.** Натурный стенд для отработки системы управления винтомоторной силовой установкой конвертируемого летательного аппарата / Д.В. Верещиков, И.К. Макаров, И.С. Моисеева, С.М. Баранцев // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 1. С. 61–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-61-71

11. **Харин Е.Г., Копылов И.А.** Технологии летных испытаний бортового оборудования летательных аппаратов с применением комплекса бортовых траекторных измерений. М.: МАИ-ПРИНТ, 2012. 360 с.

12. **Kalman R.E.** A new approach to linear filtering and prediction problems // *Journal of Basic Engineering*. 1960. Vol. 82, no. 1. Pp. 35–45.

13. **Madgwick S.O.H.** An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays [Электронный ресурс] // Semantic Scholar. 2010. URL: <https://www.semanticscholar.org/paper/An-efficient-orientation-filter-for-inertial-and-Madgwick/bfb456caf5e71d426bd3e2fd529ee833a6c3b7e7> (дата обращения: 26.04.2024).

14. **Mahony R., Hamel T.** Attitude estimation on SO (3) based on direct inertial measurements // *Proceedings 2006 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. Orlando, FL, USA, 2006. Pp. 2170–2175. DOI: 10.1109/ROBOT.2006.1642025

15. **Mehra R.K.** On the identification of variances and adaptive Kalman filtering // *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1970. Vol. 15, iss. 2. Pp. 175–184. DOI: 10.1109/TAC.1970.1099422

16. **Wang P., Li G., Gao Ya.** A compensation method for gyroscope random drift based on unscented Kalman filter and support vector regression optimized by adaptive beetle antennae search algorithm // *Applied Intelligence*. 2023. Vol. 53. Pp. 4350–4365. DOI: 10.1007/s10489-022-03734-7

17. **Аванесов Г.А.** Вопросы применения микромеханических гироскопов для космических проектов / Г.А. Аванесов, Р.В. Бессонов, С.А. Дятлов, А.Н. Куркина, В.В. Сазонов // *Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса*. 2013. Т. 10, № 4. С. 51–63.

18. **Guo H.** Kalman filtering for GPS/magnetometer integrated navigation system / H. Guo, M. Yu, Ch. Zou, W. Huang // *Advances in Space Research*. 2010. Vol. 45, iss. 11. Pp. 1350–1357. DOI: 10.1016/j.asr.2010.01.011

19. **Brilingaite A., Jensen C.S.** Online Route Prediction for Automotive Applications [Электронный ресурс] // ResearchGate. October 2006. 8 p. URL: https://www.researchgate.net/publication/240804392_ONLINE_ROUTE_PREDICTION_FOR_AUTOMOTIVE_APPLICATIONS (дата обращения: 26.04.2024).

20. **Шахтарин Б.И., Сучков В.Б., Губанов Д.А.** Оптимальная фильтрация случайных процессов: учеб. пособие для вузов. М.: Горячая линия-Телеком, 2017. 90 с.

References

1. **Meleshko, V.V., Nesterenko, O.I.** (2011). Strapdown inertial navigation systems. Tutorial. Kirovograd: POLIMED-Servis, 171 p. (in Russian)

2. **Sanko, A.A., Sheinikov, A.A.** (2022). Angular orientation determination in SINS: traditional algorithms comparison. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 1, pp. 77–88. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-1-77-88. (in Russian)
3. **Ivanov, Yu.V., Orlov, V.A., Alaluev, R.V., Matveev, V.V.** (2007). Investigation of steady-state characteristics of inertial module's micromechanical sensors. *Datchitki i sistemy*, no. 1, pp. 25–26. (in Russian)
4. **Sanko, A.A., Sheynikov, A.A., Tuganov, G.Sh.** (2022). Experimental study of the distribution laws of output signals of microelectromechanical navigation sensors of an unmanned aerial vehicle. *Crede Experto: transport, society, education, language*, no. 1, pp. 101–112. DOI: 10.51955/23121327-2022-1-101 (accessed: 26.05.2024). (in Russian)
5. **Boronakhin, A.M., Lukyanov, D.P., Filatov, Yu.V.** (2008). Optical and micromechanical inertial devices. St. Petersburg: Elmor, 400 p. (in Russian)
6. **Han, Sh., Meng, Zh., Omisore, O., Akinyemi, T., Yan, Y.** (2021). Random error reduction algorithms for MEMS inertial sensor accuracy improvement – a review. *Micromachines*, vol. 11, issue 11, p. 1021. DOI: 10.3390/mi11111021
7. **Shavrin, V.V., Konakov, A.S., Tislenko, V.I.** (2012). Calibration of strapdown mems acceleration and gyro sensors in inertial navigation systems. *Doklady TUSUR*, no. 1-2 (25), pp. 265–269. (in Russian)
8. **Vladimirov, V.M., Grechkoseev, A.K., Tolstikov, A.S.** (2004). Simulator of measuring information for testing ephemeris-time support of the GLONASS space navigation system. *Izmeritelnaya tekhnika*, no. 8, pp. 12–14. (in Russian)
9. **Vereshchikov, D.V., Razuvaev, D.V., Kostin, P.S.** (2016). Application computer science: Application Matlab@Simulink for the decision of practical problems: Tutorial. Voronezh: VUNTS VVS “VVA”, 104 p. (in Russian)
10. **Vereshnikov, D.V., Makarov, I.K., Moiseeva, I.S., Barancev, S.M.** (2024). Full-scale simulator to test a control system of an engine-propeller powerplant of a convertible aerial vehicle. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 27, no. 1, pp. 61–71. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-1-61-71
11. **Kharin, E.G., Kopylov, I.A.** (2012). Flight testing technologies for onboard equipment of aircraft using an onboard trajectory measurement system. Moscow: MAI-PRINT, 360 p. (in Russian)
12. **Kalman, R.E.** (1960). A new approach to linear filtering and prediction problems. *Journal of Basic Engineering*, vol. 82, no. 1, pp. 35–45.
13. **Madgwick, S.O.H.** (2010). An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays. *Semantic Scholar*. Available at: http://x-io.co.uk/res/doc/madgwick_internal_report.pdf. (accessed: 26.04.2024).
14. **Mahony, R., Hamel, T.** (2006). Attitude estimation on SO (3) based on direct inertial measurements. In: *Proceedings 2006 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*, Orlando, FL, USA, pp. 2170–2175. DOI: 10.1109/ROBOT.2006.1642025
15. **Mehra, R.K.** (1970). On the identification of variances and adaptive Kalman filtering. In: *IEEE Transactions on Automatic Control*, vol. 15, issue 2, pp. 175–184. DOI: 10.1109/TAC.1970.1099422
16. **Wang, P., Li, G., Gao, Ya.** (2023). A compensation method for gyroscope random drift based on unscented Kalman filter and support vector regression optimized by adaptive beetle antennae search algorithm. *Applied Intelligence*, vol. 53, pp. 4350–4365. DOI: 10.1007/s10489-022-03734-7
17. **Avanesov, G.A., Bessonov, R.V., Dyatlov, S.A., Kurkina, A.N., Sazonov, V.V.** (2013). Joint data processing algorithms from star trackers and microelectromechanical angular velocity sensors. *Sovremennye problemy distantsionnogo zondirovaniya zemli iz kosmosa*, vol. 10, no. 4, pp. 51–63. (in Russian)
18. **Guo, H., Yu, M., Zou, Ch., Huang, W.** (2010). Kalman filtering for GPS/magnetometer integrated navigation system. *Advances in Space Research*, vol. 45, issue 11, pp. 1350–1357. DOI: 10.1016/j.asr.2010.01.011
19. **Brilingaite, A., Jensen, C.S.** (2006). Online Route Prediction for Automotive Applications. *ResearchGate*, 8 p. Available at:

https://www.researchgate.net/publication/240804392_ONLINE_ROUTE_PREDICTION_FOR_A_UTOMOTIVE_APPLICATIONS (accessed: 26.04.2024).

20. Shakhtarin, B.I., Suchkov, V.B., Gubanov, D.A. (2017). Optimal filtration of random processes: Tutorial. Moscow: Goryachaya liniya-Telekom, 90 p. (in Russian)

Сведения об авторах

Санько Андрей Анатольевич, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры воздушных судов и авиационного оборудования военного факультета учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», nimiz75@mail.ru.

Ветошкин Вячеслав Александрович, преподаватель кафедры воздушных судов и авиационного оборудования военного факультета учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», vv_1@mail.ru.

Ивановская Екатерина Леонидовна, магистр технических наук, преподаватель кафедры воздушных судов и авиационного оборудования военного факультета учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации», ekaterina2011715@icloud.com.

Information about the authors

Andrey A. Sanko, Candidate of Technical Sciences, The Head of the Department of Aircraft and Aviation Equipment, Military Faculty, Belarusian State Academy of Aviation, nimiz75@mail.ru.

Vyacheslav A. Vetoshkin, Lecturer, Department of Aircraft and Aviation Equipment, Military Faculty, Belarusian State Academy of Aviation, vv_1@mail.ru.

Ekaterina L. Ivanovskaya, Master of Technical Sciences, Lecturer, Department of Aircraft and Aviation Equipment, Military Faculty, Belarusian State Academy of Aviation, ekaterina2011715@icloud.com.

Поступила в редакцию	28.06.2024	Received	28.06.2024
Одобрена после рецензирования	29.08.2024	Approved after reviewing	29.08.2024
Принята в печать	28.11.2024	Accepted for publication	28.11.2024