

**ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И СИСТЕМЫ**  
**INFORMATION TECHNOLOGIES AND SYSTEMS**

УДК 629.7.062.2:629.7.054.04+629.7.058.47+681.532.8+527.8  
<https://doi.org/10.29235/1561-8358-2021-66-2-241-249>

Поступила в редакцию 07.05.2020  
Received 07.05.2020

**Ю. Ф. Яцына, Ю. В. Гриднев, А. А. Щавлев**

*Научно-производственный центр многофункциональных беспилотных комплексов Национальной академии наук Беларуси, Минск, Республика Беларусь*

**ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ  
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА В УСЛОВИЯХ НЕСТАЦИОНАРНЫХ  
ПОМЕХ**

**Аннотация.** Рассмотрен подход к решению проблемы повышения точности системы автоматического управления беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в условиях нестационарных помех. Такие помехи обусловлены случайными изменениями шумов измерительных датчиков, которые установлены в планере БЛА, при смене курса, крена и высоты полета БЛА за счет перестройки или трансформации режима работы двигательной установки БЛА. Нестационарные шумы не позволяют получить максимального эффекта применения теории оптимальной фильтрации, основанной на классическом фильтре Калмана. Предложен метод стабилизации шумов датчиков за счет применения схемы шумовой автоматической регулировки усиления, установленной перед фильтром Калмана. Для его количественной оценки авторами разработана компьютерная модель и проведено динамическое моделирование по тестовым сигналам, которое показало применимость классического фильтра Калмана в нестационарных условиях и уменьшение ошибок фильтрации системы автоматического управления.

**Ключевые слова:** фильтр Калмана, система автоматического управления, беспилотный летательный аппарат, компьютерная модель, автопилот, линейные стационарные и нестационарные системы управления, схема шумовой автоматической регулировки усиления

**Для цитирования:** Яцына, Ю. Ф. Повышение точности системы автоматического управления беспилотного летательного аппарата в условиях нестационарных помех / Ю. Ф. Яцына, Ю. В. Гриднев, А. А. Щавлев // Вест. Нац. акад. наук Беларусі. Сер. фіз.-тэхн. навук. – 2021. – Т. 66, №2. – С. 241–249. <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2021-66-2-241-249>

**Yury F. Yatsyna, Yury V. Gridnev, Aliasandr A. Shchauleu**

*Scientific-and-Production Centre of Multifunctional Unmanned Systems of the National Academy of Sciences of Belarus, Minsk Republic of Belarus*

**INCREASING THE ACCURACY OF THE AUTOMATIC CONTROL SYSTEM OF UNMANNED AIRCRAFT  
UNDER CONDITIONS OF NON-STATIONARY INTERFERENCE**

**Abstract.** An approach to solving the problem of improving the accuracy of an automatic control system for unmanned aerial vehicles (UAVs) in conditions of non-stationary interference is considered. Such interference is caused by random changes in the noise of the measuring sensors, which are installed in the UAV, when changing the yaw, roll and flight altitude of the UAV due to restructuring or transformation of the operating mode of the propulsion system of the UAV. Non-stationary noises do not allow obtaining the maximum effect of applying the theory of optimal filtration based on the classical Kalman filter. The authors proposed a method of stabilizing sensor noise by using a noise automatic gain control circuit installed in front of the Kalman filter. For its quantitative assessment, a team of authors developed a computer model and carried out dynamic modeling based on test signals, which showed the applicability of the classical Kalman filter in non-stationary conditions and a decrease in the filtering errors of the automatic control system.

**Keywords:** Kalman filter, automatic control system, unmanned aerial vehicle, computer model, autopilot, linear stationary and non-stationary control systems, noise automatic gain control circuit

**For citation:** Yatsyna Y. F., Gridnev Yu. V., Shchauleu A. A. Increasing the accuracy of the automatic control system of unmanned aircraft under conditions of non-stationary interference. *Vestsi Natsyyanal'nai akademii navuk Belarusi. Seryya fizika-technichnykh navuk = Proceedings of the National Academy of Sciences of Belarus. Physical-technical series*, 2021, vol. 66, no. 2, pp. 241–249 (in Russian). <https://doi.org/10.29235/1561-8358-2021-66-2-241-249>

**Введение.** Проектирование системы автоматического управления для решения специфических задач полета беспилотных летательных аппаратов (БЛА) по заданной траектории является приоритетной задачей. В состав беспилотных авиационных комплексов (БАК) входят включенные в общий контур управления БЛА бортовая аппаратура наземного пункта управления (НПУ) с человеком-оператором и аппаратура линии связи и радиоуправления между НПУ и БЛА. На борту БЛА находятся пилотажно-навигационный комплекс (ПНК) с пятиканальной системой автоматического управления (САУ) по трем углам Эйлера (курса, тангажа, крена) по скорости и высоте полета. ПНК также обеспечивает управление целевой нагрузкой (ЦН) в виде оптической или инфракрасной камеры с гиросtabilizированной платформой. Такая система БАК с наземным и бортовым оборудованием представляет собой общий контур управления полетом БЛА и малый контур наведения ЦН с гиropлатформой и планером БЛА.

Управление полетом БЛА с помощью основного контура заключается в выдерживании заданной траектории центра масс БЛА, а также в ориентации и стабилизации планера БЛА относительно этого центра масс. Маршрут полета БЛА задается оператором на электронной карте с использованием географической системы координат, которая на борту трансформируется в связанную систему координат планера БЛА. Для прокладывания маршрута оператор в НПУ на карте задает пространственное движение БЛА в виде поворотных пунктов маршрута (ППМ) с указанием долготы, широты, высоты и скорости полета БЛА в каждой точке ППМ. Маршрутное задание по линии радиоуправления через аппаратуру приема-передачи данных (АППД) посылается на борт БЛА в блок навигации и траекторного управления САУ. На выходе данного блока формируются задающие навигационные сигналы требуемых углов Эйлера, скорости и высоты полета, которые можно представить в виде транспонированного вектора управления  $U^T = [\psi, \upsilon, \gamma, v, H]$  для пяти каналов САУ. Каждый канал представляет собой самостоятельную систему автоматического управления с отрицательной обратной связью и включает последовательно соединенные автопилот (АП) со схемой разности, формирующий фильтр на основе пропорционально-интегрально-дифференциального регулятора (ПИД-регулятора), рулевой привод со схемой широтно-импульсной модуляции (ШИМ), планер БЛА с датчиками, блок комплексирования, фильтр Калмана и блок бесплатформенной инерциально-навигационной системы (БИНС). Три канала САУ углов Эйлера обеспечивают стабилизацию углового положения планера БЛА при прямолинейном полете в пространстве по курсу  $\psi$ , тангажу  $\upsilon$  и крену  $\gamma$ , а также координированный разворот при нулевом угле скольжения.

**Проблема применения автопилота (АП) в САУ с известными жесткими неизменными параметрами.** На рис. 1 представлена схема САУ канала тангажа с АП в виде схемы разности и с ПИД-регулятором, который обеспечивает необходимые динамические свойства контура САУ. Закон управления АП для руля высоты канала тангажа с демпфером описывается уравнением

$$\delta_{PB} = K_P (\upsilon - \hat{\upsilon}) + \frac{K_u}{P} (\upsilon - \hat{\upsilon}) - K_\omega \omega, \quad (1)$$

где  $K_P$ ,  $K_u$  и  $K_\omega$  – коэффициенты передачи ПИД-регулятора АП.

Передаточную характеристику канала тангажа планера БЛА можно представить в виде

$$K_\upsilon(p) = \frac{\hat{\upsilon}(p)}{\delta_{PB}} = \frac{K_\upsilon (1 + pT_\upsilon)}{p(1 + 2\xi_0 T_0 p + T_0^2 p^2)}, \quad (2)$$

а общую передаточную характеристику САУ канала тангажа без учета влияния рулевого привода возможно записать следующим образом:

$$K_\Sigma(p) = \frac{\hat{\upsilon}(p)}{\upsilon(p)} = K_{\text{ПИД}}(p) \frac{K_\upsilon (1 + pT_\upsilon)}{p(1 + 2\xi_0 T_0 p + T_0^2 p^2)}. \quad (3)$$

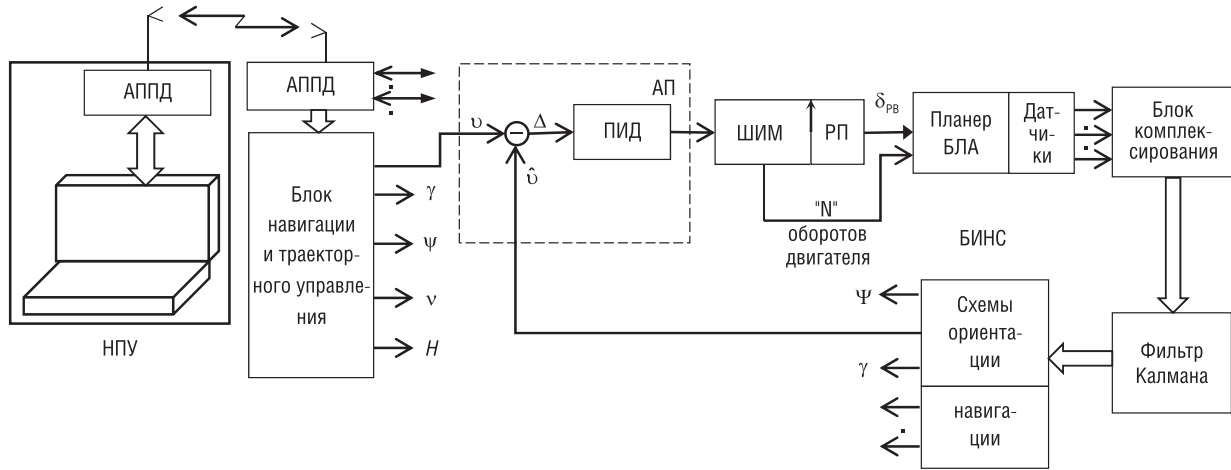


Рис. 1. Система автоматического управления канала тангажа в контуре беспилотного авиационного комплекса  
 Fig. 1. Automatic control system of pitch channel in the circuit of the unmanned aerial system

Недостатком такой схемы САУ является ухудшение точностных характеристик АП с постоянными коэффициентами  $K_p$ ,  $K_u$  и  $K_\omega$  при изменении параметров передаточной характеристики (2) планера БЛА за счет изменения его веса, конструкции, центров масс и аэродинамических сил. Для компенсации всех этих преобразований в САУ вводят робастный АП с различными динамическими схемами цепей обратной связи. В робастном автопилоте его коэффициенты подстраиваются под изменяющиеся параметры планера БЛА так, чтобы обеспечить минимальные ошибки переходного и установившегося режимов управления полетом.

Вторая проблема точности САУ канала тангажа проявляется в возрастании ошибок управления при резком изменении числа оборотов двигателя самолета. Известно, что ошибки управления в САУ в основном определяются двумя видами: динамическими ошибками системы при обработке полезного сигнала и флуктуационными ошибками за счет шумов линии радиуправления и датчиков планера летательного аппарата [1–4]. Реальные полеты БЛА показали, что непостоянство оборотов двигателя самолета приводит к резкому возрастанию шумов датчиков и к увеличению флуктуационных ошибок.

Рассмотрим влияние этих ошибок по схеме модели САУ БЛА, представленной на рис. 2.

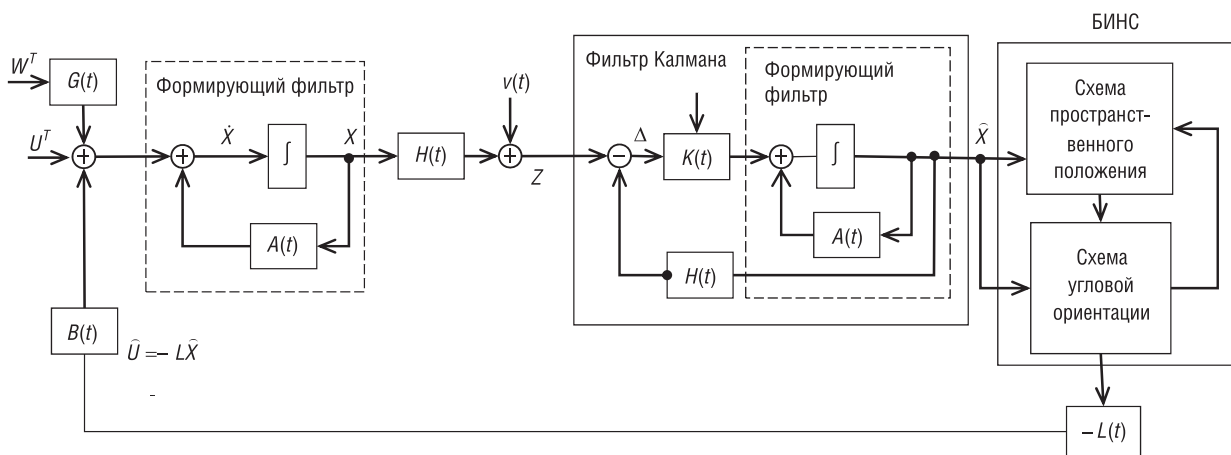


Рис. 2. Структурная схема модели системы автоматического управления беспилотным летательным аппаратом  
 Fig. 2. Structural diagram of the unmanned aerial system automatic control system model

Задающие входные сигналы с блока навигации подаются на вход САУ в виде вектора управления  $U^T = (u_1, u_2, \dots, u_m)$  и измеренного значения вектора  $\hat{U} = -L\hat{X}$  с учетом матрицы управления  $B(t)$  размера  $n \times m$ . Также по линии радиуправления на вход САУ поступают шумы в виде вектора возмущения  $W^T = (w_1, w_2, \dots, w_m)$  с учетом матрицы возмущения  $G(t)$  размера  $n \times m$ . Модель АП,

рулевого привода, планера БЛА и цепей обратной связи представляет собой динамическую модель объекта САУ, которая описывается векторно-матричным дифференциальным уравнением

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + G(t)W(t) + B(t)U(t), \quad (4)$$

где  $X(t)$  – мерный вектор состояния системы (матрица-столбец),  $A(t)$  – матрица состояния размера  $n \times n$ .

Уравнение (4) модулируется с помощью формирующего фильтра (ФФ), представленного в модели объекта системы, и фильтра Калмана.

Учитывая принцип управления по обратной связи замкнутой системы, линейное уравнение вектора управления обратной связи можно записать таким образом:  $\hat{U} = -L\hat{X}$ , где матрица  $L$  выбирается исходя из задачи управления, которая обеспечивает запас устойчивости или требования к качеству переходного процесса. Тогда для замкнутой системы получим уравнение переменного состояния  $\dot{X}(t)$  для переменных управления и возмущения:

$$\dot{X}(t) = [A(t) - B(t)L(t)]X(t) + G(t)W(t). \quad (5)$$

Выходные измеренные сигналы с датчиков планера самолета можно записать вектором измерения:

$$Z(t) = H(t)X(t) + v(t), \quad (6)$$

где  $Z(t)$  –  $m$ -вектор измерения выходных параметров системы, который определяется количеством датчиков;  $H(t)$  – матрица измерения  $m \times n$ ;  $v(t)$  –  $m$ -вектор ошибок (шумов) измерения.

По измеренному вектору  $Z(t)$  определяют вектор состояния  $X(t)$  САУ, который зависит от ширины спектров полезного сигнала и шумов. Естественным критерием качества системы измерения сигналов является минимум динамической и флуктуационной ошибки. А это задача оптимальной линейной фильтрации, при которой достигается минимум дисперсии ошибки фильтрации:

$$M \left[ (X - \hat{X})^T (X - \hat{X}) \right] = \min. \quad (7)$$

Основными требованиями к оптимальной калмановской фильтрации являются допущения относительно входных шумов  $W(t)$  и шумов измерения  $v(t)$ , которые должны быть гауссовскими белыми шумами с нулевым математическим ожиданием  $M[W(t)] = 0$ ,  $M[v(t)] = 0$  и корреляционными матрицами:

$$\begin{aligned} M \left[ W(t)W^T(t') \right] &= Q(t)\delta(t' - t), \\ M \left[ v(t)v^T(t') \right] &= R(t)\delta(t' - t), \end{aligned} \quad (8)$$

где  $Q(t)$ ,  $R(t)$  – матрицы входных шумов и ошибок измерения,  $\delta(t' - t)$  – символ Кронекера.

Известно, что оптимальная оценка вектора состояния системы (4) определяется уравнением

$$\dot{\hat{X}}(t) = A(t)\hat{X}(t) + K(t)[Z(t) - H(t)\hat{X}(t)], \quad (9)$$

где  $K(t) = \frac{P(t)}{R(t)}H^T(t)$  – матрица коэффициента передачи фильтра Калмана,  $P(t)$  – корреляционная матрица ошибки фильтрации  $\Delta X(t) = X(t) - \hat{X}(t)$ , которая определяется матричным дифференциальным уравнением

$$\dot{P} = A(t)P + PA^T(t) - PH^T(t)R^{-1}(t)H(t)P(t) + G(t)Q(t)G^T(t). \quad (10)$$

Структурная схема фильтра Калмана в составе САУ приведена на рис. 2, откуда видно, что фильтр Калмана представляет собой модель динамики системы  $\dot{X}(t) = A(t)X(t)$  в виде ФФ, на вход которого поступает ошибка  $\Delta(t)$  оценки вектора  $Z(t)$  через перестраиваемый коэффициент фильтра  $K(t)$ :

$$\Delta(t) = K(t)[Z(t) - H(t)\hat{X}(t)]. \quad (11)$$

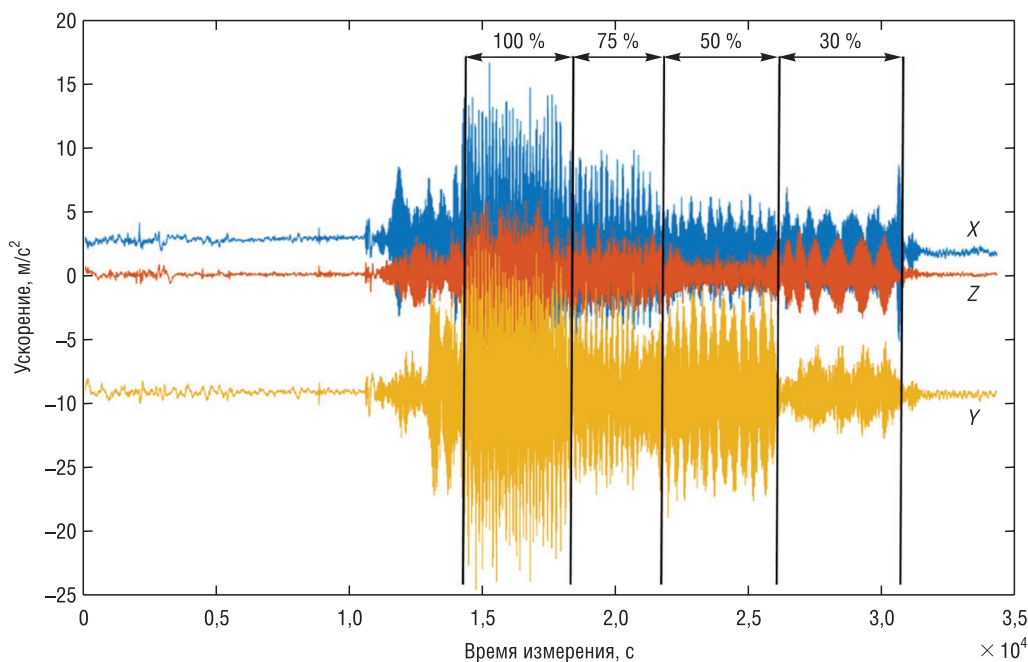


Рис. 3. Сигналы шумов датчиков линейных ускорений по осям X, Y, Z  
 Fig. 3. Noise signals for linear accelerometer along the axes X, Y, Z

Для реализации фильтра Калмана необходима априорная информация о математической модели объекта (ФФ), о статистике и мощности входных и измерительных шумов. Неточность этой информации приводит к возрастанию ошибок фильтрации, что в свою очередь увеличивает общие ошибки САУ.

Также описанные алгоритмы фильтра Калмана пригодны для стационарных объектов и стационарных входных и измеренных шумов. Измеренные шумы (мощность и «окрашенность») определяются бортовыми датчиками полезных сигналов пространственного движения БЛА. При наборе высоты или изменении курса полета БЛА значительно растут обороты двигателя, что приводит к резкому возрастанию мощности шумов датчиков и к ухудшению точности работы САУ, фильтра Калмана и БИНС. Реальные измеренные шумы датчиков линейных ускорений (ДЛУ) и их спектры для двигателя с  $N = 9700$  об/мин БЛА в полете «Бусел М40» показаны на рис. 3 и 4 по трем осям для различной тяги двигателя: 100 %, 75, 50 и 30 %

Для устранения этого явления авторами предлагается полезные сигналы с шумами датчиков перед фильтром Калмана пропускать через схему шумовой автоматической регулировки усиления (ШАРУ), которая стабилизирует мощность шумов на входе фильтра Калмана и всей схемы управления. Схема ШАРУ и принцип ее работы аналогичен схеме автоматической регулировки усиления (АРУ), но полоса фильтра первой схемы минимум на порядок больше второй.

Схема ШАРУ представляет собой регулируемый усилитель с обратной связью по сигналу шума (рис. 5).

Принцип работы такой схемы описывается уравнением

$$\left( P_c + P_{ш}^{\uparrow} \right)_{вх} \cdot K(E_{ШАРУ})_{\downarrow} = (P_c + P_{ш})_{вых} = const, \tag{12}$$

где  $P_c, P_{ш}$  – мощности сигнала и шума,  $K(E_{ШАРУ}) = \frac{K_{max}}{K_0 + \alpha v_{ШАРУ}}$  – коэффициент усиления регулируемого усилителя.

Если мощность шума на входе усилителя увеличится, то мгновенно увеличится мощность этого шума на его выходе, которая в цепи ШАРУ детектируется, фильтруется и в виде управляющего напряжения на втором входе усилителя уменьшает его коэффициент усиления. В итоге мощность шумов на выходе усилителя уменьшается, что приводит к стабилизации шумов на входе фильтра Калмана. Таким образом, любое изменение мощности шумов на входе усилителя



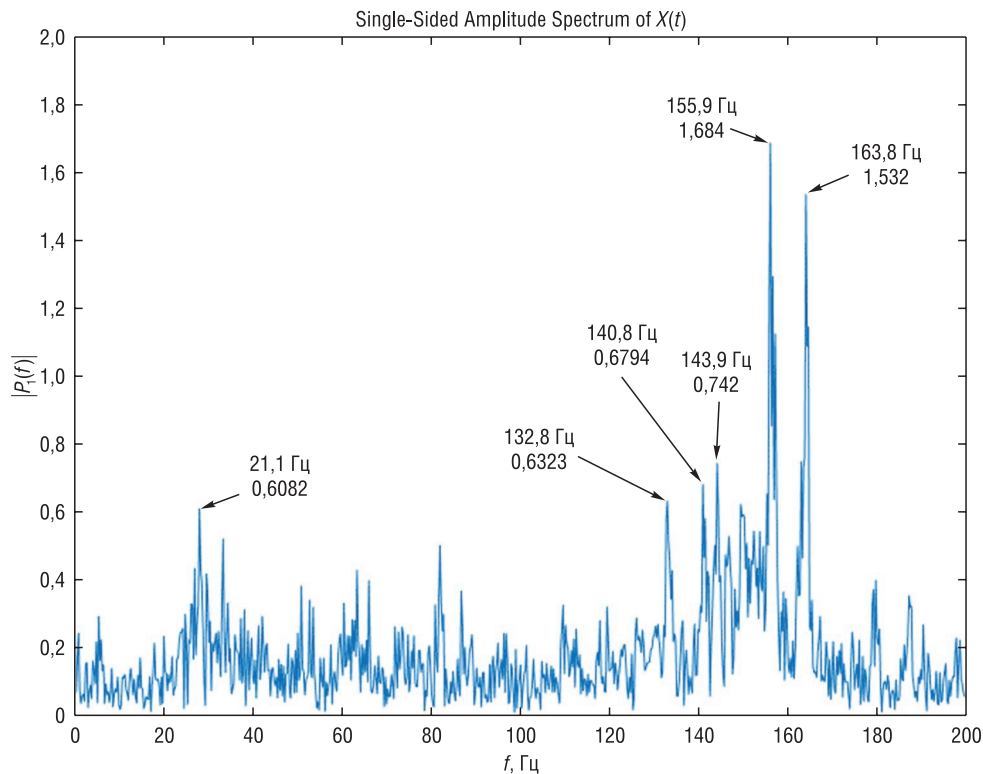


Рис. 4. Спектр шумов датчиков линейных ускорений по оси X  
 Fig. 4. X-axis noise spectrum of the linear accelerometer

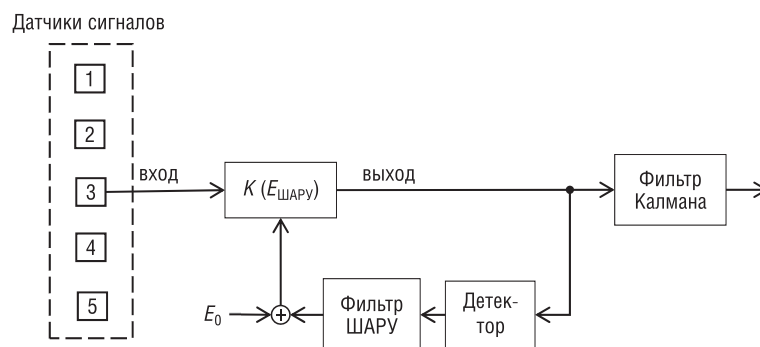


Рис. 5. Схема шумовой автоматической регулировки усиления  
 Fig. 5. The noise automatic gain control system

схемы ШАРУ приводит на его выходе к стабилизации этих шумов без искажения спектра полезного сигнала при правильно выбранной полосе фильтра ШАРУ.

**Методика эксперимента.** Согласно рис. 1 и 2 разработана компьютерная модель трехканальной САУ по углам Эйлера (рис. 6) и проведено компьютерное моделирование трех каналов САУ БЛА при полете в реальной атмосфере.

На рис. 7 показаны эпюры сигналов трех каналов Эйлера при воздействии на вход САУ стандартных сигналов СТЕР. Эпюра 1 отображает сигнал СТЕР-единичная функция с входными шумами  $W$ ; эпюра 2 – шумы датчиков  $V$  по мощности на три порядка выше входных шумов, эпюра 3 – сигнал и шумы САУ на входе фильтра Калмана, эпюра 4 – сигнал на выходе фильтра Калмана, эпюра 5 – сигнал ошибки фильтрации фильтром Калмана.

На рис. 8 показаны эпюры фильтра Калмана в составе САУ канала тангажа. Эпюра 1 отображает полезный сигнал и шумы на входе САУ, эпюра 2 – шумы датчиков на входе схемы фильтра Калмана, эпюра 3 – полезный сигнал с входными шумами САУ и шумами датчиков,

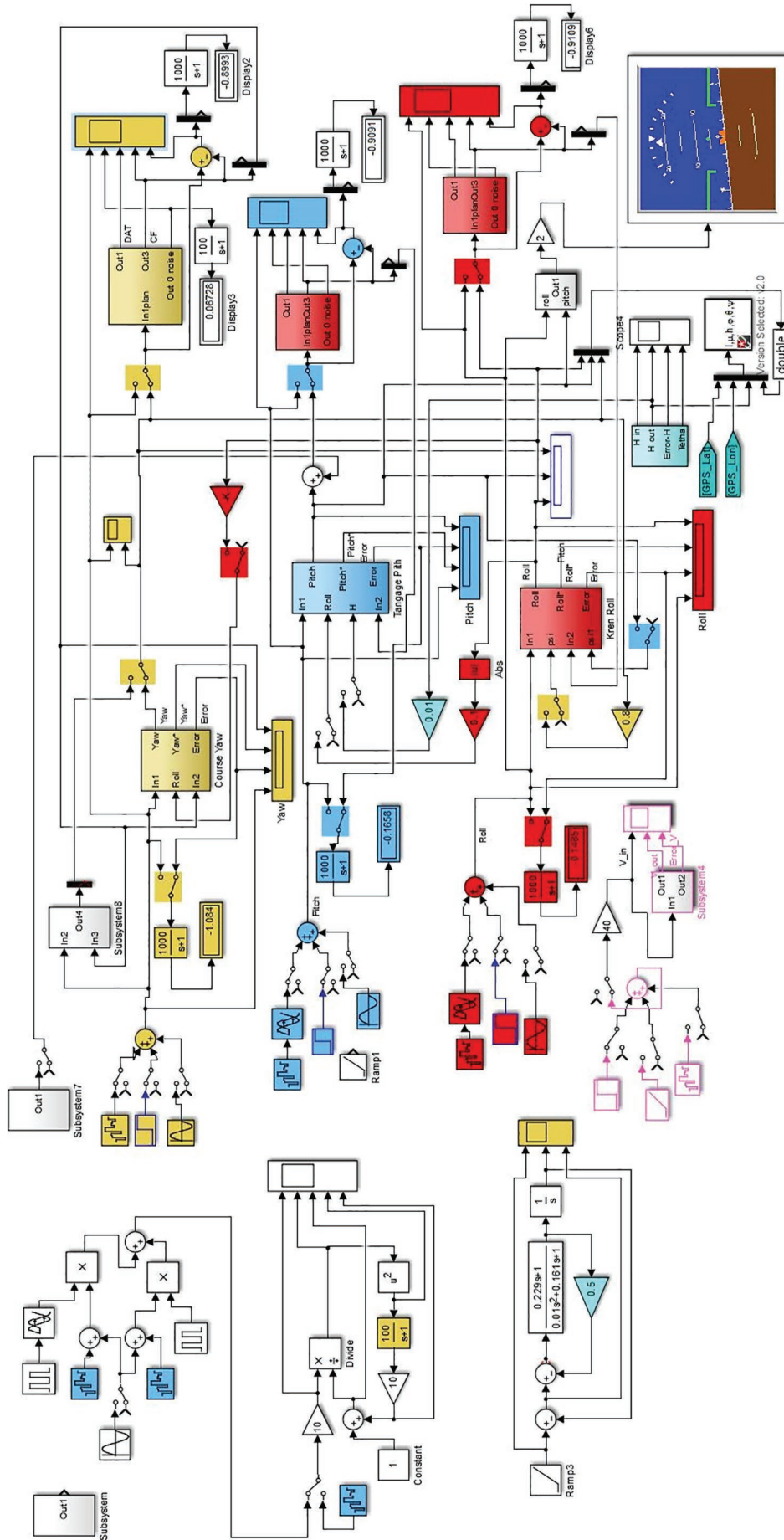


Рис. 6. Компьютерная модель системы автоматического управления беспилотного летательного аппарата  
 Fig. 6. Computer model of the automatic control system of an unmanned aerial vehicle

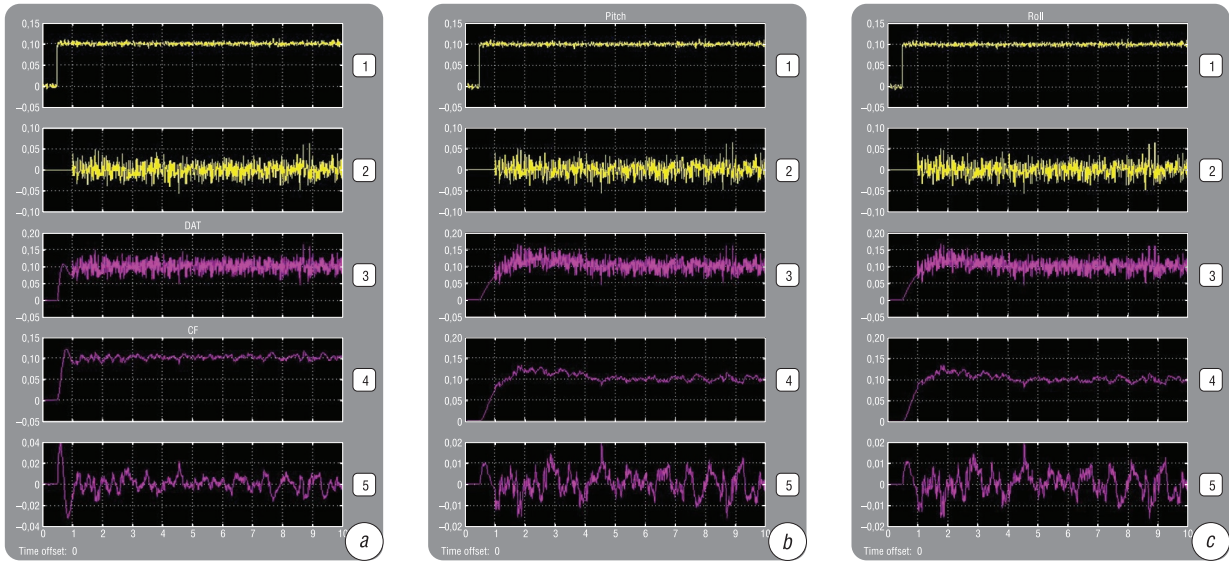


Рис. 7. Эпюры сигналов курса (а), тангажа (b) и крена (с) системы автоматического управления беспилотного летательного аппарата без маневра

Fig. 7. Curve of heading (a), pitch (b) and roll signals (c) of the automatic control system of an unmanned aerial vehicle without maneuvering

эпюра 4 – полезный сигнал с шумами на выходе фильтра Калмана, эпюра 5 – шумы сигнала ошибки фильтрации фильтра Калмана. Использование схемы ШАРУ уменьшает эти ошибки более чем в 10 раз.

На рис. 9 эпюры 1 и 2 отображают входной и выходной сигналы схемы ШАРУ, эпюры 3–5 – сигнал регулирования коэффициента  $K(E_{\text{ШАРУ}})$ .

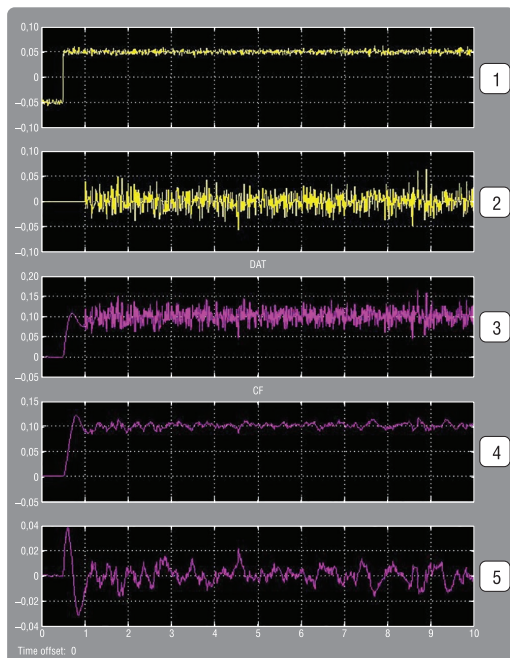


Рис. 8. Эпюры сигнала тангажа фильтра Калмана

Fig. 8. Curve for the pitch signal of the Kalman filter

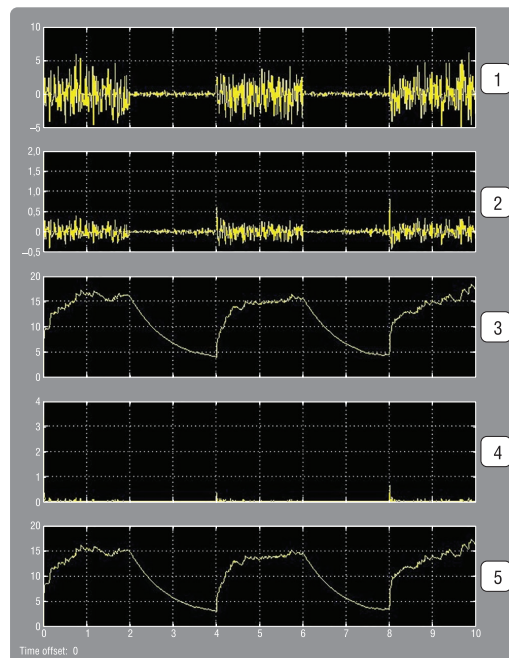


Рис. 9. Эпюры нестационарных сигналов в системе автоматического управления с шумовой автоматической регулировкой усиления

Fig. 9. Curve of non-stationary signals in an automatic control system with automatic noise control of gain



**Выводы.** Схема ШАРУ при правильно выбранной полосе регулирования позволяет стабилизировать мощность шумов на входе фильтра Калмана и повысить точность работы следящей системы за счет выполнения требований к фильтру Калмана. Рассмотрен переход к решению проблемы повышения точности САУ БЛА в условиях нестационарных помех. Известно, что при реальных полетах БЛА по маршруту при изменении курса, крена, высоты режим работы двигателя резко изменяется. Это приводит к резкому скачку шумов датчиков, которые установлены на корпусе планера БЛА. Также нестационарные шумы не позволяют применить теорию оптимальной фильтрации и соответственно классический фильтр Калмана. Выход из данной ситуации может быть получен путем применения адаптивной фильтрации либо стабилизации шумов техническими средствами. Авторами предложен второй метод стабилизации шумов датчиков за счет применения схемы ШАРУ перед фильтром Калмана. Для его количественной оценки разработана компьютерная модель и проведено динамическое моделирование, которое показало применимость классического фильтра Калмана в нестационарных условиях и уменьшение ошибок САУ.

### Список использованных источников

1. Воробьев, В.Г. Автоматическое управление полетом самолетов / В.Г. Воробьев, С.В. Кузнецов. – М.: Транспорт, 1995. – 447 с.
2. Веремеенко, К.К. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / К.К. Веремеенко, А.Н. Головинский, В.В. Инсаров. – М.: Физматлит, 2013. – 280 с.
3. Харин, Е.Г. Комплексная обработка информации навигационных систем летательных аппаратов / Е.Г. Харин. – М.: МАИ, 2002. – 260 с.
4. Kalman, R.E. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems / R.E. Kalman // J. of Basic Engineering. – 1960. – Vol. 82, iss. 1. – P. 35–45. <http://doi.org/10.1115/1.3662552>

### References

1. Vorobyov V. G., Kuznetsov S. V. *Automatic aircraft flight control*. Moscow, Transport Publ., 1995. 447 p. (in Russian).
2. Veremeenko K. K., Golovinsky A. N., Insarov V. V. *Control and Guidance of Unmanned Maneuverable Aircraft Based on Modern Information Technologies*. Moscow, Fizmatlit Publ., 2013. 280 p. (in Russian).
3. Kharin E. G. Complex information processing of navigation systems of aircraft. Moscow, Moscow Aviation Institute, 2002. 260 p. (in Russian).
4. Kalman R. E. A New Approach to Linear Filtering and Prediction Problems. *Journal of Basic Engineering*, 1960, vol. 82, iss. 1, pp. 35–45. <http://doi.org/10.1115/1.3662552>

### Информация об авторах

*Яцына Юрий Францевич* – кандидат технических наук, доцент, директор Научно-производственного центра многофункциональных беспилотных комплексов Национальной академии наук Беларуси (ул. Купревича, 10/7, 220141, Минск, Республика Беларусь). E-mail: [yanvad008@gmail.com](mailto:yanvad008@gmail.com)

*Гриднев Юрий Васильевич* – кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник, Научно-производственный центр многофункциональных беспилотных комплексов Национальной академии наук Беларуси (ул. Купревича, 10/7, 220141, Минск, Республика Беларусь).

*Щавлев Александр Алексеевич* – кандидат технических наук, заместитель директора по научной работе, Научно-производственный центр многофункциональных беспилотных комплексов Национальной академии наук Беларуси (ул. Купревича, 10/7, 220141, Минск, Республика Беларусь). E-mail: [s-alexandr2007@yandex.by](mailto:s-alexandr2007@yandex.by)

### Information about the authors

*Yury F. Yatsyna* – Ph. D. (Engineering), Associate Professor, Director of the Scientific-and-Production Centre of Multifunctional Unmanned Systems of the National Academy of Sciences of Belarus (10/7, Kuprevich Str., 220141, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: [yanvad008@gmail.com](mailto:yanvad008@gmail.com)

*Yury V. Gridnev* – Ph. D. (Engineering), Associate Professor, Leading Researcher, Scientific-and-Production Centre of Multifunctional Unmanned Systems of the National Academy of Sciences of Belarus (10/7, Kuprevich Str., 220141, Minsk, Republic of Belarus).

*Aliasandr A. Shchauleu* – Ph. D. (Engineering), Deputy Director, Scientific-and-Production Centre of Multifunctional Unmanned Systems of the National Academy of Sciences of Belarus (10/7, Kuprevich Str., 220141, Minsk, Republic of Belarus). E-mail: [s-alexandr2007@yandex.by](mailto:s-alexandr2007@yandex.by)