

УДК 629.735.45; 519.876.5

© 2018 г. **А.Е. Барабанов**, д-р физ.-мат. наук,

Д.В. Ромаев

(Санкт-Петербургский государственный университет,
Институт проблем машиноведения РАН, Санкт-Петербург)

ОЦЕНКА ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА ВЕРТОЛЕТА ПО ПОКАЗАНИЯМ БОРТОВЫХ СЕНСОРОВ И ЕЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРИ СИНТЕЗЕ АВТОПИЛОТА *

В работе предлагается нелинейный стабилизирующий регулятор для малогабаритных радиоуправляемых вертолетов, основанный на линейно-квадратичном регуляторе с использованием частоты вращения несущего винта, которая в свою очередь оценивается по показаниям бортовых сенсоров. Частота вращения несущего винта входит в выражения всех сил и моментов, создаваемых несущим и рулевыми винтами, и поэтому является одним из основных параметров математической модели движения вертолета. Даже на режимах сбалансированного зависания частота вращения не является постоянной величиной, а дрейфует в некотором диапазоне. Суть метода адаптации заключается в использовании предложенного подхода к оценке частоты вращения несущего винта в навигационном фильтре и стабилизирующем регуляторе.

Ключевые слова: инерциальная навигация, радиоуправляемый вертолет, фильтр Калмана, автопилот, БПЛА, несущий винт, регулятор высоты.

DOI: 10.22250/isu.2018.55.119-129

Введение

Задача синтеза регуляторов является одной из центральных при разработке новых типов вертолетов. Наиболее популярными подходами построения стабилизирующих регуляторов для малогабаритных радиоуправляемых вертолетов являются: линейно-квадратичный регулятор [1], ПИД-регулятор [2] и метод бэкстеппинга (backstepping control) [3] по показаниям бортовых сенсоров.

* Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 15-08-99619.

Частота вращения несущего винта входит в выражения всех сил и моментов, создаваемых несущим и рулевыми винтами [4, 5], и поэтому является одним из основных параметров математической модели движения вертолета. Даже на режимах сбалансированного зависания частота вращения не является постоянной величиной, а дрейфует в некотором диапазоне [6]. Поэтому при синтезе автопилота нужно адаптировать его к изменению данного параметра.

Автопилот вертолета особенно чувствителен к ошибкам по угловым скоростям. Если эти величины непосредственно измеряются (например, гироскопами), то задача стабилизации облегчается. При измерении только углового положения дополнительный интегратор значительно усложняет систему управления и требует высокой точности измерений. Использование гироскопов в качестве измерителей угловых скоростей затрудняется сильным уровнем вибрации, создаваемой несущим винтом вертолета. Механические демпфирующие устройства не позволяют полностью устранить вибрации на плате чувствительных элементов.

В работе [6] был предложен простой и надежный способ оценки частоты вращения несущего винта в режиме реального времени путем поиска первой гармоники вибрационного воздействия на плату бортовых сенсоров. Надежность этого способа апробирована на экспериментальных данных для малогабаритного электрического вертолета.

В результате обработки экспериментальных данных бортового сенсора установлено, что гироскопы измеряют угловые скорости на фоне сильной вибрации, уровень которой существенно превосходит уровень полезного сигнала. Было выявлено, что частота вращения несущего винта не является постоянным параметром, а медленно дрейфует относительно заданного значения (в диапазоне 26-28 герц).

В данной работе представлен вариант оптимизации автопилота вертолета с использованием полученной оценки частоты вращения несущего винта.

Для улучшения качества фильтрации данных с бортовых сенсоров (демпфирование вибрационных воздействий, индуцированных несущим винтом) полученная оценка частоты вращения подается на дополнительный вход навигационного фильтра. Для адаптации замкнутой системы к изменению параметра модели (частоты вращения несущего винта) этот параметр используется в регуляторе для пересчета управляющих воздействий.

Оптимизация навигационного фильтра апробирована на показаниях бортовых сенсоров в летных испытаниях малогабаритного вертолета Walkera x450.

Экспериментальная часть проводилась в лаборатории теоретической кибернетики Санкт-Петербургского государственного университета. Для этих

целей была использована разработанная ранее автоматическая система управления малогабаритным вертолетом на основе стандартного компьютера и телевизионной системы слежения [7]. Телевизионная система слежения использовалась не только для стабилизации вертолета, но и в качестве эталонной навигационной системы при анализе данных с бортового сенсора.

Объект управления

В качестве объекта управления используется одновинтовой вертолет с рулевым винтом и втулкой Хиллера Walkera x450. Вертолет работает от аккумуляторной батареи с напряжением 14.8 вольт. Время работы вертолета на одной батарее составляет 5-10 минут. Вес вертолета составляет 830 г, диаметр несущего винта 700 мм. Вертолет управляется через радиоканал при помощи пульта управления (рис.1).

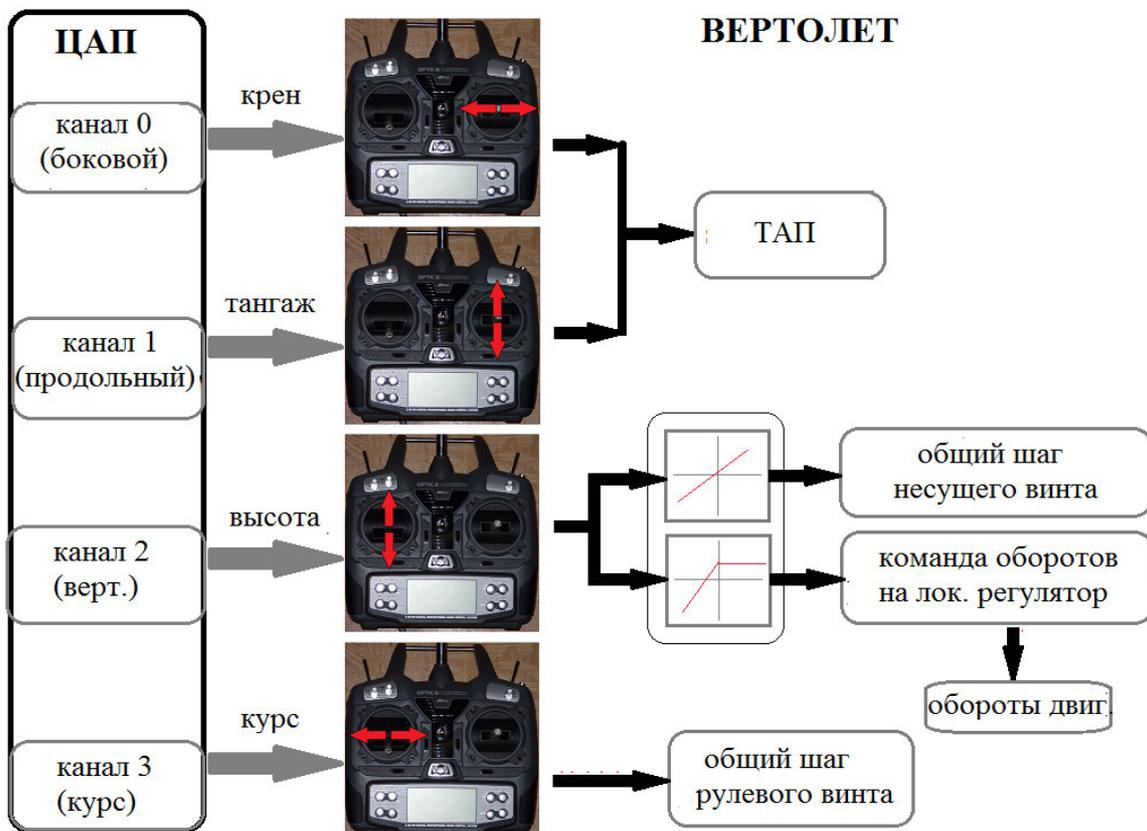


Рис. 1. Управляющие воздействия вертолета.

Пульт управления подключен к стационарному компьютеру через четырехканальную плату ЦАП. Продольное и боковое управления осуществляются при помощи наклона тарелки автомата перекоса (ТАП) $\Theta = col(\theta_1, \theta_2)$ в соответствующей плоскости (каналы 0 и 1).

Управление рысканьем осуществляется путем изменения угла общего шага рулевого винта φ_{tail} (канал 3). Подъемная сила управляется через канал 2 путем

изменения угла общего шага несущего винта φ .

При этом частота вращения несущего винта ω поддерживается на заданном уровне в пределах 26-30 оборотов в секунду.

За поддержание постоянных оборотов двигателя отвечает локальный регулятор оборотов двигателя (governor), который устанавливается на вертолете между аккумулятором и двигателем.

Локальный регулятор – отдельное электронное устройство, для корректной работы которого необходимо дополнительно устанавливать на валу несущего винта датчик частоты вращения – тахометр.

Несовершенство локального регулятора, равно как и его отсутствие, приводят к дрейфу частоты вращения несущего винта, что в свою очередь приводит к падению тяги несущего винта. На режиме автоматического зависания это отчетливо видно в виде резких провалов по вертикальной координате (высоте).

Несущий и рулевой винты связаны ременной передачей, поэтому частота вращения рулевого винта

$$\omega_{tail}(t) = \omega(t)k, \quad (1)$$

где постоянный коэффициент передачи $k = 4.95$.

Стабилизирующий регулятор

Задача регулятора состоит в стабилизации вертолета в окрестности заданного вектора состояния. Стабилизирующее управление для режима сбалансированного висения было получено ранее [8] и имеет вид

$$u = L_\delta \delta(t) + L_\Omega \Omega(t) + L_V V(t) + L_X X(t) + L_y(t), \quad (2)$$

где $u = col(\theta_1, \theta_2, \varphi, \varphi_{tail})$ – управления углами наклона тарелки автомата перекоса и углами общего шага несущего и рулевого винтов соответственно; $\delta = col(\gamma, \Phi, \theta)$ – углы Эйлера; $X = col(x, y, z)$ – координаты вертолета; $V = col(V_x, V_y, V_z)$ и $\Omega = col(\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z)$ – трехмерные векторы линейной и угловой скорости в связанной с вертолетом системе координат. Постоянные матричные коэффициенты L_Ω , L_V и L_X получены в соответствии с теорией синтеза линейно-квадратичного регулятора для линеаризованного в окрестности сбалансированного висения уравнения динамики вертолета

$$\dot{\tilde{X}} = A\tilde{X} + B\tilde{u},$$

где матрицы A и B – матрицы частных производных в окрестности сбалансированного вектора состояния.

Последнее слагаемое в выражении (2)

$$L_y(t) = \text{col}(0, 0, \tau(t))$$

было введено для учета дрейфа силы тяги (обусловленного дрейфом частоты вращения) электрического двигателя вращающего несущий винт. Для вычисления поправки τ использовался ПИД-регулятор по вертикальной координате (высоте).

В качестве улучшения предыдущего результата предлагается для вычисления адаптивной поправки τ вместо ПИД-регулятора использовать оценку частоты вращения несущего винта. Для определения закона адаптации τ необходимо получить явную зависимость силы тяги несущего винта T от параметра ω и управления φ .

В соответствии с импульсной теорией несущего винта [4] суммарная сила тяги на режиме сбалансированного висения имеет вид

$$\begin{aligned} T &= 2\rho Av^2, \\ A &= \pi(BR)^2, \end{aligned} \quad (3)$$

где ρ – плотность воздуха; A – площадь активного диска винта; R – радиус лопасти; $B \in [0, 1]$ – коэффициент концевых потерь; v – индуктивная скорость в плоскости диска.

Согласно с теорией элемента лопасти эту тягу можно представить в виде

$$\begin{aligned} T &= \rho b c_y^\alpha \omega^2 R^3 \left(\frac{B^3}{3} \varphi - \frac{B^2}{2} \lambda \right), \\ \lambda &= \frac{v}{\omega R} > 0, \end{aligned} \quad (4)$$

где b – хорда лопасти; C_y^α – коэффициент подъемной силы по углу атаки лопасти; λ – нормированная индуктивная скорость.

Для определения закона адаптации необходимо из системы (3), (4) исключить v и определить уравнение связи тяги T от φ и ω . Приравниваем (3) и (4), получаем квадратное уравнение для определения индуктивной скорости v , положительный корень которого

$$v = \omega \left(-s_0 + \sqrt{s_0^2 + s_\varphi \varphi} \right), \quad (5)$$

$$s_0 = \frac{bc_y^\alpha}{8\pi}, s_\varphi = \frac{bc_y^\alpha}{6\pi} BR. \quad (6)$$

После подстановки (5) получаем явное выражение для силы тяги

$$T(\omega, \varphi) = 2\pi\rho \left(\omega BR \left\{ -s_0 + \sqrt{s_0^2 + s_\varphi \varphi} \right\} \right)^2. \quad (7)$$

Далее потребуется обратное выражение, которое по тяге T и частоте вращения несущего винта ω определяет φ , удовлетворяющее (7).

Выражение (7) можно записать в виде

$$s_T = \left[-s_0 + \sqrt{s_0^2 + s_\varphi \varphi} \right]^2,$$

где введено обозначение

$$s_T = \frac{T}{2\rho(\omega BR)^2}. \quad (8)$$

Очевидно, что выражение в квадратных скобках неотрицательная величина, следовательно:

$$\varphi(T, \omega) = \frac{s_T + 2s_0\sqrt{s_T}}{s_\varphi}. \quad (9)$$

Принципиальная схема регулятора с адаптивной частью представлена на рис. 2, где ω – частота вращения несущего винта, соответствующая режиму сбалансированного висения; $\Delta\omega$ – дрейф частоты; $\omega + \Delta\omega$ – оценка частоты по показаниям бортовых сенсоров; φ – управление, построенное линейно-квадратичным регулятором без адаптации; $\varphi + \tau$ – управление с учетом адаптации.

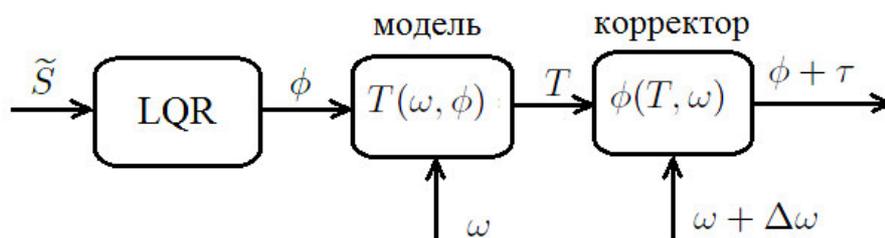


Рис. 2. Схема адаптивного регулятора с общим шагом винта.

Управление φ , рассчитанное регулятором, подается на вход модели, которая по (7) вычисляет заданную регулятором тягу T . По рассчитанной тяге T и оценке частоты вращения $\omega + \Delta\omega$ в соответствии с (9) вычисляется скорректированное управление $\varphi + \tau$.

Бортовой сенсор

Эффективная подъемная нагрузка вертолета составляет порядка 70 г, что существенно ограничивает выбор платы бортового сенсора и не позволяет использовать в качестве измерителей высокоточные инерциальные модули.

В качестве бортовых датчиков была выбрана плата IMU 6DOF v2 компании Sparkfun, состоящая из трех гироскопов ADXRS401 с диапазоном измерений ± 75 градусов в секунду и трехосевого акселерометра MMA7260Q с диапазоном измерений $\pm 1.5g$ (рис. 3).

Показания датчиков с частотой 273 пакета измерений в секунду через канал Bluetooth передаются на стационарный компьютер.

Обработка данных первых экспериментов показала, что в некоторые моменты времени уровень вибрации настолько сильный, что полностью забивает весь динамический диапазон измерений датчика.



Рис. 3. Плата бортовых сенсоров.

Для решения данной проблемы был использован механический демпфер (гаситель вибраций). В последующих экспериментах эта проблема не появлялась.

На рис. 4 представлен спектр измерений бортового гироскопа крена, полученный по результатам летных испытаний.

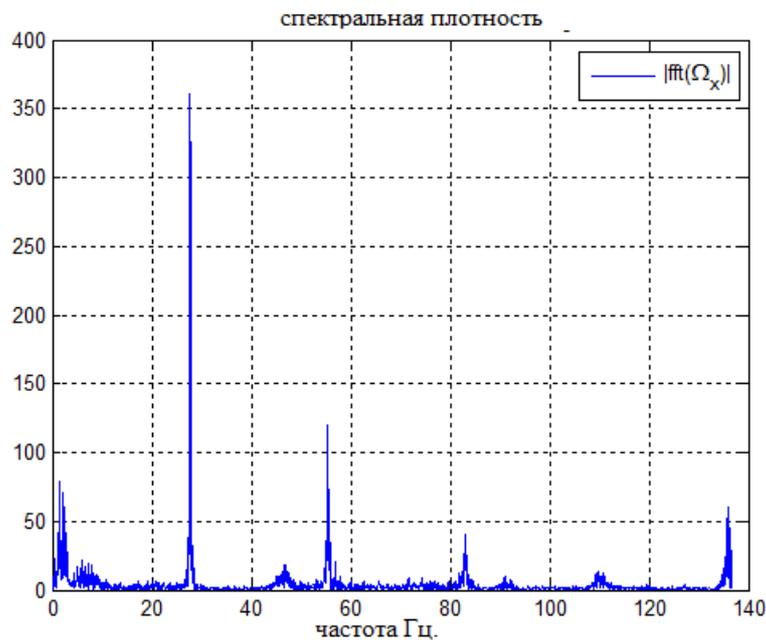


Рис. 4. Спектральная плотность гироскопа крена.

На спектре видны явные пики на частотах 28, 56, 84, 112 и 139 Гц, что соответствует ω , 2ω , 3ω , 4ω и $k\omega$. Неизвестный пик в районе 45 Гц, по всей видимости, связан с демпфирующим устройством крепления платы бортового сенсора.

На рис. 5 представлен результат оценки частоты вращения винта (частоты первой гармоники) в режиме реального времени.

Для построения оценки используется скользящее БПФ длиной 256 отсчетов совместно с окном Ханнинга.

Из графика видно, что обе независимые оценки практически совпадают. За 40 секунд частота ω дрейфует от 28.2 до 27.4 Гц.

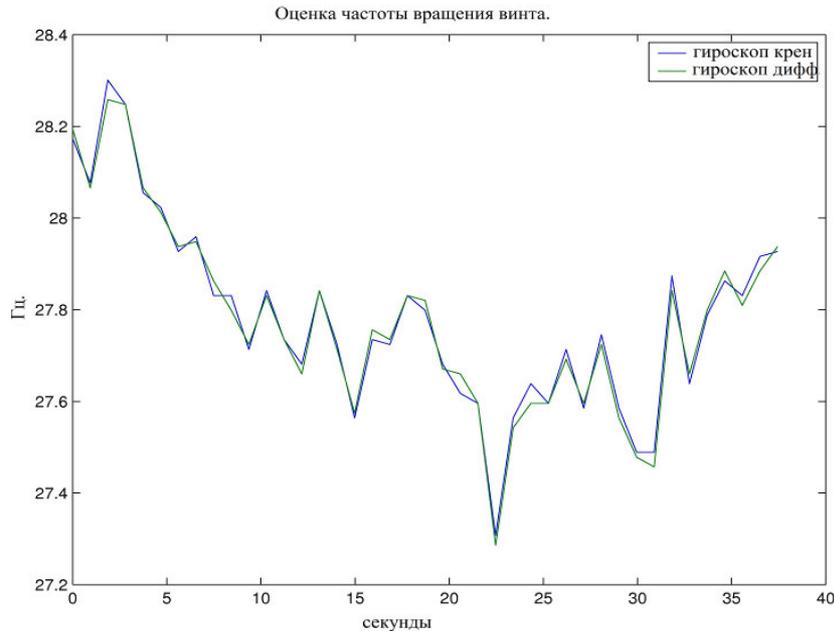


Рис. 5. Оценка частоты вращения по показаниям гироскопов в режиме реального времени.

Для демпфирования вибраций, вызванных вращением несущего винта, ранее [6] предлагалось усреднять показания по 10 отсчетам, что при частоте поступления данных 273 пакета в секунду соответствует интервалу 1/27.3 сек. и практически совпадает с периодом вращения несущего винта на режиме висения.

В качестве улучшения предлагается вместо усреднения (результат которого будет зависеть от реальной частоты вращения винта) использовать фильтр Калмана, демпфирующий 5 гармоник:

$$\omega(t), 2\omega(t), 3\omega(t), 4\omega(t) \text{ и } k\omega(t),$$

где $\omega(t)$ – оценка частоты несущего винта с учетом дрейфа. Описание фильтра дано в приложении.

На рис. 6 отражен результат работы фильтра. На этом графике представлены сырые показания гироскопа крена, фильтра Калмана и соответствующая оценка по телевизионной системе наблюдений (референс-система).

На рис. 7 представлен фазовый портрет первой гармоники $(\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z)$. Данные с каждого из трех гироскопов обрабатывались отдельным фильтром Калмана.

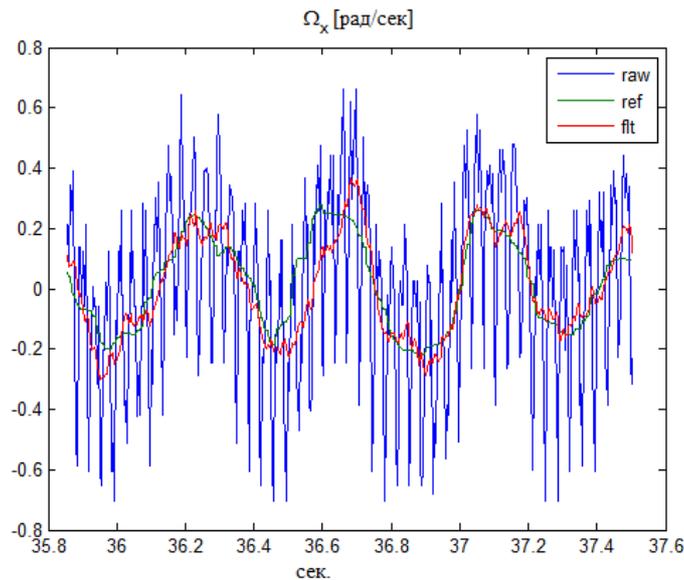


Рис. 6. Фильтрация показаний гироскопа крена.

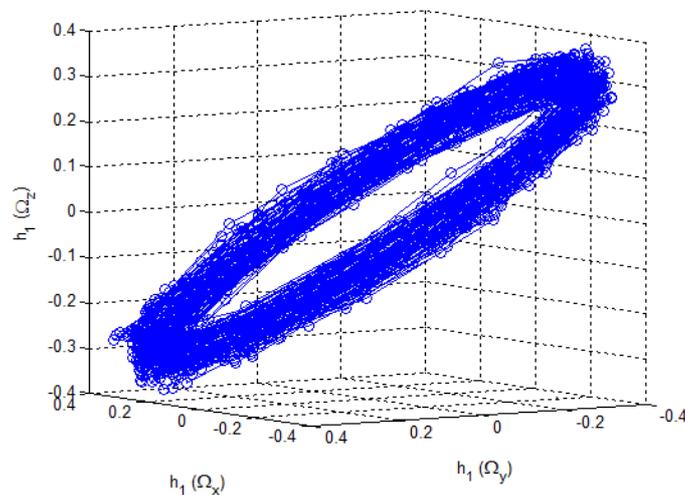


Рис. 7. Фазовый портрет: первая гармоника.

Заключение

Были обработаны 20 экспериментов с длительностями от 2 до 5 минут.

Предложенный ранее метод оценки частоты вращения несущего винта по показаниям с бортовых гироскопов оказался достаточно эффективным. С его использованием было выявлено, что практически во всех экспериментах присутствует дрейф частоты вращения несущего винта амплитудой до 2 Гц. Визуально данный эффект проявляется в виде резких провалов по высоте.

Предварительные испытания показали, что использование оценки ω при фильтрации данных практически не приводит к улучшению качества фильтрации. Вместо этой оценки можно применять постоянную, соответствующую средней частоте вращения несущего винта. Использование оценки ω для расчета адаптивной части в канале высоты дает существенное улучшение.

Фильтр Калмана для выделения кратных гармоник
из показаний бортового сенсора

Уравнение динамики каждой гармоники h_i имеет вид

$$\ddot{h}_i(t) + 2\xi_i\omega_i\dot{h}_i(t) + \omega_i^2 h_i(t) = w(t),$$

где $w(t)$ – входное возмущение модели гармоники; ω_i – частота гармоники; параметр $\xi_i \in [0,1)$ отвечает за ширину полосы пропускания.

Уравнение динамики можно представить в дискретном:

$$\begin{pmatrix} h_i(t_{k+1}) \\ h_i(t_k) \end{pmatrix} = \Gamma_i \begin{pmatrix} h_i(t_k) \\ h_i(t_{k-1}) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} w_{i,k} \\ 0 \end{pmatrix},$$

где $w_{i,k}$ – белое шумное возмущение. Матрица Γ_i получается путем аналитического вычисления матричной экспоненты для непрерывной системы

$$\Gamma_i = \exp(-\xi_i\omega_i\tau) \begin{pmatrix} \cos \ell_i - \frac{\xi_i \sin \ell_i}{\sqrt{1-\xi_i^2}}, & \frac{\omega_i \sin \ell_i}{\sqrt{1-\xi_i^2}} \\ \frac{\sin \ell_i}{\omega_i \sqrt{1-\xi_i^2}}, & \cos \ell_i + \frac{\xi_i \sin \ell_i}{\sqrt{1-\xi_i^2}} \end{pmatrix},$$

где τ – период дискретизации системы,

$$\ell_i = \omega_i\tau\sqrt{1-\xi_i^2}.$$

Измерений гироскопа бортового сенсора можно представить в виде суммы угловой скорости вертолета и суммы пяти гармоник

$$\hat{\Omega}_*(t_k) = \Omega_*(t_k) + \sum_{i=1}^5 h_i(t_k) + v,$$

где Ω_* – угловая скорость вертолета; v – белое шумное возмущение измерения сенсора.

Дискретная система для фильтра Калмана имеет вид

$$x_{k+1} = \Gamma x_k + W_k,$$

где $\Gamma = \text{diag}(\Gamma_1, \Gamma_2, \Gamma_3, \Gamma_4, \Gamma_5, I)$ и введены следующие обозначения

$$x_k = \begin{pmatrix} h_{1,k+1} \\ h_{1,k} \\ \dots \\ h_{5,k+1} \\ h_{5,k} \\ \Omega_* \end{pmatrix}, W_k = \begin{pmatrix} w_{1,k} \\ 0 \\ \dots \\ w_{5,k} \\ 0 \\ w_* \end{pmatrix}.$$

ЛИТЕРАТУРА

1. *Bergerman M., Amidi O., Miller J.R., et al.* Cascaded position and heading control of robotic helicopter. // IEEE/JSR International Conference on intelligent Robots and Systems. IEEE. – 2007 – P.135-140.
2. *Kim H.J., Shim D.H.* A flight control system for aerial robots: algorithms and experiments. // Control engineering practice, 2003 – P.1389-1400.
3. *Raptis I.A., Valavanis K. P., Moreno W.A.* A novel nonlinear backstepping controller design for helicopters using the rotation matrix. // IEEE Transaction on Control Systems Technology. – 2011 – P. 465-473.
4. *Johnson W.* Helicopter Theory. – New York: Dover Publications, 1994.
5. *Kim S.K., Tilbury D.M.* Matematical Modeling and Experimental Identification of a Model Helicopter // AIAA paper AIAA-98-4357, 1998.
6. *Barabanov A.E., Romaev D.V.* Design of helicopter autopilot //Proc. of IFAC Workshop "Aerospace guidance, navigation and flight control systems". – 2009. URL: <http://lib.physcon.ru/doc?id=81307794ba32>
7. *Barabanov A.E., Romaev D.V.* Adaptive filtering of tracking camera data and onboard sensors for a small helicopter autopilot. //Proc. of the 3rd IEEE Multi-conference on Systems and Control. – 2009. – P. 1696-1701.
8. *Barabanov A.E., Romaev D.V.* Autopilot of Electrical Helicopter. //Proc of the 6th IEEE/ASME International Conference on Mechatronic and Embedded Systems and Applications (MESA10). – Qingdao, China, July 15-17, 2010.
9. *Миль М.Л., Некрасов А.В.* Вертолеты. Расчет и проектирование. Аэродинамика. – М.: Машиностроение, 1966.
10. *Barabanov A.E.* Modeling of dynamics of the Hiller hub for small helicopter // 2015 IFAC-PapersOnLine 48(11). – P. 36-40.
11. *Barabanov A.E., Romaev D.V.* Helicopter Modeling and Autopilot Design // Proc. of the 18th IFAC World Congress. – Milan, Italy, 2011. – P. 3015–3020.

Статья представлена к публикации членом редколлегии А.Л. Фрадковым.

E-mail:

Ромаев Дмитрий Владимирович – romaev@yandex.ru