

ОЦЕНИВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ И СИНТЕЗ РОБАСТНОГО УПРАВЛЕНИЯ БОКОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ БПЛА ПРИ МАЛЫХ СКОРОСТЯХ

Введение

Динамическая модель беспилотного летательного аппарата (БПЛА) имеет неопределенности в определении аэродинамических коэффициентов, нелинейности и взаимосвязи, изменения воздушной скорости и погрешности измерения, внешних и внутренних возмущений и ошибок в определении и измерении центра масс и моментов инерции. Разумно учесть физические правила как априорную информацию при определении структуры номинальной модели. Обычно для проектирования систем управления используются линейные модели. Выбор номинальных моделей влияет на методы, используемые для проектирования системы управления. Для робастных систем управления важно, чтобы система управления сохраняла стабильность и качество при наличии внутренних и внешних возмущений. В этом случае правило синтеза номинальной модели должно быть выбрано для максимальной робастности системы управления с самыми широкими отклонениями от номинальных параметров объекта. Таким образом, при синтезе номинальной модели для процедуры упрощения или сокращения исходной модели необходимо использовать подходящую функцию критерия [1–3].

Существует четыре важных принципа, называемые Quad-M, которые необходимо учитывать при идентификации летательных аппаратов: сильные маневры или эффективное возбуждение, достаточные измерения, выбор подходящей модели и метода [1, 2]. Существуют различные методы оценки параметров, такие как: наименьшие квадраты, ошибка на выходе, фильтр Калмана, ошибка фильтра, оптимизация, искусственные нейронные сети, генетический алгоритм, нечеткая логика и т. д. [1, 4–6].

Комбинация идентификации и робастного управления предлагается как эффективный метод управления базовыми системами полета и разработанными новыми системами полетов для предотвращения перенастройки параметров системы управления. В последнее время μ -синтез используется в качестве наиболее эффективного метода для синтеза робастного управления, чтобы обеспечивать робастность и качество системы RF. Поэтому для проектирования робастного управления боковым каналом Skywalker X8 применяется μ -синтез. Боковая динамическая модель БПЛА представляет собой не минимальную фазовую систему, которая затрудняет достижение робастности и качества. На основе моделирования показано, что робастный ПИД-регулятор, непосредственно разработанный для неопределенной нелинейной боковой модели БПЛА,

благодаря внутренним контурам управления может дать лучшие результаты, чем современное робастное управление на основе μ -синтеза в присутствии ветра, шума и ограничения на органы управления.

Миниавтопилот, используемый для БЛА, разработан в Национальном аэрокосмическом университете им. М. Е. Жуковского «ХАИ».[7, 8].

Во втором разделе статьи представлена математическая модель бокового движения для данного БПЛА и сформулирована проблема. В третьем разделе рассматривается идентификация модели неопределенности БПЛА с использованием априорных и летных данных при наличии ветра. В четвертом разделе робастное управление спроектировано для идентифицированной боковой модели БПЛА при наличии неопределенностей и изменения воздушной скорости. В пятом разделе обсуждаются результаты моделирования и сравниваются характеристики бокового канала с современным робастным управлением на основе μ -синтеза и робастного ПИД-регулятора. Наконец, приводятся выводы и предложения для дальнейших исследований.

Постановка задачи

Нелинейная динамическая модель с параметрической неопределенностью для БПЛА может быть записана следующим образом:

$$\begin{aligned}\dot{X} &= f(X, P, U, t); \\ Y &= h(X, P, U, t),\end{aligned}\tag{1}$$

где f и h – нелинейные функции; X – вектор состояния с n_X размерностью; Y – выходной вектор с n_Y размерностью; U – входной вектор с n_U размерностью; P – вектор неопределенных параметров, а t – время. Верхний и нижний пределы элементов для вектора P следующие:

$$p_i^- \leq p_i \leq p_i^+, \quad i = 1, 2, \dots, n_P,\tag{2}$$

где n_P – количество неопределенных параметров; p_i^+ и p_i^- – верхний и нижний пределы p_i .

Цель состоит в том, чтобы предложить процедуру определения неопределенных аэродинамических коэффициентов БПЛА Skywalker X8 и синтезировать робастную систему управления, основанную на μ -синтезе. Конфигурация и параметры монокрыла Skywalker X8 показаны на рис. 1, табл. 1. Робастное управление, основанное на μ -синтезе, разработано в присутствии ограничения на управляющий сигнал, это означает:

$$\begin{aligned} |U| &\leq U_{Max}; \\ |\dot{U}| &\leq \dot{U}_{Max}. \end{aligned} \quad (3)$$

Требования к синтезу для неопределенной линейной динамической модели БПЛА включают в себя:

- 1) хорошее отслеживание заданного сигнала;
- 2) подавление помех;
- 3) минимальное потребление энергии.

Таблица 1– Параметры конфигурации летательного аппарата Skywalker X8

Параметр	Skywalker X8
Масса m [kg]	4,5
Момент инерции J_x [kg·m ²]	0,45
Момент инерции J_y [kg·m ²]	0,325
Момент инерции J_z [kg·m ²]	0,75
Момент инерции J_{xz} [kg·m ²]	0,06
Площадь крыла S [m ²]	0,75
Размах крыла b [m]	2,12
Средний аэродинамический аккорд c [m]	0,3571
Площадь винта S_{prop} [m ²]	0,1018
Плотность воздуха ρ [kg/ m ³]	1,2682
Постоянная двигателя K_{Motor}	40
Аэродинамический коэффициент пропеллера C_{prop}	0,5



Рисунок 1 – Монокрыло Skywalker X8 с миниавтопилотом, разработанным в Национальном аэрокосмическом университете им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина

Идентификация боковой модели БПЛА на основе метода ошибки на выходе и алгоритма имитационного отжига

Быстродействие привода существенно выше, чем у БПЛА, поэтому динамикой привода можно пренебречь. Зачастую постоянный ветер и высокочастотный шум винта воздействуют на БПЛА в полете. Предлагается оценить амплитуду и направление ветра алгоритмом оценки ошибки на выходе (рис. 2). Следует отметить, что угловое отклонение привода не измеряется, Поэтому динамическая модель БПЛА и исполнительный механизм идентифицируются вместе. Из-за быстроты динамики привода относительно БПЛА это приближение приемлемо.

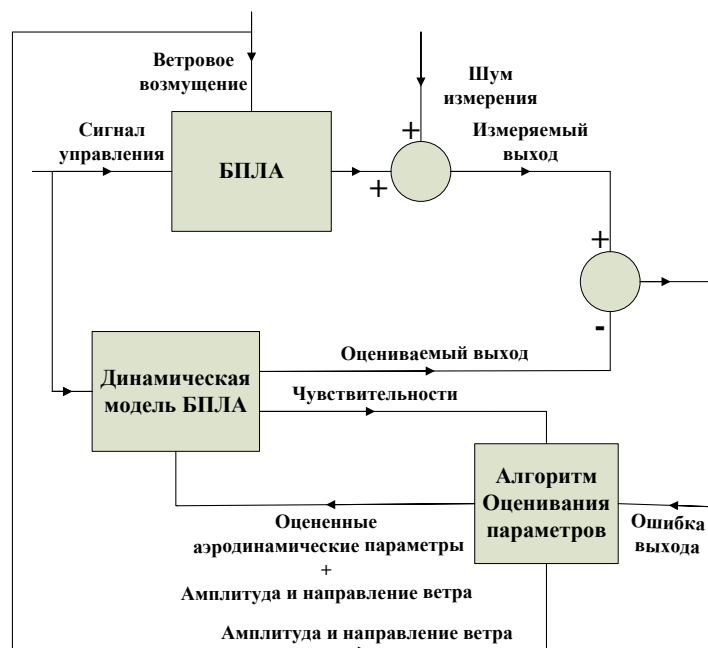


Рисунок 2 – Блок-схема для оценки параметров с оценкой ветра на основе метода ошибки на выходе

Таблица 2 – Оценка аэродинамических параметров и их неопределенности для монокрыла Skywalker X8

Параметр	Значение	
	Оцененное (диапазон)	Теоретическое
C_{Y_β}	-0,0811 (18%)	-0,1949
$C_{Y_{\delta_a}}$	-0,0729 (55%)	-0,0696
C_{l_β}	-0,1170 (33,2%)	-0,0765
C_{l_p}	-0,3507 (9%)	-0,4018
C_{l_r}	0,0830 (36%)	0,0250
$C_{l_{\delta_a}}$	0,3087 (16%)	0,2987
C_{n_β}	0,0583 (8%)	0,0403
C_{n_p}	-0,0154 (14%)	-0,0247
C_{n_r}	-0,1023 (28%)	-0,1252
$C_{n_{\delta_a}}$	-0,002 (54%)	-0,0076

Аэродинамические коэффициенты и их диапазон неопределенности для боковой модели БПЛА оцениваются методом ошибки на выходе с использованием алгоритма оптимизации имитационного отжига (табл. 2).

Робастное управление на основе μ -синтеза

Блок-схема, используемая для разработки робастного управления на основе μ -синтеза, показана на рис. 3 [9]. Самая трудоемкая часть конструкции робастной системы управления на основе μ -синтеза заключается в том, чтобы отрегулировать весовые функции, связанные с эталонным отслеживанием, подавлением возмущений и траты по управлению, чтобы согласовать различные требования системы.

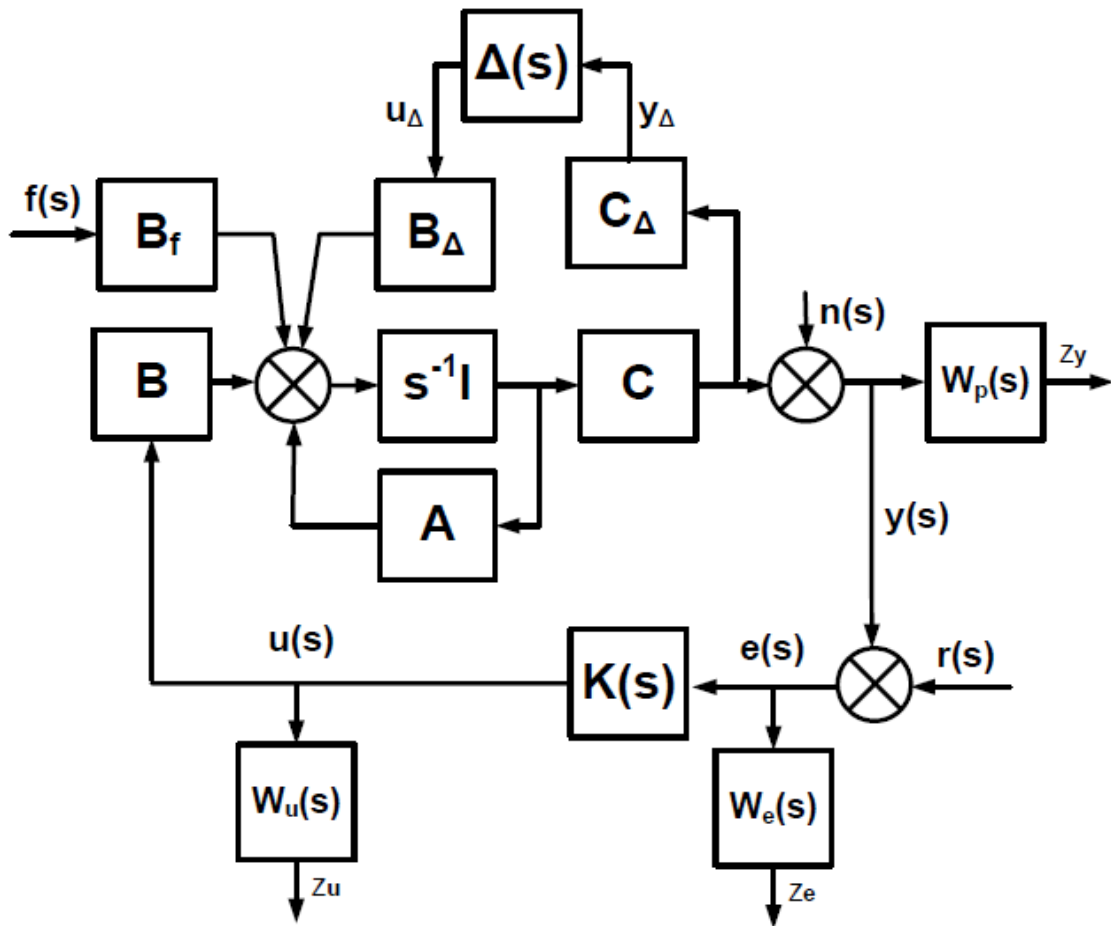


Рисунок 3 – Блок-схема робастного управления на основе μ -синтеза

Робастность системы и низкая чувствительность системы управления к параметрической или непараметрической неопределенности системы важны для проектировщиков управления. Для одномерной системы, как известно, понятие запаса устойчивости по амплитуде и фазе используются для выражения робастности системы. Разработаны различные методы, основанные на полиномах, сингулярных значениях и частотных областях, чтобы выразить устойчивость многомерных систем. Каждый подход имеет свой уровень точности. На основе сравнения, проведенного в работе [10] для действительных параметрических неопределенностей, уровни точности, определяемые методами на основе структурированного сингулярного числа, расчёта действительного запаса Де Гастона-Сафонова и анализа сингулярного числа по методу Монте-Карло являются низкими. Поэтому робастная система управления спроектирована на основе μ -анализа. Параметрические и непараметрические неопределенности могут быть изолированы от номинальной модели для проведения анализа устойчивости и робастности системы. Структурированное сингулярное число матрицы M под матрицей неопределенности Δ определяется так (рис. 4):

$$\mu_{\Delta}(M) = \frac{1}{\min(\bar{\sigma}(\Delta), \text{if } \det(I - M\Delta) = 0)}, \quad (4)$$

Если M – матрица передаточной функции, то

$$\mu_{\Delta}(M(s)) = \sup_{\omega \in R} \mu_{\Delta}(M(j\omega)), \quad (5)$$

где M – замкнутая система с номинальными параметрами объекта; u_{Δ}, y_{Δ} – соответственно дополнительные входы и выходы, порождаемые неопределённостью Δ .

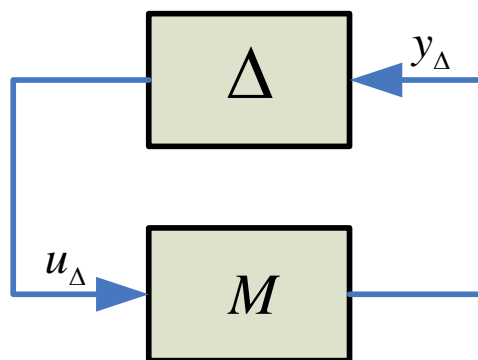


Рисунок 1 – M - Δ для определения робастной устойчивости

Проблема проектирования робастной системы управления, основанная на μ -синтезе, особенно для параметрической неопределенности, является проблемой вогнутой оптимизации. Во время полета измеряется воздушная скорость БПЛА. Поэтому предлагается упростить задачу путем масштабирования входного сигнала на квадрат воздушной скорости. Затем управляющий сигнал после проектирования масштабируется следующим образом:

$$\delta_{AScaled}(t) = \left(\frac{V_a(t)}{\bar{V}_a} \right)^2 \delta_A(t), \quad (6)$$

где $\delta_A(t)$ – исходное значение сигнала управления элерона; $\delta_{AScaled}(t)$ – масштабированное значение сигнала элерона; $V_a(t)$ – измеренная воздушная скорость на полете; \bar{V}_a – номинальная скорость полета.

Робастная система управления, основанная на подходе μ -синтеза и DK-итерации, может быть синтезирована в программном обеспечении MATLAB с помощью команды «dksyn».

Результаты Моделирования

Результаты моделирования неопределенной нелинейной модели при наличии ограничения на органы управления с робастным управлением на основе μ -синтеза и робастного ПИД-регулятора показаны на рис. 5 и 6, где ϕ – угол крена; χ – угол курса, а управляющий сигнал является углом элерона. Воздушная скорость БПЛА изменяется с 13,5 до 22,5 м/с. Робастный ПИД-регулятор разработан на основе прямого метода в [11] для нелинейной оптимизации с использованием неопределенной нелинейной латеральной динамической модели (рис. 7). Модели сдвига ветра и ветровой турбулентности Dryden (рис. 8), шум измерений за все время полета и входное возмущение, как и практическая импульсная модель, используются в симуляциях. Наблюдается, что робастный ПИД-регулятор может сопротивляться неопределенности и внешним возмущениям эффективнее, чем современный робастный регулятор, основанный на μ -синтезе. Пропускная способность современного робастного управления выше, чем у робастного ПИД-регулятора, поэтому его управляющий сигнал является более шумным. Робастный ПИД-регулятор может вести себя эффективно из-за его внутренних контуров. Внутренние контуры ослабляют влияние внутренних и внешних возмущений. Робастный ПИД-регулятор также на основе прямого метода синтезирован для неопределенной нелинейной динамической модели. Боковая динамика БПЛА представляет собой не минимальную фазовую систему, поэтому также требуется много времени и трудно настроить функции взвешивания при проектировании современного робастного управления для достижения хороших результатов. Поскольку можно видеть, что установившаяся ошибка не может быть полностью устранена с использованием современного робастного управления, то следует отметить, что современное робастное управление на основе μ -синтеза иногда не может быть реализовано, потому что:

- 1) оно является передаточной функцией высокого порядка с быстрой динамикой даже после сокращения порядка, что затрудняет его реализацию в обычных дешевых автопилотах;

- 2) оно требует больше энергии исполнительного механизма, чем робастный ПИД-регулятор, и трудно отделить интегральную часть, чтобы бороться с насыщением исполнительного механизма для практического использования.

Поэтому предлагается использовать внутренние контуры управления при синтезе робастного ПИД-регулятора для неопределенных систем, чтобы повысить их робастность и реализуемость.

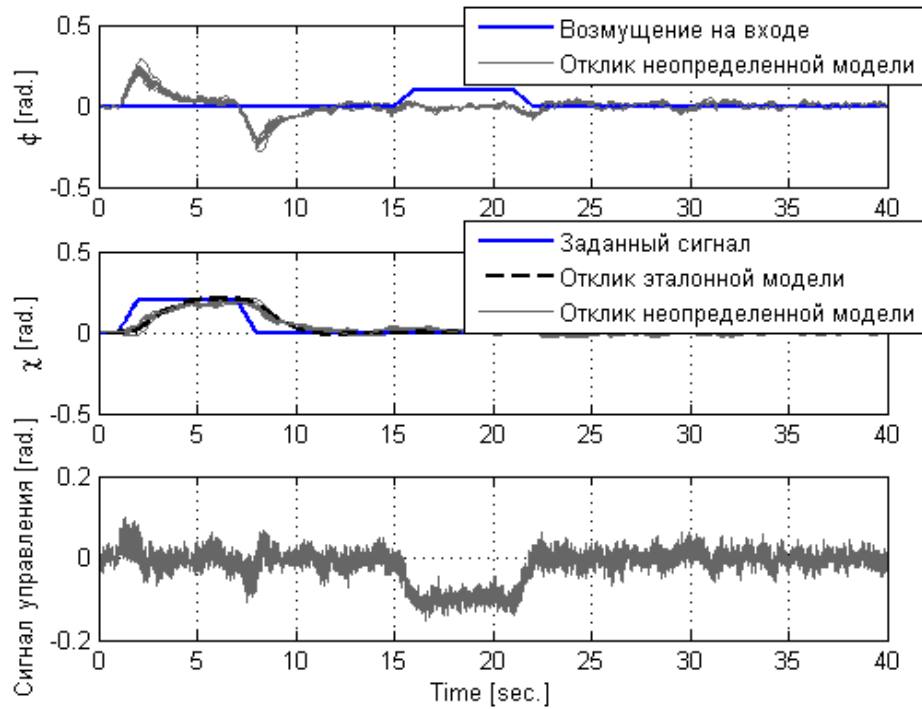


Рисунок 2 – Результаты моделирования неопределенной нелинейной модели бокового движения БПЛА с робастным ПИД-регулятором

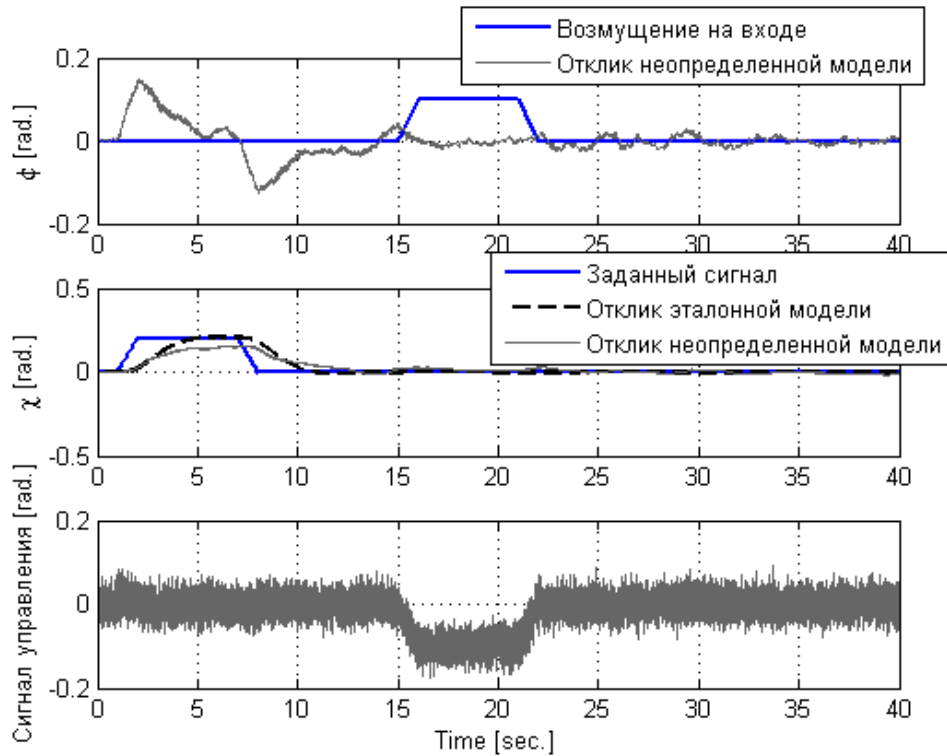


Рисунок 3 – Результаты моделирования неопределенной нелинейной модели бокового движения с современным робастным управлением на основе μ -синтеза

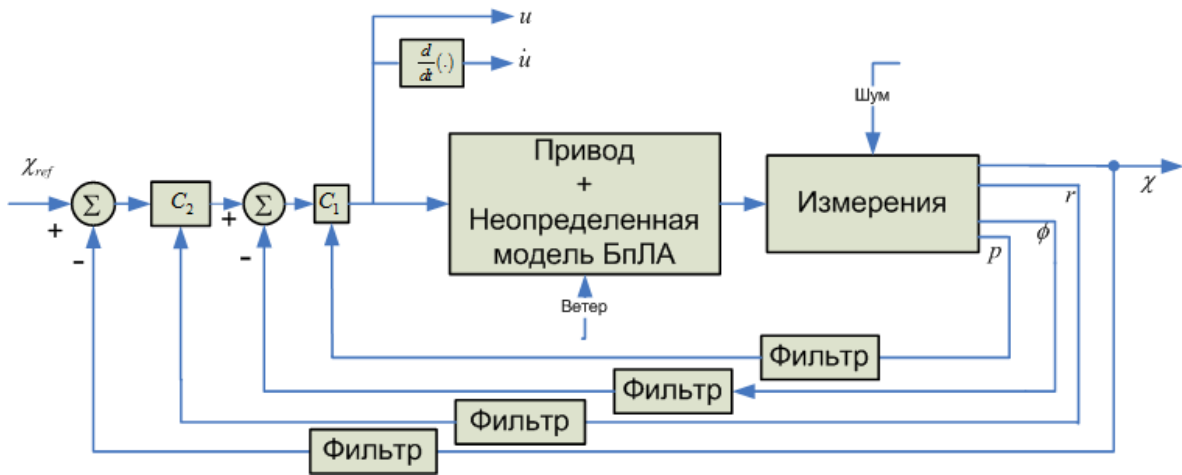


Рисунок 4 – Блок-схема, используемая для непосредственного проектирования робастного ПИД-регулятора для неопределенной нелинейной модели бокового движения БПЛА

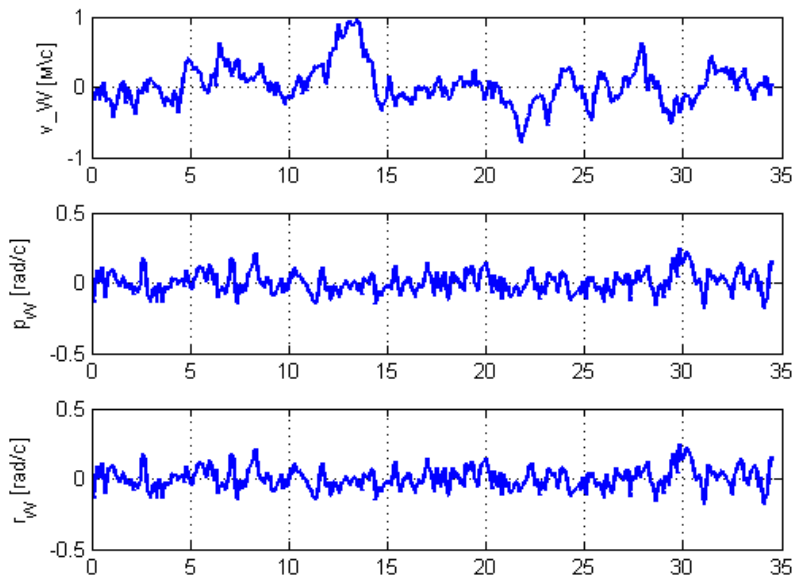


Рисунок 5 – Образец компонентов возмущения ветра (боковая линейная скорость (v_W), угловая скорость крена (p_W) и угловая скорость рыскания (r_W)) для моделей ветрового сдвига и турбулентности ветра Dryden

Заключение

Современное робастное управление, основанное на μ -синтезе, было разработано для неопределенной боковой динамики летательного крыла Skywalker X8. Представлены результаты моделирования для неопределенной нелинейной боковой динамики с современным робастным управлением и произведены сравнения с результатами робастного ПИД-регулятора. В моделировании использованы модели возмущений, ветра

и шума. Современное робастное управление на основе μ -синтеза гарантирует робастность и качество для неопределенной линейной динамической модели, но ее высокий порядок и быстрая динамика и настройка его весовых функций, особенно для не минимальных фазовых систем, затрудняют ее реализацию. Было показано, что робастный ПИД-регулятор, разработанный непосредственно для неопределенной нелинейной модели БПЛА, может вести себя лучше, чем современное робастное управление, для неопределенной нелинейной динамической модели. Боковая динамика БПЛА представляет собой не минимальную фазовую систему, которая затрудняет настройку весовых функций для проектирования робастного управления на основе μ -синтеза. Предлагается использовать внутренние контуры управления для синтеза робастного управления для неопределенных систем, чтобы повысить их робастность и качество. В случае большого изменения воздушной скорости предлагается адаптивный ПИД-регулятор для БПЛА.

Список использованных источников

1. Farhadi, R. M., Kortunov, V. I. Identification of roll channel dynamics for the unmanned aerial vehicle under weakly excited input signal (in Russian: Identifikaciya dinamiki kanala krena bespilotnogo letatel'nogo apparata pri slabo informativnom vkhodnom signale)./ R. M. Farhadi, V. I. Kortunov.// Radioelectronic and Computer Systems (Radioelektronni i komp'yuterni sistemi): – 2017 – Vol. 1, no. 1. – P. 99 – 106.
2. Farhadi, R. M.. UAV motion model and estimation of its uncertainties with flight-test data. / R. M. Farhadi, V. I. Kortunov, A. Mohammadi // in 22nd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – 2015. – P. 131 – 133.
3. Farhadi, R. M. Robust control of the UAV with mini autopilot. / R. M. Farhadi, Kortunov, V. I. Mohammadi A.,// presented at the XXIII international conference on navigation of navigation systems, Saint Petersburg. – 2016, 2015.
4. Klein, V. Aircraft system identification: theory and practice./ V. Klein, E. A. Morelli //American Institute of Aeronautics and Astronautics Reston, Va, USA. – 2006.
5. Raol, J. R. Modelling and parameter estimation of dynamic systems. / J. R. Raol, G. Girija, J. Singh // let. – 2004.
6. Tunik, A. A., Klipa, A. N. Identification of mathematical model of longitudinal motion of the aircraft in the presence of noise measurement and displacement sensors biases (in Russian: Identifikaciya matematicheskoy modeli prodol'nogo dvizheniya letatel'nogo apparata pri nalichii шумов izmerenij i smeshhenij datchikov) / A. A. Tunik, A. N. Klipa // Electronic modeling (Jelektronnoe modelirovanie), Vol. 6. – 2001. – P. 3 – 18.

7. Kortunov, V. Review and comparative analysis of mini- and micro-UAV autopilots, / V. Kortunov, O. V. Mazurenko, A. V. Gorbenko, W. Mohammed, A. Hussein, // in Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments (APUAVD), 2015 IEEE International Conference, Kiev, Ukraine, 2015.– P. 284 – 289: IEEE.

8. Kortunov, V. I., Dybska, I. Y., Proskura, G. A.. Integrated mini INS based on MEMS sensors for UAV control / V. I. Kortunov, I. Y. Dybska, G. A. Proskura. // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. (2009, 03 February 2009) 41 – 43.

9. Melnik, K., Tunick, A.. Designing multidimensional robust flight control systems based on H^∞ -optimization and μ -synthesis procedures, / K. Melnik, and A. Tunick // Informational systems, mechanics and control: science-technical Journal. – 2009 – Vol. 3. – P. 40 – 57.

10. Lavretsky E., Wise, K. A. Robust adaptive control. / E. Lavretsky, K. A. Wise, // in Robust and Adaptive Control: Springer. – 2013. – P. 317 – 353.

11. Farhadi, R. M. Robust PID Control Tuning for the Uncertain Nonlinear Dynamic Model of the Unmanned Aerial Vehicle. / R. M. Farhadi //ELECTRONICS AND CONTROL SYSTEMS. – 2017. – Vol. 3 (53). – P. 11.

Поступила в редакцию 25.07.2017.

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Гайдачук,
Национальный аэрокосмический университет
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*