

УДК 629.735–519

В. А. МАЛКИН¹, И. В. РОЖКОВ², А. А. САНЬКО²

ВЛИЯНИЕ ВЕТРОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ И НЕЛИНЕЙНОСТЕЙ СЕРВОПРИВОДА НА КОНТУР СТАБИЛИЗАЦИИ ВЫСОТЫ ПОЛЕТА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

¹ Учреждение образования «Военная академия Республики Беларусь»² Учреждение образования «Белорусская государственная академия авиации»

В статье рассматривается математическая модель ветра с учетом его стохастической составляющей и ветра устойчивого направления, представлены результаты сравнительного анализа влияния параметров ветра на суммарный вектор скорости ветра, действующего на беспилотный летательный аппарат (БЛА). Рассмотрены основные нелинейности элементов сервопривода автопилота и их влияние на выходной сигнал. Рассмотрена реакция контура стабилизации высоты полета БЛА на ветер с учетом нелинейностей элементов сервопривода. Доказана необходимость учета ветра при синтезе систем автоматического управления (САУ) и контуров угловой стабилизации БЛА на этапах, где скорости полета БЛА меньше 30 м/с.

Ключевые слова: ветер; беспилотный летательный аппарат; математическая модель ветра; математическая модель сервопривода, нелинейности сервопривода.

Введение

Задача синтеза САУ БЛА характеризуется сложностью их математических моделей и наличием существенных ограничений и возмущений. К основным ограничениям можно отнести ограничения, обусловленные нелинейностью элементов сервоприводов, входящих в состав автопилота и ветровыми возмущениями, действующими на БЛА. Вопросам разработки робастных САУ БЛА посвящено ряд работ [1–3]. В данных работах рассматривался синтез робастного автопилота, который является универсальным для любых планеров БЛА с весом от 0,5 кг до 50 кг. В данных работах исследовались изменения выходных сигналов автопилота БЛА с учетом вариации его коэффициентов передачи под воздействием внутренних возмущений. Влияние ветровых возмущений, а так же нелинейностей элементов сервопривода на работу контура автопилота БЛА применительно к метеорологическим условиям Республики Беларусь не рассматривалось.

Постановка задачи исследования

В данной работе предлагается разработать математическую модель ветра с учетом его

стохастической составляющей и ветра устойчивого направления применительно к особенностям атмосферы территории Республики Беларусь; разработать нелинейную математическую модель сервопривода БЛА; исследовать степень влияния ветра и нелинейностей элементов сервопривода на контур автопилота БЛА по высоте полета.

Решение задачи

Суммарный вектор скорости ветра, действующий на БЛА может быть выражен, как [4]:

$$V_w = V_{ws} + V_{wg}, \quad (1)$$

где V_{ws} – постоянный вектор, который представляет собой ветер устойчивого направления (обычно определяется в инерциальной системе координат – ИСК); V_{wg} – стохастический процесс, который представляет собой воздушные порывы и другие атмосферные возмущения (стохастическая компонента ветра определяется в связанной системе координат – ССК).

Значение V_{ws} для БЛА, можно вычислить, как [5]:

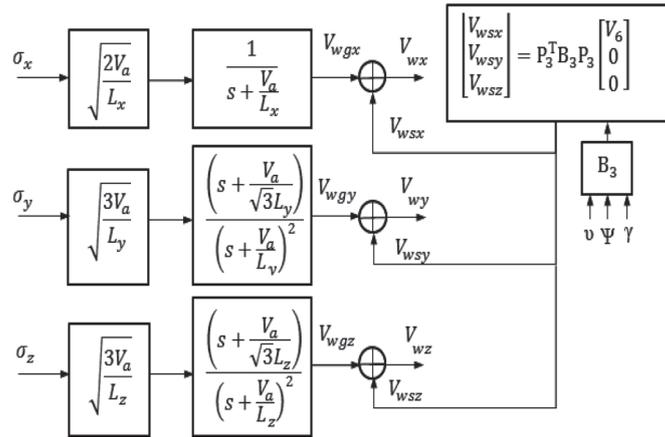


Рис. 1. Функциональная модель расчета ветра, действующего на БЛА в ССК

$$V_{ws} = V_6 \frac{\ln\left(\frac{h}{Z_0}\right)}{\ln\left(\frac{6}{Z_0}\right)}, \quad 1 \text{ м} < h < 300 \text{ м}, \quad (2)$$

где V_6 – среднегодовая скорость ветра на высоте 6 метров для заданного участка местности; h – текущая высота полета БЛА; Z_0 – коэффициент (для указанных высот выбирается 0,15). Например, для Республики Беларусь – $V_6 \approx 2,1$ м/с [6].

Результаты экспериментальных исследований показали, что адекватной моделью порывистой части ветра является случайный процесс, характеризуемый спектральной функцией турбулентности фон Кармана [4]. Для простоты вычисления модели фон Кармана целесообразно использовать передаточные функции Драйдена:

$$\begin{aligned} H_x(s) &= \sigma_x \sqrt{\frac{2V_a}{L_x}} \frac{1}{s + \frac{V_a}{L_x}}, \\ H_y(s) &= \sigma_y \sqrt{\frac{3V_a}{L_y}} \frac{\left(s + \frac{V_a}{\sqrt{3}L_y}\right)}{\left(s + \frac{V_a}{L_y}\right)^2}, \\ H_z(s) &= \sigma_z \sqrt{\frac{3V_a}{L_z}} \frac{\left(s + \frac{V_a}{\sqrt{3}L_z}\right)}{\left(s + \frac{V_a}{L_z}\right)^2}. \end{aligned} \quad (3)$$

где $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ – интенсивности турбулентности вдоль осей ССК БЛА; L_x, L_y, L_z – простран-

ственные длины волн (масштаб турбулентности); V_a – воздушная скорость БЛА, без учета величины ветра устойчивого направления.

Параметры для модели порывов ветра (1) определены в MIL-F-8785C [4]. Подходящие параметры в случае малых и средних высот, слабой и умеренной турбулентности представлены в таблице [4, 7].

Параметры модели порыва ветра Драйдена

Описание порыва ветра	$h, \text{ м}$	$L_x, L_z, \text{ м}$	$L_y, \text{ м}$	$\sigma_x, \sigma_z, \text{ м}$	$\sigma_y, \text{ м}$
Слабая турбулентность	50	200	50	1,06	0,7
Умеренная турбулентность	50	200	50	2,12	1,4
Слабая турбулентность	600	533	533	1,5	1,5
Умеренная турбулентность	600	533	533	3	3

На рис. 1 представлена функциональная модель расчета значений скорости ветра, действующего на БЛА в ССК: B_3 – универсальная матрица направляющих косинусов, предназначенная для преобразования ИСК в ССК; P_3 – перестановочная матрица [8].

Функциональная модель расчета ветра была реализована в среде виртуального моделирования MATLAB. При проведении моделирования были приняты следующие допущения: направление ветра устойчивого направления совпадает с направлением полета БЛА; не учитывались: неровности местности; наличие ветра типа «ножницы». Результаты моделирования представлены на рис. 2–4.

Как видно из рис. 2–3, стохастическая компонента турбулентности ветра, существенно выше значений ветра устойчивого направления, действующего на БЛА. Причем, самое большое отношение V_{wg} / V_{ws} имеет компонента ветра, действующая на БЛА в вертикальном

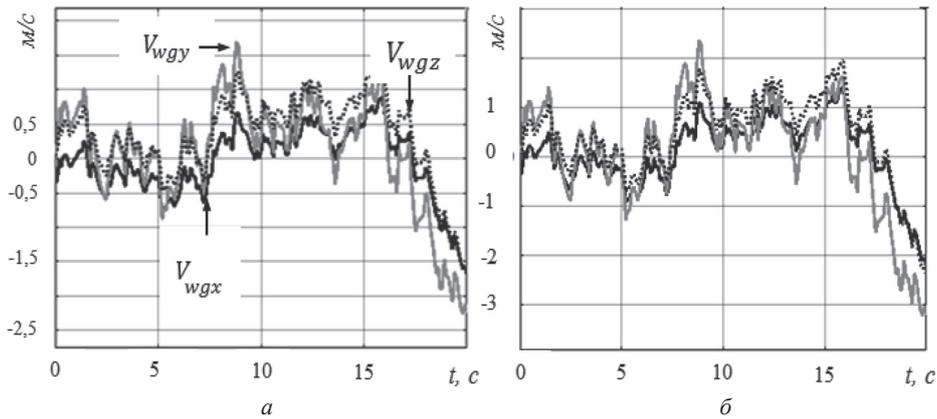


Рис. 2. Результаты моделирования значений стохастической компоненты ветра действующего на БЛА в ССК ($V_a = 15$ м/с, $H = 50$ м): а – при слабой турбулентности; б – при умеренной турбулентности

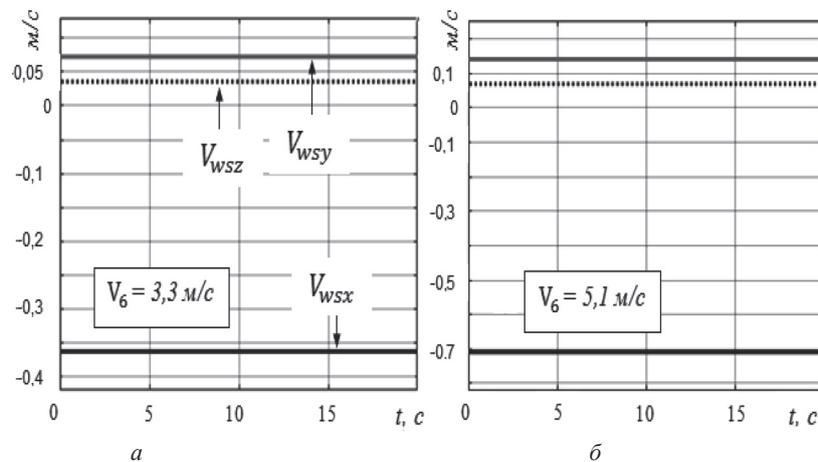


Рис. 3. Результаты моделирования ветра устойчивого направления действующего на БЛА ($V_a = 15$ м/с)

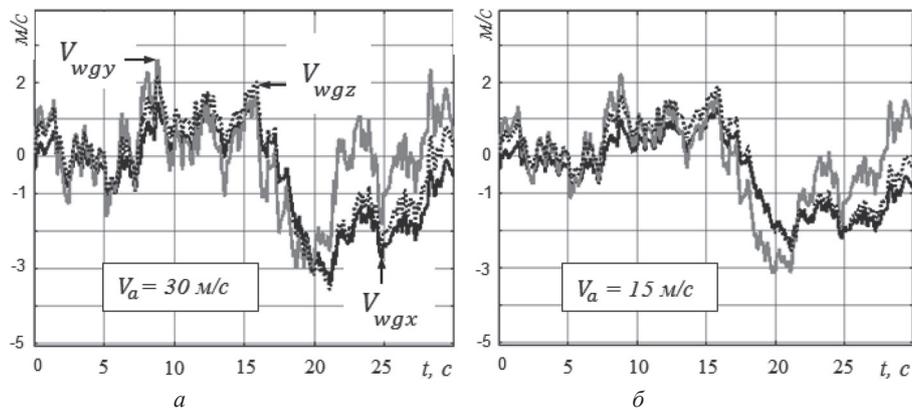


Рис. 4. Результаты моделирования стохастической компоненты ветра, при его умеренной турбулентности ($V_6 = 3,3$ м/с; $H = 50$ м)

направлении – V_{wgy} . Ее наличие может создать сложности при выполнении посадки БЛА как в автоматическом, так и в ручном режиме.

Увеличение значения ветра устойчивого направления в 1,5 раза в ИСК (см. рис. 3), приведет к аналогичному увеличению ветра устойчивого направления, действующего на БЛА в ССК. При увеличении воздушной скорости БЛА в 2 раза, стохастическая компонента ветра

изменится незначительно (10–15%) (см. рис. 4). Стохастическая компонента ветра определяется главным образом интенсивностью и масштабом ее турбулентности в данной географической области, причем с высотой полета БЛА она будет увеличиваться.

Рассмотрим влияние нелинейностей и параметрических возмущений исполнительного элемента продольного канала автопилота БЛА

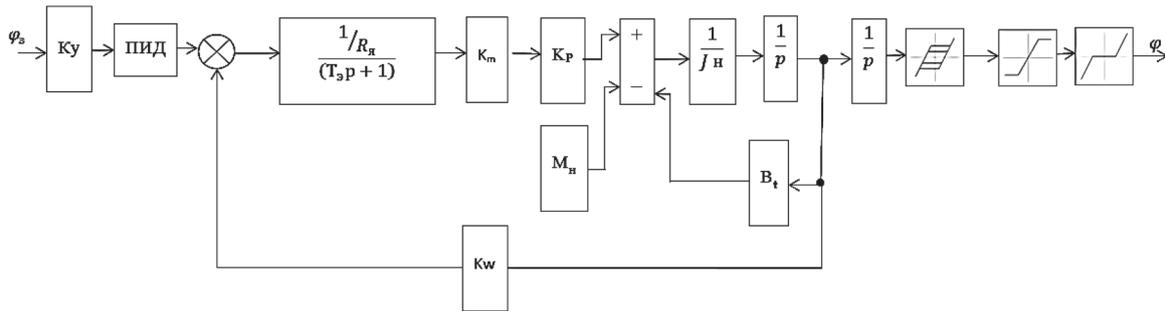


Рис. 5. Упрощенная Simulink-модель сервопривода с учетом действующих нелинейностей и возмущений

на динамические характеристики контура. В качестве исполнительного элемента, был рассмотрен сервопривод типа *Dynamixel rx24-f*.

Основные нелинейности сервопривода [9]:

- зона нечувствительности сервопривода из-за погрешности энкодера: $\Delta = \pm 0,3$ град;
- люфт в пределах ± 5 угл. мин.

Основные параметрические возмущения обусловлены следующими факторами:

- изменением резистивного сопротивления якорной обмотки двигателя постоянного тока в зависимости от изменения температуры окружающей среды:

$$R_r = 1 + \alpha(T_{15} - T_T),$$

где α – температурный коэффициент (для меди – 0,004); T_T – текущая температура ($-40 < T_T < 40$) на высотах до 1 км;

- изменением коэффициента вязкого трения – B_t силиконовой смазки от температуры окружающей среды в пределах 3–5% [10];

- изменением шарнирного момента аэродинамической нагрузки. Величина шарнирного момента аэродинамической нагрузки, действующего на сервомашинку [11]:

$$M_H = \frac{\left(\frac{\rho V_a^2}{2} S_{эф} 0,005 \varphi_{max} b \right)}{i} \quad (4)$$

где $S_{эф}$ – эффективная площадь руля ($0,003 \text{ м}^2$); b – хорда руля ($0,03 \text{ м}$); ρ – плотность воздуха на заданной высоте полета; φ_{max} – максимальный угол отклонения стабилизатора (30 град); i – передаточное отношение силовой проводки (1,33). Допущения: не учитываются упругие деформации механической передачи; аэродинамическая и весовая компенсация руля.

В состав сервопривода *Dynamixel rx24-f* помимо коллекторного двигателя постоянного тока входит и система управления приводом. В качестве системы управления выступает про-

порционально-интегрально-дифференциальный регулятор (ПИД-регулятор):

$$u(t) = K_1 e(t) + K_2 \int_0^t e(t) dt + K_3 \frac{d}{dt} e(t) \quad (5)$$

где $K_1 = 12,147$; $K_2 = 1,792$; $K_3 = 0,01$.

На рис. 5, изображена упрощенная *Simulink*-модель сервопривода с учетом действующих нелинейностей и возмущений. Параметры модели: $T_s = 0,2 \text{ с}$; $K_m = 0,027$; $K_w = 0,027$; $K_p = 193$; $J_H = 6,5595 \cdot 10^{-7} \text{ кг}\cdot\text{м}^2$; $B_t = 0,132$; $K_y = 25$.

Результаты моделирования влияния нелинейностей и возмущений на выходной сигнал сервопривода, приведены на рис. 6. Проведенные исследования показали, что основной нелинейностью влияющей на выходной сигнал сервопривода (см. рис. 6, в) в пределах ($\pm 4\%$), является наличие зоны нечувствительности энкодера. Изменение коэффициента усиления сервопривода вследствие температурных воздействий, невелико в пределах ($\pm 1-2\%$) (см. рис. 6, а). Изменение нагрузки и других нелинейностей (см. рис. 6, б, з, д, е), так же не значительны и их можно не учитывать при синтезе автопилота БЛА.

На рис. 7, изображена упрощенная структурная схема статического автопилота управления высотой полета БЛА.

Структурная схема, соответствующая передаточной функции $W_{БЛА}(p)$, представлена рис. 8 [12].

На рис. 8 представлены следующие параметры: α_v – угол ветра, $\alpha_v \approx \frac{V_{vy}}{V_a}$; K_b – коэффициент передачи по тангажу; T_0 – постоянная времени характеризующая маневренность БЛА в продольном направлении; T_α – постоянная времени собственных колебаний БЛА; ξ – коэффициент демпфирования.

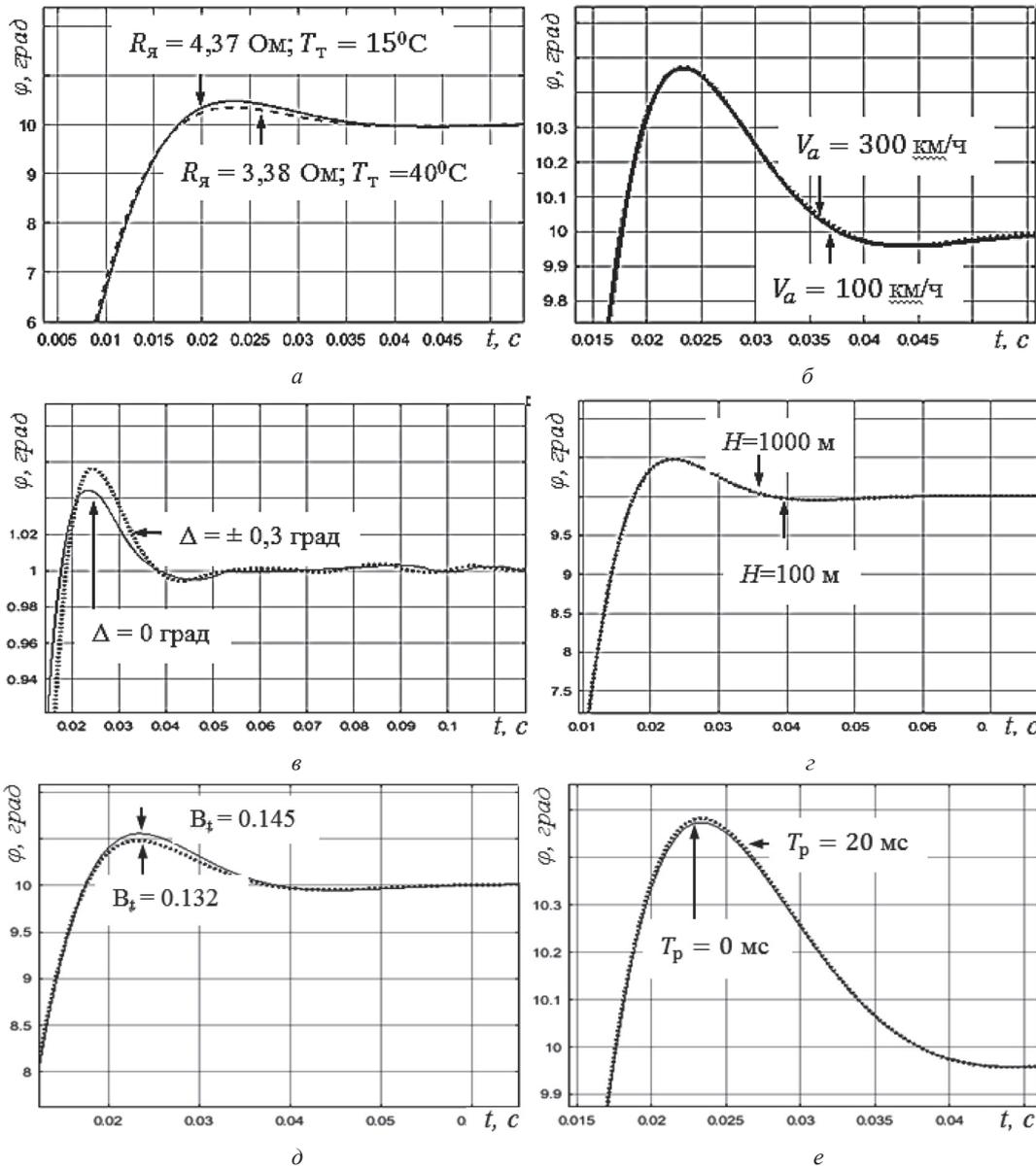


Рис. 6. Реакция сервопривода на управляющее воздействие с учетом нелинейностей и возмущений

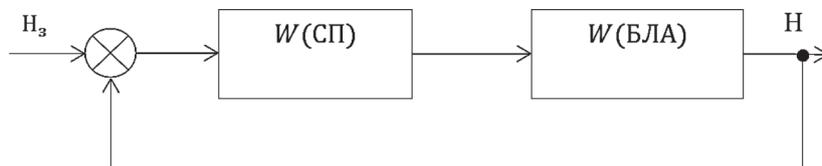


Рис. 7. Упрощенная структурная схема контура стабилизации высоты полета БЛА

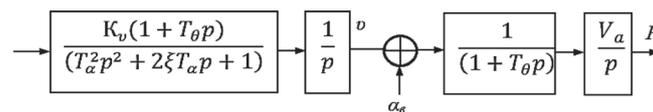


Рис. 8. Структурная схема модели движения БЛА с учетом ветра

Для исследуемого БЛА: $\xi = 0,805; T_\alpha = 0,1 \text{ с}; T_\theta = 0,229 \text{ с}; K_p = 4,365 \text{ 1/с}$ [3].

Результаты моделирования переходных процессов в контуре стабилизации высоты полета

БЛА с учетом нелинейностей сервопривода и ветровых возмущений, представлена на рис. 9. Анализ представленных результатов показал (см. рис. 9, а), что при умеренной турбулент-

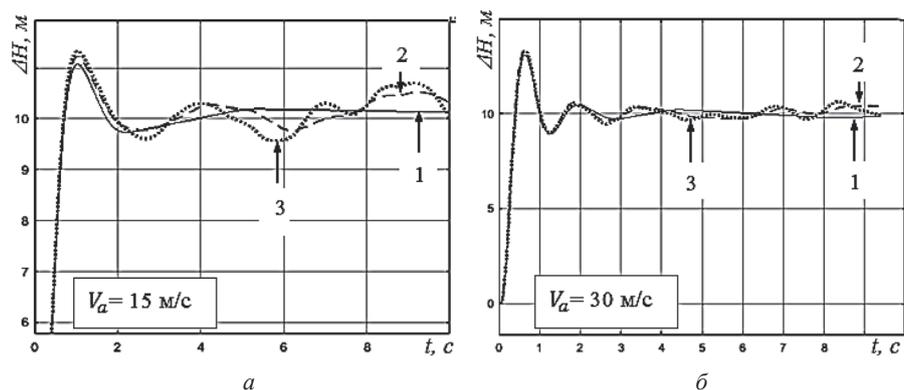


Рис. 9. Реакция модели продольного движения БЛА по высоте полета с учетом нелинейностей сервопривода и ветровых возмущений: 1 – без ветра; 2 – при умеренной турбулентности ветра на $H = 50$ м; 3 – при умеренной турбулентности ветра на $H = 600$ м

ности ветра и малой скорости БЛА ($V_a = 15$ м/с = 54 км/ч), СКО ошибки выходного сигнала по управляющему воздействию составляет примерно 4–5% от установившегося значения. При скорости полета БЛА $V_a = 30$ м/с = 108 км/ч, влияние ветра на ошибку по высоте менее значительно, СКО ошибки составляет всего 2–3% от установившегося значения.

Заключение

1. Применительно к метеорологическим условиям территории Республики Беларусь стохастическая компонента ветра существенно больше значения ветра устойчивого направления.

2. При крейсерских скоростях полета БЛА более 100 км/ч, влиянием ветровых возмущений можно пренебречь.

3. Нелинейности элементов сервопривода, за исключением зоны нечувствительности энкодера, не оказывают существенного влияния на работу автопилота БЛА.

При синтезе контуров угловой стабилизации и САУ БЛА применительно к метеорологическим условиям территории Республики Беларусь учет ветровых возмущений целесообразно производить для скоростей полета БЛА менее 100 км/ч.

ЛИТЕРАТУРА

1. Робастный автопилот канала тангажа летательного аппарата: пат. 18251 Респ. Беларусь / В. А. Малкин, Ю. В. Гриднев, А. Н. Пальцев, А. А. Цанова; заявитель Государственное научное учреждение «Физико-технический институт Национальной академии наук Беларуси». – № а 20111592; заявл. 24.11.11; опубл. 30.06.13 // Афіцыйны бюл. / Нац. цэнтр інтэлектуал. уласнасці. – 2013. – С. 8.
2. Гриднев, Ю. В. Робастный автопилот канала тангажа беспилотного летательного аппарата / Ю. В. Гриднев, А. Г. Иванов // Доклады БГУИР. – 2017. – № 3 (150). – С. 40–44.
3. Распопов, Б. Я. Автопилот мини-беспилотного летательного аппарата / Б. Я. Распопов [и др.] // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2008. – № 10. – С. 19.
4. Рэндал У. Биард, Тимоти У. МакЛэйн. Малые беспилотные летательные аппараты: теория и практика. – Москва: ТЕХНОСФЕРА, 2015. – 312 с.
5. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.mathworks.com/help/aerotbx/environment.html>. – Дата доступа: 5.03.2019.
6. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.energywind.ru/recomendacii/skorost-vetra-belarus.html>. – Дата доступа: 20.02.2019.
7. Flying Qualities of Piloted Airplanes. U. S. Military Specification MIL-F-8785C. Washington, D. C.: U. S. Department of Defense, 1980.
8. Санько, А. А. Основы построения и алгоритмы работы навигационных систем воздушных судов: пособие по изучению дисциплины. Часть 1 / сост.: А. А. Санько, В. М. Дедков. – Минск: БГАА, 2016. – 96 с.
9. Сервопривод: доклады научно-методического семинара, 31 января 2013 года / М-во образования и науки Российской Федерации, Нац. исследовательский ун-т «МЭИ», Каф. автоматизированного электропривода; [редкол.: А. С. Анучин, М. Г. Бычков, А. Н. Ладыгин]. – Москва: Изд-во МЭИ, 2013. – 88 с.: ил., табл.; 21 см.; ISBN 978–5–7046–1367–1.
10. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.mirsmazok.ru/smazki/dlya-chego-nuzhna-silikonovaya-smazka/>. Дата доступа: 5.03.2019.
11. Мхитарян, А. М. Аэродинамика: учебник для авиац. специальностей вузов / А. М. Мхитарян. – изд. 2-е, перераб. и доп. – Москва: Машиностроение, 1976. – 446 с.

12. Михалев, И. А. Системы автоматического управления полетом самолета. Методы анализа и расчета / И. А. Михалев. – Москва: Машиностроение, 1971. – 464 с.

REFERENCES

1. **Robust** autopilot of the pitch channel of the aircraft: pat. 18251 Rep. Belarus / V. A. Malkin, Yu. V. Gridnev, A. N. Fingers, A. A. Tsanova; applicant State Scientific Institution «Physico-Technical Institute of the National Academy of Sciences of Belarus.» – № a 20111592; declare 24.11.11; publ. 30.06.13 // Afitsyny bul. / Nat. center of intellectual. ulasnasti. – 2013. – p. 8.

2. **Gridnev, Y. V.** Robust autopilot of the pitch channel of an unmanned aerial vehicle / Y. V. Gridnev, A. G. Ivanov // Reports of BGUIR. – 2017. – № 3 (150). – P. 40–44.

3. **Raspopov, B. Ya.** Autopilot of a mini unmanned aerial vehicle / B. Ya. Raspopov [et al.] // Mechatronics, automation, control. – 2008. – № 10. – p. 19.

4. **Randal W. Byard, Timothy W. McLain.** Small unmanned aerial vehicles: theory and practice. – Moscow: TECHNO-SPHERA, 2015. – 312 p.

5. [Electronic resource]. – Access mode: <https://www.math-works.com/help/aerotbx/environment.html>. – Access date: 5.03.2019.

6. [Electronic resource]. – Access mode: <https://www.energywind.ru/recomendacii/skorost-vetra-belarus.html>. – Access Date: 20.02.2019.

7. **Flying** Qualities of Piloted Airplanes. U. S. Military Specification MIL-F-8785C. Washington, D. C.: U. S. Department of Defense, 1980.

8. **Sanko, A. A.** Basics of construction and algorithms of the navigation systems of aircraft: a manual for the study of discipline. Part 1 / comp.: A. A. Sanko, V. M. Dedkov. – Minsk: BGAA, 2016. – 96 p.

9. **Servo** drive: reports of the scientific and methodological seminar, January 31, 2013 / Ministry of Education and Science of the Russian Federation, Nat. Research University «MEI», Kaf. automated electric drive; [Edited: A. S. Anuchin, M. G. Bychkov, A. N. Ladygin]. – Moscow: MEI Publishing House, 2013. – 88 pp., Ill., Tabl.; 21 cm; ISBN 978–5–7046–1367–1.

10. [Electronic resource]. – Access mode: <https://www.mirsmazok.ru/smazki/dlya-chego-nuzhna-silikonovaya-smazka>. Date of access: 5.03.2019.

11. **Mkhitaryan, A. M.** Aerodynamics: a textbook for aviats. university specialties / A. M. Mkhitaryan. – ed. 2nd, Pererab. and add. – Moscow: Mechanical Engineering, 1976. – 446 p.

12. **Mikhalev, I. A.** Automatic flight control systems of the aircraft. Methods of analysis and calculation / I. A. Mikhalev. – Moscow: Mechanical Engineering, 1971. – 464 p.

Поступила
14.03.2019

После доработки
20.06.2019

Принята к печати
01.07.2019

MALKIN V. A., ROZHKOVI I. V., SAN'KO A. A.

INFLUENCE OF WIND DISTURBANCES AND NONLINEARITIES OF SERVO DRIVE ON THE CONTOUR OF STABILIZATION OF THE FLIGHT OF HEIGHT OF UNMANNED AERIAL VEHICLE

The article discusses a mathematical model of wind, taking into account its stochastic component and wind of a steady direction, presents the results of a comparative analysis of the effect of wind parameters on the total wind velocity vector acting on unmanned aerial vehicles (UAV). The main non-linearities of the autopilot servo elements and their influence on the output signal are considered. The reaction of the contour of the UAV flight altitude stabilization to the wind is considered, taking into account the nonlinearity of the servo drive elements. Proved the need to take into account the wind in the synthesis of automatic control systems (ACS) and the contours of the angular stabilization of the drone at stages where the flight speed of the drone is less than 30 m / s.

Keywords: wind; unmanned aerial vehicle; mathematical model of wind; matematic servo model, servo nonlinearity.



Малкин Виталий Александрович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры авиационных радиоэлектронных систем учреждения образования «Военная академия Республики Беларусь»

Мобильный телефон для связи (персональный): + 37529 362 62 19.



Рожков Игорь Владимирович – магистр технических наук, аспирант, старший преподаватель кафедры беспилотных авиационных комплексов и боевого управления учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации»

E-mail: 7528972@mail.ru

Мобильный телефон для связи (персональный): + 37529 752 89 72.



Санько Андрей Анатольевич – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры воздушных судов и авиационного оборудования, учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации»

E-mail: min.777.144@mail.ru

Мобильный телефон для связи (персональный): + 37544 582 47 22.