

23. Kolesnikov A.A., Veselov G.E. Sinergeticheskiy printsip ierarkhizatsii i analiticheskiy sintez regulyatorov vzaimosvyazannykh elektromekhanicheskikh sistem [Synergetic principle of hierarchy and analytical synthesis of regulators of interconnected Electromechanical systems], *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki* [Izvestiya SFedU. Engineering Sciences], 2001, No. 5 (23), pp. 80-99.
24. ISO-8608, Mechanical Vibration-road Surface Profiles-reporting of Measured Data, ISO, Geneva.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н. А.Б. Чернышов.

**Синицын Александр Сергеевич** – АО «Научно-конструкторское бюро вычислительных систем» (АО НКБ ВС); e-mail: axeom18@gmail.com; 347936, г. Таганрог, ул. 1-я Линия, 144-а; тел.: +78634682560, доб. 4760; Отдел алгоритмического обеспечения встроенных систем управления; научный сотрудник.

**Sinitsyn Alexander Sergeevich** – Joint Stock Company "Scientific Design Bureau of Computing Systems" (JSC SDB CS); e-mail: axeom18@gmail.com; 1 Liniya St., 144-a, Taganrog, 347936, Russia; phone: +78634682560, ad. 4760; the department of algorithmic support for embedded control systems; researcher.

УДК 681.51

DOI 10.18522/2311-3103-2020-2-101-112

**Г.Е. Веселов, Алин Ингабире**

### **СИНЕРГЕТИЧЕСКИЙ СИНТЕЗ ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ БПЛА В УСЛОВИЯХ ВЕТРОВЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ С ВХОДНЫМИ ОГРАНИЧЕНИЯМИ\***

*Рассматривается применение методов синергетической теории управления (СТУ) к проблеме синтеза системы управления беспилотным летательным аппаратом (БПЛА) в условиях действия ветровых возмущений. Основной задачей исследования является разработка синергетического метода синтеза нелинейных систем управления БПЛА с жёстким крылом, гарантирующих асимптотическую устойчивость замкнутых систем при движении по заданной траектории, устойчивость и адаптивность при значительной нелинейности математических моделей управления БПЛА с жёстким крылом в условиях влияния ветровых возмущений. Кроме того, важной задачей при синтезе систем управления различными объектами, в том числе и БПЛА, является учёт ограничений на переменные состояния объекта управления, которые могут обуславливаться как требованиями к энергоэффективности и безопасности систем, так и другими ограничениями и требованиями, накладываемые на эти координаты. В статье предлагается процедура синтеза нелинейных векторных систем управления БПЛА с жёстким крылом методами СТУ, обеспечивающих инвариантность к действию внешних неизмеряемых возмущающих воздействий, выполнение заданных технологических целей управления, асимптотическую устойчивость замкнутой системы, а также учёт введенных ограничений на внутренние координаты БПЛА. Предлагаемая в статье процедура синергетического синтеза векторных нелинейных систем управления БПЛА с жёстким крылом гарантирует эффективное использование такого типа БПЛА в решении различного рода задач, в том числе и при функционировании таких БПЛА в качестве элементов группы автономных объектов, решающих заданную групповую технологическую задачу. Эффективность предлагаемого подхода к синергетическому синтезу стратегий управления подтверждается результатами компьютерного моделирования синтезированной нелинейной векторной системы управления БПЛА с жёстким крылом. Предлагаемый метод синергетического синтеза системы управления БПЛА с жёстким крылом, может быть применён для разработки перспективных имитационных пилотажно-навигационных комплексов, моделирующих поведение БПЛА в условиях присутствия ветровых возмущений и послужить основой для улучшения лётно-технических характеристик БПЛА.*

*БПЛА с жёстким крылом; синергетическая теория управления; инвариантное многообразие; ветровые возмущения; инвариантность к внешним неизмеряемым возмущениям; ограничения на переменные пространства состояния объекта управления.*

---

\* Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-07-00645.

G.E. Veselov, Alin Ingabire

## SYNERGETIC SYNTHESIS OF CONTROL LAW FOR UAV IN THE PRESENCE OF WIND DISTURBANCES WITH INPUT CONSTRAINTS

*This paper discusses the application of synergetic control theory (SCT) methods to the problem of control system synthesis for fixed-wing unmanned aerial vehicle (UAV) in the presence of wind disturbances. The main purpose of this study is to develop a synergetic method for the synthesis of nonlinear control systems for fixed-wing UAVs, which guarantee the asymptotic stability of the closed-loop systems when moving along a given trajectory, stability and adaptability with significant nonlinearity of mathematical models for controlling fixed-wing UAVs in the presence of wind disturbances. Furthermore, an important task in the synthesis of control systems for various objects, including UAV, is to take into account constraints on the state variables of the control object, which can be determined by both the energy efficiency requirements and safety systems, as well as other constraints and requirements imposed on these coordinates. This article proposes a procedure for the synthesis of nonlinear vector control systems for fixed-wing UAV by applying SCT approaches that provide invariance to external unmeasured disturbances, fulfillment of specified technological control objectives, asymptotic stability of the closed-loop system, and also take into account the introduced constraints on the UAV internal coordinates. The procedure suggested in this article for the synergetic synthesis of nonlinear vector control systems of fixed-wing UAV ensures the effective use of this type of UAV in solving various tasks, including the operation of such UAV as elements of a group of autonomous objects that solve a given group technological task. The effectiveness of the proposed approach to the synergetic synthesis of control strategies is confirmed by the results of computer modeling of the synthesized nonlinear vector control system of fixed-wing UAV. The proposed synergetic method of control system synthesis for fixed-wing UAV can be applied for the development of advanced flight simulation and navigation complexes that simulate the UAV behavior in the presence of wind disturbances and serve as a basis for improving the flight performance of the fixed-wing UAV.*

*Fixed-wing UAV; synergetic control theory; invariant manifold; wind disturbances; invariance to external unmeasured disturbances; constraints on the state variables of the control object.*

**Введение.** Беспилотные летательные аппараты (БПЛА) с жестким крылом являются наиболее распространённым типом БПЛА и нашли широкое применение в агропромышленных комплексах при опрыскивании посевов, при мониторинге пожаров, освещении спортивных и развлекательных мероприятий, в аварийно-спасательных службах и научных исследованиях [1–3].

БПЛА с жестким крылом отличается от БПЛА других видов тем, что время их автономного полёта больше, они могут летать на большей высоте и скорость их полёта больше чем у других типов БПЛА. Однако у БПЛА с жестким крылом есть главный недостаток: они чувствительны к внешним возмущениям из-за малых моментов инерции, размера и веса. Одним из главных ограничивающих факторов БПЛА является сильный ветер, поскольку он может оказать такое влияние на БПЛА, которое приведет к существенным отклонениям от желаемых траекторий движения, что, в свою очередь, может привести к нештатным ситуациям и авариям [4, 5]. Следует отметить, что отклонение БПЛА от требуемой траектории движения на несколько метров может быть допустимым только в малонаселенной местности. Таким образом, для того чтобы иметь возможность осуществлять выполнение технологической задачи в ветреную погоду, необходимо учитывать при синтезе законов управления БПЛА влияние ветровых возмущений [6].

В виду большой популярности БПЛА, имеется большое количество работ, посвященных разработке методов синтеза систем управления БПЛА. В работе [7] был предложен метод нелинейного управления, основанный на использовании так называемого «упреждающего вектора», который описывает желаемое направление скорости для БПЛА. «Упреждающий вектор» представляется в виде функции состояния системы, записанной совместно с влиянием ветровых возмущений в соответствии с целевой задачей объекта управления. Применение данного метода позволяет учитывать изменения ветровых возмущений, что в свою очередь, позволяет улучшить нави-

гацию БПЛА. В работе [8] приводится процедура расчёта пределов скорости поворота БПЛА, и представлен новый подход к вычислению безопасных расстояний вдоль сегментов трохонидального поворота для учета заранее не определенной скорости ветра. Это позволяет планировать траектории полета БПЛА, которые оптимизированы для ожидаемого состояния ветра и безопасны в случае, если самолет подвергается дополнительным ветровым возмущениям. В работе [9] изучается алгоритм траекторного управления БПЛА с учетом ветровых возмущений. В работе представлен синтез наблюдателя возмущений, который предназначен для оценки заранее неизвестных порывов ветра, объединённый с синтезом нелинейного закона управления методом Backstepping. В работе [10] разрабатывается подход к моделированию и идентификации динамики управления для БПЛА. Впоследствии синтезирован «прогнозирующий» нелинейный регулятор для одновременной стабилизации воздушной скорости, следования по заданной траектории с учетом ограничений.

Применение теории и методов синергетической теории управления [11–14] позволяет существенно улучшить процедуру синтеза за счет учета нелинейности поведения БПЛА и действия ветровых возмущений. Однако при применении синергетического подхода к синтезу системы управления БПЛА не учитывались ограничения, которые накладываются на рулевые механизмы БПЛА и существуют физически, а также ограничения на предельно-допустимое изменение некоторых переменных состояния БПЛА. В рамках данной статьи предлагается подход к синтезу системы пространственного БПЛА с использованием метода СТУ, обеспечивающего учёт ограничений на координаты объекта управления [15–17].

**Математическая модель.** Рассмотрим нелинейную математическую модель, описывающую пространственное поведение БПЛА [18]:

$$\begin{aligned}
 \dot{x}(t) &= V_x \cos \psi \cos \vartheta + V_y (\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \cos \psi \sin \vartheta) + \\
 &+ V_z (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi \sin \vartheta); \\
 \dot{y}(t) &= V_x \sin \vartheta + V_y \cos \gamma \cos \vartheta - V_z \sin \gamma \cos \vartheta; \\
 \dot{z}(t) &= -V_x \sin \psi \cos \vartheta + V_y (\sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta) + \\
 &+ V_z (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi \sin \vartheta); \\
 \dot{V}_x(t) &= V_y \omega_z - V_z \omega_y + \frac{1}{m} (c_x q S + P \cos \varphi - mg \sin \vartheta); \\
 \dot{V}_y(t) &= V_z \omega_x - V_x \omega_z + \frac{1}{m} (c_y q S + P \sin \varphi - mg \cos \vartheta \cos \gamma); \\
 \dot{V}_z(t) &= V_x \omega_y - V_y \omega_x + \frac{1}{m} (c_z q S + mg \cos \vartheta \sin \gamma); \\
 \dot{\omega}_x(t) &= \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{1}{I_x} m_x S q l; \\
 \dot{\omega}_y(t) &= \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_x \omega_z + \frac{1}{I_y} m_y S q l; \\
 \dot{\omega}_z(t) &= \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y + \frac{1}{I_z} m_z S q b_A; \\
 \dot{\vartheta}(t) &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\
 \dot{\gamma}(t) &= \omega_x - tg \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\
 \dot{\psi}(t) &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma).
 \end{aligned} \tag{1}$$

Здесь  $x, y, z$  – координаты центра масс БПЛА в земной системе координат;  $V_x, V_y, V_z$  – проекции вектора линейной скорости БПЛА на оси связанной системы координат;  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  – проекции вектора угловой скорости БПЛА на оси связанной системы координат;  $\vartheta, \gamma, \psi$  – углы тангажа, крена и рыскания БПЛА, соответственно;  $P$  – сила тяги двигателя БПЛА;  $c_x, c_y, c_z$  – аэродинамические силы;  $m_x, m_y, m_z$  – аэродинамические моменты;  $g$  – ускорение свободного падения;  $m$  – масса БПЛА;  $I_x, I_y, I_z$  – моменты инерции БПЛА относительно соответствующих осей;  $S$  – площадь крыла самолета;  $q$  – скоростной напор определяемый формулой  $q = \frac{\rho |V_a|^2}{2}$ ,  $\rho$  – плотность воздуха,  $V_a$  – величина воздушная скорость;  $l$  – размах крыла;  $b_A$  – средняя аэродинамическая хорда крыла БПЛА.

На динамику БПЛА оказывают существенное влияние ветровые возмущения (рис. 1) [19]. Поэтому необходимо, чтобы замкнутая система управления БПЛА была инвариантна к действию этих возмущений. В работах [20, 21] предложена процедура интегральной адаптации для сложных нелинейных систем управления.

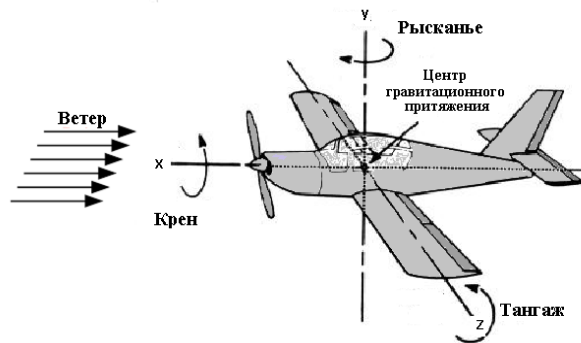


Рис. 1. БПЛА с жестким крылом, летящий в направлении ветра

В соответствии с процедурой интегральной адаптации необходимо ввести набор целей управления. В СТУ критерии управления выражаются в виде соответствующей системы инвариантов, которые играют значительную роль при проектировании системы управления. В качестве таких инвариантов выберем стабилизацию линейной скорости  $V_x$ , высоты  $y$ , бокового смещения  $z$ , а так же углов  $\vartheta, \gamma, \psi$ . Запишем эти инварианты БПЛА в следующем виде:

$$\begin{aligned} V_x &= V_x^*; & \vartheta &= \vartheta_0; \\ y &= y_0; & \gamma &= \gamma_0; \\ z &= z_0; & \psi &= \psi_0; \end{aligned}$$

которые будут входить в уравнения оценок возмущений  $z_i, i = 1, \dots, 6$ , дополняющих базовую модель динамики БПЛА. Таким образом, воспользовавшись этой процедурой и задав цели управления можно записать расширенную математическую модель синтеза:

$$\begin{aligned}
 \dot{x}(t) &= V_x \cos \psi \cos \vartheta + V_y (\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \cos \psi \sin \vartheta) + \\
 &+ V_z (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi \sin \vartheta); \\
 \dot{y}(t) &= V_x \sin \vartheta + V_y \cos \gamma \cos \vartheta - V_z \sin \gamma \cos \vartheta; \\
 \dot{z}(t) &= -V_x \sin \psi \cos \vartheta + V_y (\sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta) + \\
 &+ V_z (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi \sin \vartheta); \\
 \dot{V}_x(t) &= V_y \omega_z - V_z \omega_y + \frac{1}{m} (c_x q S + P \cos \varphi - mg \sin \vartheta) + z_1; \\
 \dot{V}_y(t) &= V_z \omega_x - V_x \omega_z + \frac{1}{m} (c_y q S + P \sin \varphi - mg \cos \vartheta \cos \gamma) + z_2; \\
 \dot{V}_z(t) &= V_x \omega_y - V_y \omega_x + \frac{1}{m} (c_z q S + mg \cos \vartheta \sin \gamma) + z_3; \\
 \dot{\omega}_x(t) &= \frac{I_y - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z + \frac{1}{I_x} m_x S q l + z_4; \\
 \dot{\omega}_y(t) &= \frac{I_z - I_x}{I_y} \omega_x \omega_z + \frac{1}{I_y} m_y S q l + z_5; \\
 \dot{\omega}_z(t) &= \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y + \frac{1}{I_z} m_z S q b_A + z_6; \\
 \dot{\vartheta}(t) &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\
 \dot{\gamma}(t) &= \omega_x - tg \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\
 \dot{\psi}(t) &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\
 \dot{z}_1(t) &= \eta_1 (V_x - V_x^*); \\
 \dot{z}_2(t) &= \eta_2 (y - y_0); \\
 \dot{z}_3(t) &= \eta_3 (z - z_0); \\
 \dot{z}_4(t) &= \eta_4 (\vartheta - \vartheta_0); \\
 \dot{z}_5(t) &= \eta_5 (\gamma - \gamma_0); \\
 \dot{z}_6(t) &= \eta_6 (\psi - \psi_0);
 \end{aligned} \tag{2}$$

где  $z_i$  – оценки внешних неизмеряемых возмущающих действий,  $\eta_i$ ,  $i = 1, \dots, 6$ , – постоянные коэффициенты,  $V_x^*$  – желательное значение скорости,  $y_0$  – требуемая высота полёта,  $z_0$  – необходимое боковое смещение,  $\vartheta_0$  – требуемое значение угла тангажа,  $\gamma_0$  – требуемое значение угла крена,  $\psi_0$  – требуемое значение угла рыскания.

**Процедура синтеза системы управления.** На первом этапе синергетического синтеза вводится первый набор макропеременных:

$$\begin{aligned}
 \Psi_1 &= V_x - V_x^* + z_1; & \Psi_2 &= V_y - L_2 \tanh(\varphi_1); \\
 \Psi_3 &= V_z - L_3 \tanh(\varphi_2); & \Psi_4 &= \omega_x - \varphi_3; \\
 \Psi_5 &= \omega_y - \varphi_4; & \Psi_6 &= \omega_z - \varphi_5;
 \end{aligned} \tag{3}$$

удовлетворяющих решению системы основных функциональных уравнений

$$T_i \dot{\Psi}_i(t) + \Psi_i = 0, \quad n=1,2,\dots,6, \quad (4)$$

где  $T_i$  – константы времени;  $\varphi_i$ ,  $i=1,\dots,5$  – некоторые функции связи, которые будут определены далее в процессе проектирования;  $L_2$ ,  $L_3$  – максимальные значения проекций линейной скорости на координаты  $x$  и  $y$ . В соответствии с СТУ переменные  $\Psi_2$  и  $\Psi_3$  сформированы таким образом, что при условии, что  $\Psi_2 = 0$  и  $\Psi_3 = 0$  значение проекций линейной скорости на оси  $y$  и  $z$  не будут превышать заданных максимальных значений, таким образом будет реализовано ограничение на внутренние координаты системы.

Таким образом, при попадании изображающей точки замкнутой системы в силу уравнений (3) и (4) на пересечение инвариантных многообразий  $\Psi_i = 0$ ,  $i = 1,\dots,6$  в системе будут гарантированно выполняться следующие соотношения

$$\begin{aligned} V_x &= V_x^* + z_1; & V_y &= L_2 \tanh(\varphi_1); \\ V_z &= L_3 \tanh(\varphi_2); & \omega_x &= \varphi_3; \\ \omega_y &= \varphi_4; & \omega_z &= \varphi_5. \end{aligned} \quad (5)$$

Соответственно, из совместного решения уравнений (3) и (4), с учётом расширенной модели объекта управления (2), определяются аэродинамические силы  $c_x, c_y, c_z$  и аэродинамические моменты  $m_x, m_y, m_z$ , необходимые для выполнения заданной технологической задачи управления БПЛА. При попадании изображающей точки системы на пересечение совокупности инвариантных многообразий (5) в замкнутой системе осуществляется динамического сжатия фазового пространства, в результате чего поведение системы на пересечении многообразий (5) будет описываться декомпозированной системой дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= V_x^* \cos \psi \cos \vartheta + \varphi_1 (\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \cos \psi \sin \vartheta) + \\ &+ \varphi_2 (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi \sin \vartheta); \\ \dot{y}(t) &= V_x^* \sin \vartheta + \varphi_1 \cos \gamma \cos \vartheta - \varphi_2 \sin \gamma \cos \vartheta; \\ \dot{z}(t) &= -V_x^* \sin \psi \cos \vartheta + \varphi_1 (\sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta) + \\ &+ \varphi_2 (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi \sin \vartheta); \\ \dot{\vartheta}(t) &= \varphi_4 \sin \gamma + \varphi_5 \cos \gamma; \\ \dot{\gamma}(t) &= \varphi_3 - \operatorname{tg} \vartheta (\varphi_4 \cos \gamma - \varphi_5 \sin \gamma); \\ \dot{\psi}(t) &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\varphi_4 \cos \gamma - \varphi_5 \sin \gamma); \\ \dot{z}_1(t) &= \eta_1 (V_x - V_x^*); \\ \dot{z}_2(t) &= \eta_2 (y - y_0); \\ \dot{z}_3(t) &= \eta_3 (z - z_0); \\ \dot{z}_4(t) &= \eta_4 (\vartheta - \vartheta_0); \\ \dot{z}_5(t) &= \eta_5 (\gamma - \gamma_0); \\ \dot{z}_6(t) &= \eta_6 (\psi - \psi_0). \end{aligned} \quad (6)$$

Для декомпозированной системы (6) введем вторую совокупность макропеременных системы

$$\begin{aligned}
 \Psi_7 &= y - y_0 + z_2; \\
 \Psi_8 &= z - z_0 + z_3; \\
 \Psi_9 &= \vartheta - \vartheta_0 + z_4; \\
 \Psi_{10} &= \gamma - \gamma_0 + z_5; \\
 \Psi_{11} &= \psi - \psi_0 + z_6;
 \end{aligned} \tag{7}$$

которая также должна удовлетворять решению системы функциональных уравнений

$$T_i \dot{\Psi}_i(t) + \Psi_i = 0, \quad i = 7, 8, \dots, 11. \tag{8}$$

Из совместного решения систем уравнений (7) и (8), с учетом декомпозированной модели (6), определяются выражения для внутренних управлений:

$$\begin{aligned}
 \varphi_1 &= \frac{1}{\cos \psi T_7 (\sin^2 \gamma + \cos^2 \gamma) \cos \mathcal{G} T_8} (\sin \psi \sin^2 \vartheta \sin \gamma T_7 T_8 V_x^* + \\
 &+ \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma T_7 T_8 \eta_2 y - \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma T_7 T_8 \eta_2 y_0 + \sin \psi \sin \gamma \cos^2 \mathcal{G} T_7 T_8 V_x^* - \\
 &- \cos \psi \sin \vartheta \cos \gamma T_7 T_8 V_x^* - \cos \psi \cos \gamma T_7 T_8 \eta_2 y + \cos \psi \cos \gamma T_7 T_8 \eta_2 y_0 - \\
 &- \sin \gamma \cos \mathcal{G} T_7 T_8 \eta_3 z + \sin \gamma \cos \mathcal{G} T_7 T_8 \eta_3 z_0 + \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma T_7 y - \\
 &- \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma T_7 y_0 + \sin \psi \sin \vartheta \sin \gamma T_7 z_2 - \cos \psi \cos \gamma T_7 y + \cos \psi \cos \gamma T_7 y_0 - \\
 &- \cos \psi \cos \gamma T_7 z_2 - \sin \gamma \cos \mathcal{G} T_8 z + \sin \gamma \cos \mathcal{G} T_8 z_0 - \sin \gamma \cos \mathcal{G} T_8 z_3); \\
 \varphi_2 &= \frac{1}{\cos \psi T_7 (\sin^2 \gamma + \cos^2 \gamma) \cos \mathcal{G} T_8} (\sin \psi \sin^2 \vartheta \cos \gamma T_7 T_8 V_x^* + \\
 &+ \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma T_7 T_8 \eta_2 y - \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma T_7 T_8 \eta_2 y_0 + \sin \psi \cos^2 \mathcal{G} T_7 V_x^* \cos \gamma T_8 + \\
 &+ \cos \psi \sin \vartheta \sin \gamma T_7 T_8 V_x^* + \cos \psi \sin \gamma T_7 T_8 \eta_2 y - \cos \psi \sin \gamma T_7 T_8 \eta_2 y_0 - \\
 &- T_7 \eta_3 z \cos \vartheta \cos \gamma T_8 + T_7 \eta_3 z_0 \cos \vartheta \cos \gamma T_8 + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma T_7 y - \\
 &- \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma T_7 y_0 + \sin \psi \sin \vartheta \cos \gamma T_7 z_2 + \cos \psi \sin \gamma T_7 y - \cos \psi \sin \gamma T_7 y_0 + \\
 &+ \cos \psi \sin \gamma T_7 z_2 - z \cos \vartheta \cos \gamma T_8 + z_0 \cos \vartheta \cos \gamma T_8 - z_3 \cos \vartheta \cos \gamma T_8); \\
 \varphi_3 &= \frac{1}{T_{10} T_{11}} (tg \vartheta \cos \mathcal{G} T_{10} T_{11} \eta_6 \psi - tg \vartheta \cos \mathcal{G} T_{10} T_{11} \eta_6 \psi_0 + tg \vartheta \cos \mathcal{G} T_{10} \psi - \\
 &- tg \vartheta \cos \mathcal{G} T_{10} \psi_0 + tg \vartheta \cos \mathcal{G} T_{10} z_6 + T_{10} T_{11} \eta_5 \gamma - T_{10} T_{11} \eta_5 \gamma_0 + T_{11} \gamma - T_{11} \gamma_0 + T_{11} z_5); \\
 \varphi_4 &= \frac{1}{T_{11} T_9 (\sin^2 \gamma + \cos^2 \gamma)} (\cos \vartheta \cos \gamma T_{11} T_9 \eta_6 \psi - \cos \vartheta \cos \gamma T_{11} T_9 \eta_6 \psi_0 + \\
 &+ \sin \gamma T_{11} T_9 \eta_4 \vartheta - \sin \gamma T_{11} T_9 \eta_4 \vartheta_0 + \cos \vartheta \cos \gamma T_9 \psi - \cos \vartheta \cos \gamma T_9 \psi_0 + \\
 &+ \cos \vartheta \cos \gamma T_9 z_6 + \sin \gamma T_{11} \vartheta - \sin \gamma T_{11} \vartheta_0 + \sin \gamma T_{11} z_4); \\
 \varphi_5 &= \frac{1}{T_{11} T_9 (\sin^2 \gamma + \cos^2 \gamma)} (\cos \mathcal{G} T_{11} \eta_6 \psi \sin \gamma T_9 - \cos \mathcal{G} T_{11} \eta_6 \psi_0 \sin \gamma T_9 - \\
 &- \cos \gamma T_{11} T_9 \eta_4 \vartheta + \cos \gamma T_{11} T_9 \eta_4 \vartheta_0 + \psi \cos \vartheta \sin \gamma T_9 - \psi_0 \cos \vartheta \sin \gamma T_9 + \\
 &+ z_6 \cos \vartheta \sin \gamma T_9 - \cos \gamma T_{11} \vartheta + \cos \gamma T_{11} \vartheta_0 - \cos \gamma T_{11} z_4).
 \end{aligned} \tag{9}$$

Нелинейные законы векторного управления БПЛА с учётом ограничений на координаты объекта в статье не приводятся ввиду своей громоздкости. Однако они могут быть получены из совместного решения уравнений (3) и (4), с учётом расширенной модели объекта управления (2) и полученных выражений для внутренних управляющих воздействий (9).

**Компьютерное моделирование.** Выполним компьютерное моделирование синтезированной замкнутой системы управления БПЛА в условиях ветровых возмущений с входными ограничениями. Параметры БПЛА с жестким крылом приведены в табл. 1.

Таблица 1

**Параметры БПЛА с жестким крылом**

Параметр	Обозначение	Значение	Единица измерения
Масса	$m$	22	кг
Момент инерции, $x$	$I_x$	5.32	кгм <sup>2</sup>
Момент инерции, $y$	$I_y$	12	кгм <sup>2</sup>
Момент инерции, $z$	$I_z$	8.7	кгм <sup>2</sup>
Средняя аэродинамическая хорда крыла	$b_A$	4.3	м
Площадь крыла	$S$	8.3	м <sup>2</sup>
Ускорение свободного падения	$g$	9.81	м/с <sup>2</sup>
Сила тяги двигателя	$P$	24.5	Н
Плотность воздуха	$\rho$	1.225	кг/м <sup>3</sup>
Размах крыла	$l$	4.1	м
Воздушная скорость	$V_a$	17	м/с

Зададим желаемые значения переменных состояния БПЛА с жестким крылом:

$$V_x^* = 80 \text{ м/с}, y_0 = 90 \text{ м}, z_0 = 50 \text{ м}, g_0 = 0, \gamma_0 = 0, \psi_0 = 0.$$

В табл. 2 представлены параметры ограничений на координаты состояния БПЛА с жестким крылом.

Таблица 2

**Параметры ограничений БПЛА**

Ограничения	Значение	Единица измерения
$L_2$	95	м/с
$L_3$	65	м/с

Результаты моделирования синтезированной замкнутой системы управления БПЛА с жестким крылом и каналов управления представлены на рис. 2–7. Представленные результаты моделирования демонстрируют выполнение поставленных задач управления, БПЛА выходит на заданную высоту, соблюдая требуемый курс движения и осуществляет движение с заданной скоростью, при этом проекции линейной скорости на оси  $y$  и  $z$  не превышают предельно допустимых значений (см. табл. 2).



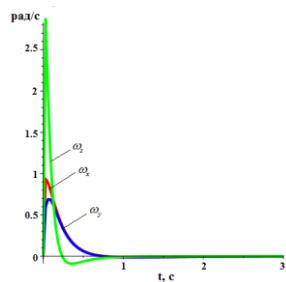


Рис. 2. Переходной процесс угловой скорости  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$

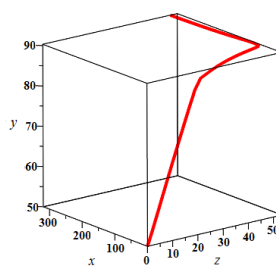


Рис. 3. Линейные координаты  $x$ ,  $y$ ,  $z$

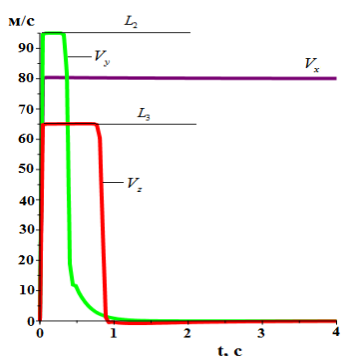


Рис. 4. Переходной процесс линейной скорости  $V_x$ ,  $V_y$ ,  $V_z$

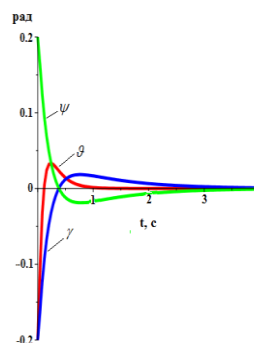


Рис. 5. Переходной процесс угловой координаты  $\vartheta$ ,  $\gamma$ ,  $\psi$

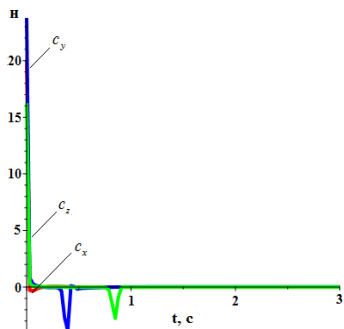


Рис. 6. Переходный процесс управления  $c_x$ ,  $c_y$ ,  $c_z$

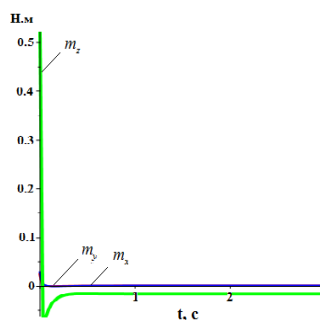


Рис. 7. Переходный процесс управления  $m_x$ ,  $m_y$ ,  $m_z$

**Заключение.** Таким образом в данной работе была рассмотрена нелинейная модель пространственного движения БПЛА с жестким крылом в условиях ветровых возмущений. Представленная процедура синергетического синтеза векторной нелинейной системы управления БПЛА с жестким крылом позволяет учитывать требуемые ограничения на внутренние координаты состояния БПЛА, а также обеспечивать инвариантность к действию внешних возмущающих воздействий.

Гарантированное асимптотически устойчивое поведение БПЛА и отработка требуемых инвариантов управления обеспечивает возможность использования БПЛА с синергетическими законами векторного нелинейного управления как элементов более сложных систем, решающих сложные технические задачи, в том числе для группы автономных управляемых объектов. Эффективность предложенного подхода демонстрируется результатами компьютерного моделирования БПЛА с синтезированным векторным нелинейным регулятором. Предлагаемый метод синергетического синтеза системы управления БПЛА с жёстким крылом, может быть применён для разработки перспективных имитационных пилотажно-навигационных комплексов, моделирующих поведение БПЛА в условиях присутствия ветровых возмущений и послужить основой для улучшения лётно-технических характеристик БПЛА.

## БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Honrado J., Solpico D.B., Favila C., Tongson E., Tangonan G.L., Libatique N.J.* UAV imaging with low-cost multispectral imaging system for precision agriculture applications // IEEE Global Humanitarian Technology Conference (GHTC). – 2017. – P. 1-7.
2. *Kaleem Z., Rehmani M.H., Ahmed E., Jamalipour A., Rodrigues J.J., Moustafa H., Guibene W.* Amateur drone surveillance: Applications, architectures, enabling technologies, and public safety issues: Part 1 // IEEE Communications Magazine. – 2018. – Vol. 56, No. 1. – P. 14-15.
3. *Scott J., Scott C.* Drone delivery models for healthcare // Proc. of the 50th Hawaii Int. Conf. on system sciences. – 2017. – P. 3297-3304.
4. *Liu C., Chen W.H.* Disturbance rejection flight control for small fixed-wing unmanned aerial vehicles // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2016. – P. 2810-2819.
5. *Ingabire A., Sklyarov A.A.* Fixed-wing UAVs navigation in the presence of wind: a survey // Инженерный вестник Дона. – 2019. – № 3 (54). – С. 1-10.
6. *Liu C., McAree O., Chen W.H.* Path following for small UAVs in the presence of wind disturbance // IEEE Proceedings of UKACC International Conference on Control. – 2012. – P. 613-618.
7. *Furieri L., Stastny T., Marconi L., Siegart R., Gilitshenski I.* Gone with the wind: Nonlinear guidance for small fixed-wing aircraft in arbitrarily strong wind fields // American Control Conference (ACC). IEEE. – 2017. – P. 4254-4261.
8. *Schopferer S., Lorenz J.S., Keipour A., Scherer S.* Path planning for unmanned fixed-wing aircraft in uncertain wind conditions using trochoids // International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). IEEE. – 2018. – P. 503-512.
9. *Wu K., Fan B., Zhang X.* Trajectory following control of UAVs with wind disturbance // 36th Chinese Control Conference (CCC). IEEE. – 2017. – P. 4993-4997.
10. *Stastny T., Siegart R.* Nonlinear model predictive guidance for fixed-wing UAVs using identified control augmented dynamics // International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). IEEE. – 2018. – P. 432-442.
11. *Колесников А.А., Кобзев В.А., Нгуен Ф.* Синергетический синтез систем управления движением самолетов-амфибий, функционирующих в экстремальных условиях // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2010. – № 5 (106). – С. 150-155.
12. *Мушенко А.С.* Нелинейный синергетический регулятор системы автоматического управления беспилотным летательным аппаратом // Механика твердого тела. – 2002. – С. 165-171.
13. *Мотиенко Т.А.* Синергетический синтез астатических законов управления движением летательных аппаратов // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2011. – № 5 (118). – С. 124-128.
14. *Фоменко А.А.* Синергетический синтез законов векторного управления пространственным движением беспилотного летательного аппарата // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2011. – № 6 (119). – С. 162-170.
15. *Колесников А.А.* Синергетическая теория управления. – М.: Энергоатомиздат, 1994. – 344 с.
16. *Колесников А.А.* Синергетическая концепция системного синтеза: единство процессов самоорганизации и управления // Известия ТРТУ. – 2006. – № 6 (61). – С. 10-38.
17. *Kolesnikov A.A.* Introduction of synergetic control // Proceedings of the American Control Conference. – 2014. – P. 3013-3016.

18. Колесников А.А. Новые нелинейные методы управления полетом. – М.: Физматлит, 2013. – 196 с.
19. Gonzalez H.A. Robust tracking of dynamic targets with aerial vehicles using quaternion-based techniques: Doctoral dissertation. – 2019. – 18 p.
20. Колесников А.А., Колесников Ал.А., Кузьменко А.А. Метод АКАР и теория адаптивного управления в задачах синтеза нелинейных систем управления // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2017. – Т. 18, № 9. – С. 579-589.
21. Kuz'menko A.A., Kolesnikov A.A., Kolesnitchenko D.A. Novel robust control of hydrogenerator: The synergetic approach // IFAC-PapersOnLine. – 2015. – Vol. 48 (11). – P. 451-456.

#### REFERENCES

1. Honrado J., Solpico D.B., Favila C., Tongson E., Tangonan G.L., Libatique N.J. UAV imaging with low-cost multispectral imaging system for precision agriculture applications, *IEEE Global Humanitarian Technology Conference (GHTC)*, 2017, pp. 1-7.
2. Kaleem Z., Rehmani M.H., Ahmed E., Jamalipour A., Rodrigues J.J., Moustafa H., Guibene W. Amateur drone surveillance: Applications, architectures, enabling technologies, and public safety issues: Part 1, *IEEE Communications Magazine*, 2018, Vol. 56, No. 1, pp. 14-15.
3. Scott J., Scott C. Drone delivery models for healthcare, *Proc. of the 50th Hawaii Int. Conf. on system sciences*, 2017, pp. 3297-3304.
4. Liu C., Chen W.H. Disturbance rejection flight control for small fixed-wing unmanned aerial vehicles, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, pp. 2810-2819.
5. Ingabire A., Sklyarov A.A. Fixed-wing UAVs navigation in the presence of wind: a survey, *Inzhenernyy vestnik Dona* [Engineering Journal of Don], 2019, No. 3 (54), pp. 1-10.
6. Liu C., McAree O., Chen W.H. Path following for small UAVs in the presence of wind disturbance, *IEEE Proceedings of UKACC International Conference on Control*, 2012, pp. 613-618.
7. Furiere L., Stastny T., Marconi L., Siegwart R., Gilitschenski I. Gone with the wind: Nonlinear guidance for small fixed-wing aircraft in arbitrarily strong wind fields, *American Control Conference (ACC). IEEE*, 2017, pp. 4254-4261.
8. Schopferer S., Lorenz J.S., Keipour A., Scherer S. Path planning for unmanned fixed-wing aircraft in uncertain wind conditions using trochoids, *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). IEEE*, 2018, pp. 503-512.
9. Wu K., Fan B., Zhang X. Trajectory following control of UAVs with wind disturbance, *36th Chinese Control Conference (CCC). IEEE*, 2017, pp. 4993-4997.
10. Stastny T., Siegwart R. Nonlinear model predictive guidance for fixed-wing UAVs using identified control augmented dynamics, *International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). IEEE*, 2018, pp. 432-442.
11. Kolesnikov A.A., Kobzev V.A., Nguen F. Sinergeticheskiy sintez sistem upravleniya dvizheniem samoletov-amfibiyy, funktsioniruyushchikh v ekstremal'nykh usloviyakh [Synergetics synthesis of amphibian aircraft motion control system operated under extreme conditions], *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki* [Izvestiya SFedU. Engineering Sciences], 2010, No. 5 (106), pp. 150-155.
12. Mushenko A.S. Nelineynyy sinergeticheskiy regulyator sistemy avtomaticheskogo upravleniya bespilotnym letatel'nyim apparatom [Nonlinear synergistic regulator automated control systems of Unmanned Aerial Vehicle], *Mekhanika tverdogo tela* [Mechanics of Solids], 2002, pp. 165-171.
13. Motienko T.A. Sinergeticheskiy sintez astaticheskikh zakonov upravleniya dvizheniem letatel'nykh apparatov [Synergetic synthesis of control laws for the movement of the aircraft], *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki* [Izvestiya SFedU. Engineering Sciences], 2011, No. 5 (118), pp. 124-128.
14. Fomenko A.A. Sinergeticheskiy sintez zakonov vektornogo upravleniya prostranstvennym dvizheniem bespilotnogo letatel'nogo apparata [Synergistic synthesis of the vector control laws of spatial movement of the unmanned aerial vehicle], *Izvestiya YuFU. Tekhnicheskie nauki* [Izvestiya SFedU. Engineering Sciences], 2011, No. 6 (119), pp. 162-170.
15. Kolesnikov A.A. Sinergeticheskaya teoriya upravleniya [Synergetic control theory]. Moscow: Energoatomizdat, 1994, 344 p.
16. Kolesnikov A.A. Sinergeticheskaya kontseptsiya sistemnogo sinteza: edinstvo protsessov samoorganizatsii i upravleniya [Synergetic conception of system synthesis: the unity of processes of self-organization and control], *Izvestiya TRTU* [Izvestiya TSURE], 2006, No. 6 (61), pp. 10-38.

17. Kolesnikov A.A. Introduction of synergetic control, *Proceedings of the American Control Conference*, 2014, p. 3013-3016.
18. Kolesnikov A.A. *Novye nelineynye metody upravleniya poletom* [New nonlinear methods of flight control]. Moscow: Fizmatlit, 2013, 196 p.
19. Gonzalez H.A. Robust tracking of dynamic targets with aerial vehicles using quaternion-based techniques: Doctoral dissertation. 2019. 18 p.
20. Metod AKAR i teoriya adaptivnogo upravleniya v zadachakh sinteza nelineynykh sistem upravleniya [ADAR Method and Theory of Adaptive Control in the Tasks of Synthesis of the Nonlinear Control Systems], *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravlenie* [Mechatronics, automation, management], 2017, Vol. 18, No. 9, pp. 579-589.
21. Kuz'menko A.A., Kolesnikov A.A., Kolesnitchenko D.A. Novel robust control of hydrogenerator: The synergetic approach, *IFAC-PapersOnLine*, 2015, Vol. 48 (11), pp. 451-456.

Статью рекомендовал к опубликованию д.т.н., профессор И.М. Першин.

**Веселов Геннадий Евгеньевич** – Южный федеральный университет; e-mail: gev@sfedu.ru; 347900, г. Таганрог, ул. Чехова, 2; тел.: +78634360450; д.т.н.; директор Института компьютерных технологий и информационной безопасности.

**Ингабире Али** – e-mail: ingabire@sfedu.ru; тел.: +79381069281; кафедра синергетики и процессов управления; аспирант.

**Veselov Gennady Evgen'evich** – Southern Federal University; e-mail: gev@sfedu.ru, 2, Chekhov street, Taganrog, 347900, Russia; phone: +78634360450; dr. of eng. sc.; Director of Institute of Computer Technology and Informational Security.

**Ingabire Aline** – e-mail: ingabire@sfedu.ru; phone: +79381069281; the department of synergetics and control processes; postgraduate student.

УДК 004.891.2

DOI 10.18522/2311-3103-2020-2-112-123

**А.Н. Целых, В.С. Васильев, Л.А. Целых**

### **ПРОБЛЕМА ВЫБОРА ДЕМПИНГ-ФАКТОРА В МОДЕЛИ ЭФФЕКТИВНЫХ УПРАВЛЕНИЙ ДЛЯ НАПРАВЛЕННЫХ ВЗВЕШЕННЫХ ЗНАКОВЫХ ГРАФОВ\***

*Рассматривается проблема выбора демпинг-фактора в модели эффективных управлений на основе максимизации передачи влияния для нечетких когнитивных моделей, представленных направленными взвешенными знаковыми графами. Для передачи влияния используется модель управления, реализующая развитие системы. Алгоритм эффективных управлений основан на решении оптимизационной задачи отыскания вектора внешних воздействий, максимизирующего накопленный рост приращений показателей вершин. Оптимальным управляющим воздействием признаётся управление, доставляющее максимум отношению квадрата нормы вектора отклика системы к квадрату нормы вектора управления. Демпинг-фактор такой модели управляет сравнительным масштабом прямого и косвенного влияния всех внутрифакторных связей системы в целом. Целью исследования является определение таких областей допустимых значений для получаемых решений, при которых (i) соблюдается условие непротиворечивости результата; (ii) изменение рангов вершин носит медленный характер. Под непротиворечивостью результата мы понимаем удовлетворение правилами работы системы в целом. Эти правила могут выражаться в наложении ограничений на статус вершин, на знак воздействий и откликов. В работе устанавливается значение демпинг-фактора, называемое резонансным, при котором происходит резонансный всплеск значения целевой функции задачи максимизации влияния, когда*

\* Работа выполнена при поддержке гранта Российского Фонда фундаментальных исследований № 19-01-00109.