

Машиностроение и машиноведение

УДК 681.51

doi: 10.18698/0536-1044-2021-12-3-10

Предотвращение колебаний, вызванных летчиком при посадке воздушного судна*

Ю.С. Зайцева, Н.В. Кузнецов, Б.Р. Андриевский, Е.В. Кудряшова

Санкт-Петербургский государственный университет

Pilot-Induced Oscillation Prevention During the Aircraft Landing

Yu.S. Zaytseva, N.V. Kuznetsov, B.R. Andrievsky, E.V. Kudryashova

St. Petersburg University

Рассмотрена пилотируемая система управления посадкой летательного аппарата. Известно, что ограничения на величину и скорость отклонения рулей воздушного судна могут стать причиной колебаний, вызванных летчиком. Это явление возникает при интенсивном управлении воздушным судном в замкнутом контуре в некоторых иницирующих условиях, связанных с влиянием внешней среды и изменениями в динамике системы. Колебания появляются непреднамеренно и неожиданно для летчика, что ставит под угрозу безопасность полета. Показана возможность предотвращения колебаний воздушного судна с помощью метода нелинейной коррекции систем путем последовательного введения в контур управления псевдолинейного корректирующего устройства, фазочастотная характеристика которого не зависит от амплитуды входного сигнала. Анализ замкнутой системы самолет — летчик при различных параметрах входного сигнала выполнен путем вычисления обобщенной функции чувствительности и индекса возбудимости. Результаты исследования представлены в виде процессов по углу и угловой скорости тангажа, траекторий снижения летательного аппарата.

Ключевые слова: система самолет — летчик, предотвращение колебаний, глissада, насыщение привода по скорости, функция чувствительности, индекс возбудимости

The paper focuses on a manned aircraft landing control system. It is known that actuator level and rate limitations can cause pilot-induced oscillations. This phenomenon occurs during intensive pilot control in a closed-loop system under certain initiating conditions associated with both the influence of the external environment and changes in the system dynamics. Oscillations appear unintentionally and unexpectedly for the pilot, which jeopardizes flight safety. The study shows the possibility of preventing aircraft oscillations using the method of nonlinear correction of systems by sequential introduction of a pseudo-linear correcting device into the control loop, the phase-frequency characteristic of the device not depending on the amplitude of the input signal. The airplane-pilot closed-loop system for various parameters of the input signal is analyzed by calculating the generalized function of

* Работа выполнена при финансовой поддержке ведущих научных школ РФ 2020-2021 (НШ-2624.2020.1).

sensitivity and the excitation index. The results of the study are presented in the form of angle and the pitch rate time processes, and landing trajectories.

Keywords: pilot-aircraft system, oscillation prevention, glissade, saturation, sensitivity function, excitation index

Колебания, вызванные летчиком (КВЛ), представляют собой непреднамеренные колебания воздушного судна (ВС) в направлении углового движения, обусловленные активным динамическим взаимодействием летчика и ВС при некоторых условиях, инициирующих колебания [1]. Это могут быть резкие атмосферные возмущения или изменения в динамике ВС, неподвижная реакция летчика на динамику ВС, а также влияние на летчика нелинейностей исполнительных механизмов аэродинамических поверхностей.

На показатели качества системы управления полетом может существенно повлиять нелинейность типа насыщения скорости привода рулей управления [2]. Работа исполнительных приводов на пределе тяговых усилий и активное управление летчика способны вызвать насыщение привода по скорости, которое в свою очередь приведет к задержке отклика ВС на команды летчика.

Если ВС не реагирует ожидаемым образом на управляющий сигнал, то летчик может совершить интенсивное перемещение рукоятки управления, тем самым непреднамеренно раскачать ВС. В результате могут появиться колебательные движения ВС в виде покачиваний малой амплитуды или колебаний с быстро нарастающей амплитудой вплоть до потери управления.

Хотя КВЛ возникают редко, их появление является неожиданным для летчика, вследствие чего он не всегда успевает предпринять соответствующие меры. В связи с этим при проектировании систем управления для ВС прибегают к автоматизированным средствам предотвращения КВЛ [3–5].

Эффективный анализ устойчивости нелинейной системы управления проводят численными методами на основе гармонической линеаризации нелинейности. Такой анализ позволяет получить значения амплитуд и частот входного сигнала, при которых в системе управления существуют скрытые аттракторы и возникают автоколебания [6, 7].

Среди средств автоматического регулирования, предотвращающих КВЛ, можно выде-

лить оптимальные и адаптивные законы управления [2, 8]. Хорошие результаты по предотвращению автоколебаний получены с помощью псевдолинейного корректирующего устройства при управлении беспилотным летательным аппаратом, осуществляемым человеком-оператором [9].

КВЛ могут проявиться в задачах, требующих высокой точности управления и внимания летчика, таких как слежение, точный заход на посадку, облет рельефа местности и дозаправка топливом в воздухе [1]. Наиболее ответственными этапами полета являются взлет и посадка. На этих этапах колебания ВС наиболее опасны, так как близость к посадочной поверхности ограничивает возможные маневры.

В истории авиации зафиксированы инциденты, квалифицированные как КВЛ, при посадке высокоавтоматизированных ВС: истребителей JAS 39 Gripen и F-22, многоразовых космических кораблей X-15 и Space Shuttle [4, 10, 11].

Цель работы — исследовать систему управления посадкой ВС при ограничении скорости привода и влиянии внешнего возмущения, а также применить метод нелинейной коррекции для предотвращения колебаний ВС.

Метод нелинейной коррекции. С точки зрения теории автоматического управления в большинстве случаев КВЛ возникает при потере запаса устойчивости по фазе из-за чрезмерных значений амплитудно-частотной характеристики. Отставание по фазе можно компенсировать введением в контур управления нелинейного корректирующего устройства (НКУ) [9, 12]. Это позволит значительно улучшить показатели качества системы управления, обеспечить в ней необходимые запасы устойчивости, а также подавить колебательные процессы.

Для нелинейных систем управления важен тот факт, что выходной параметр зависит не только от частоты, но и от амплитуды входного сигнала. Поэтому коррекцию фазовой характеристики целесообразно проводить для всего диапазона амплитуды входного сигнала. В связи с этим применяют псевдолинейные коррек-

тирующие устройства, позволяющие формировать желаемые амплитудные и фазовые характеристики независимо друг от друга. Таким свойством обладает устройство, описываемое следующими уравнениями [12–14]:

$$\begin{aligned} y &= |ku| \operatorname{sign}(x); \\ x &= W_{\Phi}(s)u. \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь y и x — сигнал на выходе и входе фильтра; k — скалярный коэффициент; u — управляющий сигнал; $W_{\Phi}(s)$ — передаточная функция фазопережающего фильтра первого порядка в фазовой ветви,

$$W_{\Phi}(s) = \frac{(T_2s + 1)^2}{(T_1s + 1)^2}, \quad (2)$$

где s — оператор Лапласа; T_2 , T_1 — постоянные времени фильтра, с помощью которых регулируется фазовый сдвиг, $0 < T_1 < T_2$.

Структура системы управления полетом. Для исследования движения замкнутой системы самолет — летчик (ЗССЛ) в продольном угловом направлении рассмотрим задачу одноконтурного компенсаторного слежения, где параметры ВС остаются неизменными во времени. Модель летчика и ВС представим в виде звеньев цепи замкнутого контура.

Угловое движение ВС в продольном направлении описывается следующими дифференциальными уравнениями [15]:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -a_5\alpha + \omega_z - a_6F_y; \\ \dot{\omega}_z = -a_1\omega_z - a_2\alpha - a_3\delta_e - a_4M_z; \\ \dot{\vartheta} = \omega_z; \\ \dot{H} = v(\vartheta - \alpha), \end{cases} \quad (3)$$

где α — угол атаки; a_i — коэффициенты, $i = 1, \dots, 6$; ω_z — угловая скорость тангажа; F_y — возмущающее воздействие; δ_e — угол отклонения руля высоты; M_z — возмущающий момент; ϑ — угол тангажа; H — высота полета; v — скорость полета.

В выражении (3) приняты следующие значения параметров: $a_1 = 4,35$; $a_2 = 3,00$; $a_3 = 29,11$; $a_5 = 12,57$; $F_y = 0$; $M_z = 0$; $v = 14$ м/с [14].

Входное воздействие формируют органы управления, результатом работы которых является изменение углового положения ВС. Вращение ВС вокруг поперечной оси происходит путем отклонения рулей высоты. Исполнитель-

ный привод рулей высоты приближенно можно описать следующими уравнениями [14]:

$$\begin{cases} \dot{\delta}_e(t) = \operatorname{sat}_{\bar{\delta}} \frac{1}{T_a} e_{\delta}(t); \\ e_{\delta}(t) = u(t - \tau_a) - \delta_e(t), \end{cases} \quad (4)$$

где t — текущее время; T_a — постоянная времени, $T_a = 0,076$; $\bar{\delta}$ — величина ограничения скорости привода, $\bar{\delta} = 6$ град/с; τ_a — время запаздывания, $\tau_a = 0,17$.

Модель поведения летчика в диапазоне средних частот с достаточной точностью описывается передаточной функцией [16]

$$W_p(s) = K_p \frac{T_Ls + 1}{T_I s + 1} e^{-\tau_p s}, \quad (5)$$

где K_p — коэффициент усиления; T_L и T_I — постоянные времени опережения и сглаживания воспринимаемого сигнала; τ_p — время, затрачиваемое на формирование ответной реакции на входной сигнал.

При выборе параметров модели летчика (5) будем считать, что он выполнил оптимизацию разомкнутого контура управления [16]. Исходя из этого примем следующие значения параметров, найденных в работе [14]: $K_p = 0,001$; $T_L = 0,6$; $T_I = 0,49$; $\tau_p = 0,18$.

Результаты моделирования. В результате моделирования ЗССЛ, описываемой уравнениями (3)–(5), получены ее реакции в виде изменения угла тангажа, показанные на рис. 1. Для нескорректированной ЗССЛ (при отсутствии НКУ) выходной сигнал по углу тангажа $\vartheta(t)$ и сигнал на входе привода $u(t)$ имеют форму расходящихся колебаний (рис. 1, а).

Для скорректированной ЗССЛ после введения НКУ (1) с параметрами фильтра (2) $T_1 = 0,1$ и $T_2 = 1,5$ получены затухающие процессы по углу тангажа, приведенные на рис. 1, б.

Глиссада для ЗССЛ при отсутствии и наличии НКУ изображена на рис. 2.

Анализ ЗССЛ. Влияние входного сигнала на ошибку управления для нелинейной системы в частотной области можно оценить путем вычисления обобщенной функции чувствительности [10, 17]. Предположим, что исследуемая система имеет одно периодическое равномерно сходящееся решение, т. е. обладает свойством конвергенции. В форме Лурье это запишется следующим образом:

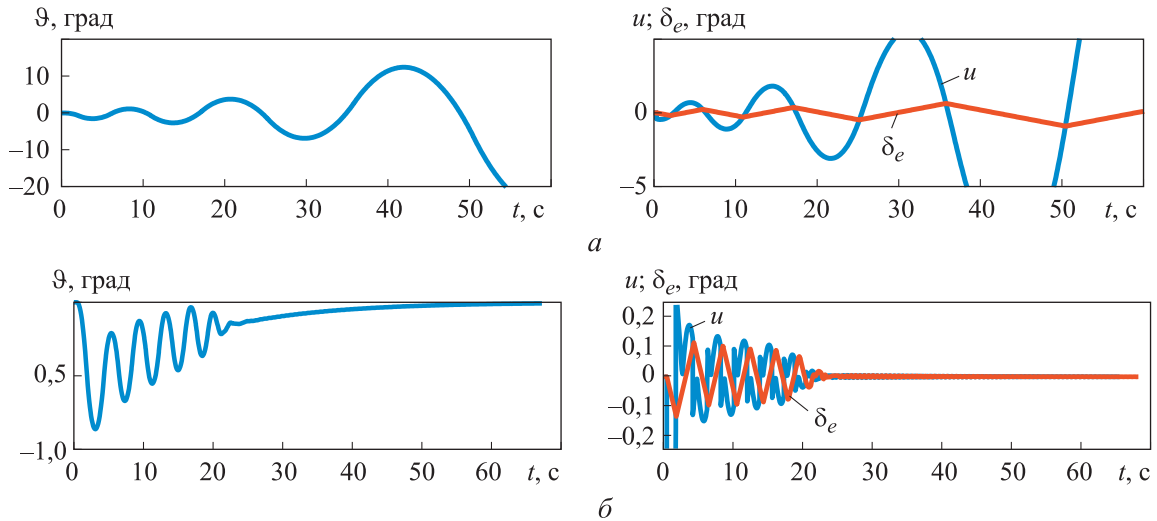


Рис. 1. Реакции ЗССЛ (слева) на постоянный входной сигнал (справа) при отсутствии (а) и наличии (б) НКУ

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= f(\mathbf{x}, r); \\ y(t) &= h(\mathbf{x}, r), \end{aligned} \quad (6)$$

где $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^m$ — вектор пространства состояния; $y(t) \in \mathbb{R}$ — сигнал на выходе ЗССЛ; r — входной гармонический сигнал, $r(t) = a \sin \omega t$ (a — амплитуда; ω — угловая частота).

Рассогласование между входным и выходным сигналами определяется выражением $\varepsilon(t) = r(t) - y(t)$, и существует периодическое решение $\bar{\mathbf{x}}(t)$ с соответствующими выходными параметрами $\bar{y}(t)$ и $\bar{\varepsilon}(t) = r(t) - \bar{y}(t)$.

Тогда обобщенная функция чувствительности для системы (6) имеет вид [8, 17]

$$S(a, \omega) = \frac{\|\bar{\varepsilon}\|_2}{\|r\|_2}.$$

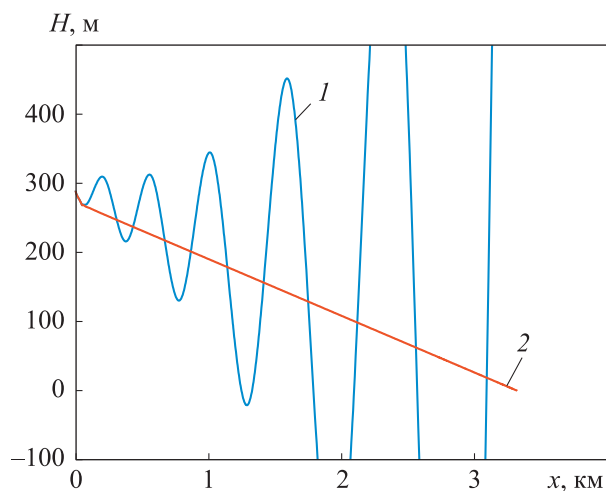


Рис. 2. Глиссада для ЗССЛ при отсутствии (1) и наличии (2) НКУ

Здесь $\|\bar{\varepsilon}\|_2$ и $\|r\|_2$ — нормы параметров $\bar{\varepsilon}$ и r ,

$$\|\varepsilon\|_2 = \left[\frac{\omega}{2\pi} \int_0^{2\pi/\omega} \varepsilon(\tau)^2 d\tau \right]^{1/2};$$

$$\|r\|_2 = \left[\frac{\omega}{2\pi} \int_0^{2\pi/\omega} r(\tau)^2 d\tau \right]^{1/2},$$

где τ — время интегрирования.

Предположим, что летчик перешел на более активное управление, что соответствует увеличению коэффициента усиления K_p до 0,6. Результаты моделирования ЗССЛ (3)–(5) при управлении углом тангажа приведены на рис. 3.

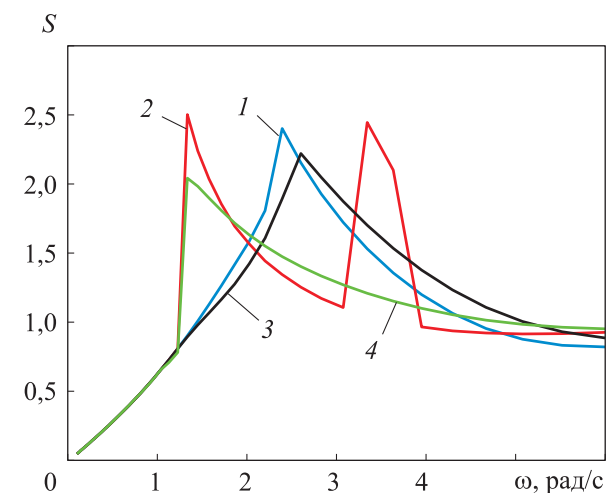


Рис. 3. Зависимость обобщенной функции чувствительности S ЗССЛ при отсутствии (1, 2) и наличии (3, 4) НКУ от угловой частоты ω при различных значениях амплитуды входного гармонического сигнала: 1, 3 — $a = 5^\circ$; 2, 4 — $a = 15^\circ$

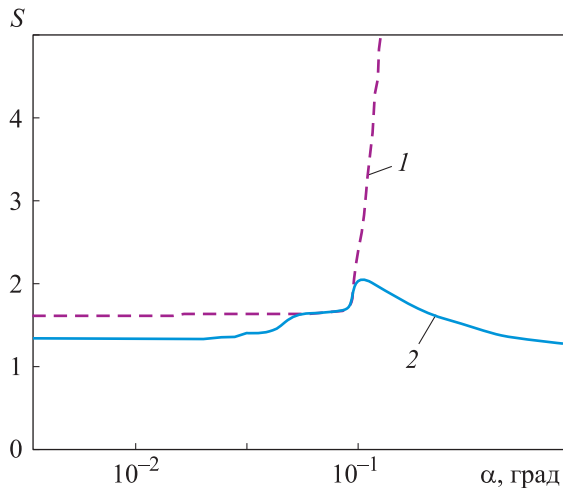


Рис. 4. Характеристика возбудимости ЗССЛ при отсутствии (1) и наличии (2) НКУ

Полученная зависимость $S(a, \omega)$ при амплитуде входного гармонического сигнала $a = 5$ и 15° показывает снижение влияния входного сигнала на выходной для системы с НКУ (кривые 3, 4), особенно при меньшем значении амплитуды входного гармонического сигнала.

Другим эффективным инструментом оценки влияния входного сигнала на выходной яв-

ляется характеристика возбудимости, которая определяет меру возбудимости колебаний в системе [18]. При вычислении этой характеристики за входной параметр принят угол тангажа, за выходной — рассогласование по углу тангажа. При малой амплитуде входного сигнала ее можно получить как $S(a)$ для заданной частоты.

На рис. 4 показано влияние введения НКУ в контур управления: для скорректированной ЗССЛ характеристика возбудимости остается практически постоянной (кривая 2), для нескорректированной ЗССЛ наблюдается резкий неограниченный рост обобщенной функции чувствительности (кривая 1), соответствующий качественному изменению движения.

Выводы

1. Анализ результатов исследования ЗССЛ показал, что насыщение скорости привода руля высоты может привести к колебаниям ВС при движении по глиссаде.

2. Показано, что введение НКУ в контур управления высотой позволяет избежать колебаний и выполнить безопасную посадку.

Литература

- [1] McRuer D.T., Warner J.D., eds. *Aviation safety and pilot control: understanding and preventing unfavorable pilot-vehicle interactions*. National Academy Press, 1997. 220 p.
- [2] Queinnee I., Tarbouriech S., Biannic J.-M., et al. Anti-Windup algorithms for pilot-induced-oscillation alleviation. *AerospaceLab*, 2017, no. 13, doi: <https://doi.org/10.12762/2017.AL13-07>
- [3] Andrievsky B., Arseniev D.G., Kuznetsov N.V., et al. Pilot-induced oscillations and their prevention. *Proc. CPS&C*, 2019, pp. 108–123, doi: https://doi.org/10.1007/978-3-030-34983-7_11
- [4] Андриевский Б.П., Зайцева Ю.С., Кудряшова Е.В. и др. Обзор методов предотвращения раскачки самолета летчиком. *Дифференциальные уравнения и процессы управления*, 2020, № 2. URL: <https://diffjournal.spbu.ru/pdf/20208-jdecpr-andrievsky.pdf>
- [5] Андриевский Б.П., Кузнецов Н.В., Леонов Г.А. Методы подавления нелинейных колебаний в астатических системах автопилотирования летательных аппаратов. *Известия РАН. Теория и системы управления*, 2017, № 3, с. 118–134, doi: <https://doi.org/10.7868/S0002338817030040>
- [6] Andrievsky B., Kravchuk K., Kuznetsov N.V. et al. Hidden oscillations in the closed-loop aircraft-pilot system and their prevention. *IFAC-PapersOnLine*, 2016, vol. 49, no. 14, pp. 30–35. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2016.07.970>
- [7] Кузнецов Н.В. Теория скрытых колебаний и устойчивость систем управления. *Известия РАН. Теория и системы управления*, 2020, № 5, с. 5–27, doi: <https://doi.org/10.31857/S0002338820050091>
- [8] Andrievsky B., Kudryashova E.V., Kuznetsov N.V., et al. Aircraft wing rock oscillations suppression by simple adaptive control. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2020, vol. 105, art. 10604, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106049>

- [9] Зайцева Ю.С. Подавление автоколебаний при дистанционном управлении БПЛА. *Тр. 11-й общерос. молодеж. науч.-практ. конф. Молодежь. Техника. Космос. Т. 1.* Санкт-Петербург, БГТУ Военмех, 2019, с. 245–249.
- [10] Леонов Г.А., Андриевский Б.Р., Кузнецов Н.В. и др. Управление летательными аппаратами с АW-коррекцией. *Дифференциальные уравнения и процессы управления*, 2012, № 3. URL: <https://diffjournal.spbu.ru/pdf/aw12.pdf>
- [11] Smith J.W. *Analysis of a longitudinal pilot-induced oscillation experienced on the approach and landing test of the space shuttle.* NASA Technical memorandum 81366. NASA, 1981. 45 p.
- [12] Попов Е.П., ред. *Нелинейные корректирующие устройства в системах автоматического управления.* Москва, Машиностроение, 1971. 466 с.
- [13] Зельченко В.Я., Шаров С.Н. *Нелинейная коррекция автоматических систем.* Ленинград, Судостроение, 1981. 167 с.
- [14] Зайцева Ю.С. Предотвращение колебаний, вызванных летчиком, методом нелинейной коррекции. *Труды МАИ*, 2021, № 116. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=121102>
- [15] Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. *Динамика полета.* Москва, Машиностроение, 2011. 776 с.
- [16] Ефремов А.В. *Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика.* Москва, МАИ, 2017. 193 с.
- [17] Pavlov A., van den Wouw N. Convergent systems: nonlinear simplicity. In: *Nonlinear systems.* Springer, 2017, pp. 51–77.
- [18] Фрадков А.Л. *Кибернетическая физика: принципы и примеры.* Санкт-Петербург, Наука, 2003. 208 с.

References

- [1] McRuer D.T., Warner J.D., eds. *Aviation safety and pilot control: understanding and preventing unfavorable pilot-vehicle interactions.* National Academy Press, 1997. 220 p.
- [2] Queinnee I., Tarbouriech S., Biannic J.-M., et al. Anti-Windup algorithms for pilot-induced-oscillation alleviation. *AerospaceLab*, 2017, no. 13, doi: <https://doi.org/10.12762/2017.AL13-07>
- [3] Andrievsky B., Arseniev D.G., Kuznetsov N.V., et al. Pilot-induced oscillations and their prevention. *Proc. CPS&C*, 2019, pp. 108–123, doi: https://doi.org/10.1007/978-3-030-34983-7_11
- [4] Andrievskiy B.R., Zaytseva Yu.S., Kudryashova E.V., et al. Methods for pilot-induced oscillation prevention. A survey. *Differentsial'nye uravneniya i protsessy upravleniya* [Differential Equations and Control Processes], 2020, no. 2. URL: <https://diffjournal.spbu.ru/pdf/20208-jdecp-andrievsky.pdf> (in Russ.).
- [5] Andrievskiy B.R., Kuznetsov N.V., Leonov G.A. Methods for suppressing nonlinear oscillations in astatic auto-piloted aircraft control systems. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2017, no. 3, pp. 118–134, doi: <https://doi.org/10.7868/S0002338817030040> (in Russ.). (Eng. version: *J. Comput. Syst. Sci. Int.*, 2017, vol. 56, no. 3, pp. 455–470, doi: <https://doi.org/10.1134/S1064230717030042>)
- [6] Andrievsky B., Kravchuk K., Kuznetsov N.V., et al. Hidden oscillations in the closed-loop aircraft-pilot system and their prevention. *IFAC-PapersOnLine*, 2016, vol. 49, no. 14, pp. 30–35. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2016.07.970>
- [7] Kuznetsov N.V. Theory of hidden oscillations and stability of control systems. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya*, 2020, no. 5, pp. 5–27, doi: <https://doi.org/10.31857/S0002338820050091> (in Russ.). (Eng. version: *J. Comput. Syst. Sci. Int.*, 2020, vol. 59, no. 5, pp. 647–668, doi: <https://doi.org/10.1134/S1064230720050093>)
- [8] Andrievsky B., Kudryashova E.V., Kuznetsov N.V., et al. Aircraft wing rock oscillations suppression by simple adaptive control. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2020, vol. 105, art. 10604, doi: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106049>

- [9] Zaytseva Yu.S. [Self-oscillating elimination at remote control on unmanned aircraft]. *Tr. 11-oy obshcheros. molodezh. nauch.-prakt. konf. Molodezh'. Tekhnika. Kosmos. T. 1* [Proc. 11th Russ. Youth Sci.-Pract. Conf. Youth. Technics. Space. Vol. 1]. Sankt-Petersburg, BGTU Voenmekh Publ., 2019, pp. 245–249. (In Russ.).
- [10] Leonov G.A., Andrievskiy B.R., Kuznetsov N.V., et al. Control of aircraft with AW-compensation. *Differentsial'nye uravneniya i protsessy upravleniya* [Differential Equations and Control Processes], 2012, no. 3. <https://diffjournal.spbu.ru/pdf/aw12.pdf> (in Russ.).
- [11] Smith J.W. *Analysis of a longitudinal pilot-induced oscillation experienced on the approach and landing test of the space shuttle*. NASA Technical memorandum 81366. NASA, 1981. 45 p.
- [12] Popov E.P., ed. *Nelineynye korrektruyushchie ustroystva v sistemakh avtomaticheskogo upravleniya* [Nonlinear correcting devices in automated control systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1971. 466 p. (In Russ.).
- [13] Zel'chenko V.Ya., Sharov S.N. *Nelineynaya korrektsiya avtomaticheskikh system* [Nonlinear correction of automated systems]. Leningrad, Sudostroenie Publ., 1981. 167 p. (In Russ.).
- [14] Zaytseva Yu.S. Pilot-induced oscillations prevention through the nonlinear correction method. *Trudy MAI*, 2021, no. 116. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=121102> (in Russ.).
- [15] Efremov A.V., Zakharchenko V.F., Ovcharenko V.N., et al. *Dinamika poleta* [Flight dynamics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2011. 776 p. (In Russ.).
- [16] Efremov A.V. *Sistema samolet-letchik. Zakonomernosti i matematicheskie modeli povedeniya letchika* [Aircraft-pilot system. Flight laws and mathematical models]. Moscow, MAI Publ., 2017. 193 p. (In Russ.).
- [17] Pavlov A., van den Wouw N. Convergent systems: nonlinear simplicity. In: *Nonlinear systems*. Springer, 2017, pp. 51–77.
- [18] Fradkov A.L. *Kiberneticheskaya fizika: printsipy i primery* [Cybernetical physics: principles and examples]. Sankt-Petersburg, Nauka Publ., 2003. 208 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 19.05.2021

Информация об авторах

ЗАЙЦЕВА Юлия Сергеевна — аспирант лаборатории «Управление сложными системами». ФГБУН «Институт проблем машиноведения РАН»; лаборант-исследователь кафедры «Прикладная кибернетика». Санкт-Петербургский государственный университет (199034, Санкт-Петербург, Российская Федерация, Университетская набережная, д. 7–9, e-mail: juliazaytsev@gmail.com).

КУЗНЕЦОВ Николай Владимирович — доктор физико-математических наук, Ph.D., профессор, заведующий лабораторией информационно-управляющих систем института проблем машиноведения РАН; заведующий кафедрой «Прикладная кибернетика». Санкт-Петербургский государственный университет (199034, Санкт-Петербург, Российская Федерация, Университетская набережная, д. 7–9, e-mail: nvkuznetsov@spbu.ru).

Information about the authors

ZAYTSEVA Yuliya Sergeevna — Post-graduate, Laboratory of Control of Complex Systems. Institute of Mechanical Engineering Problems of the Russian Academy of Sciences; researcher, Department of Applied Cybernetics. St. Petersburg University (199034, St. Petersburg, Russian Federation, Universitetskaya naberezhnaya, Bldg. 7–9, e-mail: juliazaytsev@gmail.com).

KUZNETSOV Nikolay Vladimirovich — Doctor of Science (Phys.-Math), Ph.D., Professor, Head of the Laboratory of Information and Control Systems. Institute for Problems of Mechanical Engineering of the Russian Academy of Sciences; Head of the Department of Applied Cybernetics. St. Petersburg University (199034, St. Petersburg, Russian Federation, Universitetskaya naberezhnaya, Bldg. 7–9, e-mail: nvkuznetsov@spbu.ru).

АНДРИЕВСКИЙ Борис Ростиславич — доктор технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник лаборатории «Управление сложными системами» института проблем машиноведения РАН; главный научный сотрудник кафедры «Прикладная кибернетика». Санкт-Петербургский государственный университет (199034, Санкт-Петербург, Российская Федерация, Университетская набережная, д. 7–9, e-mail: borisandrievsky@gmail.com).

КУДРЯШОВА Елена Владимировна — доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник кафедры «Прикладная кибернетика». Санкт-Петербургский государственный университет (199034, Санкт-Петербург, Российская Федерация, Университетская набережная, д. 7–9, e-mail: kudryashova.helen@gmail.com).

ANDRIEVSKY Boris Rostislavich — Doctor of Science (Eng.), Associate Professor, Leading Researcher, Laboratory of Control of Complex Systems. Institute of Mechanical Engineering Problems of the Russian Academy of Sciences; Chief Researcher, Department of Applied Cybernetics. St. Petersburg University (199034, St. Petersburg, Russian Federation, Universitetskaya naberezhnaya, Bldg. 7–9, e-mail: borisandrievsky@gmail.com).

KUDRYASHOVA Elena Vladimirovna — Doctor of Science (Phys.-Math), Leading Researcher, Department of Applied Cybernetics. St. Petersburg University (199034, St. Petersburg, Russian Federation, Universitetskaya naberezhnaya, Bldg. 7–9, e-mail: kudryashova.helen@gmail.com).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Зайцева Ю.С., Кузнецов Н.В., Андриевский Б.Р., Кудряшова Е.В. Предотвращение колебаний, вызванных летчиком при посадке воздушного судна. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 12, с. 3–10, doi: 10.18698/0536-1044-2021-12-3-10

Please cite this article in English as:

Zaytseva Yu.S., Kuznetsov N.V., Andrievsky B.R., Kudryashova E.V. Pilot-Induced Oscillation Prevention During the Aircraft Landing. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 12, pp. 3–10, doi: 10.18698/0536-1044-2021-12-3-10



**Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана
предлагает читателям учебно-методическое пособие
«Ценностно-ориентированное управление»
Автор Н.В. Салиенко**

Подготовлено в соответствии с Федеральным государственным образовательным стандартом высшего образования третьего поколения. Содержит материалы по базовым теоретическим и методологическим аспектам управления по ценностям, формированию ценностно-ориентированной корпоративной культуры; кейсы и практические ситуации для анализа, которые могут быть использованы на семинарских занятиях студентов бакалавриата для формирования компетенций дисциплины «Ценностно-ориентированное управление».

Для студентов направления подготовки «Менеджмент» (уровень бакалавриата) МГТУ им. Н.Э. Баумана, изучающих дисциплину «Ценностно-ориентированное управление».

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@baumanpress.ru; <https://bmstu.press>