

СЛОЖНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
И ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИЕ КОМПЛЕКСЫ

УДК 681.51

ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ НЕЛИНЕЙНЫХ КОЛЕБАНИЙ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ИНТЕГРАЛЬНЫМИ АЛГОРИТМАМИ
УПРАВЛЕНИЯ МЕТОДОМ НЕЛИНЕЙНОЙ КОРРЕКЦИИ¹

© 2022 г. Ю. С. Зайцева^{a,b}

^aИПМаш РАН, СПбГУ, Санкт-Петербург, Россия

^bЛУТ, Финляндия, Лаппеенранта

e-mail: juliazaytsev@gmail.com

Поступила в редакцию 20.02.2021 г.

После доработки 20.01.2022 г.

Принята к публикации 31.01.2022 г.

Инженерные системы содержат исполнительные приводы, которые имеют ограничение на тяговые усилия, поэтому наличие нелинейностей в виде насыщения их скорости и уровня сигнала часто встречаются в системах управления. Широко применяют пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор, в котором возможен так называемый эффект возбуждения интегратора, или виндап, возникающий при выходе регулятора на неустойчивые состояния. Предотвращение возбуждения интегратора осуществляют путем синтеза регулятора с обратной связью, полученной с помощью вычитания входного и выходного сигналов нелинейности. Однако конструктивно такой алгоритм возможно реализовать не на всех объектах, также при синтезе существуют вычислительные трудности. Предлагается применить метод нелинейной коррекции систем. Введение в контур управления нелинейного корректирующего устройства позволяет формировать амплитудную и фазовую частотные характеристики гармонически линеаризованной системы независимо друг от друга. Работа полученной скорректированной системы проиллюстрирована на примере системы управления летательным аппаратом в боковом угловом направлении. Изложен сравнительный анализ статического антивиндап-регулятора и нелинейной коррекции в частотно-временной области. Вычислены обобщенные функции чувствительности для линейной и нелинейной систем для различных законов управления. Нелинейная коррекция при интегральном законе управления допускает более широкий диапазон амплитуд входных сигналов.

DOI: 10.31857/S0002338822030155

Введение. Несмотря на то, что в инженерной практике системы нелинейные, линейные модели описывают их поведение с достаточной точностью для анализа в окрестности рабочей точки. Физические исполнительные приводы по своей природе имеют ограничения на величину амплитуды, скорости сигнала или мощности. Из-за внезапных внешних возмущений или изменения режима работы, например, при пуске ошибка управления может значительно увеличиться. Тогда выходной сигнал регулятора становится больше, чем сигнал, приводящий систему в действие, т.е. происходит насыщение исполнительного механизма [1, 2]. При интегральных алгоритмах управления с насыщением по входу переходные процессы могут протекать дольше и со значительным перерегулированием. Поскольку при насыщении изменения входного сигнала системы не влияют на вход, обратная связь прерывается и в регуляторе могут развиваться как устойчивые, так и неустойчивые режимы. В результате в системе могут появиться нежелательные колебательные процессы, вплоть до потери устойчивости [3–5]. Это явление называют возбуждением интегратора или виндапом (от англ. wind up) [6, 7]. Возбуждение интегратора можно избежать путем увеличения мощности исполнительных приводов, но это решение всегда связано с компромиссом между стоимостью и технологическими требованиями и подходит не для всех систем. Например, в аэрокосмической технике налагаются ограничения на массу и размеры исполнительных механизмов, при этом они зачастую работают на максимальном уровне своей

¹ Данная работа выполнена при поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (соглашение № 075-15-2021-573).

мощности. Для решения данной проблемы разработаны алгоритмические средства подавления возбуждения интегратора на основе теории автоматического регулирования. Распространенным подходом является введение обратной связи по разности сигналов между входом и выходом нелинейности с коэффициентом усиления, который может представлять собой либо статический, либо динамический фильтр [7, 8]. Основным методом синтеза – решение линейно-матричных неравенств с накладываемыми ограничениями на область устойчивости. Известны работы, в которых синтез реализуется при условии обладания системой свойства конвергенции [9–11].

Однако технически реализовать антивиндап-регулятор достаточно сложно и возможно не на всех системах, при этом при синтезе динамического антивиндап-регулятора существуют вычислительные трудности, связанные с нелинейной зависимостью выхода регулятора от его вектора состояния. В связи с чем в настоящей статье предлагается предотвратить возбуждение интегратора с помощью метода последовательной нелинейной коррекции, которая хорошо себя зарекомендовала при решении близкой задачи – предотвращения колебаний, вызванных летчиком, показанной в работах [1, 4, 12–14].

1. Метод нелинейной коррекции. Как известно, наличие нелинейностей в системе может существенно ухудшить качество регулирования, поэтому при проектировании таких систем для улучшения показателей качества их работы широко применяют линейные и нелинейные корректирующие устройства [15, 16]. Включение корректирующих устройств в контур системы управления позволяет сформировать заданные динамические качества системы, в том числе скомпенсировать влияние нелинейной статической характеристики, подавить автоколебания, уменьшить инерционность системы и обеспечить в ней необходимые запасы устойчивости.

В современных системах управления чаще применяют нелинейные корректирующие устройства (НКУ), так как линейные корректирующие устройства имеют ограниченные возможности для получения высоких показателей качества, а также меньшую помехозащищенность и надежность действия систем [4, 12, 15]. Среди НКУ выделяют класс псевдолинейных корректирующих устройств, которые позволяют формировать эквивалентные амплитудные и фазовые характеристики независимо друг от друга, что важно для нелинейных систем, в которых динамика зависит не только от частоты, но и амплитуды входного сигнала.

Свойством независимости фазовой характеристики от амплитудной обладает нелинейный фильтр с фазовым опережением, описываемый следующими уравнениями [15, 16]:

$$\begin{aligned} y(t) &= |ku(t)| \operatorname{sign} x(t), \\ X(s) &= W_p(s)U(s), \end{aligned} \quad (1.1)$$

где t – время, u , y – вход и выход фильтра, k – постоянный коэффициент, $X(s), U(s)$ – изображения по Лапласу функций $x(t), u(t)$, s – комплексная переменная, x – сигнал на выходе фазоопережающего фильтра $W_p(s)$, имеющего передаточную функцию:

$$W_p(s) = \frac{T_2 s + 1}{T_1 s + 1}, \quad (1.2)$$

где $0 < T_1 < T_2$ – постоянные времени фильтра. Этот фильтр позволяет получить фазовое опережение без изменения амплитуды. В случае если помимо изменения фазы требуется изменить амплитуду, то в амплитудную ветвь фильтра (1.1) вводят фильтр низких частот с передаточной функцией:

$$W_a(s) = \frac{1}{T_s + 1}, \quad (1.3)$$

где T_s – постоянная времени.

С помощью метода гармонической линеаризации из уравнений (1.1) получают эквивалентную частотную характеристику в виде коэффициентов, зависящих только от частоты, которые имеют следующий вид [15, 17, 18]:

$$\begin{aligned} a(\omega) &= \frac{k}{\pi} (\pi - 2\phi + \sin 2\phi), \\ b(\omega) &= \frac{k}{\pi} (1 - \cos 2\phi), \end{aligned} \quad (1.4)$$

где $\phi(\omega)$ – фазовый сдвиг, $\phi(\omega) = \arctan(\omega T_2) - \arctan(\omega T_1) > 0$ для $\forall \omega > 0$, величина которого регулируется параметрами T_1, T_2 . Тогда для (1.1) с учетом (1.4) эквивалентная амплитудная характеристика будет описываться как $q = a(\omega)^2 + b(\omega)^2$, а эквивалентная фазовая характеристика выражается как $\mu = \arctan(b(\omega)/a(\omega))$. Для корректирующего устройства, содержащего фильтр $W_a(s)$, выражения (1.4) имеют более громоздкий вид и приведены в [19].

Положительный эффект введения НКУ в пилотируемые системы управления полетом описан в следующих работах. В [4] показано, что колебания, вызванные пилотом по причине ограничения управляющей поверхности самолета, подавляются путем введения в контур управления нелинейного фильтра с фазовым опережением (1.1). Наличие скрытых колебаний и предельных циклов в асимптотически устойчивой линейной системе управления самолетом в продольном направлении показано в [13, 20]. Появление этих нежелательных колебательных процессов также предотвращают с помощью фильтра (1.1). В [12, 21] нелинейные колебания углового движения дистанционно управляемого беспилотного летательного аппарата (ЛА) подавляют с помощью фильтра с отдельными каналами для амплитуды и фазы, содержащего (1.2), (1.3).

2. Применение нелинейной коррекции для подавления эффекта возбуждения интегратора для случая управления углом рыскания ЛА. Рассмотрим линеаризованную модель бокового углового движения ЛА, описываемого следующими уравнениями [22, 23]:

$$\begin{cases} \dot{\beta}(t) = \alpha_z^\beta \beta(t) + \cos \alpha^* \omega_y(t) + \alpha_z^{\delta_r} \delta_r(t), \\ \dot{\omega}_y(t) = \alpha_{m_y}^\beta \omega_y(t) + \alpha_{m_y}^{\omega_y} \omega_y(t) + \alpha_{m_y}^{\delta_r} \delta_r(t), \\ \dot{\psi}(t) = \omega_y(t), \end{cases} \quad (2.1)$$

где $\beta(t)$ – угол скольжения ЛА, $\psi(t), \omega_y(t)$ – угол и угловая скорость рыскания, α^* – угол атаки, $\alpha_z^\beta, \alpha_z^{\delta_r}, \alpha_{m_y}^\beta, \alpha_{m_y}^{\omega_y}, \alpha_{m_y}^{\delta_r}$ – коэффициенты линеаризованной модели ЛА. Численные значения коэффициентов модели (2.1): $\alpha_z^\beta = -0.152, \alpha_z^{\delta_r} = -0.032, \alpha_{m_y}^{\omega_y} = -0.136, \alpha_{m_y}^{\delta_r} = -1.46, \alpha = 0.4363$ рад.

Сервопривод руля направления описывается следующими уравнениями второго порядка [4, 14]:

$$\begin{cases} \dot{\delta}_r(t) = \omega_r(t), \\ \dot{\omega}_r(t) = k_\sigma (\sigma_r(t) - \delta_r(t)) - k_2 \omega_r(t), \end{cases}$$

где $\delta_r(t), \omega_r(t)$ – угол и угловая скорость отклонения руля, k_σ, k_2 – коэффициенты передачи, $k_\sigma = 67.2 \text{ с}^{-2}, k_2 = 11.5 \text{ с}^{-1}$. Таким образом, передаточная функция от сигнала управления $\sigma_r(t)$ к углу рыскания $\psi(t)$ имеет вид [10]

$$W_\psi^{\sigma_r}(s) = \frac{-98.2(s + 0.113)}{s(s^2 + 0.288s + 1.61)(s^2 + 11.5s + 67.2)}. \quad (2.2)$$

Для системы (2.2) без учета насыщения проведен синтез пропорционально-интегрально-дифференцирующего (ПИД) регулятора с параметрами $k_p = 0.37, k_i = 0.46 \text{ с}^{-1}, k_D = 1.8 \text{ с}$ [10].

Положим, что характеристика функции насыщения описывается следующими уравнениями [24]:

$$\text{sat}_{\bar{\delta}} = \begin{cases} \bar{\delta}_e & \text{при } |\delta_e| \leq \bar{\delta}_e, \\ \text{иначе } \delta \cdot \text{sign}(\delta_e), \end{cases}$$

где $\bar{\delta}$ – усредненная величина насыщения скорости привода.

Учтем влияние насыщения скорости привода входного сигнала, лежащее в пределах от -20 до 20 град/с, ограничение уровня сигнала составляет от -25 до 25° . Как отмечено выше, при некоторых видах входного воздействия наличие насыщения может привести к ухудшению качества управления и нежелательным колебательным процессам. Проиллюстрируем этот факт на рис. 1, где изображены переходные процессы при гармоническом входном воздействии с амплитудами $5^\circ; 15^\circ$, частотой 0.025 с^{-1} .

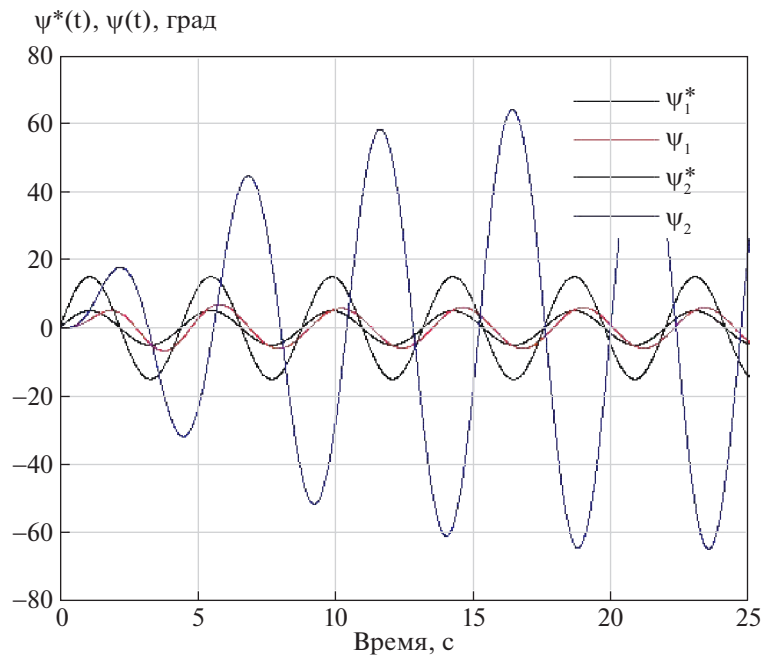


Рис. 1. Временные процессы по углу рыскания

Из рис. 1 видно, что при амплитуде входного сигнала $\psi_1^*(t) = 5$ град, выходной сигнал $\psi_1(t)$ устойчив, при увеличении амплитуды $\psi_2^*(t) = 15$ град наблюдается выходной сигнал $\psi_2(t)$ с амплитудой, превышающий входную амплитуду в 4 раза.

Введем в контур управления НКУ, описываемое (1.1) с параметрами фильтром $T_1 = 0.001$ с, $T_2 = 10$ с так, что его вход соединяется с выходом ПИД-регулятора. В результате моделирования переходный процесс по углу рыскания имеет вид, представленный на рис. 2, где $\psi^*(t) = 15\sin(0.025t)$ — входной сигнал, $\psi(t)$ — выход системы. Из рисунка видно, что переходный процесс устойчивый.

В подавляющем большинстве работ под проблемой антивиндап-коррекции понимается обеспечение глобальной асимптотической устойчивости состояния равновесия автономной системы с насыщением и ограничение траекторий неавтономной системы малым коэффициентом передачи \mathcal{L}_2 [7, 8, 25]. Недостаточность требования глобальной асимптотической устойчивости показана в работах [26, 27] и привела к использованию другого подхода, основанного на свойстве конвергенции системы [11, 28], позволяющего проводить синтез регулятора независимо от начальных условий и вида входного сигнала.

Выполним теперь сравнительный анализ системы с нелинейной коррекцией, описанной выше, и статическим антивиндап-регулятором, представленным в [10], на основе свойства конвергенции системы для всего диапазона рабочих амплитуд и частот с помощью вычисления обобщенной функции чувствительности. Для неавтономной равномерно конвергентной системы в форме Лурье

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{x}}(t) &= f(\mathbf{x}, r), \\ \mathbf{y}(t) &= h(\mathbf{x}, r), \end{aligned} \quad (2.3)$$

где $\mathbf{x}(t) \in \mathbb{R}^m$ — вектор пространства состояния, $\mathbf{y}(t) \in \mathbb{R}$ — выход системы, $r(t)$ — входной сигнал, $r(t) = a \cdot \sin(\omega t)$, $\varepsilon(t)$ — рассогласование, такое, что $\varepsilon(t) = r(t) - \mathbf{y}(t)$, существует периодическое решение $\bar{\mathbf{x}}(t)$ с соответствующим выходом $\bar{\mathbf{y}}(t)$ и $\bar{\varepsilon}(t) = r(t) - \bar{\mathbf{y}}(t)$.

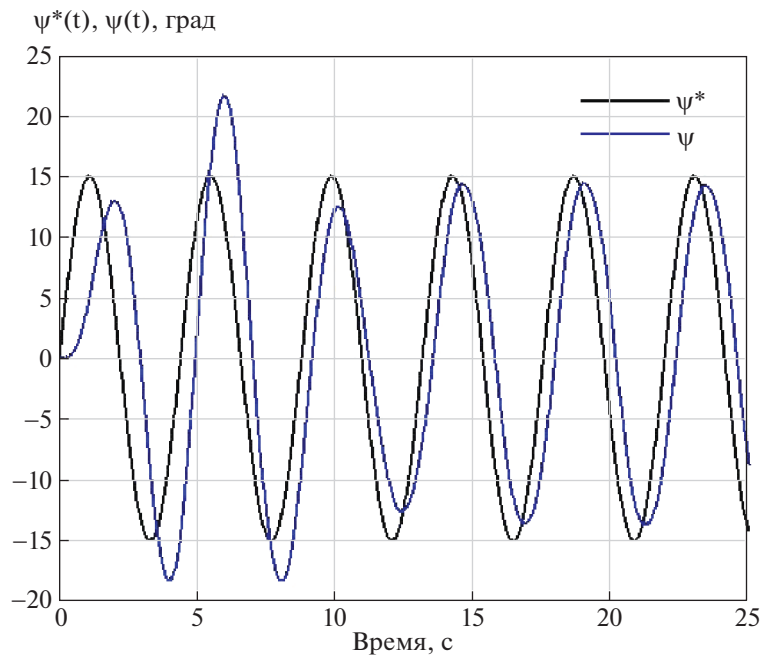


Рис. 2. Временные процессы по углу рыскания скорректированной системы

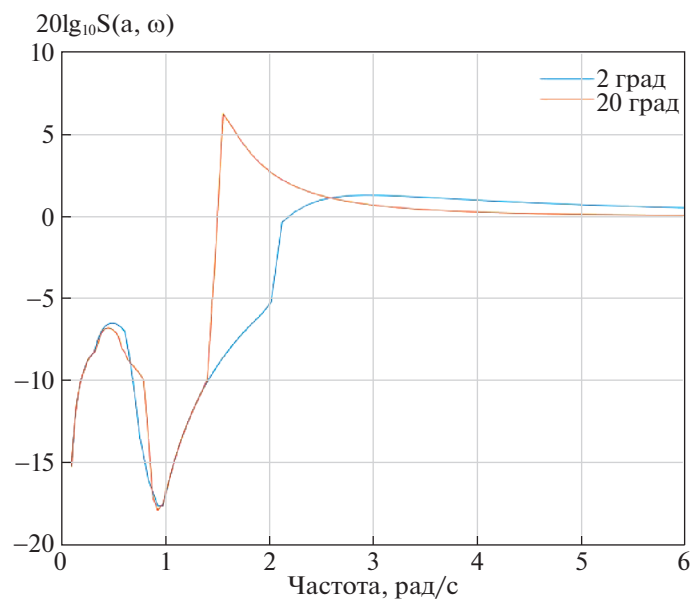


Рис. 3. Функция чувствительности для скорректированной системы

Тогда, обобщенная функция чувствительности для системы (2.3) имеет следующий вид [18, 29, 30]:

$$S(a, \omega) = \frac{\|\bar{\epsilon}\|_2}{\|r\|_2}, \tag{2.4}$$

где

$$\|z\|_2 = \left(\frac{\omega}{2\pi} \int_0^{2\pi/\omega} z^2(\tau) d\tau \right)^{1/2}.$$

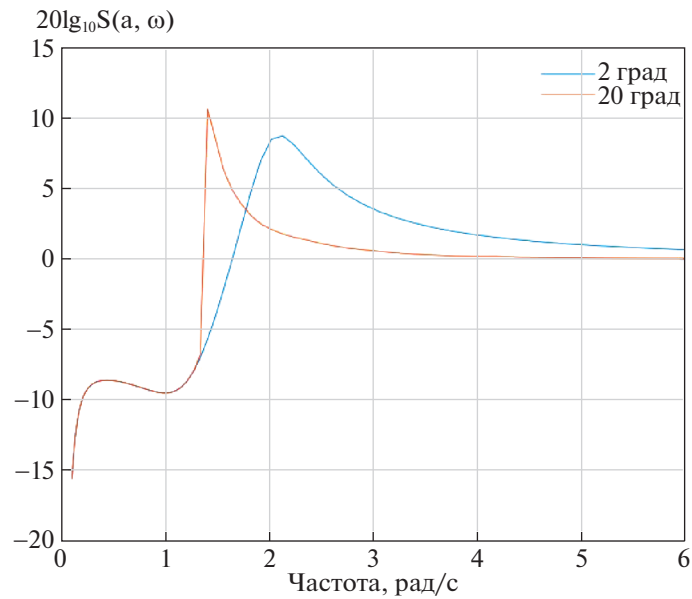


Рис. 4. Функция чувствительности для системы с антивиндап-регулятором

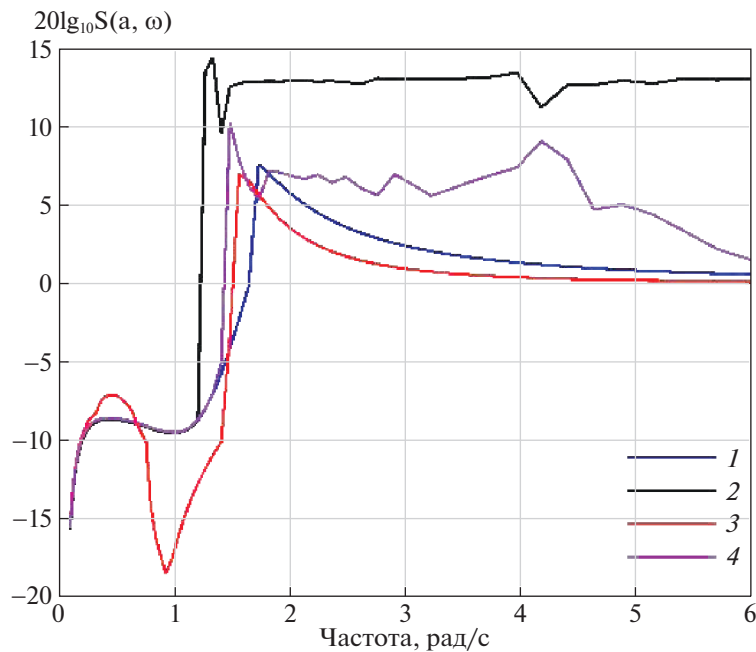


Рис. 5. Функция чувствительности для системы с различными законами управления

Согласно (2.4), на рис. 3 изображены функции чувствительности для системы с НКУ для малой и большой амплитуд входного сигнала. Аналогичная иллюстрация представлена на рис. 4 для системы с антивиндап-регулятором.

Сравнительный анализ рис. 3, 4 показывает, что величина функции чувствительности в диапазоне 1.5–3 рад/с для системы с антивиндап-регулятором приблизительно в 2 раза выше при больших амплитудах, чем для системы с НКУ. Для малых амплитуд величина функции чувствительности стремится к нулю для системы с НКУ, тогда как для системы с антивиндап-регулятором она составляет около восьми. Заметим, что при уменьшении k_A величина функции чувствительности резко возрастает.

На рис. 5 изображены обобщенные функции чувствительности, вычисленные для исследуемой системы при амплитуде входного сигнала 15° , с различными законами управления: 1 – линейная система с ПИД-регулятором, 2 – система с ПИД-регулятором и ограничением скорости привода, 3 – система с ПИД-регулятором и НКУ, 4 – система с антивиндап-коррекцией.

Из рис. 5 видно негативное влияние нелинейности при интегральном законе управления, а также наименьшее влияние на ошибку управления в области частот 1–3 рад/с при законе управления, содержащем ПИД-регулятор и НКУ.

Заключение. Проведена нелинейная коррекция системы с интегральным законом управления. В качестве объекта управления представлена модель ЛА, описывающая его боковое угловое движение. При ограничении скорости привода руля направления и больших амплитудах входного сигнала ошибка управления не парируется регулятором, что приводит к нежелательным колебательным процессам. Для решения этой проблемы в контур управления введено нелинейное корректирующее устройство. В результате моделирования было показано, что диапазон амплитуд входного сигнала достигает 20° при насыщении сигнала, равным 20 град/с. По сравнению с работой статического антивиндап-регулятора нелинейная коррекция позволяет расширить диапазон рабочих сигналов. Помимо этого, конструктивно нелинейную коррекцию проще реализовать.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Андриевский Б.Р., Кузнецов Н.В., Леонов Г.А. Методы подавления нелинейных колебаний в астатических системах автопилотирования летательных аппаратов // Изв. РАН. ТИСУ. 2017. № 3. С. 118–134. <https://doi.org/10.7868/S0002338817030040>
2. Andrievsky B., Arseniev D., Kuznetsov N., Zaitceva I. Pilot-Induced Oscillations and Their Prevention // Cyber-Physical Systems and Control. Lecture Notes in Networks and Systems. Cham: Springer, 2020. V. 95. P. 108–123. https://doi.org/10.1007/978-3-030-34983-7_11
3. Андриевский Б.Р., Кузнецов Н.В., Кузнецова О.А., Леонов Г.А., Мокаев Т.Н. Локализация скрытых колебаний в системах управления полетом // Тр. СПИИРАН. 2016. Т. 6. № 49. С. 5–31. <https://doi.org/10.15622/sp.49.1>
4. Andrievsky B., Kravchuk K., Kuznetsov N.V., Kuznetsova O.A., Leonov G.A. Hidden Oscillations in the Closed-loop Aircraft-pilot System and Their Prevention // Proc. 6th IFAC Workshop on Periodic Control Systems. 2016. V. 49. P. 30–35. <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2016.07.970>
5. Andrievsky B., Kudryashova E., Kuznetsov N., Kuznetsova O.A., Mokaev T.N. Hidden Oscillations in an Active Flutter Suppression System and Flight of a Manned Aircraft // Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2019. V. 10. P. 357–371. Available at: <http://nonlinearstudies.com/index.php/mesa/article/view/2002>.
6. Hippe P. Windup in Control: Its Effects and Their Prevention. N. Y.: Springer-Verlag, 2006. 315 p.
7. Hussain M., Rehan M., Ahmed S., Abbas T., Tufail M. A Novel Approach for Static Anti-Windup Compensation of One-sided Lipschitz Systems Under Input Saturation // Applied Mathematics and Computation. 2020. V. 380. P. 125229. <https://doi.org/10.1016/j.amc.2020.125229>
8. Tarbouriech S., Queinnec I., Prieur C. Nonstandard Use of Anti-Windup Loop for Systems with Input Backlash // IFAC J. of Systems and Control. 2018. V. 6. P. 33–42. <https://doi.org/10.1016/j.ifacsc.2018.10.003>
9. Andrievsky B., Kuznetsov N., Leonov G. Convergence-based Analysis of Robustness to Delay in Anti-windup Loop of Aircraft Autopilot // Proc. IFAC Workshop on Advanced Control and Navigation for Autonomous Aerospace Vehicles. IFAC Proceedings Volumes (IFAC-PapersOnline). Seville, Spain: IFAC, 2015. V. 48. № 9. P. 144–149. <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2015.08.074>
10. Леонов Г.А., Андриевский Б.Р., Кузнецов Н.В., Погромский А.Ю. Управление летательными аппаратами АУ-коррекцией // Дифференциальные уравнения и процессы управления. 2012. № 3. 36 с. Available at: <https://diffjournal.spbu.ru/RU/numbers/2012.3/article.1.1.html>
11. Turner M. C., Sofrony J., Prempain E. Anti-windup for Model-reference Adaptive Control Schemes with Rate-limits // Systems and Control Letters. 2020. V. 137. P. 1–9. [104630]. <https://doi.org/10.1016/j.sysconle.2020.104630>
12. Zaitceva I. Nonlinear Oscillations Prevention in Unmanned Aerial Vehicle // Proc. of 11 Majorov Intern. Conf. on Software Engineering and Computer Systems. V. 2590. St-Petersburg, Russia, 2019. 8 p. Available at: <http://ceur-ws.org/Vol-2590/short3.pdf>

13. *Andrievsky B., Kuznetsov N., Kuznetsova O., Leonov G., Seledzhi S.* Nonlinear Phase Shift Compensator for Pilot-induced Oscillations Prevention // Proc. IEEE Europ. Modelling Sympos. on Computer Modelling and Simulation. Madrid, Spain, 2016. P. 225–231. <https://doi.org/10.1109/EMS.2015.43>.
14. *Андриевский Б.Р., Зайцева Ю.С., Кудряшова Е.В., Кузнецов Н.В., Кузнецова О.А.* Обзор методов предотвращения раскачки самолета летчиком // Дифференциальные уравнения и процессы управления. 2020. № 2. С. 131–172. <https://diffjournal.spbu.ru/RU/numbers/2020.2/article.1.8.html>.
15. *Очиров В.В., Скороспешкин М.В.* Псевдолинейный ПИД-регулятор для системы второго порядка // Сб. тр. 13-й Междунар. научно-практической конф. студентов, аспирантов и молодых ученых. Т. 1. Томск, 2016. С. 181–182. <http://earchive.tpu.ru/handle/11683/17128>.
16. *Зельченко В.Я., Шаров С.Н.* Нелинейная коррекция автоматических систем. Л.: Судостроение, 1981. 167 с.
17. *Chechurin L., Chechurin S.* Physical fundamentals of oscillations. Frequency Analysis of Periodic Motion Stability. Springer, 2019. 264 p.
18. *Андриевский Б.Р., Фрадков А.Л., Бобцов А.А.* Методы анализа и синтеза нелинейных систем управления. СПб.: Институт компьютерных исследований, 2018. 336 с.
19. Нелинейные корректирующие устройства в системах автоматического управления / Под ред. Е.П. Попова. М.: Машиностроение, 1971. 466 с.
20. *Кузнецов Н.В.* Теория скрытых колебаний и устойчивость систем управления // Изв. РАН. ТиСУ. 2020. № 5. С. 5–27. <https://doi.org/10.31857/S0002338820050091>
21. *Зайцева Ю.С.* Подавление автоколебаний при дистанционном управлении БПЛА // Тр. 11-й общероссийской молодежной научно-практической конф. “Молодежь. Техника. Космос”. Т. 1. СПб.: 2019. С. 245–249. https://www.voenmeh.ru/images/docs/science/МТК_2019_trudi_tom1.pdf.
22. *Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В.* Аэродинамика самолета: динамика продольного и бокового движения. М.: Машиностроение, 1979. 352 с.
23. *Stengel R.* Lecture Notes in Aircraft Flight Dynamics. Princeton, USA. Princeton University, 2018. <http://www.stengel.mycpanel.princeton.edu/MAE331Lecture15.pdf>.
24. *Zaitceva I., Chechurin L.* The Estimation of Aircraft Control System Stability Boundaries by the Describing Function Method // Cybernetics and Physics. 2020. V. 9. № 2. P. 117–122. <https://doi.org/10.35470/2226-4116-2020-9-2-117-122>
25. *Buratti N., Invernizzi D., Lovera M.* Experimental Validation of LMI-based Anti-Windup Compensators for Attitude Control in Multirotor UAVs // Proc. 21st IFAC Sympos. on Automatic Control in Aerospace. Cranfield, UK, 2019. V. 52. № 12. P. 164–169. <https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2019.11.191>.
26. *Pogromsky A., Van den Berg R.* Frequency Domain Performance Analysis of Lur’e Systems // IEEE Transaction on Control Systems Technology. 2014. V. 22. № 5. P. 1949–1955. <https://doi.org/10.1109/TCST.2013.2296097>
27. *Van den Berg R., Pogromsky A.Y., Leonov G.A., Rooda J.E.* Design of Convergent Switched Systems // Group Coordination and Cooperative Control. Lecture Notes in Control and Information Sciences. V. 336. Springer, 2006. P. 291–311. https://doi.org/10.1007/11505532_17
28. *Pavlov A., Van den Wouw N.* Convergent Systems: Nonlinear Simplicity // Nonlinear Systems. Lecture Notes in Control and Information Sciences. V. 470. Springer, 2017. P. 51–77. https://doi.org/10.1007/978-3-319-30357-4_3
29. *Andrievsky B., Pogromsky A.Y., Rooda J.* Observer-based Production Control of Manufacturing Machines // Proc. 13th IFAC Sympos. on Information Control Problems in Manufacturing. Moscow, 2009. P. 264–269. <https://doi.org/10.3182/20090603-3-RU-2001.0088>.
30. *Andrievsky B., Kudryashova E., Kuznetsov N., Kuznetsova O.* Aircraft Wing Rock Oscillations Suppression by Simple Adaptive Control // Aerospace Science and Technology. 2020. V. 105. P. 106049. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106049>