

Предотвращение колебаний, вызванных летчиком, методом нелинейной коррекции

Зайцева Ю.С.^{1,2}

¹Институт проблем машиноведения РАН, ИПМаш РАН,

Большой проспект В. О., 61, Санкт-Петербург, 199178, Россия

²Санкт-Петербургский государственный университет, СПбГУ,

Университетская набережная, 7-9, С-Петербург, 199034, Россия

e-mail: juliazaytsev@gmail.com

Статья поступила 16.12.2020

Аннотация

В статье рассматривается предотвращение колебаний, вызванных летчиком, с помощью ввода в контур управления нелинейного корректирующего устройства. На основе свойства летчика настраивать параметры модели своего поведения проведена оптимизация системы летчик-самолет с помощью имитационного моделирования и разработанной компьютерной программы на языке MATLAB. Получены численные значения параметров модели пилота и корректирующего устройства. Характеристики оптимальной системы проиллюстрированы в виде частотных характеристик, переходных процессов при установленном значении ограничения сигнала скорости привода управляющей поверхности самолета. В целях выявления и предотвращения колебаний, вызванных летчиком, предложенный метод может применяться при проектировании систем управления полетом, для оценки техники пилотирования летчиков на авиатренажерах.

Ключевые слова: колебания, вызванные летчиком, нелинейная коррекция, самолет, оптимизация, модель пилота.

Введение

Неконтролируемые колебания, вызванные пилотом (КВЛ), или раскачка самолета летчиком, возникают в замкнутом контуре управления самолетом из-за потери устойчивости в эффективной динамике системы самолет-летчик [1,2]. КВЛ возникают внезапно с быстро нарастающей амплитудой, поэтому их появление может стать причиной катастрофы. КВЛ разделяют на линейные, нелинейные и расходящейся формы. Линейные колебания категории *I* возникает при потере запаса устойчивости по фазе из-за чрезмерных значений амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) разомкнутой системы. Нелинейные колебания категории *II* возникают в следствии достижения насыщения скорости и уровня сигнала управляющих поверхностей самолета. Появление расходящихся колебаний категории *III* связывают с резкими изменениями в динамике самолета или летчика. Фактически, любые колебания возникают из-за запускающих событий, поэтому система управления полетом должна быть разработана так, чтобы не проявлялись временное запаздывание, недостаточная чувствительность управления, ограничение скорости приводов и резкие изменения в динамике самолета. Эти нежелательные характеристики приводят к несоответствию управляющих действий летчика и динамики самолета, что в свою очередь, вызывает уменьшение запаса устойчивости по фазе.

Предотвращение КВЛ остается актуальной проблемой, так как многие новые высокоавтоматизированные самолеты или самолеты с модернизированной системой

управления при проведении летных испытаний имели тенденцию к развитию КВЛ. На данный момент существуют методы анализа и предотвращения КВЛ на основе синтеза регуляторов и коррекции систем [3,4]. Для анализа системы самолет-летчик широко используют численно-аналитический метод гармонической линеаризации, в результате которого получают условия возникновения КВЛ, предельных циклов и скрытых аттракторов [5-8]. В [9] предложен регулятор на основе оптимального управления по выходу. Анализ устойчивости полученной системы проводят методом центральных многообразий. С помощью методов адаптивного управления получены результаты предотвращения колебаний по крену [10]. В [11,12] показано, что применение анти-виндап коррекции эффективнее введения нелинейных фильтров в системе с ограничением скорости привода. Дальнейшее развитие анти-виндап коррекции получило в работе [13], где с помощью метода оптимизации H_∞ смягчаются последствия КВЛ при одновременном влиянии насыщения скорости и уровня сигнала привода управления элеронами. Применение псевдолинейных корректирующих устройств (ПКУ) с отдельными каналами формирования амплитуды и фазы для компенсации фазового запаздывания показано в работах [6,14,15]. Структура ПКУ позволяет формировать фазовую характеристику независимо от амплитуды входного сигнала. Один из вариантов реализации ПКУ описывается следующим уравнением [16]:

$$y = k|x|\text{sign}(W(s)), \quad (1)$$

где x, y – вход и выход ПКУ соответственно, k – коэффициент усиления или ослабления амплитуды сигнала, s – оператор Лапласа, $W(s)$ – фазопережающее звено с передаточной функцией вида:

$$W(s) = \frac{sT_1+1}{sT_2+1}, \quad (2)$$

где T_1, T_2 – постоянные времени. Отметим, что ПКУ может быть модифицировано на усмотрение разработчика согласно структуре системы управления с сохранением отдельных каналов формирования амплитуды и фазы.

Таким образом, в данном исследовании ставится задача предотвращения КВЛ путем введения в контур системы управления полетом ПКУ.

Система самолет-летчик

Характеристики управляемости самолета определяются оценкой пилотажных характеристик, поэтому анализ компенсаторной системы является основой для исследований [1,2,17,18]. В такой системе летчик реагирует на сигнал рассогласования между входным и фактическим сигналом, при этом выбирает форму и численные значения корректирующей характеристики своих действий. Для описания поведения летчика в диапазоне частоты среза используют передаточную функцию вида [1,19-21]:

$$W_p(s) = K_p \frac{(T_L s + 1)}{(T_I s + 1)} e^{-\tau_p s}, \quad (3)$$

где K_p – коэффициент усиления пилота, T_L, T_I – постоянные времени опережения и сглаживания, вводимые летчиком для сглаживания процессов пилотирования, τ_p – постоянная времени запаздывания, учитывающая задержку восприятия и формирования действий в центральной нервной системе летчика. Летчик настраивает свои параметры так, чтобы оптимизировать суммарные характеристики замкнутой системы и обеспечить минимальную ошибку управления [2,18-21]. Математически процесс настройки параметров модели пилота можно выразить как задачу

оптимизации частоты среза разомкнутой системы с ограничениями на управляемые величины и показатели качества системы. Поскольку целевая функция, равная частоте среза, не выражается аналитически, то к решению задачи привлекаются имитационные средства моделирования Matlab/Simulink [22,23].

Результаты моделирования

В качестве объекта управления рассмотрим беспилотный летательный аппарат (БПЛА), управляемый дистанционно человеком-оператором с наземной станции. Во время летных испытаний компьютерными средствами был установлен предел скорости привода равный 6 град/с, при этом зафиксированы КВЛ. Передаточная функция БПЛА от угла отклонения ручки руля высоты к угловой скорости тангажа с учетом динамики привода имеет вид [24]:

$$W_{0y}(s) = e^{-0,17s} \frac{1}{0,076s+1} \times \frac{29,1(s+4,35)}{s^2+7,3s+25,6} \quad (4)$$

Задача максимизации формулируется следующим образом. Целевая функция имеет вид:

$$J = \omega_c, \quad (5)$$

где ω_c – частота среза замкнутой системы самолет-летчик. Управляемые параметры: K_p, T_L, T_I, τ_p . Численные ограничения: $K_p > 0,001, 1 > T_L > 0,001, 1 > T_I > 0,001, 0,3 > \tau_p > 0,1$; показатель колебательности $1,25 > M > 1,1$, знак вещественной части корней характеристического уравнения $Re(s_i) < 0, i = 1, \dots, n$, точность переходного процесса $\Delta < 0,05$.

В результате оптимизации получены значения параметров ПКУ (1), (2) и модели пилота (3): $T_1 = 0,8, T_2 = 0,35, K_p = 0,6, T_L = 0,49, T_I = 0,6, \tau_p = 0,18$.

Выполнение критерия (5) проиллюстрировано на рис. 1. По форме переходных процессов по углу тангажа (рис. 2) видно, что в оптимальной системе без НКУ появляются КВЛ.

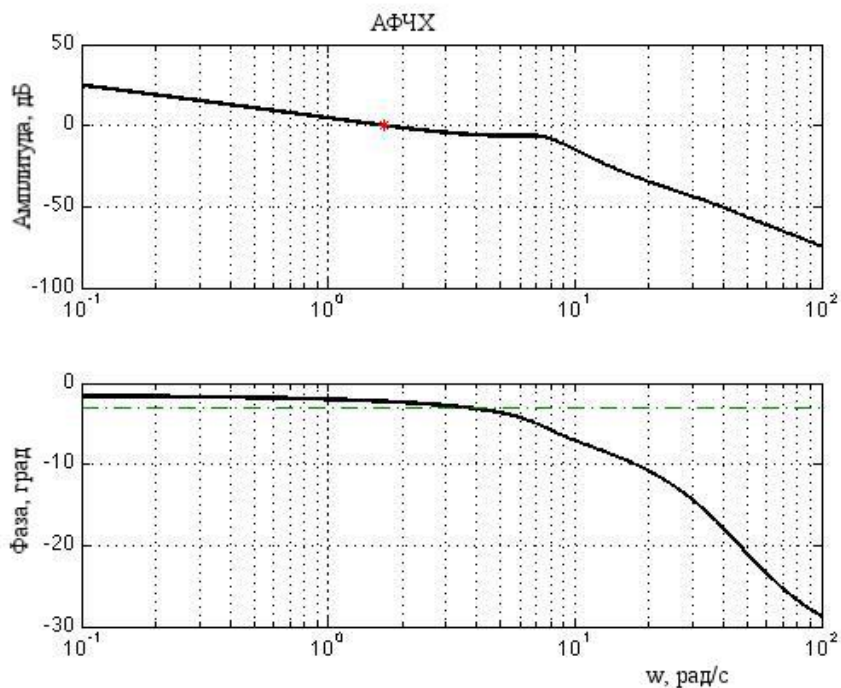


Рис. 1 – Амплитудно-фазовая частотная характеристика оптимальной системы с ПКУ

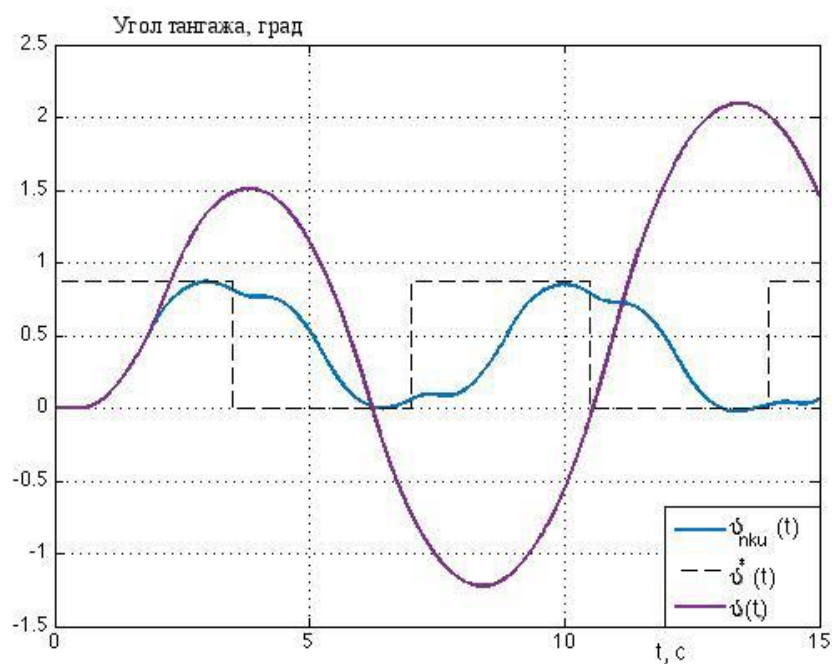


Рис. 2 – Переходные процессы по тангажу оптимальной системы с ПКУ и без

На рис. 2 обозначены: $\vartheta^*(t)$ – входной сигнал, $\vartheta_{nku}(t), \vartheta(t)$ – выходной сигнал по углу тангажа системы скорректированной оптимальной системы и оптимальной системы без ПКУ.

Проанализируем полученные результаты с помощью критериев оценивания пилотажных характеристик [2,25,26]. Рассмотрим критерий, как требование к показателям переходного процесса, которыми являются установившееся значение угловой скорости $\omega_{уст}$, значения положительного и отрицательного перерегулирования $\Delta\omega_1, \Delta\omega_2$, время эффективного запаздывания τ_0 . На рис. 3 представлен переходный процесс по угловой скорости тангажа, имеющий следующие показатели: $\omega_{уст} = 2,8$ рад/с, $\Delta\omega_1 = 1,56, \Delta\omega_2 = 0,6, \tau_0 = 0,1$ с, $div = \Delta\omega_2/\Delta\omega_1 = 0,38$.

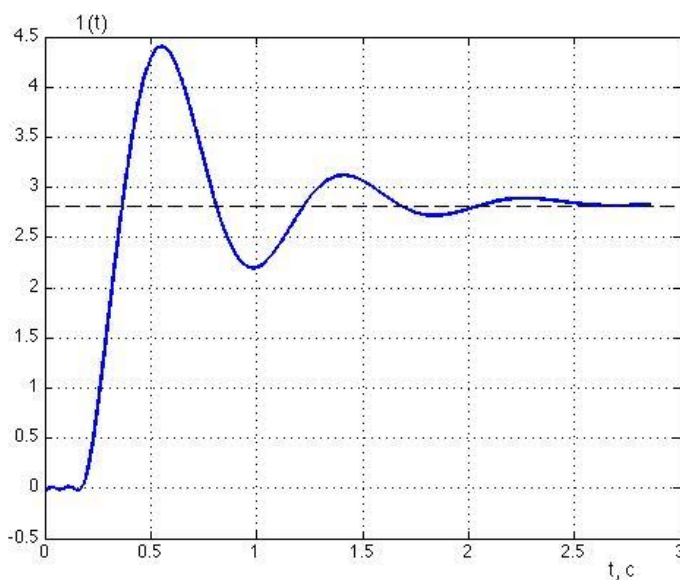


Рис. 3 – Переходный процесс по угловой скорости при ступенчатом отклонении рычага управления оптимальной системы

По шкале, представленной на рис. 4, видно, что значения τ_0, div соответствуют области пилотажных характеристик уровня II.

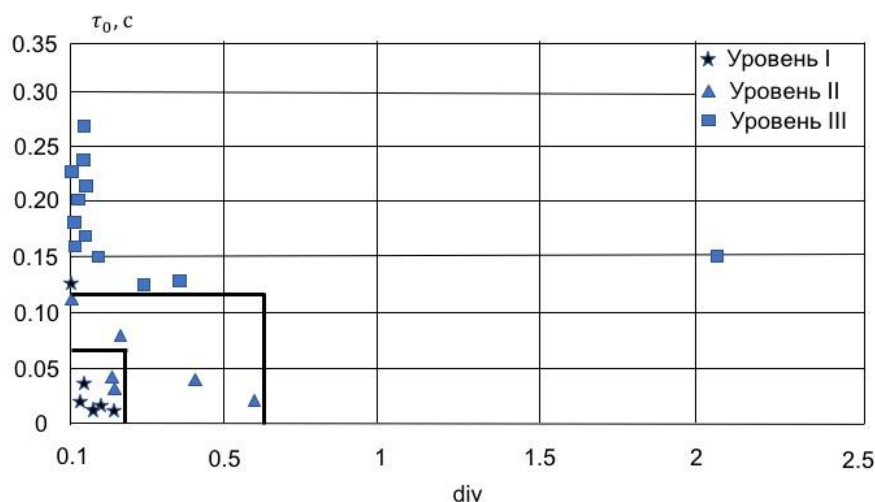


Рис. 4 – Критерий, нормирующий требования к показателям процесса

Применить критерий « $\tau_0 - \omega_{BW}$ », в котором нормируются параметры частотной характеристики самолета по углу тангажа и оценивается тенденция самолета к раскачке, не представляется возможным, так как ФЧХ исследуемой системы не пересекает фазу -180 град, и параметры τ_0 , ω_{BW} не вычисляются.

Выводы

В данном исследовании рассмотрена простая компенсаторная система и представлен метод предотвращения КВЛ с помощью введения в контур управления оптимальной системы с корректирующим устройством. Параметры модели пилота и корректирующего устройства получены с помощью программы имитационного моделирования в среде Matlab/Simulink. Получены численные параметры пилота, при которых возникает явление КВЛ. Анализ оптимальной системы показал соответствие хорошим пилотажным характеристикам.

Автор выражает благодарность профессору А.В. Ефремову за внимание к работе и полезные замечания.

Работа выполнена при финансовой поддержке Ведущих научных школ РФ 2020-2021 (НС-2624.2020.1) и Министерством науки и высшего образования РФ (грант МНВО-2020-0015).

Библиографический список

1. McRuer D. T. Pilot induced oscillations and human dynamics behavior. Tec. report no. CR-4683. Washington D.C., USA: NASA, 1995. 96 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19960020960>
2. Ефремов А.В. Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. - М.: Изд-во МАИ, 2017. - 196 с.
3. Andrievsky B., Arseniev D.G., Kuznetsov N.V., Zaitceva I.S. Pilot-induced oscillations and their prevention // Proceedings of Cyber-Physical Systems and Control Conf. (St-Petersburg, 2019). Springer, Cham. 2020, vol. 95, pp. 108 - 123. URL: https://link.springer.com/chapter/10.1007%2F978-3-030-34983-7_11
4. 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. URL: <https://diffjournal.spbu.ru/RU/numbers/2020.2/article.1.8.html>
5. Zaitceva I., Chechurin L. The estimation of aircraft control system stability boundaries by the describing function method // Cybernetics and Physics, 2020, vol. 9, no. 2, pp. 117 - 122. URL: <https://doi.org/10.35470/2226-4116-2020-9-2-117-122>
6. Andrievsky B., Kravchuk K., Kuznetsov N.V., Kuznetsova O., Leonov G.A. Hidden oscillations in the closed-loop aircraft-pilot system and their prevention // 6th IFAC

Workshop on Periodic Control Systems. (Eindhoven, 2016), IFAC-PapersOnLine, 2016, vol. 49 (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 // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2020, vol. 59 (5), pp. 647 - 668. URL: <https://doi.org/10.1134/s1064230720050093>

8. Андриевский Б.Р., Кузнецов Н.В., Кузнецова О.А., Леонов Г.А., Мокаев Т.Н. Локализация скрытых колебаний в системах управления полетом // Труды СПИИРАН. 2016. № 49. С. 5 - 31. URL: <https://doi.org/10.15622/sp.49.1>

9. Tran A.T., Sakamoto N., Kikuchi Y., Mori K. Pilot induced oscillation suppression controller design via nonlinear optimal output regulation method // Aerospace Science and Technology, 2017, vol. 68, pp. 278 - 286. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.05.010>

10. Andrievsky B., Kudryashova E.V., Kuznetsov N.V., Kuznetsova O.A. Aircraft wing rock oscillations suppression by simple adaptive control // Aerospace Science and Technology, 2020, vol. 105, pp. 10. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106049>

11. Gatley S., Postlethwaite I., Turner M., Kumar A. A comparison of rate-limit compensation schemes for PIO avoidance // Aerospace Science and Technology, 2006, vol. 10, no. 1, pp. 37 – 47. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2005.07.004>

12. Леонов Г.А., Андриевский Б.Р., Кузнецов Н.В., Погромский А.Ю. Управление летательными аппаратами с АW-коррекцией // Дифференциальные уравнения и процессы управления. 2012. № 3. С. 36. URL: <https://diffjournal.spbu.ru/RU/numbers/2012.3/article.1.1.html>

13. Queinnec I., Tarbouriech S., Biannic J.-M., Prieur C. Anti-Windup algorithms for pilot-induced-oscillation alleviation // AerospaceLab, 2017, Chapter 13, pp. 23. URL: <https://hal.laas.fr/hal-01636186/document>
14. Zaitceva I. Nonlinear oscillations prevention in unmaned aerial vehicle // XI Majorov Int. Conf. on Software Engineering and Computer Systems (Saint-Petersburg, 12-13 Dec. 2019), CEUR-WS, pp. 8. URL: <http://ceur-ws.org/Vol-2590/short3.pdf>
15. Andrievsky B., Kuznetsov N., Kuznetsova O., Leonov G., Seledzhi S. Nonlinear phase shift compensator for pilot-induced oscillations prevention // Proc. of IEEE European Modelling Symposium (Madrid, 2015), 2015, pp. 225 - 231. URL: <https://doi.org/10.1109/EMS.2015.43>
16. Зельченко В.Я., Шаров С.Н. Нелинейная коррекция автоматических систем. - Л.: Судостроение, 1981. - 167 с.
17. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н., Суханов В.Л. Динамика полета / Под редакцией Бюшгенса Г.С. - М.: Машиностроение, 2011. - 776 с.
18. Бюшгенс Г.С., Студнев Р.В. Аэродинамика самолета: динамика продольного и бокового движения. - М.: Машиностроение, 1979. - 352 с.
19. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В. Летчик как динамическая система. - М.: Машиностроение, 1992. - 336 с.
20. Ефремов А.В., Александров А.В., Валеров К.А. Исследование влияния типа рычага и управляющего сигнала на свойства системы самолет-летчик // Труды МАИ. 2017. № 94. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=81040>
21. McRuer D., Graham D., Krendel E., Reisener W. Human pilot dynamic in compensatory systems: Theory, models, and experiments with controlled element and

forcing function variations // Tech. report no. TR-65-15, 1965, 196 p. URL:

<https://apps.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/470337.pdf>

22. Зайцева Ю.С. Настройка параметров динамической модели поведения пилота в контуре управления летательным аппаратом // Научно-технический вестник ИТМО. 2020. Т. 20 № 2. С. 200 - 205.

23. Гуськов А.А., Спирин А.А., Норинская И.В. Имитационная модель электромеханического рулевого привода малогабаритного высокоманевренного летательного аппарата // Труды МАИ. 2020. № 111. URL:

<http://trudymai.ru/published.php?ID=115157>. DOI: [10.34759/trd-2020-111-14](https://doi.org/10.34759/trd-2020-111-14)

24. Mandal T., Gu Y. Analysis of pilot-induced oscillation and pilot vehicle system stability using UAS flight experiments // Aerospace, 2016, vol. 3, no. 2. URL:

<https://doi.org/10.3390/aerospace3040042>

25. Ефремов А.В., Коровин А.А. Модификация критериев оценки пилотажных характеристик и явления раскачки самолета летчиком // Труды МАИ. 2012. № 55.

URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=30131>

26. Козяйчев А.Н. Стендовые исследования алгоритма ограничения угла крена вблизи поверхности земли // Труды МАИ. 2018. № 98. URL:

<http://trudymai.ru/published.php?ID=90344>

Pilot-induced oscillations prevention through the nonlinear correction method

Zaitceva I.S.

*¹Institute for Problems in Mechanical Engineering of the Russian Academy of Sciences,
61, Bolshoy prospect V. O., Saint Petersburg, 199178, Russia*

*²Saint Petersburg State University,
7-9, Universitetskaya naberezhnaya, Saint Petersburg, 199034, Russia*

e-mail: juliazaytsev@gmail.com

Abstract

The purpose of this article is to solve the problem of nonlinear correction device synthesis to prevent the pilot-induced oscillations in a compensatory tracking system. The oscillations discussed in this article introduce a negative phase shift into the system. Thus, a simple and effective solution to this problem consists in embedding a nonlinear correcting device into the control loop. The pilot actions in the compensatory tracking task are aimed at ensuring the cutoff frequency of the closed system, at which the control error will be minimal. The aircraft–pilot system optimization, based on the pilot’s ability to adjust his control performance parameters, is illustrated by the software developed with the MAtLAB/Simulink tools. The goal function is given numerically in the form of the cutoff frequency of the closed-loop pilot-aircraft system, which corresponds to finding maximum system performance. Frequency quality indexes, control accuracy, and pilot model parameters are numerically limited. The pilot-induced oscillations prevention is demonstrated by the example of an unmanned aerial vehicle control system. The human pilot is described by the McRuer “at the cutoff frequency” model. The values of a pilot model and nonlinear corrective device parameters were obtained. Frequency and transient

responses of the corrected rate-limited actuator system are presented. Handling qualities of the optimal system were assessed using the bandwidth criterion and the index of the transient process performance. The proposed method can be employed in the flight control system design and flight performance assessment.

Keywords: pilot-induced oscillations, nonlinear correction, aircraft, optimization, pilot model.

References

1. McRuer D. T. Pilot induced oscillations and human dynamics behavior. Tec. report no. CR-4683. Washington D.C., USA: NASA, 1995, 96 p. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19960020960>
2. Efremov A.V. *Sistema samolet-letchik. Zakonomernosti i matematicheskie modeli povedeniya letchika* (Pilot-vehicle system. Patterns and mathematical models of pilot behavior), Moscow, MAI, 2017, 196 p.
3. Andrievsky B., Arseniev D.G., Kuznetsov N.V., Zaitceva I.S. Pilot-induced oscillations and their prevention, *Proceedings of Cyber-Physical Systems and Control Conf.* (St-Petersburg, 2019). Springer, Cham. 2020, vol. 95, pp. 108 - 123. URL: https://link.springer.com/chapter/10.1007%2F978-3-030-34983-7_11
4. Andrievskii B.R., Zaitseva Yu.S., Kudryashova E.V., Kuznetsov N.V., Kuznetsova O.A. *Differentsial'nye uravneniya i protsessy upravleniya*, 2020, no. 2, pp. 131 - 172. URL: <https://diffjournal.spbu.ru/RU/numbers/2020.2/article.1.8.html>

5. Zaitceva I., Chechurin L. The estimation of aircraft control system stability boundaries by the describing function method, *Cybernetics and Physics*, 2020, vol. 9, no. 2, pp. 117 - 122. URL: <https://doi.org/10.35470/2226-4116-2020-9-2-117-122>
6. Andrievsky B., Kravchuk K., Kuznetsov N.V., Kuznetsova O., Leonov G.A. Hidden oscillations in the closed-loop aircraft-pilot system and their prevention, *6th IFAC Workshop on Periodic Control Systems* (Eindhoven, 2016), IFAC-PapersOnLine, 2016, vol. 49 (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, *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2020, vol. 59 (5), pp. 647 - 668. URL: <https://doi.org/10.1134/s1064230720050093>
8. Andrievskii B.R., Kuznetsov N.V., Kuznetsova O.A., Leonov G.A., Mokaev T.N. *Trudy SPIIRAN*, 2016, no. 49, pp. 5 - 31. URL: <https://doi.org/10.15622/sp.49.1>
9. Tran A.T., Sakamoto N., Kikuchi Y., Mori K. Pilot induced oscillation suppression controller design via nonlinear optimal output regulation method, *Aerospace Science and Technology*, 2017, vol. 68, pp. 278 - 286. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2017.05.010>
10. Andrievsky B., Kudryashova E.V., Kuznetsov N.V., Kuznetsova O.A. Aircraft wing rock oscillations suppression by simple adaptive control, *Aerospace Science and Technology*, 2020, vol. 105, pp. 10. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.106049>
11. Gatley S., Postlethwaite I., Turner M., Kumar A. A comparison of rate-limit compensation schemes for PIO avoidance, *Aerospace Science and Technology*, 2006, vol. 10, no. 1, pp. 37 – 47. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2005.07.004>

12. Leonov G.A., Andrievskii B.R., Kuznetsov N.V., Pogromskii A.Yu. *Differentsial'nye uravneniya i protsessy upravleniya*, 2012, no. 3, pp. 36. URL: <https://diffjournal.spbu.ru/RU/numbers/2012.3/article.1.1.html>
13. Queinnec I., Tarbouriech S., Biannic J.-M., Prieur C. Anti-Windup algorithms for pilot-induced-oscillation alleviation, *AerospaceLab*, 2017, Chapter 13, pp. 23. URL: <https://hal.laas.fr/hal-01636186/document>
14. Zaitceva I. Nonlinear oscillations prevention in unmaned aerial vehicle, *XI Majorov Int. Conf. on Software Engineering and Computer Systems*, Saint-Petersburg, 2019, pp. 8. URL: <http://ceur-ws.org/Vol-2590/short3.pdf>
15. Andrievsky B., Kuznetsov N., Kuznetsova O., Leonov G., Seledzhi S. Nonlinear phase shift compensator for pilot-induced oscillations prevention, *Proc. of IEEE European Modelling Symposium*, Madrid, 2015, pp. 225 - 231. URL: <https://doi.org/10.1109/EMS.2015.43>
16. Zel'chenko V.Ya., Sharov S.N. *Nelineinaya korrektsiya avtomaticheskikh sistem* (Nonlinear correction of automatic systems), Leningrad, Sudostroenie, 1981, 167 p.
17. Efremov A.V., Zakharchenko V.F., Ovcharenko V.N., Sukhanov V.L. *Dinamika poleta* (Flight dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 2011, 776 p.
18. Byushgens G.S., Studnev R.V. *Aerodinamika samoleta: dinamika prodol'nogo i bokovogo dvizheniya* (Aircraft aerodynamics: longitudinal and lateral movement dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1979, 352 p.
19. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Predtechenskii A.N., Rodchenko V.V. *Letchik kak dinamicheskaya Sistema* (Pilot as a dynamic system), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 336 p.

20. Efremov A.V., Aleksandrov A.V., Valerov K.A. *Trudy MAI*, 2017, no. 94. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=81040>
21. McRuer D., Graham D., Krendel E., Reisener W. *Human pilot dynamic in compensatory systems: Theory, models, and experiments with controlled element and forcing function variations*, Tech. report no. TR-65-15, 1965, 196 p. URL: <https://apps.dtic.mil/dtic/tr/fulltext/u2/470337.pdf>
22. Zaitseva Yu.S. *Nauchno-tekhnicheskii vestnik ITMO*, 2020, vol. 20, no. 2, pp. 200 - 205.
23. Gus'kov A.A., Spirin A.A., Norinskaya I.V. *Trudy MAI*, 2020, no. 111. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=115157>. DOI: [10.34759/trd-2020-111-14](https://doi.org/10.34759/trd-2020-111-14)
24. Mandal T., Gu Y. Analysis of pilot-induced oscillation and pilot vehicle system stability using UAS flight experiments, *Aerospace*, 2016, vol. 3, no. 2. URL: <https://doi.org/10.3390/aerospace3040042>
25. Efremov A.V., Korovin A.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 55. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=30131>
26. Kozyaichev A.N. *Trudy MAI*, 2018, no. 98. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=90344>