

Метод предотвращения нелинейных колебаний в БПЛА

В докладе рассматривается явление неблагоприятного взаимодействия в режиме ручного управления между человеком-оператором и беспилотным летательным аппаратом, которое может вызвать неожиданные колебания беспилотного летательного аппарата с тяжелыми последствиями. В основе колебаний лежат причины, связанные с технологией дистанционного управления приводами, которая создает предел скорости привода и вносит отставание по времени входного сигнала пилота. Предотвращение колебаний реализуется с помощью введения в контур управления беспилотного летательного аппарата специально разработанного псевдо-линейного корректирующего устройства. Корректирующее устройство вносит опережение по фазе входного сигнала, что дает стабилизацию в контуре управления при определенном диапазоне коэффициента усиления оператора и амплитуды входного сигнала. Приведены численные исследования системы подавления колебаний с нелинейной коррекцией.

Введение. Рассматриваемое в докладе anomальное взаимодействие между человеком-оператором и беспилотным летательным аппаратом (БПЛА) относится к явлению раскачки самолета летчиком (РСЛ) в большой авиации [1, 2]. Преимущество этого явления в системах управления БПЛА объясняется наличием тех же причин, что и в пилотируемых самолетах: технология электро-дистанционного управления приводами, которые имеют ограничение скорости и запаздывание по времени управляющего сигнала. Поскольку БПЛА мало исследованы на предмет РСЛ, к ним можно применить существующие методы подавления колебаний, разработанных для пилотируемых самолетов. Существуют определенные методы исследований и критерии качества полета [3 – 13], а также распространены такие устройства предотвращения колебаний как пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор [13 – 14], фильтры низких частот [15 – 21], метод инверсной динамики [22, 23] и адаптивный закон управления [24]. Предлагаемый доклад посвящен разработке нелинейного корректирующего устройства, позволяющего избежать возникновения колебаний в контуре управления «оператор – БПЛА».

В работе рассматривается движение малого БПЛА в режиме ручного управления. Имеющаяся задержка по времени определяется как разница во времени между моментом, когда регистрируется управляющий сигнал, генерируемый пилотом, и временем, когда записывается отклонение руля высоты. Привод органа управления БПЛА имеет конструктивное ограничение скорости сигнала управления. При определенных параметрах полета, носящих индивидуальный характер, в продольной оси управления появляются непреднамеренные колебания летательного аппарата [1]. В данной работе предлагается включить в контур управления по продольной оси последовательное нелинейное корректирующее устройство (НКУ). Внедрение НКУ в систему управления с нелинейностями, такими как насыщение, трение, зона нечувствительности, уменьшает скорость переходного процесса, подавляет автоколебания [25]. НКУ имеет уравнения вида [26, 27]:

$$\begin{aligned} y &= k|u| \operatorname{sign}(x), \\ A(p)x &= B(p)u, \end{aligned} \quad (1)$$

где $p = \frac{d}{dt}$ – оператор дифференцирования, $A(p), B(p)$ – полиномы такие, что $W(s) = \frac{B(s)}{A(s)}$, $s \in \mathbb{C}$

– передаточная функция выбранного линейного упреждающего фильтра, s - оператор Лапласа.

Фильтр выбирается в следующей форме:

$$W(s) = \frac{T_1}{T_2} \cdot \frac{T_2 s + 1}{T_1 s + 1}, \quad (2)$$

¹ Научный руководитель д.т.н., доц., профессор Андриевский Борис Ростиславич, Университет ИТМО

где $0 < T_1 < T_2$ – постоянные времени.

В исследуемый контур управления входят модель человека-оператора, НКУ и модель привода органа управления первого порядка с ограничением на скорость. Все параметры моделей взяты из [1].

Один из результатов моделирования скорректированной системы приведен ниже.

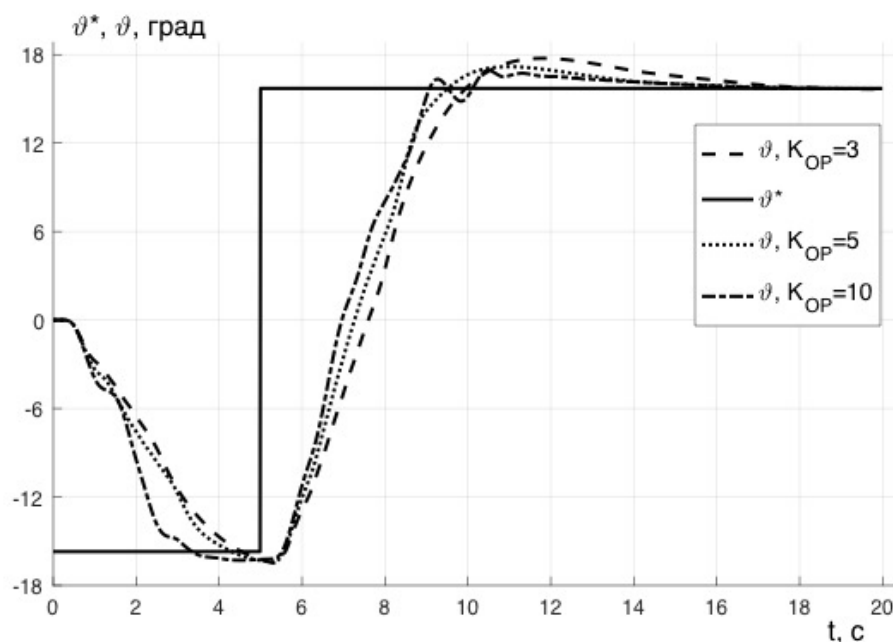


Рис. 1 – Переходные процессы скорректированной системы по углу тангажа при различных коэффициентах усиления оператора K_{OP} и задержке времени $\tau = 0.2$ с.

На рисунке 1 можно видеть устойчивый переходный процесс для ступенчатого задающего воздействия при довольно энергичном управлении оператором. Степень энергичности определяется коэффициентах усиления оператора K_{OP} .

Выводы. Результаты работы показывают, что предложенный метод нелинейной фазовой коррекции в контуре управления БПЛА позволяют увеличить коэффициент усиления оператора и, следовательно сделать возможным, чтобы оператор реагировал более энергично на рассогласование сигнала с одной стороны, и для предотвращения колебаний, вызванных неблагоприятным взаимодействием человека-оператора и БПЛА – с другой.

Текст расширенного реферата доклада согласован с научным руководителем.

Зайцева Ю.С. _____

Научный руководитель Андриевский Б.Р. _____

ЛИТЕРАТУРА

1. Y. Gu, H. Chao, M. B Rhudy. Flight data analysis of pilot-induced oscillations of a remotely controlled aircraft. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. 2013. Boston, MA.
2. Military Standard, Flying Qualities of Piloted Aircraft, MIL-STD-1797A, 30 Jan. 1990
3. Balas G.G., Hodgkinson J. Control design methods for good flying qualities. AIAA Atmospheric flight conference. 2009. P. 1 – 20.
4. Duda H. Flight control system design rate saturation. Aerospace science and technology. 1998. P. 265 – 275.
5. Garrard W.L., Jordan J.M. Design of nonlinear automatic flight control system. Automatica. 1977. Vol. 13. P. 497 – 505.
6. Itoh E., Suzuki S. Evaluation on novel architecture for harmonizing manual and automatic flight controls under atmospheric turbulence. Aerospace science and technology 24 pp. 241-254. 2013

7. McRuer D.T. and others. Aviation safety and pilot control. The national academies. 1997.
8. Pahle J.W., Wichman K.D., Foster J.V., Bundick W.T. An overview of controls and flying qualities technology on the F/A-18 high alpha research vehicle. NASA Dryden technical report NASA-H-2123. 1996.
9. Sisk T.R., Matheny N.W. Precision controllability of the YF-17 airplane. NASA Technical Paper 1677. 1980.
10. Stengel R. Flying qualities criteria. Aircraft flight dynamics. MAE 331. <http://www.princeton.edu/~stengel/MAE331Lecture18a.pdf>. 2014.
11. Schroeder J.A., Chung W.W.Y., Tran D.T., Laforce S., Bengford N.J. Pilot-induced oscillation prediction with three levels of simulation motion displacement. AIAA. 1998. P. 390 – 400.
12. Nassirharand A., Taylor J.H. Synthesis of PID controllers for nonlinear multivariable systems. 2008. Vol. 6, no. 3. P. 394 – 400.
13. Perng J-W. Application of parameter plane method to pilot-induced oscillations. Aerospace science and technology, pp. 140-145. 2012.
14. Taylor J.H. A systematic nonlinear controller design approach based on quasilinear system models. ACC. 1983. P. 141 – 145.
15. Boltt E.M., Marzocca P., Ahmadi G. The application of nonlinear pre-filters to prevent aeroservoelastic interactions due to actuator rate limiting. AIAA. 2012. P. 1 – 13.
16. Brieger O., Kerr M. And others. Pilot-involved-oscillation suppression using low-order antiwindup: flight-test evaluation. Journal of guidance, control and dynamics. 2012. Vol. 35. No. 2. P. 471 – 483.
17. Brieger O., Kerr M., Sofrony J., Postlethwaite I., Turner M.C. Flight testing of a rate saturation compensation scheme on the ATTAS aircraft. Aerospace science and technology. 2008. P. 92 – 104.
18. Gatley S.L., Turner M.C., Postlethwaite I., Kumar A. A comparison of rate-limit compensation schemes for pilot-induced-oscillation avoidance. Aerospace science and technology. 2006. P. 37 – 47.
19. Hanley J.G. A comparison of nonlinear algorithms to prevent pilot-induced oscillations caused by actuator rate limiting. Thesis. 2003.
20. Sofrony J., Turner M.C., Postlethwaite I. Anti-windup synthesis for systems with rate-limits using Riccati equation. International journal of control. 2009. P. 112 – 128.
21. Smith J.W., Edwards J.W. Design of a nonlinear adaptive filter for suppression of shuttle pilot-induced oscillation tendencies. NASA Technical Memorandum. 1980
22. Lane S.H., Stengel R.F. Flight control design using non-linear inverse dynamics. Automatica. Vol.24, No. 4, pp.471-483. 1988.
23. Meyer G., Su R., Hunt L.R. Application of nonlinear transformations to automatic flight control. Automatica, vol. 20, No. 1, pp.103-107. 1984.
24. Rysdyk R., Calise A.J. Robust nonlinear adaptive flight control for consistent handling qualities. IEEE. 2005. Vol. 13. No. 6. P. 896 – 910.
25. Попов Е.П. Нелинейные корректирующие устройства в системах автоматического управления. М.: Машиностроение, 1971.
26. Andrievsky B., Kuznetsov N., Kuznetsova O. et al. Nonlinear phase shift compensator for pilot-induced oscillation prevention. Prepr. 9th IEEE Europ. Modeling Symp. On Mathematical Modeling and Computer Simulation (EMS 2015). Madrid, Spain: 2015. P. 225 – 231.
27. Andrievsky B., Kravchuk K., Kuznetsov N. et al. Hidden oscillations in the closed-loop aircraft-pilot system and their prevention. IFAC-PapersON-Line. 2016. Vol. 49. P.30-35.