

Научная статья
УДК 629.7
DOI: 10.34759/vst-2022-1-201-210

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ СРЕДСТВА ПОДАВЛЕНИЯ РАСКАЧКИ САМОЛЕТА ЛЕТЧИКОМ

Александр Викторович Ефремов¹, Александр Игоревич Щербаков² ✉,
Федор Александрович Корзун³, Владислав Александрович Проданик⁴

^{1,2,3,4}Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,
Москва, Россия

¹pvl@mai.ru

²mvcom@inbox.ru ✉

³korzunf@yandex.ru

⁴vprodanik@mail.ru

Аннотация. Одним из наиболее важных требований, предъявляемых к современным самолетам, как создаваемым, так и находящимся в эксплуатации, является безопасность полетов. В данной работе рассматривается явление раскачки самолета летчиком (Pilot-induced oscillation, PIO) и представлен метод предотвращения возникновения и развития данного явления.

Ключевые слова: раскачка самолета, нелинейный префильтр, безопасность полетов, система самолет—летчик

Для цитирования: Ефремов А.В., Щербаков А.И., Корзун Ф.А., Проданик В.А. Перспективные средства подавления раскачки самолета летчиком // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 1. С. 201-210. DOI: 10.34759/vst-2022-1-201-210

Original article

PROSPECTIVE MEANS FOR THE AIRCRAFT PILOT INDUCED OSCILLATION SUPPRESSION

Alexander V. Efremov¹, Alexander I. Shcherbakov² ✉, Fedor A. Korzun³, Vladislav A. Prodanik⁴

^{1,2,3,4}Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI,

Moscow, Russia

¹pvl@mai.ru

²mvcom@inbox.ru ✉

³korzunf@yandex.ru

⁴vprodanik@mail.ru

Abstract

The article presents a brief overview of the accidents occurred in the past due to the aircraft pilot induced oscillation (PIO). It proposes the alternative algorithm for the nonlinear pre-filter (oscillation suppressor). Compared to the other pre-filter versions, the proposed filter is being installed inside the flight control system contour, and its output serves as an input signal for the actuator. According to its algorithm, this signal does not decline when its output signal (δ) is equal or less than rate limiting (δ_{\max}). However, when δ exceeds δ_{\max} , δ decreases according to the developed algorithm.

Effectiveness of the proposed pre-filter is being compared with the other two pre-filters versions. One of them is the traditional nonlinear pre-filter, which algorithm corresponds to the simplified actuator model. Its input signal is proportional to the control stick deflection. Another nonlinear pre-filter is so-called “rate limiter with feedback and bypass” developed by the SAAB Company for the JAS-39 aircraft.

The following two types of experiments were conducted:

PIO suppression effectiveness comparison by various nonlinear pre-filters and of error reduction in the tracking task in case of precise knowledge of the actuator model parameters;

Robustness evaluation of the proposed pre-filters.

All experiments were being conducted at one of the MAI flight-simulators. The piloting task consisted in pitch tracking task with the tracking error-minimizing goal. The dynamic configuration corresponded to the statically neutral aircraft with feedbacks ensuring the HP2.1 dynamic configuration from the Have PIO database with no nonlinear effects impact. The actuator simplified model parameters corresponded to ± 15 deg/s and gain coefficient $K = 10$.

The experiments revealed that in case of piloting without pre-filters, the unstable PIO process occurs. Installation of whatever pre-filter allows suppressing the diverging oscillation. However the proposed nonlinear pre-filter ensures the of the of error variance decrease by 2.35 and 1.95 times and higher bandwidth of closed-loop system compared to the conventional pre-filter and so-called “rate limiter with feedback and bypass”.

The experiments on robustness studying demonstrated that the inaccurate knowledge of the actuator model employed in all pre-filters algorithms does not affect practically on the results of experiments in the case of the proposed pre-filter. As for the other pre-filters, the inaccurate knowledge of actuator model parameters considerably affects the error variances and other pilot-aircraft system characteristics.

Keywords: pilot induced oscillation, nonlinear prefilter, flight safety, aircraft-pilot system

For citation: Efremov A.V., Shcherbakov A.I., Korzun F.A., Prodanik V.A. Prospective means for the aircraft pilot induced oscillation suppression. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 1, pp. 201-210. DOI: 10.34759/vst-2022-1-201-210

Введение

Явление раскачки самолета летчиком (в англоязычной терминологии “Pilot induced oscillations”, PIO) возникает в результате динамического взаимодействия летчика с самолетом, приводя к развитию значительных забросов и даже к возникновению расходящихся колебаний. Оно известно со времен первого полета братьев Райт и проявлялось периодически на разных этапах развития авиации. Появившийся во второй половине прошлого столетия класс высокоавтоматизированных самолетов характеризуется рядом особенностей, связанных с их неустойчи-

вой компоновкой и глубокими обратными связями систем управления, обеспечивающими необходимые пилотажные свойства. В условиях ограничения скорости отклонения рулей (δ_{\max}) это привело к ряду катастроф и летных происшествий [1, 2], связанных с возникновением расходящихся колебаний или PIO, а также к повышению вероятности развития этого явления у других самолетов. Явление PIO из-за ограничения на величину δ_{\max} относят к PIO 2-й категории [3].

В работах [4—10] дан достаточно подробный анализ влияния этого ограничения на движение самолета и характеристики системы самолет-летчик. Показано, что ограничение на $\dot{\delta}_{\max}$ приводит к изменению характеристик, приводящему к увеличению фазового запаздывания и ухудшению характеристик системы самолет—летчик.

Проблема экспериментальных исследований на пилотажных стендах — необходимость создания таких условий эксперимента, при которых явление раскачки могло бы возникнуть и было бы повторяемо при полунатурном моделировании. В этой связи в работах [11—13, 1] показано, что такие исследования требуют создания специальных условий проведения экспериментов, требующих высокой точности выполнения задач для точного моделирования или использования достаточно широкополосного входного сигнала.

Знание причин возникновения раскачки самолета летчиком необходимо для поиска средств снижения, а в идеале подавления этого явления. В настоящее время как у нас в стране, так и за границей разработан ряд таких средств, которые представляют собой различные нелинейные префильтры [14—19], а также средства для изменения жесткости пружин загрузочного механизма [20—23]. В данной статье предложен альтернативный способ подавления явления РЮ и приводятся результаты экспериментальных исследований, выполненных на одном из пилотажных стендов МАИ, по оценке его эффективности по сравнению с некоторыми из известных вариантов.

1. Описание известных префильтров подавления явления РЮ

Одним из вариантов префильтров является нелинейный префильтр, применяемый на самолете Су-27 [4]. Структура префильтра приведена на рис. 1. Данный префильтр представлен в

виде упрощенной модели нелинейного привода, учитывающей ограничение на скорость отклонения рулевой поверхности, установленной в контуре системы управления между командным сигналом, поступающим от летчика, и рулевым приводом. Принцип работы этого префильтра заключается в ограничении скорости изменения входного сигнала u и недопущении выхода привода на ограничение. Недостатком такого префильтра является значительное фазовое запаздывание, вводимое в контур управления, даже в случае, когда сигнал, поступающий на ограничитель скорости перемещения в префильтре, не достигает максимального значения, а также то, что это запаздывание нестационарное и зависит от значения входного сигнала u .

Другой вариант префильтра (“rate limiter with feedback and bypass”), схема которого приведена на рис. 2, был разработан фирмой SAAB [16], после того как созданный ими самолет JAS-39 потерпел две катастрофы из-за возникновения раскачки в продольном и боковом каналах управления. Особенность этого алгоритма заключается во введении фазового опережения в области высоких частот. Входной сигнал u с частотой ниже 10 рад/с проходит через фильтр №1 и поступает на вход в модель привода. Если в модели привода достигается ограничение по скорости перемещения, то сигнал на входе в модель будет больше, чем сигнал на выходе. Разность этих сигналов, имеющая отрицательное значение, проходит через фильтр №2 и подается на вход в модель привода. Таким образом, в систему вводится фазовое опережение [16].

2. Альтернативный способ подавления явления РЮ

Структурная схема префильтра, предложенная в настоящей работе и включающая в себя модель привода, учитывающую ограничение на скорость отклонения, приведена на рис. 3. Отличи-

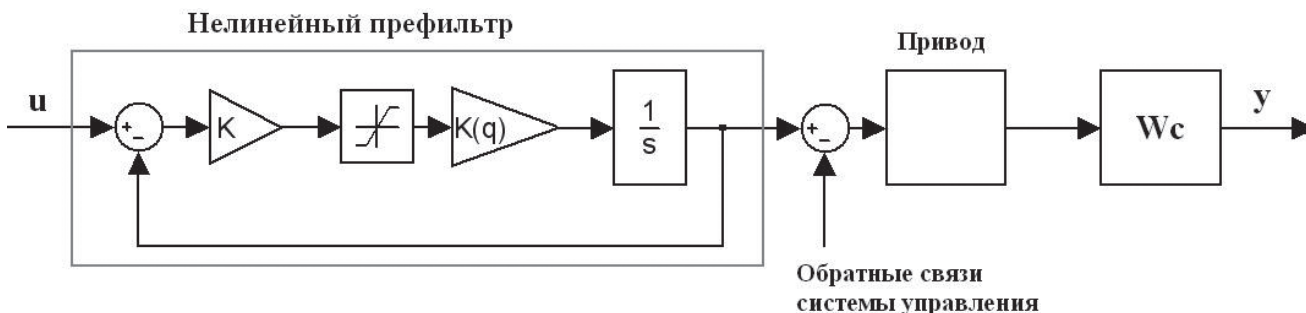


Рис. 1. Нелинейный префильтр в контуре ручного управления

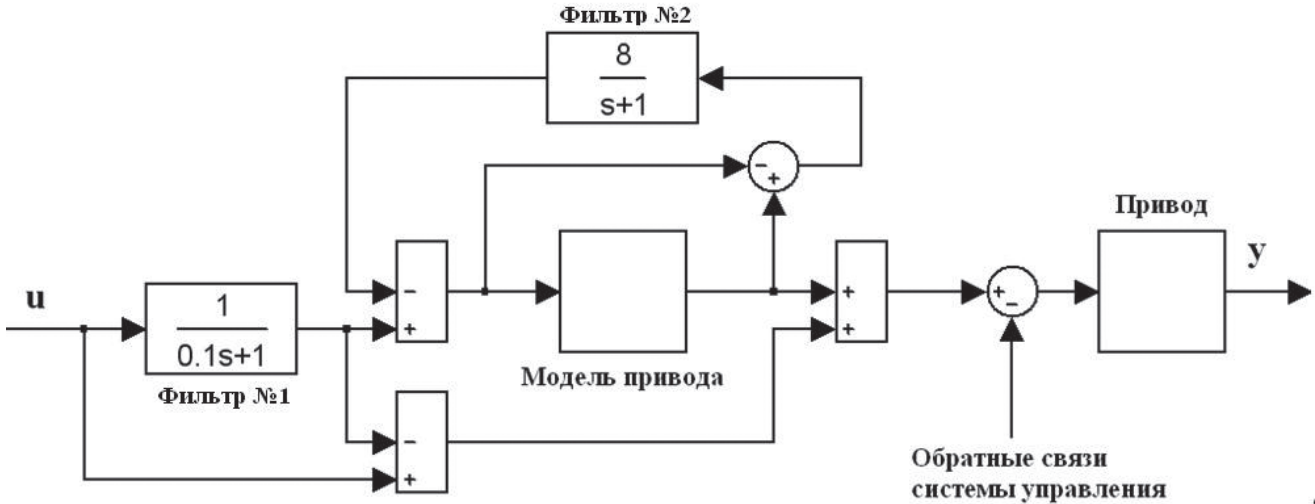


Рис. 2. Алгоритм “rate limiter with feedback and bypass”

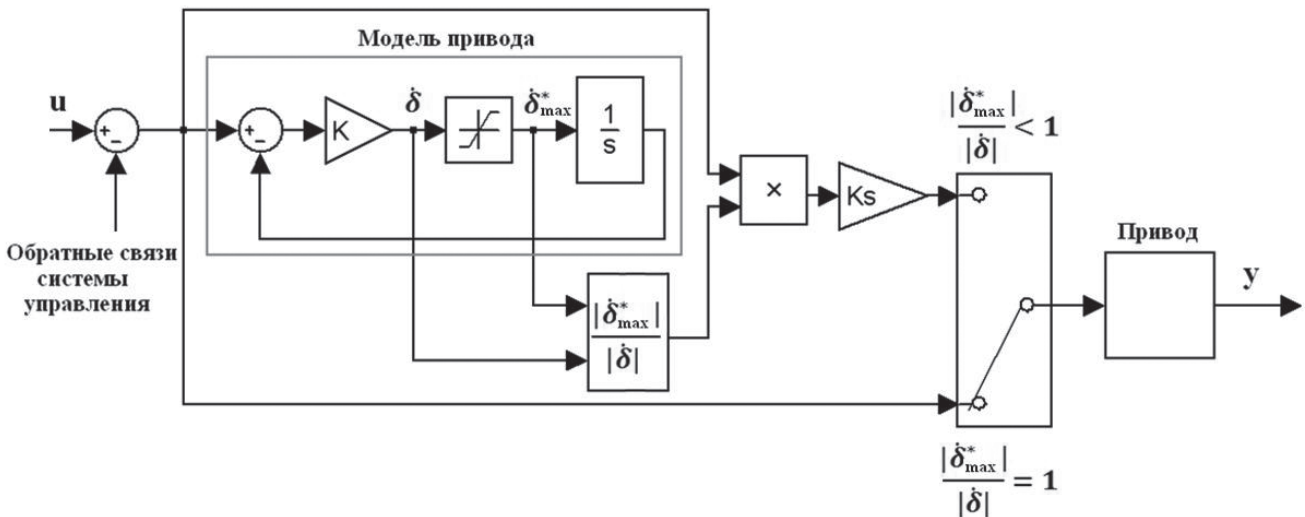


Рис. 3. Структурная схема префильтра: К – коэффициент усиления модели привода; Ks – коэффициент усиления измененного сигнала

тельная особенность предложенного префильтра заключается в том, что он устанавливается перед приводом, входным сигналом для него является разность сигналов, поступающих от лётчика и обратных связей.

Принцип работы предложенного в настоящей статье фильтра с эталонной моделью привода заключается в изменении значения входного сигнала u , подаваемого на вход в реальный привод в результате сравнения значения сигнала до (δ) и после (δ_{max}^*) ограничения по скорости. В случае, когда в модели привода сигнал δ не выходит на ограничения по скорости δ_{max}^* , отношение модулей этих сигналов $|\delta_{max}^*|/|\delta|$ принимается равным единице, управляющий сигнал u поступает на вход рулевого привода без изменений.

Если скорость входного сигнала δ превышает δ_{max}^* , то отношение $|\delta_{max}^*|/|\delta|$ будет меньше единицы. В этом случае, согласно предлагаемому алгоритму, сигнал, поступающий на вход в реальный привод (u^*), имеет следующий вид:

$$u^* = u \cdot K_s \frac{|\delta_{max}^*|}{|\delta|}$$

Коэффициент K_s выбирается таким образом, чтобы обеспечить подавление тенденции к возникновению эффекта РЮ, не ухудшая при этом динамику объекта.

Предложенная система позволяет не допустить продолжительного выхода привода на огра-

нение по скорости и благодаря этому уменьшить вероятность возникновения явления РЮ.

3. План проведения экспериментальных исследований

Для оценки эффективности и робастности предложенного алгоритма были проведены две серии экспериментов:

1) сравнение предложенного способа подавления явления РЮ с существующими способами в предположении точного знания параметров привода;

2) оценка робастности рассматриваемых алгоритмов.

Исследования проводились на наземной рабочей станции (рис. 4), которая позволяет проводить эксперименты по отслеживанию угла тангажа в реальном масштабе времени.

Цель оператора — минимизация текущей ошибки слежения путем отклонения рычага управления. Входным возмущением является полигармонический сигнал, выбор амплитуд и частот которого осуществляется из условий соответствия распределения мощностей полигармонического и непрерывного случайного сигнала, характеризующегося спектральной плотностью

$$S_{ii} = \frac{K^2}{(\omega^2 + \omega_i^2)^2}, \quad \omega_i = 0,5 \text{ 1/с.}$$

В экспериментальных исследованиях принимали участие три оператора. В результате выполнения экспериментов были получены и проанализированы частотные характеристики и интегральные величины: логарифмические амплитудно-частотные характеристики (ЛАФЧХ) объек-



Рис. 4. Выполнение экспериментов на рабочей станции

та управления W_c , замкнутой системы самолет—летчик Φ , дисперсии сигнала ошибки σ_e^2 и расходов рычага управления σ_c^2 .

4. Результаты экспериментальных исследований

4.1. Сравнение предложенного способа подавления РЮ и существующих способов при точном знании модели привода

В данной серии экспериментов динамика объекта управления соответствовала конфигурации 2-1 из базы данных Наве РЮ. Она обеспечивалась путем введения обратных связей по угловой скорости ω_z и нормальной перегрузке n_y , статически неустойчивого самолета, динамика которого описывается передаточной функцией

$$W_c = \frac{\omega_z}{\delta} = \frac{0,5(p+0,7)}{p^2 + 0,7p + 0,7^2}.$$

Влияние таких обратных связей может стать причиной выхода привода на ограничение по скорости отклонения. Считалось, что реальный привод в экспериментах имеет следующие параметры: $\dot{\delta}_{\max} = \pm 15^\circ/\text{с}$, $K = 10$.

На рис. 5 показан процесс развития расходящихся колебаний в продольном канале при управлении таким объектом (красным цветом отмечено отклонение рычага управления). Явление РЮ спровоцировано именно влиянием глубоких обратных связей и малым значением ограничения $\dot{\delta}_{\max}$. Из рис. 5 видно, что расходящиеся колебания продолжают, даже если рычаг управления находится в нейтральном положении.

В разделе 2 отмечено, что коэффициент K_s должен быть подобран таким образом, чтобы обеспечить подавление тенденции к возникновению эффекта РЮ, не ухудшая при этом динамику объекта. По результатам экспериментов было выявлено, что это достигается при $K_s = 0,8 \dots 1,1$. При больших значениях K_s резко возрастает вероятность выхода привода на ограничение по скорости $\dot{\delta}_{\max}$ (суммарная продолжительность работы привода на максимальной скорости в проведенных исследованиях при $K_s > 1,1$ достигала 45% от общего времени эксперимента против 16—18% $K_s = 0,8 \dots 1$). При меньших значениях K_s значительно увеличивается дисперсия сигнала ошибки и уменьшается полоса пропускания

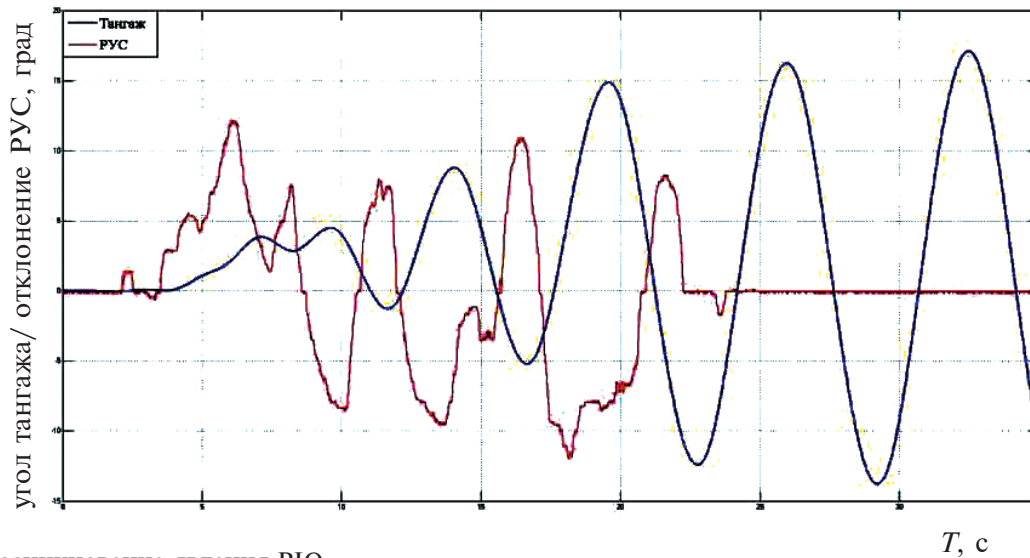


Рис. 5. Возникновение явления РЮ

замкнутой системы. В настоящей серии экспериментов считалось, что модель привода, являющегося составной частью префильтра, соответствует модели реального привода.

Результаты экспериментальных исследований демонстрируют, что любой из этих префильтров обеспечивает подавление явления раскачки самолета, при этом не возникают расходящиеся колебания в замкнутой системе. Однако каждый из исследуемых вариантов префильтров оказывает различное влияние на характеристики системы самолет—летчик.

Дисперсия сигнала ошибки σ_e^2 при использовании предложенной системы в 2,35 и в 1,96

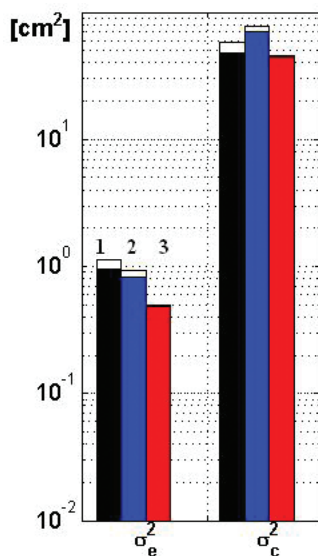


Рис. 6. Дисперсии сигнала ошибки σ_e^2 и расходов рычага управления σ_c^2 для трех вариантов средств подавления явления РЮ: 1 – нелинейный префильтр; 2 – “rate limiter with feedback and bypass”; 3 – предложенный алгоритм

раза меньше по сравнению с нелинейным префильтром и с системой “rate limiter with feedback and bypass” соответственно (рис. 6).

Полоса пропускания замкнутой системы самолет—летчик $\omega_{ВН}$ с применением предложенной системы увеличилась в 1,22 и в 1,29 раза по сравнению с нелинейным префильтром и системой “rate limiter with feedback and bypass” соответственно (рис. 7). Здесь черным цветом с круглыми метками обозначен нелинейный префильтр, синим цветом со звездобразными метками обозначена система “rate limiter with feedback and bypass”, красным цветом с треугольными метками – предложенная система.

Также в процессе выполнения экспериментов было оценено общее время работы привода на максимальной скорости отклонения δ_{max} . При этом дисперсия скорости отклонения рычага управления σ_c^2 при использовании предложенного префильтра меньше в 3,29 и 1,31 раза по сравнению с системой “rate limiter with feedback and bypass” и нелинейным префильтром соответственно (табл. 1).

4.2. Оценка робастности

Одним из основных требований, предъявляемых к системе управления, является ее работоспособность в условиях неточного знания динамики объектов. В каждом из исследуемых в настоящей работе алгоритмов подавления явления РЮ содержится эталонная нелинейная модель привода с ограничением по скорости δ_{max} . В исследованиях параметры этой модели принима-

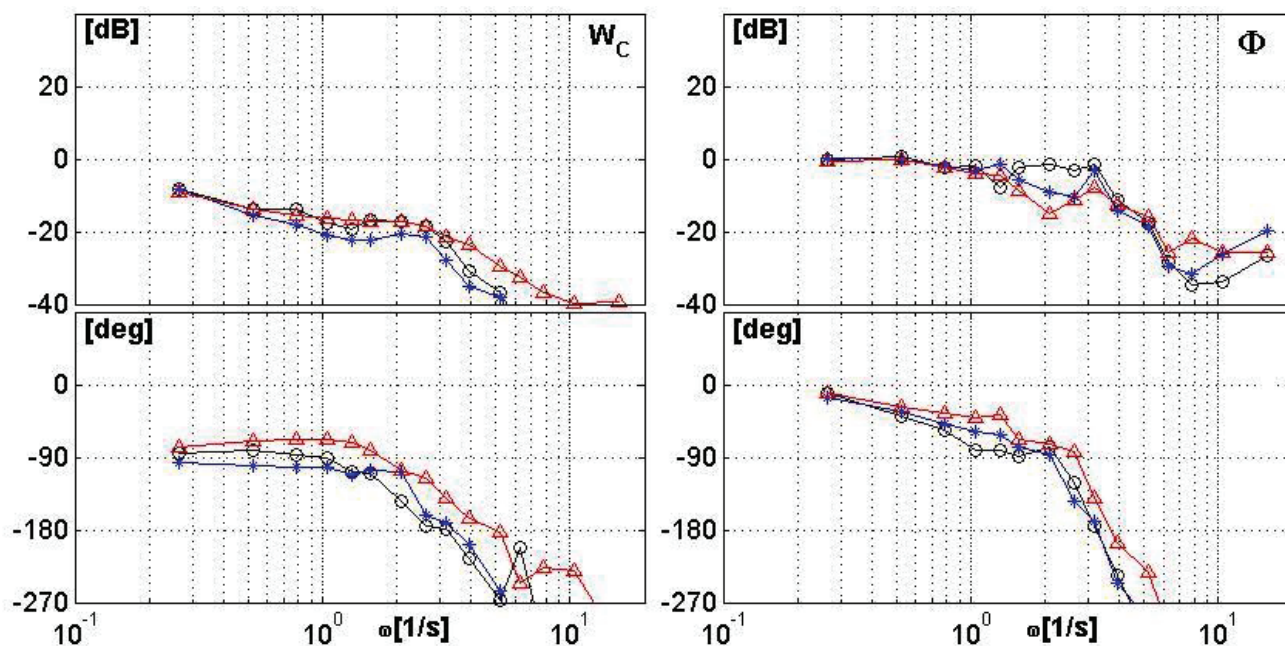


Рис. 7. Частотные характеристики трех вариантов средств подавления явления PIO

Таблица 1

Результаты экспериментов

Тип системы	Полоса пропускания замкнутой системы ω_{BW} , рад/с	Общая продолжительность выхода привода на ограничение δ_{max}^* в экспериментах, %	Дисперсия сигнала ошибки σ_e^2	Дисперсия расходов рычага управления σ_c^2	Дисперсия скорости отклонения рычага управления σ_c^2
Нелинейный префильтр	2,21	15,8	1,13	58,5	190
Система “rate limiter with feedback and bypass”	2,09	10,7	0,94	76,8	478
Альтернативный алгоритм	2,7	2,6	0,48	45	145

ются равными параметрам реального привода ($K = 10$, $\delta_{max} = 15$ °/с). Для оценки робастности была проведена дополнительная серия экспериментов, в которых параметры модели привода, используемого в префильтрах, отличались от параметров «реального» привода.

Рассматривается два варианта значений параметров в модели привода:

$$K = 5, \delta_{max} = 10 \text{ °/с};$$

$$K = 15, \delta_{max} = 20 \text{ °/с}.$$

На рис. 8 приведены диаграммы дисперсий сигнала ошибки σ_e^2 и расходов рычага управле-

ния σ_c^2 : 1 – используется модель привода с $K = 5$, $\delta_{max} = 10$ °/с, 2 – используется модель привода, параметры которой равны параметрам реального привода, 3 – используется модель привода с $K = 15$, $\delta_{max} = 20$ °/с.

В табл. 2 приведены результаты экспериментов с разными эталонными моделями привода в системе. Очевидно, что предложенный новый алгоритм наименьшим образом подвержен влиянию неточного знания динамики исполнительного устройства по сравнению с другими вариантами.

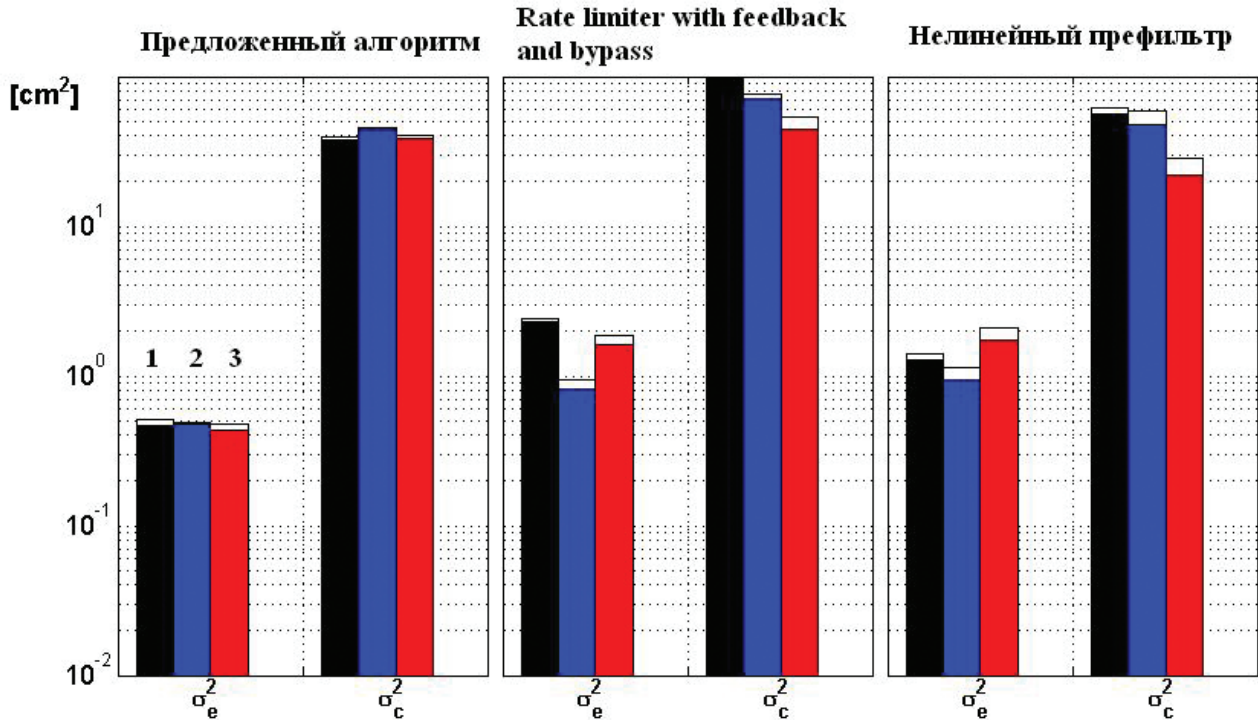


Рис. 8. Зависимость дисперсий сигнала ошибки σ_e^2 и расходов рычага управления σ_c^2 от параметров модели привода исследуемых систем

Таблица 2

Оценка робастности

Префильтр	Полоса пропускания замкнутой системы $\omega_{ВН}$, рад/с			Общая продолжительность выхода привода на ограничение δ_{max}^* в экспериментах, %			Дисперсия сигнала ошибки σ_e^2			Дисперсия расходов рычага управления σ_c^2			Дисперсия скорости отклонения рычага управления σ_c^2		
	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3	1	2	3
SAAB	2,29	2,09	2,26	7,6	15,8	27,6	2,39	0,94	1,86	97,8	76,8	53,9	316	478	349
Нелинейный префильтр	1,62	2,21	1,41	5,8	10,7	35,2	1,4	1,13	2,11	61,4	58,5	28,2	234	190	250
Предложенный алгоритм	2,54	2,7	2,37	0	2,7	12,4	0,51	0,48	0,48	39,1	45	48,8	150	145	139

Для каждой используемой эталонной модели привода приведены три значения результатов (1/2/3): 1 соответствует эталонной модели привода с $K = 5$, $\delta_{max} = 10^\circ/\text{с}$, 2 соответствует эталонной модели привода с параметрами, равными параметрам модели «реального» привода, 3 соответствует эталонной модели привода с $K = 15$, $\delta_{max} = 20^\circ/\text{с}$.

Выводы

Предложенный в настоящей работе алгоритм позволяет избежать возникновения явления РЮ, связанного с выходом на ограничение на скорость отклонения рулевой поверхности. Ключевым отличием данного префильтра является то, что он устанавливается после входов обратных связей системы управления и позволяет не допу-

стить выхода рулевого привода на ограничение по скорости отклонения. По сравнению с имеющимися способами подавления явления PIO, альтернативный алгоритм позволяет получить более высокую точность выполнения задачи слежения, дисперсия ошибки снижается в среднем в 2,2 раза. Также значительно уменьшаются расходы рычага управления и скорость его перемещения, что говорит об уменьшении объема физической работы, выполняемой летчиком, и увеличивается полоса пропускания замкнутой системы самолет—летчик. Помимо увеличения точности и полосы пропускания, предложенный вариант наименее подвержен влиянию неточного знания параметров рулевого привода.

Список источников

1. *Rundqwist L., Hillgren R.* Phase compensation of rate limiters in JAS 39 Gripen // 21st Atmospheric Flight Mechanics Conference (29–31 July 1996; San Diego, CA, USA), pp. 69–79. DOI: 10.2514/6.1996-3368
2. *Оболенский Ю.Г.* (ред.). Системы управления самолетами «ОКБ имени А.И.Микояна». Идеология построения, история, развитие. — М.: Радис-ППЛ, 2021. Т. II. С. 313–314.
3. *McRuer D.* Aviation Safety and Pilot Control: Understanding and Preventing Unfavorable Pilot-Vehicle Interactions. — Washington, DC: National Academies Press, 1997. — 220 p.
4. *Ефремов А.В.* Система самолет-летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. — М.: Изд-во МАИ, 2017. — 193 с.
5. *Klyde D., Mitchell D.* Investigating the role of rate limiting in pilot-induced oscillations // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2004. Vol. 27. No. 5, pp. 804–813. DOI: 10.2514/1.3215
6. *Li Y., Qu L., Xu H., Cao Q.* Stability region of closed-loop pilot-vehicle system for fly-by-wire aircraft with limited actuator rate // Engineering Review. 2017. Vol. 37. No. 3, pp. 263–271.
7. *Witte J.B.* An Investigation Relating Longitudinal Pilot-Induced Oscillation Tendency Rating to Describing Function Predictions for Rate-Limited Actuators. — BiblioScholar, 2012. — 158 p.
8. *Klyde D., McCruer D., Myers T.* Unified Pilot-Induced Oscillation Theory. Vol.1. PIO Analysis with Linear and Nonlinear Effective Vehicle Characteristics, Including Rate Limiting. — Ohio: Wright Laboratory: Wright-Patterson Air Force Base, 1995. — 300 p.
9. *Amato F., Iervolino R., Scala S., Verde L.* Category II pilot in-the-loop oscillations analysis from robust stability methods // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2001. Vol. 24. No. 3, pp. 531–538. DOI: 10.2514/2.4743
10. *Захаров К.В., Потапова Т.С., Ткаченко О.И.* Расчетный метод анализа продольной раскачки самолета летчиком // Техника воздушного флота. 1999. № 6. С. 15–20.
11. *Mitchell D.G., Klyde D.H.* Recommended Practices for Exposing Pilot-Induced Oscillations or Tendencies in the Development Process // USAF Developmental Test and Evaluation Summit (16–18 November 2004; Woodland Hills, California). DOI: 10.2514/6.2004-6810
12. *Lee B.P.* Recent experience in flight testing for pilot induced oscillations (PIO) on transport aircraft // The Aeronautical Journal. 2000. Vol. 104. No. 1038, pp. 391–395. DOI: 10.1017/S000192400006406X
13. *Powers B.G.* Space Shuttle pilot-induced-oscillation research testing. NASA Technical Memorandum TM-86034. California, 1984.
14. *Бюшгенс Г.С.* (ред.) Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. — Изд. 2-е, перераб. и доп. — М.: Наука, 2016. — 702 с.
15. *Дынкинов А.И., Живов Ю.Г., Кувшинов В.М.* Структуры и алгоритмы систем дистанционного управления самолетов // Труды ЦАГИ. Вып. 2649. 2001. С. 31–37.
16. *Rundqwist L., Ståhl-Gunnarsson K., Enhagen J.* Rate limiters with phase compensation // European Control Conference — ECC (1–7 July 1997; Brussels, Belgium). DOI: 10.23919/ECC.1997.7082737
17. *Hanley J.G.* A comparison of nonlinear algorithms to prevent pilot-induced oscillations caused by actuator rate limiting. — BiblioScholar; Illustrated edition, 2012. — 110 p.
18. *Зайцева Ю.С.* Предотвращение колебаний, вызванных летчиком, методом нелинейной коррекции // Труды МАИ. 2021. № 116. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=121102>
19. *Andrievsky B., Kuznetsov N., Kuznetsova O., Leonov G.* Nonlinear Phase Shift Compensator for Pilot-Induced Oscillations Prevention // IEEE European Modelling Symposium — EMS (6–8 Oct. 2015; Madrid, Spain), pp. 225–231. DOI: 10.1109/EMS.2015.43
20. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В.* Летчик как динамическая система. — М.: Машиностроение, 1992. — 330 с.
21. *Ефремов А.В., Оглоблин А.В.* Прогресс в исследованиях системы самолет-летчик // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 2. С. 18–29.
22. *Зайчик Л.Е., Гринев К.Н., Яшин Ю.П., Сорокин С.А.* Влияние характеристик загрузки рычага управления на параметры модели летчика // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 1. С. 113–122.
23. *D. H. Klyde and C.-Y. Liang, Ph.D.* Flight Assessment of Pilot Behavior with Smart-Cue and Smart-Gain Concepts // AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference (10 August 2009 — 13 August 2009; Chicago, Illinois). DOI: 10.2514/6.2009-5606

References

1. Rundqwist L., Hillgren R. Phase compensation of rate limiters in JAS 39 Gripen. *21st Atmospheric Flight Mechanics Conference (29-31 July 1996; San Diego, CA, USA)*, pp. 69-79. DOI: 10.2514/6.1996-3368
2. Obolenskii Yu.G. (ed.) *Sistemy upravleniya samoletami "OKB imeni A.I. Mikoyana". Ideologiya postroyeniya, istoriya, razvitiye* (The A.I. Mikoyan Design Bureau Aircraft control systems. Development ideology, history, development), Moscow, Radis-RRL, 2021, vol. II, pp. 313-314.
3. McRuer D. *Aviation Safety and Pilot Control: Understanding and Preventing Unfavorable Pilot-Vehicle Interactions*. Washington, DC, National Academies Press, 1997, 220 p.
4. Efremov A.V. *Sistema samolet-letchik. Zakonomernosti i matematicheskie modeli povedeniya letchika* (The aircraft-pilot system. Regularities and mathematical models of the pilot behavior), Moscow, MAI, 2017, 193 p.
5. Klyde D., Mitchell D. Investigating the role of rate limiting in pilot-induced oscillations. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, vol. 27, no. 5, pp. 804-813. DOI: 10.2514/1.3215
6. Li Y., Qu L., Xu H., Cao Q. Stability region of closed-loop pilot-vehicle system for fly-by-wire aircraft with limited actuator rate. *Engineering Review*, 2017, vol. 37, no. 3, pp. 263-271.
7. Witte J.B. *An Investigation Relating Longitudinal Pilot-Induced Oscillation Tendency Rating to Describing Function Predictions for Rate-Limited Actuators*. BiblioScholar, 2012, 158 p.
8. Klyde D., McCruer D., Myers T. *Unified Pilot-Induced Oscillation Theory. Vol. I. PIO Analysis with Linear and Nonlinear Effective Vehicle Characteristics, Including Rate Limiting*, Ohio, Wright Laboratory, Wright-Patterson Air Force Base, 1995, 300 p.
9. Amato F., Iervolino R., Scala S., Verde L. Category II pilot in-the-loop oscillations analysis from robust stability methods. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, vol. 24, no. 3, pp. 531-538. DOI: 10.2514/2.4743
10. Zakharov K.V., Potapova T.S., Tkachenko O.I. *Tekhnika vozdušnogo flota*, 1999, no. 6, pp. 15-20.
11. Mitchell D.G., Klyde D.H. Recommended Practices for Exposing Pilot-Induced Oscillations or Tendencies in the Development Process. *USAF Developmental Test and Evaluation Summit (16-18 November 2004; Woodland Hills, California)*. DOI: 10.2514/6.2004-6810
12. Lee B.P. Recent experience in flight testing for pilot induced oscillations (PIO) on transport aircraft. *The Aeronautical Journal*, 2000, vol. 104, no. 1038, pp. 391-395. DOI: 10.1017/S000192400006406X
13. Powers B.G. *Space Shuttle pilot-induced-oscillation research testing*. NASA Technical Memorandum TM-86034. California, 1984.
14. Byushgens G.S. (red.) *Aerodinamika, ustoychivost' i upravlyaemost' sverkhzvukovykh samoletov* (The supersonic aircraft aerodynamics, stability and controllability), Moscow, Nauka, 2016, 702 p.
15. Dynnikov A.I., Zhivov Yu.G., Kuvshinov V.M. *Trudy TsAGI*, 2001, no. 2649, pp. 31-37.
16. Rundqwist L., Ståhl-Gunnarsson K., Enhagen J. Rate limiters with phase compensation. *European Control Conference – ECC (1-7 July 1997; Brussels, Belgium)*. DOI: 10.23919/ECC.1997.7082737
17. Hanley J.G. *A comparison of nonlinear algorithms to prevent pilot-induced oscillations caused by actuator rate limiting*. BiblioScholar, Illustrated edition, 2012, 110 p.
18. Zaitseva Yu.S. *Trudy MAI*, 2021, no. 116. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=121102>
19. Andrievsky B., Kuznetsov N., Kuznetsova O., Leonov G. Nonlinear Phase Shift Compensator for Pilot-Induced Oscillations Prevention, *IEEE European Modelling Symposium – EMS (6-8 October 2015; Madrid, Spain)*, pp. 225-231. DOI: 10.1109/EMS.2015.43
20. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Predtechenskii A.N., Rodchenko V.V. *Letchik kak dinamicheskaya sistema* (Pilot as a dynamic system), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 330 p.
21. Efremov A.V., Ogloblin A.V. Progress in investigations of aircraft-pilot systems. *Aerospace MAI Journal*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 18-29.
22. Zaichik L.E., Grinev K.N., Yashin Y.P., Sorokin S.A. Control stick force characteristics effect on pilot model parameters. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 1, pp. 113-122.
23. Klyde D.H., Liang C.-Y. Flight Assessment of Pilot Behavior with Smart-Cue and Smart-Gain Concepts. *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference (10 August 2009 - 13 August 2009; Chicago, Illinois)*. DOI: 10.2514/6.2009-5606

Статья поступила в редакцию 10.11.2021; одобрена после рецензирования 18.11.2021; принята к публикации 26.11.2021.

The article was submitted on 01.11.2021; approved after reviewing on 18.11.2021; accepted for publication on 26.11.2021.