

Разработка алгоритмов интеграции и реконфигурации системы управления и интерфейсов

А.В. ЕФРЕМОВ,

д-р техн. наук,

М.С. ТЯГЛИК,

канд. техн. наук,

А.С. ТЯГЛИК,

И.Х. ИРГАЛЕЕВ,

аспирант

(МАИ, Москва)

pvl@mai.ru

Рассмотрена возможность интеграции алгоритмов системы управления и системы отображения информации для обеспечения точного и безопасного пилотирования высокоавтоматизированного самолета при малых максимальных скоростях отклонения рулевых поверхностей, а также в случае возникновения отказов, приводящих к их резкому уменьшению.

Система самолет – летчик, полуавтоматические системы управления, ручное управление, прогнозный дисплей

Современная авиационная техника характеризуется высокой степенью автоматизации, позволяющей повысить качество и безопасность пилотирования самолета. Во многих публикациях [1–5], рассматривающих процесс создания таких систем, учитываются характерные особенности современных самолетов, в частности увеличенное фазовое запаздывание, возможное проявление нелинейных эффектов, новые типы реакций самолета. Уменьшение статической устойчивости, характерное для самолетов, создаваемых уже более 45 лет, требует значительного увеличения коэффициентов обратной связи системы управления для обеспечения необходимых пилотажных характеристик, что может повлечь достижение максимальных скоростей $\dot{\delta}_{\max}$ и вызвать в системе развитие неустойчивых процессов [1, 3]. Для подавления развития неустойчивых процессов в тракт управления современных самолетов устанавливают нелинейные префильтры, позволяющие избежать «неустойчивости в большом». Однако нелинейные префильтры ухудшают динамические свойства самолета ввиду их эквивалентности апериодическому звену [3], увеличивающему фазовое запаздывание в тракте управления. В работе [6] показано, что введение префильтра снижает «неустойчивость в большом», однако является одной из причин усиления тенденции к «неустойчивости в малом», т.е. тенденции к раскачке (явлению PIO (Pilot-Induced Oscillation), категория 1). В случае возникновения отказов в системе управления, приводящих, например, к ограничению скоростей отклонения рулевых поверхностей, вероятность развития неустойчивости в системе повышается. В качестве примера (рис. 1) приведено развитие неустойчивого процесса отслеживания программной траектории при выполнении летчиком задачи компенсаторного слежения, когда в определенный момент времени происходило резкое уменьшение максимальной скорости отклонения руля высоты $\dot{\delta}_{\max}$ статически неустойчивого самолета. В связи с этим возникает задача поиска таких средств сопряжения действий летчика и ограниченных возможностей системы управления, при использовании которых не происходит достижения ограничений системы управления, а также значительной деградации пилотажных свойств самолета в штатных и нештатных условиях выполнения задач точного пилотирования.

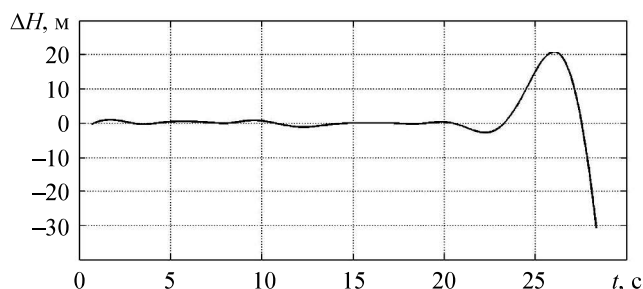


Рис. 1

В работе [7] в качестве такого средства, ограничивающего чрезмерную активность летчика и не вызывающего дополнительного фазового запаздывания, предложено использовать активный рычаг управления, жесткость которого увеличивается в определенном частотном диапазоне при росте скорости перемещения рычага. В настоящей работе проблема снижения потребных скоростей откло-

нения рулевых поверхностей решается реконфигурацией законов системы управления (при резком изменении максимальной скорости $\dot{\delta}_{\max}$) и ее интеграцией с дисплеем прогнозируемого траекторного движения.

Одним из вариантов уменьшения максимальных скоростей отклонения руля высоты является уменьшение коэффициентов обратных связей. В настоящей работе коэффициенты обратных связей по угловой скорости ω_z и перегрузке n_y (K_{ω_z} и K_{n_y}) вводились с целью трансформации динамики исходного статически неустойчивого самолета, передаточная функция которого $W_C = \frac{g}{\delta_v} = \frac{M_z^0(p + \bar{Y}^\alpha)}{p(p^2 + 2\zeta\omega p + \omega^2)}$ ($M_z^0 = 0,5$; $\bar{Y}^\alpha = 0,7$; $\omega^2 = -0,29$; $2\zeta\omega = 1$), в динамические конфигурации НР 2.1 или НР 5.1 из базы данных [8]. Полученные в летных испытаниях средние оценки конфигурации НР 2.1 несколько выше оценок, данных летчиками, конфигурации НР 5.1 и составляют $PR = 2,3$ (для конфигурации НР 2.1) и $PR = 3,5$ (для конфигурации НР 5.1). В таблице приведены значения коэффициентов этих конфигураций, обеспечивающие трансформацию исходной динамики в конфигурации НР 2.1 и НР 5.1.

Конфигурация	Коэффициенты		
	K_{ω_z}	K_{n_y}	PR
НР 2.1	4,14	1,59	2,3
НР 5.1	2,62	1	3,5

Как видим, значения коэффициентов, обеспечивающие динамику НР 5.1, ниже значений коэффициентов, обеспечивающих динамику НР 2.1. На рис. 2 приведена структурная схема системы управления.

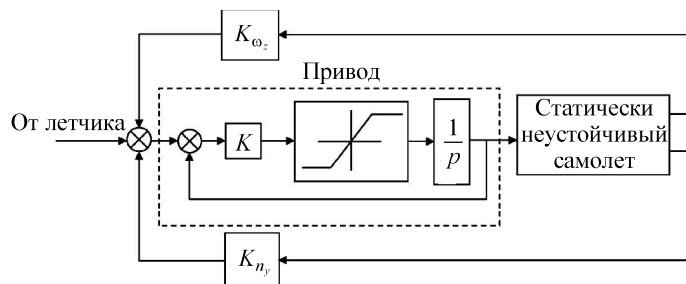


Рис. 2

Другим вариантом, позволяющим уменьшить требуемые скорости отклонения рулевых поверхностей, является использование дисплея, прогнозирующего траекторное движение самолета. Возможности такого дисплея, позволяющего улучшить динамику объекта управления, продемонстрированы в работах [9–12]. В этом случае объект управления определяется передаточной функцией

$$W_C^* = \frac{\varepsilon(p)}{X(p)} = \frac{K_C \left(\frac{T_{\text{пр}}}{2} p^2 + p + \frac{1}{T_{\text{пр}}} \right)}{p^2 (p^2 + 2\zeta\omega p + \omega^2)},$$

где $T_{\text{пр}} = \frac{L_{\text{пр}}}{V}$, $L_{\text{пр}}$ — расстояние между летчиком и плоскостью, на которую проецируется вектор скорости (рис. 3).

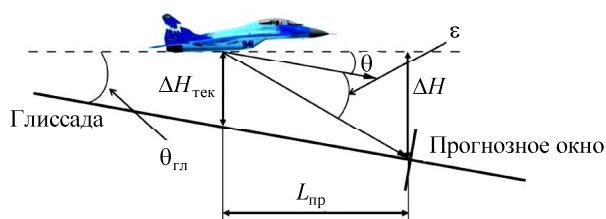


Рис. 3

В достаточно широком частотном диапазоне от $\frac{1}{T_{\text{пр}}}$ до ω наклон $\frac{d \lg |W_C^*|}{d \lg \omega}$ больше -40 дБ/дек , а фазовая характеристика меньше 180° , что не требует введения значительных опережающих действий по сравнению со случаем управления летательным аппаратом по высоте.

Методика оптимизации времени прогноза [12] базируется на математическом моделировании системы самолет – летчик, основанной на структурной модели летчика (рис. 4) и построении зависимости $\sigma_{\Delta H}^2 = f(T_{\text{пр}})$ для каждого значения времени прогноза $T_{\text{пр}}$.

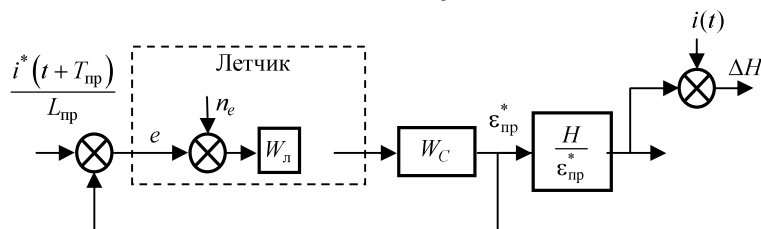


Рис. 4

Согласно этой методике для динамической конфигурации НР 2.1 с учетом динамики привода и с ограничением на скорость отклонения руля высоты 60 град/с рациональное время прогноза составляет $0,8 \text{ с}$. Для конфигурации НР 5.1 при таком же ограничении на скорость отклонения руля высоты время прогноза составляет $1,4 \text{ с}$.

При возникновении отказа, приводящего к снижению максимальных скоростей отклонения рулевых поверхностей, необходимо увеличивать время прогноза $T_{\text{пр}}$, так как это расширяет диапазон, в котором амплитудная частотная характеристика объекта управления имеет наклон, близкий к -20 дБ/дек , что исключает необходимость введения летчиком опережающих действий при отклонении рычага управления.

Проведенное моделирование показало, что при уменьшении $\dot{\delta}_{\text{max}}$ до 30 град/с оптимальное время прогноза увеличивается до $1,4 \text{ с}$, а при уменьшении $\dot{\delta}_{\text{max}}$ до 15 град/с – до $1,9 \text{ с}$.

Помимо приведенных вариантов автоматизации, представляет интерес интеграция указанных способов, при которой ухудшение пилотажных свойств, происходящее при переходе от конфигурации НР 2.1 к конфигурации НР 5.1 в момент уменьшения скорости $\dot{\delta}_{\text{max}}$, компенсируется использованием прогнозного дисплея, улучшающего динамику объекта управления.

Экспериментальные исследования проводились на пилотажном стенде МАИ (Москва), с помощью которого решается широкий спектр задач исследований. Стенд имеет стереоскопическую систему визуализации с цифровым синтезом изображения, обеспечивающим углы обзора 180° по горизонтали и 50° по вертикали.

В качестве командного сигнала, который должен был отслеживать летчик, была сформирована программная траектория захода на посадку и движения по глиссаде. Задача посадки самолета – это управление пространственной траекторией с целью отслеживания глиссады с углом наклона траектории $2^\circ 40'$ и участка схода с глиссады до момента касания взлетно-посадочной полосы основных стоек шасси.

В каждом из экспериментов программная траектория визуализировалась для летчика с помощью предложенной в работе системы отображения информации, включающей пространственный коридор, прогнозное окно, а также прогнозную метку, которую летчик должен совмещать с центром прогнозного окна в процессе отслеживания заданной траектории движения.

Точность отслеживания программной траектории оценивалась величиной дисперсии, вычисляемой по формуле

$$\sigma_{\Delta H}^2 = \frac{\sum_{i=1}^N (H_{i\text{зад}} - H_i)^2}{N - 1},$$

где $H_{i\text{зад}}$ – высота программной траектории в i -й момент времени; H_i – высота самолета в i -й момент времени; N – количество измерений.

В основной части экспериментов резкое уменьшение максимальной скорости $\dot{\delta}_{\max}$ при пилотировании конфигураций НР 2.1 происходило на двадцатой секунде. Исследование задачи посадки проводилось для следующих вариантов.

1. Динамическая конфигурация НР 2.1 с приводом, имеющим ограничения на скорости отклонения рулевых поверхностей 60 град/с на всем протяжении эксперимента.
2. Моделирование отказной ситуации, приводящей к уменьшению максимальной скорости отклонения рулевых поверхностей с 60 до 30 град/с.
3. Моделирование отказной ситуации, приводящей к уменьшению максимальной скорости отклонения рулевых поверхностей с 60 до 30 град/с, и одновременное изменение времени прогноза $T_{\text{пр}}$.
4. Моделирование отказной ситуации, приводящей к уменьшению максимальной скорости отклонения рулевых поверхностей с 60 до 30 град/с при одновременном изменении значений коэффициентов, преобразующих конфигурацию НР 2.1 в конфигурацию НР 5.1.
5. Моделирование отказной ситуации, приводящей к уменьшению максимальной скорости отклонения рулевых поверхностей с 60 до 30 град/с при одновременном изменении времени прогноза и значений коэффициентов, преобразующих конфигурацию НР 2.1 в конфигурацию НР 5.1.
6. Моделирование отказной ситуации, приводящей к уменьшению максимальной скорости отклонения рулевых поверхностей с 60 до 15 град/с при одновременном изменении времени прогноза и значений коэффициентов, преобразующих конфигурацию НР 2.1 в конфигурацию НР 5.1.

Результаты экспериментальных исследований приведены на рис. 5. Как видим, уменьшение скорости отклонения руля высоты до 30 град/с приводит к значительному ухудшению точности отслеживания программной траектории. Среднеквадратичная величина ошибки $\sigma_{\Delta H}$ отслеживания глиссады при пилотировании конфигурацией НР 2.1 возрастает с 0,19 до 1,12 м.

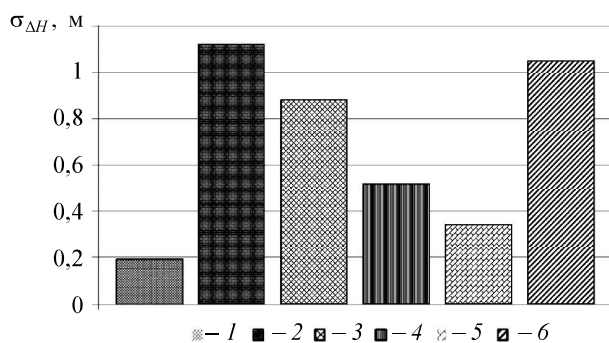


Рис. 5

Увеличение времени прогноза с 0,8 до 1,4 с повышает точность выполнения задачи примерно в 1,4 раза ($\sigma_{\Delta H} = 0,88$ м), а изменения коэффициентов обратных связей, приводящие к трансформации линейной динамики от НР 2.1 к НР 5.1, позволяют добиться повышения точности отслеживания ошибки до $\sigma_{\Delta H} = 0,52$ м.

Одновременная реконфигурация системы отображения информации и системы управления позволяет дополнительно увеличить точность отслеживания программной траектории на 34 % в сравнении со случаем, когда реконфигурировалась лишь система полуавтоматического управления. В этом случае точность отслеживания программной траектории составляла $\sigma_{\Delta H} = 0,34$ м. При ограничении скорости отклонения руля высоты до 15 град/с выполнение задачи отслеживания глиссады становится практически невозможным (см. рис. 1) без одновременной реконфигурации системы отображения информации и системы управления, позволяющей отслеживать программную траекторию, хотя и с достаточно большой ошибкой ($\sigma_{\Delta H} = 1,05$ м). Однако в целом процесс управления при этом устойчивый.

Интеграция системы управления и дисплея, при которой одновременно выбираются время прогноза $T_{\text{пр}}$ и коэффициенты обратных связей системы управления, позволяет отслеживать программную траекторию и при штатных условиях пилотирования, когда на протяжении всего полета величина $\dot{\delta}_{\max}$ постоянна, но

мала (например, $\dot{\delta}_{\max} = 15$ град/с). При этом также обеспечивается устойчивый процесс пилотирования, хотя и с худшей точностью в сравнении с большими значениями $\dot{\delta}_{\max}$.

Таким образом, исследования показали, что при малых величинах $\dot{\delta}_{\max}$ интеграция системы управления с дисплеем позволяет выполнить задачу пилотирования достаточно эффективно.

Работа выполнена в рамках реализации базовой части государственного задания № 9.7465.2017/БЧ (номер для публикаций – 9.7465.2017/8.9) на выполнение инициативного научного проекта по теме «Интеграция перспективных средств отображения информации и средств автоматизации для улучшения качества управления в человеко-машинных системах».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса и др. М.: РАН, 2016. 703 с.
2. McRuer D.T. et al. Aviation Safety and Pilot Control: Understanding and Preventing Unfavorable Pilot-Vehicle Interactions. USA: National Academy Press, 1997. 189 p.
3. Алешин Б.С. и др. Системы дистанционного управления магистральных самолетов. М.: Наука, 2013. 292 с.
4. Гаркушенко В.И., Виноградов С.С. Повышение качества управления продольным движением самолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 4. С. 46–51.
5. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. М.: Машиностроение, 1980. 215 с.
6. Efremov A.V., Ogloblin A.V. Development and Application of the Methods for Pilot-Aircraft System Research to the Manual Control Tasks of Modern Vehicle // AGARD Conference Proceedings. 1995. № 556. P. 15.1–15.12.
7. Efremov A.V. et al. Investigation of Pilot Induced Oscillation Tendency and Prediction Criteria Development. US: Wright Lab, 1996. 293 p. (Final report WL-TR-96-3109).
8. Bjorkman E., Silverthorn J., Calico R. Flight Test Evaluation of Techniques to Predict Longitudinal Pilot Induced Oscillations // Proc. of the Astrodynamics Conference, Aug. 18–20, 1986, Williamsburg, P. 967–979.
9. Theunissen E., Sennes U., Sachs G. Predictive Flightpath Displays for Improved Manual Control Performance // Proc. of the 22nd International Congress of Aeronautical Sciences, Aug. 27 – Sept. 1, 2000, Harrogate, UK. ICAS 2000 Congress. P. 693.1–693.10.
10. Sachs G. Perspective Predictor/Flight – Path Display with Minimum Pilot Compensation // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2000. Vol. 23. № 3. P. 420–429.
11. Ефремов А.В. и др. Синтез прогнозной индикации для нового поколения дисплеев высокоавтоматизированных самолетов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2017. № 2. С. 87–92.
12. Efremov A., Tjaglik M. The Development of Perspective Displays for Highly Precise Tracking Tasks // Aerospace Guidance, Navigation and Control. Germany: Springer, 2011. P. 163–174.

Поступила в редакцию 14.03.18

Development of Algorithms for Integration and Reconfiguration of the Flight Control System and Interfaces

A.V. EFREMOV, M.S. TYAGLIK, A.S. TYAGLIK, AND I.KH. IRGALEEV

The integration potentiality is considered for the flight control system and interface algorithms to provide the flight accuracy and safety of highly augmented aircraft in the case of low maximum elevator rate limit and in the case of failures causing its sharp decrease.

Pilot-aircraft system, semiautomatic control, manual control, predictive display