

Научная статья

УДК 629.7

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182571>

ИССЛЕДОВАНИЕ УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА В ЗАДАЧЕ МНОГОКАНАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ

Александр Викторович Ефремов¹, Владислав Александрович Проданик²✉

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

¹ pvl@mai.ru

² prodanikva@mai.ru✉

Аннотация. Представлены результаты исследования управляющих действий летчика в задаче многоканального управления, рассмотрен метод идентификации описывающих функций летчика в задаче двухканального управления с интерполяцией частотных характеристик на общий частотный диапазон. Получено условие обеспечения независимости каналов управления, исследовано влияние динамики перекрестных связей на его выполнение. Предложен подход к повышению безопасности пилотирования, основанный на принципе обратной динамики, позволяющий реализовать «развязку» каналов управления, уменьшить загрузку летчика и увеличить точность пилотирования.

Ключевые слова: система «самолет–летчик», безопасность полета, задача многоканального управления, перекрестные связи, обратная динамика

Финансирование: статья подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение № 075-15-2022-309 от 20.04.2022)

Для цитирования: Ефремов А.В., Проданик В.А. Исследование управляющих действий летчика в задаче многоканального управления // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 3. С. 169–177. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182571>

Original article

STUDYING PILOT'S CONTROL ACTIONS IN THE MULTICHANNEL CONTROL TASK

Aleksandr V. Efremov¹, Vladislav A. Prodanik²✉

^{1, 2} Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia

¹ pvl@mai.ru

² prodanikva@mai.ru✉

Abstract

When accomplishing a number of piloting tasks, the pilot simultaneously puts into effect control through several channels. Thus, for example, when the pitch angle in the longitudinal channel is being changed by the control stick deflecting in the longitudinal channel, the pilot changes as well the position of the throttle lever to sustain the airspeed. The same is with the lateral channel, when rolling creation the pilot deflects the pedals to eliminate the emerging gliding angle.

Notwithstanding the studies in the field of the pilot's control actions for about 80 years, only singular works, accomplished in 70–80s of the last century deal with studying pilot's behavior and an aircraft-pilot system characteristics in the tasks of the multichannel control. Modern aircraft dynamic characteristics analysis reveals significant interrelation between control channels is being observed in many of them. These are, in the first place, the cross coupling in the longitudinal and lateral channels at the large angles of attack, cross-couplings between the roll and yaw control channels of the space shuttle as well as cross-couplings between control channels of a helicopter in the hovering mode.

Control through several channels, especially at strongly outspoken cross couplings, increases the pilot workload and consequently may lead to his erroneous actions and the flight safety degradation. Knowing the pilots behavior regularities in these tasks is thereupon of utter importance.

This article presents the studies of the pilot's control actions in the multichannel control task. The authors considered a method for the pilot's describing functions identification in the task of the two-channel control with the frequency characteristics interpolation on the common frequency range. Experimental studies by both mathematical and semi-natural modeling on the ground-based station are performed. Control channels independence provision condition is obtained, and the cross coupling dynamics impact on its accomplishing is studied. The authors proposed a regulator based on the inversed dynamics principle, allowing the piloting safety enhancing.

The research accomplished in this work on the control task in the two channels of the pilot-aircraft system revealed:

- the ability of the components of the of pilot's describing functions matrix measuring by introducing polyharmonic input signals with the different set of frequencies, and performing the procedure of intermediate measurement results interpolation on the common frequency range;
- the pilot's ability to perform control channels “decoupling”, depending on the aircraft dynamics in crossed circuits;
- effectiveness of the regulator based on the principle of the inversed dynamics principle, which allows the control channels “decoupling”, as well as significantly simplifying the tracking task in each channel.

Keywords: “aircraft-pilot” system, flight safety, multichannel control task, cross-coupling, inverse dynamics

Funding: the article is prepared within the framework of the Program for the world-class research center “Supersonic” development in 2020–2025, financed by the Russian Ministry of Science and Higher Education (Agreement No. 075-15-2020-924 dated 2022.04.20).

For citation: Efremov A.V., Prodanik V.A. Studying Pilot's Control Actions in the Multichannel Control Task. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 3, pp. 169–177. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=182571>

Введение

При выполнении ряда задач пилотирования летчик осуществляет управление одновременно в нескольких каналах [1]. Так, например, при изменении угла тангажа путем отклонения рычага управления в продольном канале летчик также изменяет положение сектора газа, с тем чтобы сохранить скорость полета, а в боковом канале при создании крена летчик отклоняет педали, чтобы убрать возникающий угол скольжения [2].

Несмотря на то что характеристики управляющих действий летчика исследуются на протяжении нескольких десятилетий [3–5], лишь единичные работы [6, 7, 8], выполненные в 70-х – 80-х годах прошлого века, посвящены изучению поведения летчика и характеристик системы «самолет–летчик» в задачах многоканального управления. Анализ динамических характеристик современных самолетов показывает, что у многих

из них наблюдается существенная взаимосвязь между каналами управления. Это, прежде всего, перекрестные связи в продольном и боковом каналах при полете на больших углах атаки, перекрестные связи между каналами управления углами крена и рысканья у многоразовых космических ЛА, а также перекрестные связи между каналами управления вертолетом на режиме висения [9].

Управление в нескольких каналах, особенно при сильно выраженных перекрестных связях, увеличивает нагрузку летчика и, как следствие, увеличивает вероятность его ошибочных действий и снижает безопасность полета [10]. Изучение закономерностей поведения летчика в таких задачах чрезвычайно важно [11].

В данной статье предложен подход к снижению нагрузки летчика и повышению безопасности пилотирования при двухканальном управлении.

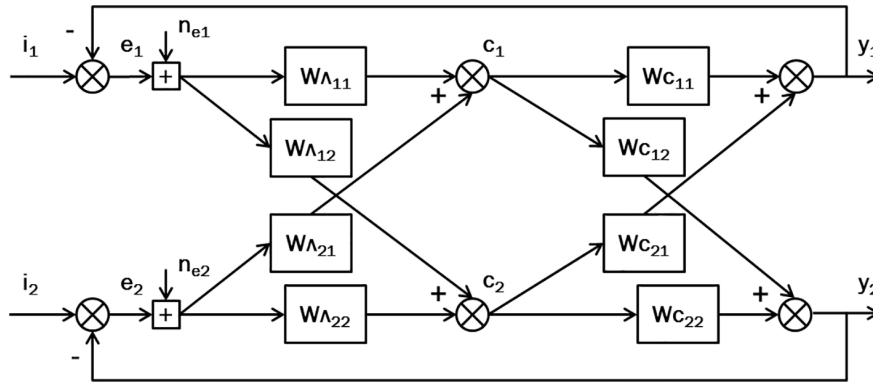


Рис. 1. Структурная схема двухканальной системы «самолет–летчик»

1. Задача двухканального управления с перекрестными связями

Задача многоканального управления рассматривается на примере двухканальной системы «самолет–летчик», структурная схема которой представлена на рис. 1.

В отличие от более простой задачи одноканального управления (рис.2), в задаче двухканального управления количество характеристик, описывающих управляющие действия летчика, в общем случае увеличивается в четыре раза [12]. Помимо изолированного управления в каждом из каналов, для компенсации перекрестных связей между каналами объекта управления летчику необходимо формировать собственные перекрестные связи.

Если представить описывающие функции летчика и объекта управления в виде матриц (рис. 3), то выражения характеристик управляющих действий летчика в задаче двухканального управления согласно [12] имеют вид

$$\begin{aligned}
 W_{Л11} &= \frac{\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{C_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}; \\
 W_{Л22} &= \frac{\left(\frac{C_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) - \left(\frac{C_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}; \\
 W_{Л21} &= \frac{\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) - \left(\frac{C_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}; \\
 W_{Л12} &= \frac{\left(\frac{C_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{C_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}.
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

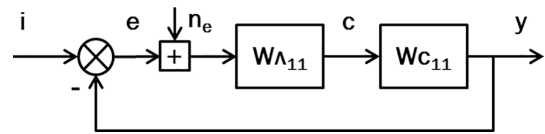


Рис. 2. Одноканальная система «самолет–летчик»

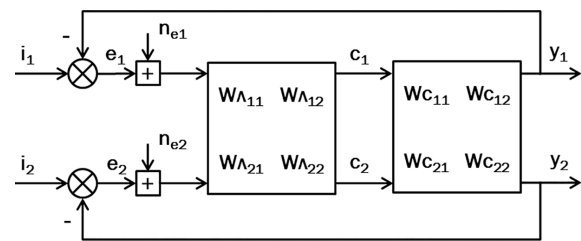


Рис. 3. Двухканальная система «самолет–летчик» (матричное представление)

2. Идентификация характеристик двухканальной системы «самолет–летчик»

Алгоритм идентификации характеристик системы «самолет–летчик» в задаче одноканального управления подробно описывается в работах [12, 13]. Для нахождения частотных и интегральных характеристик используется метод коэффициентов Фурье:

$$\begin{aligned}
 \begin{cases} a_{(\bullet)}(\omega_k) \\ b_{(\bullet)}(\omega_k) \end{cases} &= \frac{2}{T} \int_0^T \begin{cases} \cos \\ \sin \end{cases} (\omega_k t) dt; \\
 W_{Л} &= \frac{C(j\omega_k)}{E(j\omega_k)} = \frac{a_c(\omega_k) - jb_c(\omega_k)}{a_e(\omega_k) - jb_e(\omega_k)}.
 \end{aligned}
 \tag{2}$$

В качестве входного воздействия используется полигармонический входной сигнал, параметры которого выбраны из условия ортогональности:

$$\begin{aligned}
 i(t) &= \sum_{k=1}^N A_k \sin \omega_k t; \\
 \omega_k &= \frac{2\pi}{T} n_k,
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

n – целое число.

При решении задачи двухканального управления процедура идентификации усложняется. В качестве входного воздействия необходимо использовать два полигармонических сигнала. Причем для возможности измерения всех элементов матрицы $W_{\text{л}}$ частоты этих сигналов не должны быть коррелированы друг с другом, т. е. ни одна из гармоник первого сигнала не должна входить в состав второго и наоборот:

$$\begin{aligned} i_1(t) &= \sum_{k=1}^N A_k \sin \omega_k t; \\ i_2(t) &= \sum_{m=1}^M A_m \sin \omega_m t; \\ \omega_k &\neq \omega_m. \end{aligned} \quad (4)$$

Соответственно, для получения характеристик системы «самолет–летчик» также используется метод коэффициентов Фурье. При этом преобразование Фурье выполняется на частотах рассматриваемого канала управления:

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} a_{(\bullet)}(\omega_k) \\ b_{(\bullet)}(\omega_k) \end{Bmatrix} &= \frac{2}{T} \int_0^T (\bullet) \begin{Bmatrix} \cos \\ \sin \end{Bmatrix}(\omega_k t) dt; \\ \begin{Bmatrix} a_{(\bullet)}(\omega_m) \\ b_{(\bullet)}(\omega_m) \end{Bmatrix} &= \frac{2}{T} \int_0^T (\bullet) \begin{Bmatrix} \cos \\ \sin \end{Bmatrix}(\omega_m t) dt. \end{aligned} \quad (5)$$

Однако представленные в системе (1) выражения частотных характеристик справедливы только в том случае, когда частоты сигналов в каналах одинаковы. В связи с этим вычисление частотных характеристик летчика (1) требует интерполяции промежуточных частотных характеристик $(C_1(j\omega)/I_1(j\omega))$, $(C_2(j\omega)/I_1(j\omega))$ и т. д. на общие частоты. При этом необходимо учитывать, что экспериментальные данные могут быть сильно зашумлены, и для уменьшения погрешности интерполяции необходимо осреднение результатов по совокупности экспериментов. Для получения частотных характеристик на общем частотном диапазоне использовался алгоритм линейной интерполяции:

$$W(\omega) = W(\omega_{k_i}) + \frac{W(\omega_{k_{i+1}}) - W(\omega_{k_i})}{\omega_{k_{i+1}} - \omega_{k_i}} (\omega - \omega_{k_i}). \quad (6)$$

После интерполяции промежуточных частотных характеристик на общие частоты получим частотные характеристики летчика (1) и, если необходимо, то и объекта управления:

$$\begin{aligned} W_{C_{11}} &= \frac{\left(\frac{Y_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) - \left(\frac{Y_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{C_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}; \\ W_{C_{22}} &= \frac{\left(\frac{Y_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) - \left(\frac{Y_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}; \\ W_{C_{21}} &= \frac{\left(\frac{Y_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right) - \left(\frac{Y_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{C_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}; \\ W_{C_{12}} &= \frac{\left(\frac{Y_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{C_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{Y_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{C_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}{\left(\frac{E_1(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right) - \left(\frac{E_1(j\omega)}{I_2(j\omega)}\right)\left(\frac{E_2(j\omega)}{I_1(j\omega)}\right)}. \end{aligned} \quad (7)$$

3. Полунатурное моделирование

Характеристики системы «самолет–летчик» исследовались путем полунатурного моделирования на наземной рабочей станции (рис. 4).

В процессе проведения эксперимента на дисплей персонального компьютера отображалась текущая ошибка слежения. Визуальная информация представлена в виде авиагоризонта с «прямой» индикацией угла тангажа и «обратной» индикацией угла крена. Перед оператором стояла задача компенсаторного слежения в двух каналах. Его целью была минимизация текущей ошибки слежения в каждом из каналов.

Для оценки зависимости характеристик управляющих действий летчика от сложности задачи управления были проведены четыре серии экспериментов. Рассмотрены следующие случаи:

- задача изолированного управления в одном канале;
- задача двухканального управления без перекрестных связей;

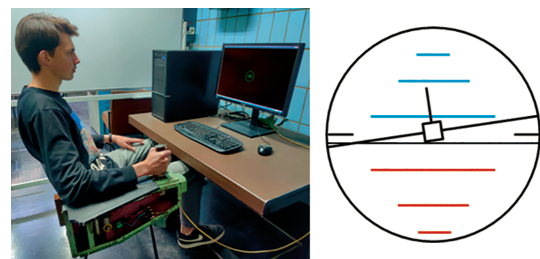


Рис. 4. Выполнение экспериментов на рабочей станции

- задача двухканального управления с перекрестной связью, представленной интегрирующим звеном;
- задача двухканального управления с перекрестной связью, представленной коэффициентом усиления.

Динамика объекта управления в каждом канале соответствовала динамике интегрирующего звена. В ходе экспериментальных исследований были получены частотные и интегральные характеристики системы «самолет–летчик».

Из результатов полунатурного моделирования, приведенных на рис. 5, видно, что усложнение задачи пилотирования приводит к увеличению дисперсии сигнала ошибки σ_e^2 в продольном канале. Здесь 1 – задача управления в одном изолированном канале; 2 – задача двухканального управления без перекрестных связей; 3 – задача двухканального управления с перекрестной связью, представленной интегрирующим звеном; 4 – задача двухканального управления с перекрестной связью, представленной коэффициентом усиления.

Как можно видеть, при появлении второго канала дисперсия сигнала ошибки возрастает на 38% в канале тангажа и на 27% – в канале крена по сравнению с задачей изолированного управления в одном канале, и это объясняется тем, что летчик должен распределять внимание между каналами управления. В случае, когда между каналами есть перекрестная связь в виде интегрирующего звена, дисперсия ошибки возрастает на 18% в канале тангажа и на 5% – в канале крена по сравнению с задачей двухканального управления без перекрестных связей, что объясняется необходимостью не только отслеживать одновременно две фазовые координаты, но и совершать «развязывающие» действия. В случае, когда перекрестная связь между каналами представлена коэффициентом усиления, дисперсия ошибки возрастает на 40% в канале тангажа и практически не изменяется в канале крена по сравнению с задачей двухканального управления без перекрестных связей.

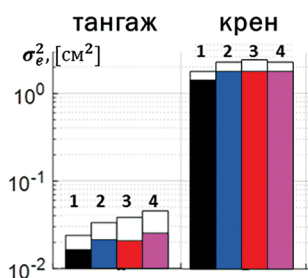


Рис. 5. Дисперсии сигнала ошибки σ_e^2 в продольном и боковом канале

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что необходимость одновременного отслеживания двух фазовых координат снижает точность пилотирования, при этом возрастает как коррелированная с входным сигналом $\sigma_{e_i}^2$, так и некоррелированная $\sigma_{e_n}^2$ составляющие ошибки пилотирования. Кроме того, точность зависит от передаточной функции, определяющей динамику перекрестных связей между каналами.

4. Условие «развязки» каналов управления

Задача двухканального управления с перекрестными связями представляет интерес для выявления способности летчика осуществлять «развязку» каналов управления. Для ее обеспечения необходимо, чтобы управляющее воздействие летчика в одном из каналов не приводило к изменению фазовой координаты в другом канале управления.

При наличии одной перекрестной связи (рис. 6) условие развязки может быть получено из условия

$$y_2 = e_1(W_{Л11}W_{C12} + W_{Л12}W_{C22}) = 0, \quad (8)$$

откуда

$$W_{Л12} = -\frac{W_{Л11}W_{C12}}{W_{C22}}.$$

Из условия «развязки» видно, что при разных передаточных функциях W_{C12} , определяющих связь между каналами, управляющие действия летчика при выполнении «развязки» различны.

Так, например, в случае, когда перекрестная связь объекта управления описывается интегрирующим звеном вида K_{12}/p , действия летчика, исходя из условия «развязки», описываются коэффициентом усиления

$$W_{Л12} = -\frac{1 \times \frac{K_{12}}{p}}{\frac{1}{p}} = -K_{12}.$$

т. е. согласно модели частоты среза [12] летчик действует наипростейшим образом.

В случае же, когда перекрестная связь объекта управления описывается коэффициентом усиления K_{12} , летчику при выполнении «развязки» приходится вводить дифференцирование

$$W_{Л12} = -\frac{1 \times \frac{K_{12}}{p}}{\frac{1}{p}} = -K_{12}p,$$

что является крайне сложной задачей даже при изолированном управлении в одном канале, а формирование такой перекрестной связи практически невозможно.

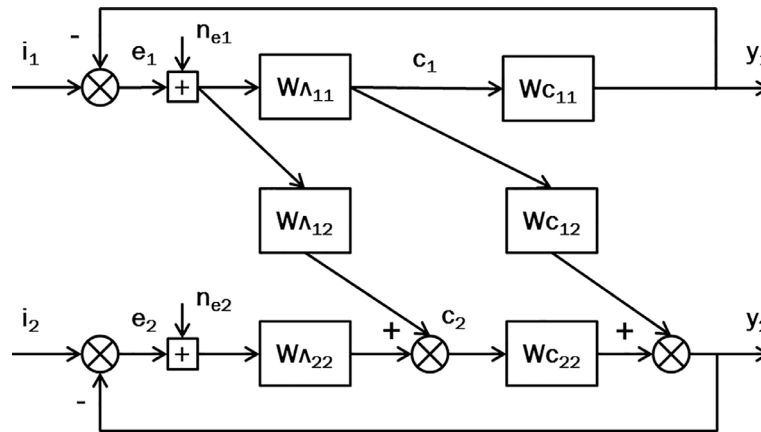


Рис. 6. Двухканальная система «самолет–летчик» при наличии одной перекрестной связи

Результаты полунатурного моделирования подтверждают предположение о невозможности формирования летчиком перекрестной связи, включающей в себя дифференцирующее звено. На рис. 7 приведены полученные в экспериментальных исследованиях частотные характеристики перекрестной связи $W_{\Lambda 12}$, формируемой летчиком для «развязки» каналов управления в двух рассмотренных случаях. Слева показана частотная характеристика перекрестной связи, вводимой летчиком при управлении объектом с перекрестной связью, представленной интегрирующим звеном. Справа показана частотная характеристика перекрестной связи, вводимой летчиком при управлении объектом с перекрестной связью, представленной коэффициентом усиления.

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что в случае управления объектом с перекрестной связью, представленной коэффициентом усиления, условие «развязки» не выполняется и возникает необходимость в разработке средств автоматизации, позволяющих обеспечить «развязку» каналов управления и повысить безопасность пилотирования.

5. Синтез регулятора, основанного на принципе обратной динамики

Принцип обратной динамики в общем случае подразумевает подавление собственной динамики объекта управления и обеспечение желаемой динамики [14, 15, 16, 17]. Этого можно достичь различными способами. Один из них – введение передаточной функции или матрицы передаточных функций G^{-1} , обратных передаточной функции или матрице передаточных функций объекта управления G , а также выравнивающего фильтра F , обеспечивающего равенство порядка числителя порядку знаменателя (рис. 8).

Частным случаем метода обратной динамики является метод нелинейной динамической инверсии, известный в зарубежной литературе как NDI (nonlinear dynamic inversion) [18, 19]. Преимущество этого метода – возможность его использования применительно к нелинейным системам. Собственная динамика объекта подавляется за счет замыкания отрицательной обратной связи, в контуре которой суммируются произведения коэффициентов дифференциальных уравнений движения и соответствующих им приращений фазовых

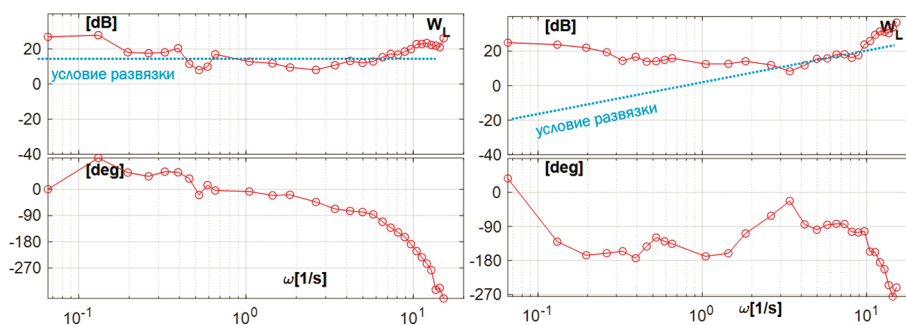


Рис. 7. Частотные характеристики перекрестной связи $W_{\Lambda 12}$, формируемой летчиком

координат. Желаемая динамика обеспечивается за счет обратной связи по одной (или нескольким) из фазовых координат и фильтра F (рис. 9).

Помимо желаемой динамики, регулятор, построенный на принципе обратной динамики, обеспечивает «развязку» каналов управления. Ниже рассматривается использование такого регулятора на примере вертолета Ми-8 на режиме прямолинейного полета со скоростью 250 км/ч. Как известно, у вертолетов наблюдается сильная взаимосвязь между каналами управления [20, 21]. Так, при единичном ступенчатом управляющем воздействии в канале тангажа у вертолета Ми-8 начинает развиваться крен (рис. 10,а).

Математическое моделирование показало, что введение регулятора, построенного на принципе обратной динамики, обеспечивает полную «развязку» каналов тангажа и крена (рис. 10,б).

С целью проведения экспериментальных исследований регулятора при выполнении летчиком

задачи слежения были проведены две серии экспериментов на наземной рабочей станции и получены частотные и интегральные характеристики системы «самолет–летчик» для двух случаев:

- задача двухканального управления исходным объектом управления (Ми-8);
- задача двухканального управления объектом управления с регулятором, построенным на принципе обратной динамики.

Согласно полученным результатам, использование регулятора, построенного на принципе обратной динамики, позволяет уменьшить дисперсию сигнала ошибки в 4 раза в канале тангажа и в 1,4 раза в канале крена (рис. 11) по сравнению с исходным объектом управления, увеличить полосу пропускания замкнутой системы «самолет–летчик» в 1,3 раза в канале тангажа и в 1,2 раза в канале крена по сравнению с исходным объектом управления, а также приблизить динамику объекта управления к динамике интегрирующего звена.

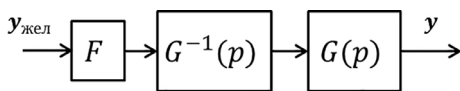


Рис. 8. Структурная схема системы с регулятором на базе обратной динамики

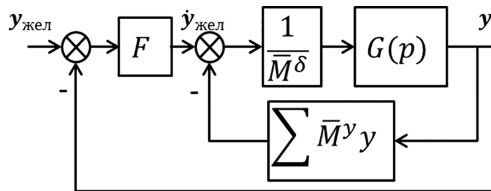


Рис. 9. Структурная схема системы с регулятором NDI

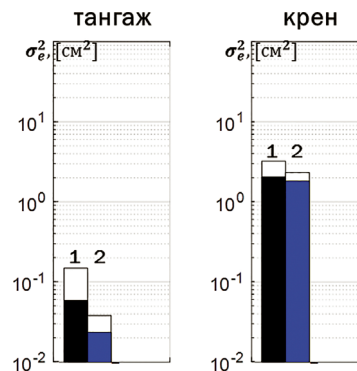


Рис. 11. Дисперсии сигнала ошибки σ_e^2 в канале тангажа и крена (1 – Ми-8, 2 – Ми-8 с регулятором NDI)

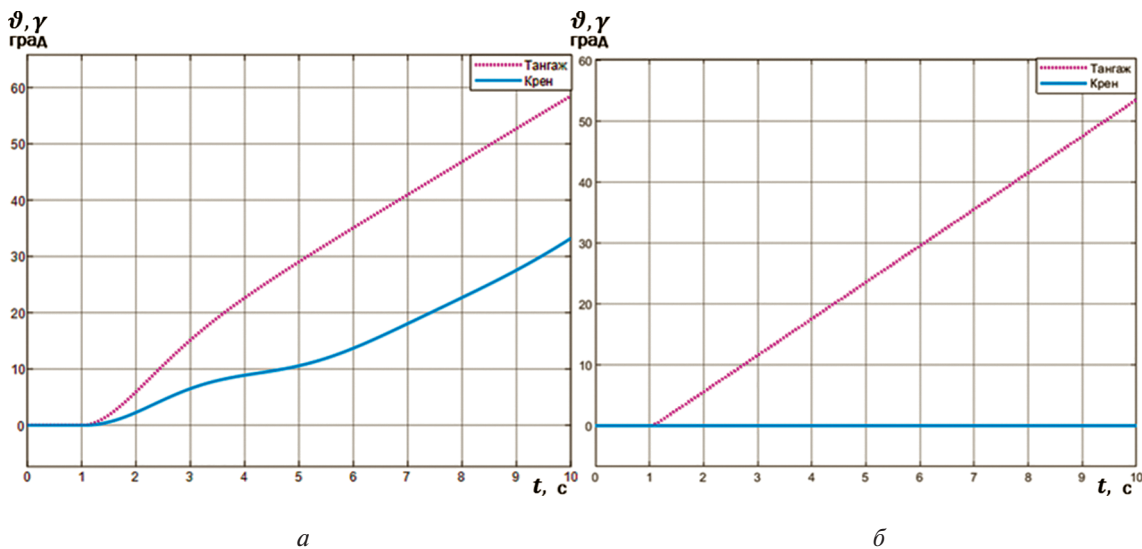


Рис.10. Реакция по углам тангажа и крена на единичное ступенчатое управляющее воздействие в канале тангажа

Выводы

Выполненные исследования управления в двух каналах системы «самолет—летчик» показали:

– возможность измерения составляющих матрицы описывающих функций летчика путем введения полигармонических сигналов с разным набором частот и выполнения процедуры интерполяции промежуточных результатов измерений на общие частоты;

– способность летчика осуществлять «развязку» каналов управления, определяемую динамикой ЛА в перекрестных цепях;

– эффективность регулятора, основанного на использовании принципа обратной динамики, позволяющего обеспечить «развязку» каналов управления, а также существенно упростить задачу слежения в каждом канале.

Список источников

1. Тихонов В.Н. Анализ точностных, вероятностных характеристик и экспертных оценок летчиками управляемости самолета при дозаправке в полете // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 219–231. DOI: 10.34759/vst-2021-4-219-231
2. Оболенский Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов. – М.: Филиал Воениздат, 2007. – 480 с.
3. McRuer D.T., Krendel E.S. Dynamic response of human operators. WADC. TR-56-524. 1957, 262 p.
4. McRuer D.T., Krendel E.S. Mathematical models of human pilot AGARD. AGD-188, 1974, 72 p.
5. McRuer D., Graham D., Krendel E. Manual control of singleloop systems Part I & II // Journal of the Franklin Institute. 1967. Vol. 283. No. 2, pp. 1-27 & 145-170.
6. McRuer D., Schmidt D. Pilot-vehicle analysis of multiaxis tasks // AIAA Guidance, Navigation and Control conference. 1987. Vol. 2. No. 4, pp. 1312-1323.
7. Ефремов А.В., Александров В.В. Исследование характеристик управляющих действий человека-оператора в задаче двухконтурного компенсаторного слежения // Проектирование и оптимизация систем человек–машина: Темат. сб. науч. тр. М.: Изд-во МАИ, 1985. С. 65–69.
8. Ефремов А.В., Александров В.В. Особенности поведения человека-оператора при управлении в двух независимых контурах компенсаторного слежения // Методы оптимизации систем человек–машина: Темат. сб. науч. тр. М.: Изд-во МАИ, 1984. С. 64–73.
9. Мясников М.И., Ильин И.Р. Математическая модель динамики полета конвертируемого винтокрылого летательного аппарата с системой автоматического управления // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 3. С. 187–200.
10. Кофман В.Д., Полтавец В.А., Мулкиджанов И.К. Уроки авиационных происшествий // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 2. С. 62–71.
11. Верещиков Д.В., Журавский К.А., Костин П.С. Оценка качества управления движением самолета // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 191–205. DOI: 10.34759/vst-2021-2-191-205
12. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В. Летчик как динамическая система. – М.: Машиностроение, 1992. – 330 с.
13. Ефремов А.В. Система самолет–летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. – М.: Изд-во МАИ, 2017. – 193 с.
14. Mbikayi Z., Efremov A.V., Efremov E.V. Integration of the inverse dynamics with a reference model technique, and its application for the improvement of the helicopter flying qualities // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Vol. 868, 18th International Conference “Aviation and Cosmonautics” (18-22 November 2019; Moscow, Russian Federation). DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012016
15. Efremov A.V., Efremov E.V., Mbikayi Z. et al. Synthesis of a helicopter control system using inverse dynamics and its upgrade with the use of a sidestick controller // 46th European Rotorcraft Forum (08–11 сентября 2020; Moscow, Russia), pp. 9–17.
16. Горбатенко С.А., Баранов В.Н. Синтез закона управления многомерной динамической системой на основе методов обратных задач динамики // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 1. С. 109–116.
17. Харьков В.П. Адаптивное управление динамическими системами на основе обратных задач динамики // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 1994. № 4. С. 256.
18. Sieberling S., Chu Q.P., Mulder J.A. Robust flight control using incremental nonlinear dynamic inversion and angular acceleration prediction // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2010. Vol. 33. No. 6, pp. 1732–1742. DOI: 10.2514/1.49978
19. Horn J.F. Non-Linear Dynamic Inversion Control Design for Rotorcraft // Aerospace. 2019. Vol. 6. No. 3: 38. DOI: 10.3390/aerospace6030038
20. Касумов Е.В. Моделирование динамики поведения вертолета под управляющим воздействием системы стабилизации и управления // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2013. № 3. С. 11–14.
21. Ефимов В.В., Ивчин В.А. Оценка адекватности математической модели динамики вертолета Ми-8МТВ // Научный вестник МГТУ ГА. 2011. № 172. С. 59–66.

Referendes

1. Tikhonov V.N. Analysis of accuracy characteristics, probabilistic characteristics and expert evaluations of aircraft by the pilots while in-flight refueling. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 4, pp. 219-231. DOI: 10.34759/vst-2021-4-219-231
2. Obolenskii Yu.G. *Upravlenie poletom manevrennykh samoletov* (Flight control maneuverable aircraft). Moscow, Filial Voenizdat, 2007, 480 p.
3. McRuer D.T., Krendel E.S. *Dynamic response of human operators*. WADC. TR-56-524. 1957, 262 p.
4. McRuer D.T., Krendel E.S. *Mathematical models of human pilot AGARD*. AGD-188, 1974, 72 p.
5. McRuer D., Graham D., Krendel E. Manual control of singleloop systems Part I, II. *Journal of the Franklin Institute*, 1967, vol. 283, no. 2, pp. 1-27, 145-170.
6. McRuer D., Schmidt D. Pilot-vehicle analysis of multiaxis tasks. *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, 1987, vol. 2, no. 4, pp. 1312-1323.
7. Efremov A.V., Aleksandrov V.V. *Proektirovanie i optimizatsiya sistem chelovek-mashina. Sbornik statei*. Moscow, MAI, 1985, pp. 65-69.
8. Efremov A.V., Aleksandrov V.V. *Metody optimizatsii sistem chelovek-mashina. Sbornik statei*. Moscow, MAI, 1984, pp. 64-73.
9. Myasnikov M.I., Il'in I.R. Flight dynamics model of convertible rotary-winged aircraft with automatic control system. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 3, pp. 187-200.
10. Kofman V.D., Poltavets V.A., Mulkidzhanov I.K. Some lessons of aviation accidents. *Aerospace MAI Journal*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 62-71.
11. Vereshchikov D.V., Zhuravskii K.A., Kostin P.S. Motion control quality assessment of maneuverable aircraft. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 2, pp. 191-205. DOI: 10.34759/vst-2021-2-191-205
12. 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.
13. Efremov A.V. *Sistema samolet-letchik. Zakonomernosti i matematicheskie modeli povedeniya letchika* (Pilot-aircraft system. Patterns and mathematical models of pilot behavior), Moscow, MAI, 2017, 193 p.
14. Mbikayi Z., Efremov A.V., Efremov E.V. Integration of the inverse dynamics with a reference model technique, and its application for the improvement of the helicopter flying qualities. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. Vol. 868, 18th International Conference "Aviation and Cosmonautics" (18-22 November 2019; Moscow, Russia)*. DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012016
15. Efremov A.V., Efremov E.V., Mbikayi Z. et al. Synthesis of a helicopter control system using inverse dynamics and its upgrade with the use of a sidestick controller. *46th European Rotorcraft Forum (08-11 сентября 2020; Moscow, Russia)*, pp. 9-17.
16. Gorbatenko S.A., Baranov V.N. A control law synthesis for multidimensional dynamical systems basing on inverse dynamics problem techniques. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 1, pp. 109-116.
17. Khar'kov V.P. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Teoriya i sistemy upravleniya*, 1994, no. 4, pp. 256.
18. Sieberling S., Chu Q.P., Mulder J.A. Robust flight control using incremental nonlinear dynamic inversion and angular acceleration prediction. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2010, vol. 33, no. 6, pp. 1732-1742. DOI: 10.2514/1.49978
19. Horn J.F. Non-Linear Dynamic Inversion Control Design for Rotorcraft. *Aerospace*, 2019, vol. 6, no. 3: 38. DOI: 10.3390/aerospace6030038
20. Kasumov E.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2013, no. 3, pp. 11-14.
21. Efimov V.V., Ivchin V.A. *Nauchnyi vestnik MGTU GA*, 2011, no. 172, pp. 59-66.

Статья поступила в редакцию 24.05.2024; одобрена после рецензирования 04.06.2024; принята к публикации 29.06.2024.
The article was submitted on 24.05.2024; approved after reviewing on 04.06.2024; accepted for publication on 29.06.2024.