

Научная статья
УДК 629.7
DOI: 10.34759/vst-2023-1-167-179

МОДИФИКАЦИЯ СТРУКТУРНОЙ МОДЕЛИ УПРАВЛЯЮЩИХ ДЕЙСТВИЙ ЛЕТЧИКА И ЕЕ ПРИЛОЖЕНИЕ К ЗАДАЧЕ ВЫБОРА ХАРАКТЕРИСТИК И ТИПА РЫЧАГА УПРАВЛЕНИЯ

Александр Викторович Ефремов¹✉, Евгений Владимирович Ефремов²

^{1,2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия
¹ pvl@mai.ru ✉

Аннотация. Выполнены серии экспериментальных исследований по выявлению закономерностей характеристик системы самолет–летчик при использовании различных типов рычагов управления. Предложена модификация структурной модели характеристик управляющих действий летчика, которая учитывает влияние различных типов рычагов управления и их характеристик на характеристики системы самолет–летчик. Показано, что такая модель позволяет получить результаты, близкие к результатам экспериментальных исследований.

Ключевые слова: система самолет–летчик, структурная модель управляющих действий летчика, рычаг управления самолетом, модель нервно-мышечной системы

Финансирование: публикация подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020–2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от «16» ноября 2020 г. № 075-15-2020-924).

Для цитирования: Ефремов А.В., Ефремов Е.В. Модификация структурной модели управляющих действий летчика и ее приложение к задаче выбора характеристик и типа рычага управления // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 1. С. 167–179. DOI: 10.34759/vst-2023-1-167-179

Original article

MODIFICATION OF THE PILOT BEHAVIOR STRUCTURAL MODEL AND ITS APPLICATION TO THE TASK OF SELECTING THE CHARACTERISTICS AND TYPE OF INCEPTORS

Aleksandr V. Efremov¹✉, Evgenii V. Efremov²

^{1,2} Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russia
¹ pvl@mai.ru ✉

Abstract. The present paper is devoted to the modification of the structural model of pilot behavior, which allows to evaluate the influence of the characteristics and type of inceptor on the properties of the pilot-aircraft system.

© Ефремов А.В., Ефремов Е.В., 2023

To this purpose, a series of experiments was performed employing MAI's ground-based simulator to determine the regularities of the pilot-aircraft system when using a center and side stick, different types of control signals sent to the flight control system (proportional to the displacement and proportional to the forces applied), as well as different characteristics of the inceptor (stiffness and damping). Two configurations from the HAVE PIO database were selected as the controlled element dynamics, one corresponding to Level I flying qualities, the other corresponding to Level III. In the experiments, the operators performed a compensatory pitch angle tracking task.

Studies have shown that in terms of piloting accuracy, the optimum value of center stick stiffness for both types of control signals and controlled element dynamics corresponds to 10 N/cm. With a side stick, the optimum stiffness takes the value 20 N/cm. In all cases considered, the best piloting accuracy is achieved with minimal damping.

Studies have also shown that the piloting accuracy for a Level I flying qualities configuration is 1.5 and 1.6 times better when using a center and side stick, respectively, compared to displacement sensing control in a Level I configuration. For a Level III configuration, this transition is accompanied by an improvement in accuracy by 1.25 and 1.3 times. In addition to piloting accuracy, force sensing control reduces the equivalent phase delay introduced by the pilot and improves other parameters of the pilot-aircraft system.

Overall, the transition from a traditional DSC-type center stick to a FSC-type side stick results in a 2.3-fold improvement in piloting accuracy when controlling configurations which belong to the first level of flying qualities and a 1.9-fold improvement when controlling configurations which belong to the third level.

Based on the results obtained, a modification of the structural model of pilot behavior was proposed. This model takes into account the models of visual cue perception and the neuromuscular system, inceptor dynamics, correction of information received from proprioceptive feedback which closes the "neuromuscular system + inceptor" system. When a command signal is proportional to the displacement, the inceptor model is in the direct loop of this system, and when the pilot's force input is used as such a signal, the inceptor model moves into the feedback loop. Different models and parameters of neuromuscular dynamics are used in the study of the effects of the center and side stick. In addition, the model takes into account noise in the perception of visual and kinesthetic information. The spectral density of the latter is proportional to the variance of inceptor displacement. Due to the results of experimental studies having shown that the noise components of signals are inversely proportional to the stiffness and directly proportional to the damping, the parameters of inceptor stiffness and damping are introduced into the model of this spectral density.

The parameters determining the correction of visual and proprioceptive cues are chosen by minimizing a functional consisting of the sum of the error signal variance and a summand proportional to the variance of the forces applied to the inceptor and its stiffness. This summand was added to match the optimal values of stiffness obtained in experiments and in mathematical modeling.

The use of the proposed model makes it possible to obtain results close to the results of experimental studies, as well as to assess the influence of inceptor characteristics, inceptor type, and the type of control signal on the characteristics of the pilot-aircraft system.

Keywords: pilot-aircraft system, structural model of pilot behavior, inceptor, model of neuromuscular system

Funding: The paper is prepared in the framework of the Program for the development of a world-class research center "Supersonic" in 2020–2025 founded by Russian Ministry of Science and Higher Education (Agreement 16 Nov 2020 № 075-15-2020-924).

For citation: Efremov A.V., Efremov E.V. Modification of the Pilot Behavior Structural Model and Its Application to the Task of Selecting the Characteristics and Type of Inceptors. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 167–179. DOI: 10.34759/vst-2023-1-167-179

Введение

При решении различных прикладных задач динамики и управления полетом (синтез алгоритмов регулятора, разработка критериев выбора пилотажных характеристик, формирование директорных сигналов на экране дисплея) широкое распространение получили полунатурное моделирование на пилотажных стендах [1–5] и математическое моделирование системы самолет–летчик. Для этого, начиная со второй половины прошлого столетия, был разработан ряд подходов к созданию математической модели характеристик управляющих действий летчика. Основными из них являются:

- классический подход, предложенный в работах [6, 7] и базирующийся на использовании частотных методов теории систем с обратной связью;
- подход, основанный на теории оптимальных систем [8];
- структурный подход [9, 10], учитывающий дополнительную проприоцептивную обратную связь.

Существуют также альтернативные модели действий летчика, например на базе нечеткой логики [11], стохастического анализа [12], нейросетевого моделирования [13].

В работах Московского авиационного института [14, 15] получили развитие основные подходы, и в последнее время значительное внимание было уделено совершенствованию структурной модели действий летчика. Модифицированная версия этой модели, расширившая возможности для исследования задачи выбора характеристик рычагов управления (жесткость, демпфирование), приведена в работе [16]. Оценке влияния параметров рычага управления на характеристики системы

самолет–летчик также посвящен ряд отечественных и зарубежных работ [17–22].

Разработке модели предшествовали экспериментальные исследования влияния жесткости, демпфирования рычага управления, типа передаваемого им сигнала в тракт управления на характеристики системы самолет–летчик. В настоящей работе эти исследования дополнены рядом новых результатов. Их обобщение с результатами прошлых исследований позволило создать приведенную в настоящей работе версию структурной модели действий летчика, позволяющую получить достоверные результаты для различных прикладных задач средствами математического моделирования.

1. Анализ результатов экспериментальных исследований по оценке влияния характеристик и типа рычага управления

Разработке модифицированной модели характеристик управляющих действий летчика предшествовали экспериментальные исследования на пилотажном стенде МАИ (рис. 1), снабженном системой имитации усилий на рычагах управления (рис. 2). Исследования характеристик системы самолет–летчик проводились для двух типов рычагов управления — центрального и бокового (рис. 3 и 4) — при разных значениях жесткости и демпфирования.

Кроме того, исследовались два типа выходных сигналов, поступающих от рычага в систему управления: сигналов, пропорциональных перемещению рычага (рычаг типа DSC — Displacement Sensing Control) и прикладываемым к рычагу усилиям (рычаг типа FSC — Force Sensing Control). Для каждого сочетания этих переменных проводились эксперименты для двух объектов управления из



Рис. 1. Пилотажный стенд ТЛ-39



Рис. 2. Система моделирования усилий MOOG



Рис. 3. Центральный рычаг управления



Рис. 4. Боковой рычаг управления

базы данных Have PIO [23]. Один из них — конфигурация НР 2.1, соответствующая первому уровню пилотажных характеристик, а второй — НР 5.10, определенный в работе [23] как конфигурация третьего уровня пилотажных характеристик. Во всех экспериментах операторами (всего в работе участвовали три оператора) выполнялась задача компенсаторного слежения, в которой входной сигнал представлял собой сумму гармоник, амплитуды и частоты которых выбирались из условия соответствия случайному сигналу со спектральной плотностью $S_{ii} = \frac{K^2}{(\omega^2 + \omega_i^2)^2}$ при дисперсии входного сигнала $\sigma_i^2 = 4 \text{ см}^2$ и ширине спектра $\omega_i = 0.5 \text{ с}^{-1}$.

Результаты экспериментальных исследований влияния жесткости рычага показали, что при использовании центрального рычага типа DSC и FSC для обеих конфигураций оптимальное значение жесткости F^X , обеспечивающее минимум дисперсии сигнала ошибки σ_e^2 , находится в окрестности 10 Н/см. В случае использования бокового рычага управления как DSC, так и FSC минимум дисперсии ошибки по жесткости достигается при $F^X = 20 \text{ Н/см}$ для этих конфигураций.

Что касается демпфирования рычага, то для всех исследуемых вариантов его оптимальное значение, минимизирующее дисперсию σ_e^2 , соответствует минимальному демпфированию рычага $F^{\dot{X}}$. Увеличение $F^{\dot{X}}$ сопровождается ухудшением и других характеристик системы самолет–летчик: уменьшением частоты среза ω_c и полосы пропускания ω_{BW} (см. табл. 1).

Таблица 1

Влияние демпфирования рычага на характеристики системы самолет–летчик (конфигурация НР 2.1, боковой рычаг управления)

$F^X, \text{ Н} \cdot \text{с/см}$	$\sigma_e^2, \text{ см}^2$	$\omega_c, \text{ с}^{-1}$	$\omega_{BW}, \text{ с}^{-1}$
2.1	0.224	3.280	3.539
4.2	0.386	2.594	3.113
6.3	0.448	2.099	2.811

Более детальный анализ характеристик системы самолет–летчик, полученных при использовании центрального и бокового рычагов типа DSC и FSC, выполнен при оптимальных значениях F^X и $F^{\dot{X}}$. Эти результаты приведены в табл. 2.

Здесь σ_e^2 — дисперсия сигнала ошибки, σ_x^2 и $\sigma_{\dot{x}}^2$ — дисперсия отклонения и скорости отклонения рычага управления соответственно; $\bar{\sigma}_F^2$ — дисперсия усилий, прикладываемых летчиком к рычагу, отнесенная к жесткости рычага F^X ; ω_c — частота среза; ω_{BW} — полоса пропускания замкнутой системы; $\Delta \phi|_{\omega=10 \text{ с}^{-1}} = \phi|_{FSC} - \phi|_{DSC}$ — параметр, определяющий опережение фазовой характеристики летчика на частоте $\omega = 10 \text{ с}^{-1}$ при использовании рычага типа FSC по сравнению с рычагом типа DSC.

Из приведенных результатов видно, что для динамической конфигурации первого уровня пилотажных характеристик НР 2.1 как при управлении центральным рычагом, так и при управлении боковым рычагом более высокая точность пилотирования достигается при использовании рычага типа FSC по сравнению со случаем использования рычага типа DSC: в 1.5 раз при управлении цент-

Таблица 2

Результаты экспериментальных исследований

Объект	HP 2.1				HP 5.10			
	Центральный		Боковой		Центральный		Боковой	
Тип сигнала	DSC	FSC	DSC	FSC	DSC	FSC	DSC	FSC
$\sigma_e^2, \text{см}^2$	0.32	0.21	0.22	0.14	0.99	0.79	0.69	0.51
$\sigma_x^2, \text{см}^2$	5.50	5.37	2.81	2.52	14.93	13.96	4.04	4.42
$\bar{\sigma}_F^2, \text{см}^2$	5.96	5.91	2.38	2.13	13.97	13.09	3.98	4.27
$\sigma_x^2, \text{см}^2/\text{с}^2$	92.47	95.81	45.26	61.67	192.3	173.91	40.69	51.29
$\omega_c, \text{с}^{-1}$	2.94	3.14	3.28	3.74	0.91	1.03	1.46	1.51
$\omega_{BW}, \text{с}^{-1}$	3.18	3.60	3.54	4.00	2.17	2.36	1.98	2.05
$\Delta\phi _{\omega=10\text{с}^{-1}}, ^\circ$	36.7		149.3		26.1		71	

ральным рычагом и в 1.6 при управлении боковым. При этом разность фазовых характеристик летчика на частоте 10 с^{-1} ($\Delta\phi|_{\omega=10 \text{ с}^{-1}}$), полученных в экспериментах с центральным рычагом типа DSC и FSC, составляет 36.7° , что эквивалентно уменьшению фазового запаздывания сигнала, поступающего в тракт управления, на 0.06 с , а при управлении боковым рычагом — 149.3° , что эквивалентно уменьшению фазового запаздывания на 0.26 с .

При управлении боковым рычагом уменьшается дисперсия скорости перемещения рычага σ_x^2 : в 2 и в 1.6 раза в случае использования рычагов типа DSC и FSC соответственно.

При переходе от центрального рычага типа DSC к боковому рычагу типа DSC частота среза и полоса пропускания увеличиваются в 1.1 раза. Также в 2 раза уменьшается дисперсия перемещения рычага σ_x^2 и в 2.1 раза $\bar{\sigma}_F^2 = \sigma_F^2 / F^X$.

При переходе от центрального рычага типа FSC к боковому рычагу типа FSC частота среза увеличивается в 1.2 раза. Дисперсия перемещения рычага σ_x^2 при этом уменьшается в 2.5 раза, относительная дисперсия усилий $\bar{\sigma}_F^2$, прикладываемых летчиком к рычагу, — в 2.8 раз.

Аналогично для конфигурации третьего уровня пилотажных характеристик HP 5.10 управление рычагом типа FSC позволяет добиться более высокой точности пилотирования по сравнению с управлением рычагом типа DSC в 1.3, как при использовании центрального рычага, так и при управлении боковым рычагом. При этом при использовании центрального рычага уменьшается фазовое запаздывание на 26.1° , что эквивалентно уменьшению запаздывания на 0.05 с .

Использование бокового рычага типа FSC вместо бокового рычага типа DSC позволяет добиться увеличения дисперсии скорости перемещения рычага σ_x^2 в 1.3 раза. Параметр запаздывания $\Delta\phi|_{\omega=10 \text{ с}^{-1}}$ уменьшается на 71° , что эквивалентно уменьшению времени запаздывания на 0.12 с .

Переход от центрального рычага типа DSC к боковому рычагу типа DSC позволяет добиться уменьшения дисперсии ошибки σ_e^2 в 1.4 раза. Дисперсия скорости перемещения рычага уменьшается σ_x^2 в 3.4 раза, частота среза ω_c — в 1.6 раза, полоса пропускания ω_{BW} практически не изменяется. При этом дисперсия перемещения рычага σ_x^2 уменьшается в 3.7 раза, относительная дисперсия усилий $\bar{\sigma}_F^2$, прикладываемых летчиком, — в 3.5 раза.

Аналогичный переход для рычагов типа FSC сопровождается дальнейшим улучшением всех показателей.

Таким образом, в случае управления самолетом с пилотажными характеристиками третьего уровня, как и в случае управления самолетом с пилотажными характеристиками первого уровня, использование как центрального, так и бокового рычага типа FSC позволяет добиться улучшения всех показателей системы самолет–летчик по сравнению с рычагами типа DSC.

Переход же от традиционного способа управления центральным рычагом типа DSC к боковому рычагу типа FSC приводит к улучшению точности пилотирования в 2.3 раза при управлении самолетом с конфигурацией пилотажных характеристик первого уровня и в 1.9 при управлении самолетом с конфигурацией третьего уровня.

2. Модификация структурной модели характеристик управляющих действий летчика

Исходя из результатов экспериментальных исследований, приведенных в разделе 1 настоящей работы, были сформулированы условия, которым должна удовлетворять математическая модель управляющих действий летчика. Модель должна обеспечивать возможность:

- 1) моделирования системы самолет–летчик как с рычагом типа DSC, так и с рычагом типа FSC;

2) моделирования системы самолет–летчик как с центральным рычагом управления, так и с боковым;

3) оценивания влияния основных характеристик рычага управления на характеристики системы самолет–летчик.

При этом результаты моделирования должны быть достаточно близки к тем, которые получены в экспериментальных исследованиях.

Выбранная структурная схема такой модели, приведенная на рис. 5, является модифицированной моделью, разработанной в МАИ [16].

На рис. 5 используются следующие обозначения:

$$W_L^{vis} = K_L \frac{T_L p + 1}{T_I p + 1} e^{-\tau p} \text{ — модель коррекции визуальной информации;}$$

n_e — шум восприятия визуальной информации, спектральная плотность которого [24]

$$S_{n_e n_e} = K_{n_e} \frac{\sigma_e^2 + T_L^2 \sigma_e^2}{1 + T_L^2 \omega^2}; \quad (1)$$

$$W_L^{NM} = \frac{1}{T_{NM}^* + 1} \cdot \frac{1}{T_{NM}^2 p^2 + 2T_{NM} \xi_{NM} p + 1} e^{-\tau_{NM} p} \text{ — модель нервно-мышечной системы;}$$

W_C — модель объекта управления;

$$W_L^{kin} = \frac{K_n p^2}{T_n^2 p^2 + 2T_n \xi_n p + 1} \text{ — модель коррекции информации, получаемой от проприоцептивной обратной связи. В этой модели учитывается приближенная динамика мышечного веретена } W_{м.в.}, \text{ которая, исходя из требований соответствия результатов моделирования и экспериментальных исследований в области низких и средних частот, выбрана в виде дифференцирующего звена } W_{м.в.} = p. \text{ Выражение}$$

$\frac{K_n p}{T_n^2 p^2 + 2T_n \xi_n p + 1}$ описывает блок адаптации летчика к проприоцептивной информации;

n_x — шум восприятия кинестатической информации, спектральная плотность которого

$$S_{n_x n_x} = K_{n_x} \sigma_x^2; \quad (2)$$

W_L^{FS} — модель рычага управления, которая в общем случае является сложной нелинейной

системой [25]. В настоящей работе используется упрощенная модель рычага, описываемая колебательным звеном [16], параметры которого зависят от характеристик рычага следующим образом:

$$\omega_{FS} = \sqrt{\frac{F^X}{m}}; \quad 2\xi_{FS} \omega_{FS} = \frac{F^{\dot{X}}}{m}. \quad (3)$$

Характеристики рычага ξ_{FS} и ω_{FS} соответствуют характеристикам, при которых были выполнены экспериментальные исследования, они приведены в табл. 3.

Таблица 3

Характеристики рычагов управления

F^X , Н/см	Центральный рычаг		Боковой рычаг	
	ω_{FS} , с ⁻¹	ξ_{FS}	ω_{FS} , с ⁻¹	ξ_{FS}
5	11.7	0.4	4.8	1
10	16.5	0.3	6.8	0.7
20	23.3	0.2	9.6	0.5
30	28.6	0.17	11.8	0.4

Выбор параметров модели осуществляется путем минимизации следующего функционала:

$$J = \min(\sigma_e^2 + \beta \sigma_F^2). \quad (4)$$

Составляющими функционала (4) являются дисперсия сигнала ошибки σ_e^2 , которую летчик стремится уменьшить в задаче компенсаторного слежения, и σ_F^2 — дисперсия усилий, прикладываемых летчиком к рычагу. Эта составляющая введена в функционал для возможности оценки влияния жесткости рычага F^X на характеристики системы самолет–летчик. Так как согласно выражению (3) увеличение F^X приводит к увеличению собственной частоты рычага управления ω_{FS} , то при больших значениях F^X фазовое запаздывание объекта управления уменьшается, что должно приводить к уменьшению опережения, вводимого летчиком, а следовательно, к уменьшению дисперсии ошибки σ_e^2 . Однако этого не наблюдается в экспериментальных исследованиях, результаты которых приведены в работе [16]. Для устранения этого несоответствия в настоящей работе предло-

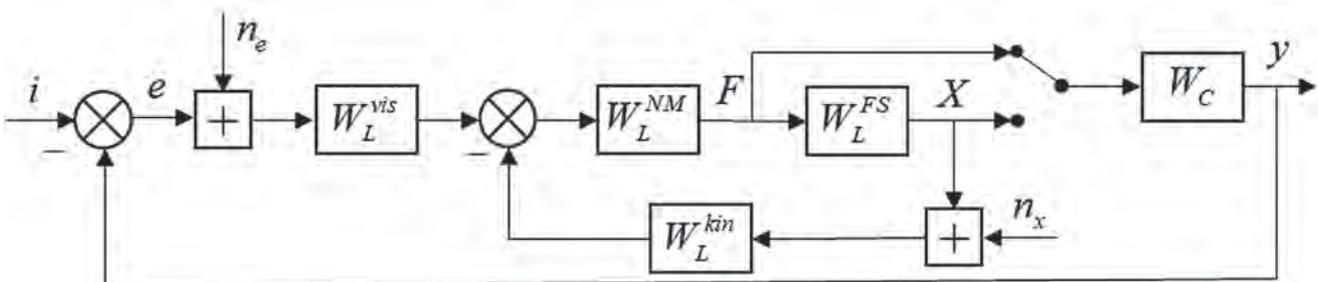


Рис. 5. Структурная схема системы самолет–летчик с модифицированной моделью летчика

жено ввести весовой коэффициент β как функцию жесткости:

$$\beta = 3 \cdot 10^{-7} (F^X)^4. \quad (5)$$

Исследования показали, что приведенное выражение позволяет добиться соответствия между оптимальными значениями этого параметра, получаемыми в экспериментах и при математическом моделировании.

В процессе оптимизации выбирались параметры блоков W_L^{vis} и W_L^{kin} , а именно $K_L, T_L, K_n, T_n, \xi_n$. Остальные параметры остаются постоянными, значения их отличны для каждого варианта рычага. Анализ их влияния на характеристики системы самолет–летчик показал, что при моделировании характеристик центрального рычага управления эти параметры соответствуют следующим значениям: время чистого запаздывания τ составляет 0.2 с, $T_I = 0.01$ с, параметры нервно-мышечной системы $T_{NM}^* = 0.1$ с, $T_{NM} = 0.125$ с, $\xi_{NM} = 0.7$, $\tau_{NM} = 0.05$ с. Согласно результатам, приведенным в разделе 1, использование бокового рычага управления позволяет добиться улучшения точности пилотирования по сравнению со случаем использования центрального рычага. При этом собственные частоты бокового рычага, используемого в экспериментальных исследованиях, меньше, чем у центрального, что должно приводить к обратному эффекту. Для уменьшения дисперсии ошибки при задании характеристик бокового рычага управления постоянная времени модели нервно-мышечной системы T_{NM}^* принималась равной нулю, время запаздывания $\tau = 0.15$ с, а время запаздывания нервно-мышечной системы τ_{NM} уменьшалось до 0.001 с.

Структурную схему, приведенную на рис. 5, можно привести к упрощенной схеме (рис. 6).

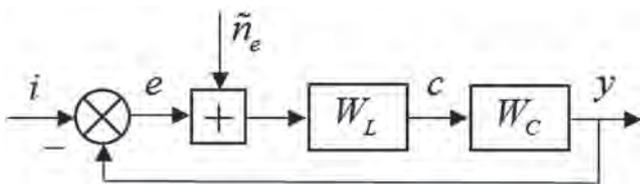


Рис. 6. Структурная схема системы самолет–летчик

На этой схеме $W_L = W_L^{vis} \frac{W_L^{FS} W_L^{NM}}{1 + W_L^{FS} W_L^{NM} W_L^{kin}}$ в случае, когда сигнал C соответствует перемещению рычага X , и $W_L = W_L^{vis} \frac{W_L^{NM}}{1 + W_L^{FS} W_L^{NM} W_L^{kin}}$, то есть когда этот сигнал является усилием F , прикладыва-

емым к рычагу F . Выражение для шумового сигнала имеет вид $\tilde{n}_e = n_e + n_x \frac{W_L^{kin}}{W_L^{vis}}$.

При условии, что сигналы i и \tilde{n}_e не коррелированы, дисперсия сигнала ошибки σ_e^2 будет соответствовать следующему выражению:

$$\sigma_e^2 = \sigma_{e_i}^2 + \sigma_{e_{\tilde{n}_e}}^2, \quad (6)$$

где шумовая составляющая сигнала ошибки $\sigma_{e_{\tilde{n}_e}}^2$ вычисляются следующим образом:

$$\sigma_{e_{\tilde{n}_e}}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e} \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 d\omega. \quad (7)$$

Выражение для спектральной плотности $S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e}$ с учетом выражений (1) и (2) примет вид

$$S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e} = K_{n_e} \frac{\sigma_e^2 + T_L^2 \sigma_e^2}{1 + T_L^2 \omega^2} + \frac{W_L^{kin}}{W_L^{vis}} K_{n_x} \sigma_x^2. \quad (8)$$

С учетом этого выражения можно получить следующую систему уравнений, позволяющую вычислить как дисперсию сигнала ошибки, так и дисперсию перемещения рычага управления:

$$\begin{cases} A_1 \sigma_e^2 + B_1 \sigma_e^2 + C_1 \sigma_x^2 = \sigma_{e_i}^2, \\ A_2 \sigma_e^2 + B_2 \sigma_e^2 + C_2 \sigma_x^2 = \sigma_{e_i}^2, \\ A_3 \sigma_e^2 + B_3 \sigma_e^2 + C_3 \sigma_x^2 = \sigma_{x_i}^2, \end{cases} \quad (9)$$

где A_j, B_j, C_j ($j = 1, 2, 3$), $\sigma_{e_i}^2, \sigma_{e_i}^2, \sigma_{x_i}^2$ определяются несобственными интегралами. В качестве примера ниже приведены выражения для несобственных интегралов A_1, B_1, C_1 , а также дисперсии $\sigma_{e_i}^2$:

$$A_1 = 1 - \frac{K_{n_e}}{\pi} \int_0^\infty \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 \frac{d\omega}{1 + T_L^2 \omega^2}; \quad (10)$$

$$B_1 = -\frac{K_{n_e}}{\pi} T_L^2 \int_0^\infty \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 \frac{d\omega}{1 + T_L^2 \omega^2}; \quad (11)$$

$$C_1 = -\frac{K_{n_x}}{\pi} \int_0^\infty \left| \frac{W_L W_C}{1 + W_L W_C} \right|^2 \left| \frac{W_L^{kin}}{W_L^{vis}} \right| d\omega; \quad (12)$$

$$\sigma_{e_i}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{ii} \left| \frac{1}{1 + W_L W_C} \right|^2 d\omega, \quad (13)$$

где $W_L^* = W_L^{vis} \frac{W_L^{FS} W_L^{NM}}{1 + W_L^{FS} W_L^{NM} W_L^{kin}}$ как для рычага типа FSC, так и для рычага типа DSC.

Дисперсия усилий σ_F^2 вычисляется аналогично выражению (6):

$$\sigma_F^2 = \sigma_{F_i}^2 + \sigma_{F_n}^2; \quad (14)$$

$$\sigma_{F_i}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{ii} \left| \frac{W_L^{**}}{1 + W_L W_C} \right|^2 d\omega ; \quad (15)$$

$$\sigma_{F_n}^2 = \frac{1}{\pi} \int_0^\infty S_{\tilde{n}_e \tilde{n}_e} \left| \frac{W_L^{**}}{1 + W_L W_l} \right|^2 d\omega , \quad (16)$$

где $W_L^{**} = W_L^{vis} \frac{W_L^{NM}}{1 + W_L^{FS} W_L^{NM} W_L^{kin}}$ как для рычага типа DSC, так и для рычага типа FSC.

Математическое моделирование системы самолет–летчик согласно критерию (5) при постоянном значении K_{n_x} , определяющем спектральную плотность $S_{n_x n_x}$ (см. выражение (2)), показало, что для рычага типа FSC его характеристики практически не влияют на характеристики системы самолет–летчик. Эту особенность можно объяснить тем, что в этом случае блок W_L^{FS} находится в обратной связи упрощенной структурной схемы системы «нервно-мышечная система + рычаг управления» (т.е. используется рычаг типа FSC) (рис. 7). В случае, когда используется рычаг типа DSC, этот блок находится в прямой связи. Из частотных характеристик, приведенных на рис. 8, видно, что в случае, когда управляющий сигнал пропорционален перемещению рычага, это приводит к их изменению, а во втором случае, когда сигнал пропорционален прикладываемому усилию, — нет.

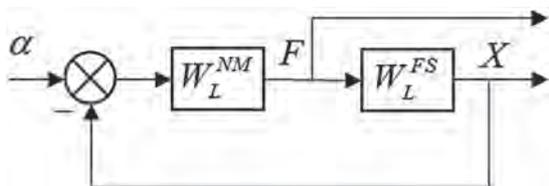


Рис. 7. Упрощенная структурная схема системы «нервно-мышечная система–рычаг управления»

В то же время результаты экспериментальных исследований показывают, что шумовая составляющая сигналов обратно пропорциональна жесткости F^X и прямо пропорциональна демпфированию $F^{\dot{X}}$. Для обеспечения соответствия результатов математического моделирования и экспериментальных исследований было предложено уровень шума n_x представить в виде выражения.

$$K_{n_x} = 50 \frac{(F^{\dot{X}})^2}{(F^X)^4} . \quad (17)$$

Полученная модель позволяет достигнуть соответствия и решить задачу выбора оптимальных значений жесткости и демпфирования путем

математического моделирования. Так же как и в результатах экспериментальных исследований, наименьшее среднеквадратическое отклонение (СКО) сигнала ошибки достигается при $F^X = 10$ Н/см в случае моделирования характеристик центрального рычага управления и при $F^X = 20$ Н/см в случае моделирования характеристик бокового рычага. Аналогично тем же результатам экспериментальных исследований наилучшая точность пилотирования достигается при наименьшем демпфировании рычага. Значения σ_e в окрестностях оптимальных значений F^X и $F^{\dot{X}}$, полученные путем математического моделирования, близки к значениям, полученным в сериях экспериментальных исследований.

В качестве примеров, подтверждающих эти выводы, на рис. 9 и 10 приведены результаты влияния параметров F^X и $F^{\dot{X}}$ на среднеквадратическое отклонение сигнала ошибки σ_e для объекта НР 2.1.

Результаты математического моделирования, приведенные в табл. 4, также показывают, что при оптимальных значениях F^X и $F^{\dot{X}}$, в случае, когда используется центральный рычаг типа FSC по сравнению с центральным рычагом типа DSC при моделировании конфигурации НР 2.1 дисперсия ошибки меньше в 1.3 раза, при моделировании конфигурации НР 5.10 — в 1.1 раза. При переходе от бокового рычага типа DSC к боковому рычагу типа FSC σ_e^2 уменьшается в 1.4 раз при моделировании конфигурации НР 2.1 и в 1.5 при моделировании конфигурации НР 5.10.

Кроме того, так же как и в результатах экспериментальных исследований (см. табл. 2), использование боковой ручки приводит к уменьшению дисперсии ошибки по сравнению со случаем использования центрального рычага.

Таким образом, при переходе от традиционного управления центральным рычагом типа DSC к управлению боковым рычагом типа FSC точность пилотирования повышается в 1.7 раз как для конфигурации первого уровня пилотажных характеристик, так и для конфигурации третьего уровня пилотажных характеристик.

Сравнение частотных характеристик, полученных экспериментально и путем математического моделирования при оптимальных значениях жесткости и демпфирования показывает, что результаты математического моделирования близки к результатам экспериментальных исследований (см. рис. 11).

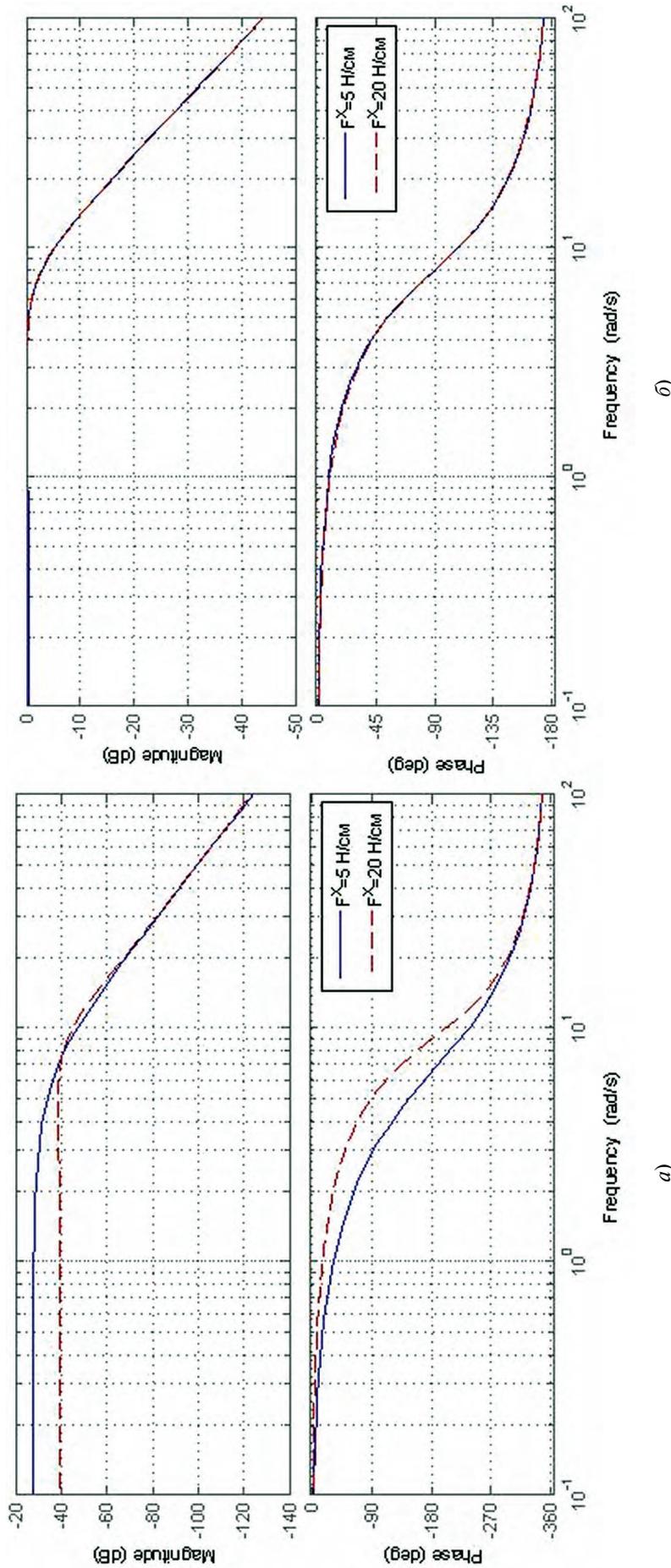


Рис. 8. Логарифмическая амплитудно-фазовая частотная характеристика упрощенной структурной схемы системы «нервно-мышечная система + рычаг управления» при выходном сигнале, пропорциональном перемещению рычага (а) и усилению, прикладываемому летчику к рычагу (б)

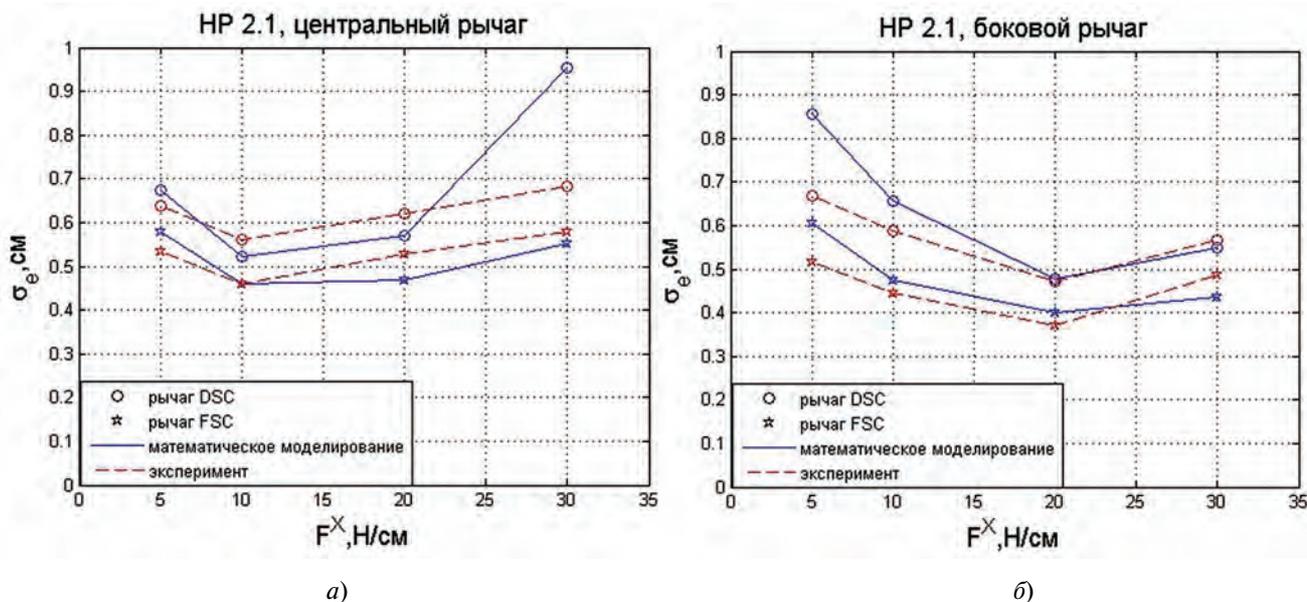


Рис. 9. Зависимость СКО сигнала ошибки от жесткости рычага, конфигурация HP 2.1

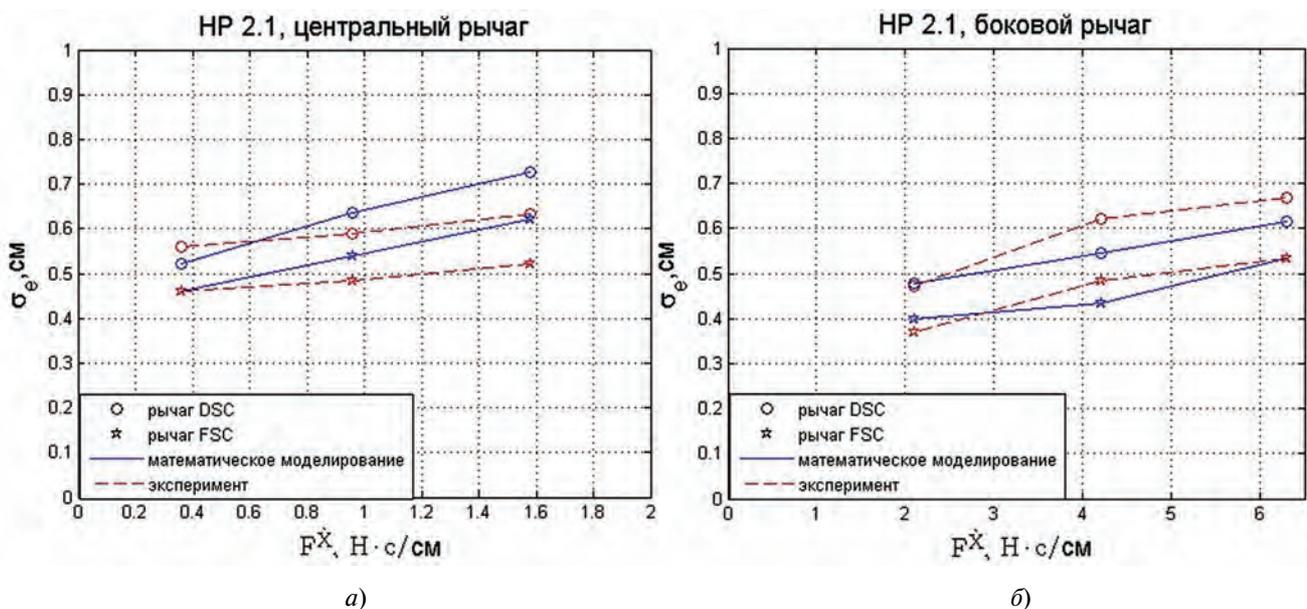


Рис. 10. Зависимость СКО сигнала ошибки от демпфирования рычага, конфигурация HP 2.1

Таблица 4

Дисперсия сигнала ошибки σ_e^2 , полученная в ходе математического моделирования

Тип рычага	Центральный		Боковой	
	DSC	FSC	DSC	FSC
HP 2.1	0.274	0.212	0.230	0.160
HP 5.10	0.861	0.764	0.759	0.517

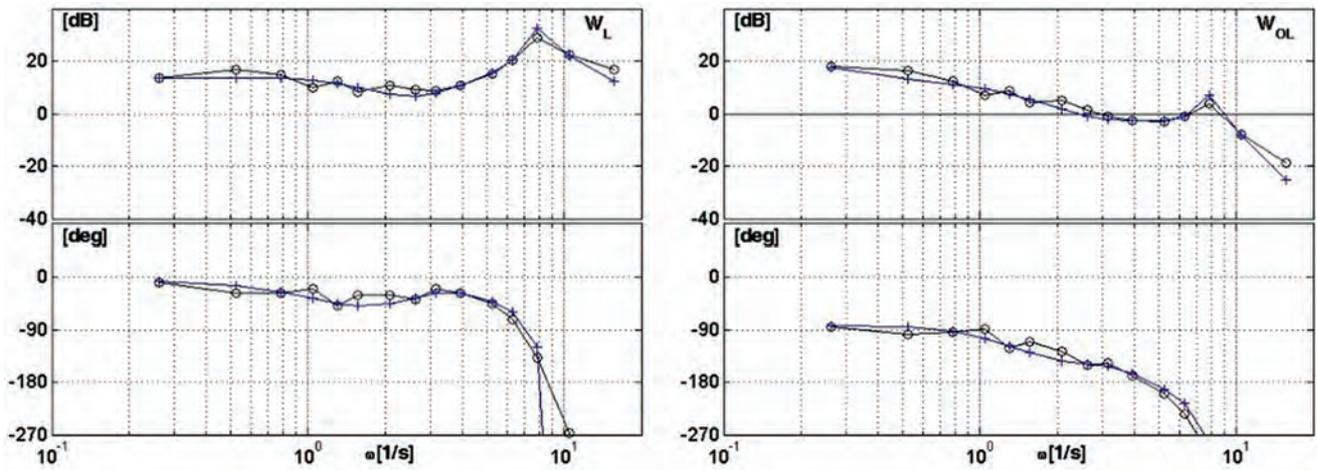


Рис. 11. Сравнение результатов эксперимента (O---O) и математического моделирования (*---*) (конф. НР 2.1, центральный рычаг DSC)

Выводы

Полученная модифицированная структурная модель управляющих действий летчика позволяет путем математического моделирования выбирать характеристики как центрального, так и бокового рычага при формировании управляющего сигнала как пропорционального их перемещению, так и пропорционального прикладываемым к ним усилиям. Полученные результаты достаточно хорошо совпадают с результатами экспериментальных исследований. Оптимальные же значения жесткости и демпфирования соответствуют тем, которые получены в эксперименте.

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. Зайчик Л.Е., Десятник П.А., Желонкин В.И., Желонкин М.В., Ткаченко О.И., Яшин Ю.П. Влияние подвижности кабины пилотажного стенда на моделирование задачи дозаправки самолёта топливом в воздухе // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 86–94.
3. Анимца О.В., Гайфуллин А.М., Рыжов А.А., Свириденко Ю.Н. Моделирование на пилотажном стенде дозаправки самолета в полете // Труды МФТИ. 2015. Т. 7. № 1(25). С. 3–15.
4. Кукушкин Л.С., Вышинский В.В. Моделирование на пилотажном стенде заправки топливом в полёте с учётом турбулентности атмосферы и спутной турбулентности за самолётом-заправщиком // Труды МФТИ. 2013. Т. 5. № 2. С. 46–58.
5. Костин П.С., Верещагин Ю.О., Волошин В.А. Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета //

Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=57735>

6. McRuer D.T., Krendel E.S. Dynamic response of human operators. — Wright Air Development Center. WADC TR-56-524, 1957.
7. McRuer D.T., Krendel E.S. Mathematical models of human pilot behavior. — Advisory group for aerospace research and development. AGARD-AG-188, 1974, 72 p.
8. Baron S., Elkind J.I., Kleinman D. et al. Application of optimal control theory to the prediction of human performance in a complex task // Fifth Annual Conference on Manual Control. NASA-SP 215, 1969, pp. 367–387.
9. Hess R. Structural model of the adaptive human pilot // Journal of Guidance and Control. 1979. Vol. 3. No. 5, pp. 416–423. DOI: 10.2514/3.56015
10. Zeyada Y., Hess R.A. PVDNL, Pilot/Vehicle Dynamics (nonlinear), An Interactive Computer Program for Modeling the Human Pilot in Single-Axis Linear and Non-Linear Tracking Tasks. — Department of Mechanical and Aeronautical Engineering, University of California, Davis, 1999.
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. Тихий И.И., Кашковский В.В., Полуэктов С.П. Моделирование действий оператора для решения задач оценки качества управления в эргатических системах // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2009. № 4(24). С. 210–214.
13. Тянь В., Ефремов А.В., Тюменцев Ю.В. Оценка пилотажных свойств самолёта с применением нейросетевой модели предсказания характеристик управляющих действий лётчика // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15. № 1. С. 92–108.
14. Efremov A.V., Rodchenko V.V., Boris S.Yu. Investigation of pilot induced oscillation tendency and prediction criteria development. — Wright Lab. Final report WL-TR-96-3109, 1996. — 293 p.
15. Efremov A.V., Alexandrov V.V., Koshelenko A.V. et al. Development of pilot modeling and its application to manual control tasks // 27th Congress of the International Council

- of the Aeronautical Sciences (19–24 September 2010, Nice, France).
16. Efremov A.V., Alexandrov V.V., Efremov E.V., Vukolov M.V. The influence of different types of inceptors and their characteristics on the pilot-aircraft system // 2nd IFAC Conference on Cyber-Physical & Human Systems (14–15 December 2018; Maimi, Florida, USA). 2019. Vol. 51. No. 34, pp. 372–377. DOI: 10.1016/j.ifacol.2019.01.013
 17. 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.
 18. Рагулин И. А., Александров В.В. Влияние эффекта запаздывания в тракте системы управления высокоавтоматизированного самолета на выбор типа рычага управления и его командного сигнала // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 177–188. DOI: 10.34759/vst-2021-2-177-190
 19. Hosman R.J.A.W., Benard B., Fourquet H. Active and passive side stick controllers in manual aircraft control // IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics (04–07 November 1990; Los Angeles, CA, USA). DOI: 10.1109/ICSMC.1990.142165
 20. Mitchell D.G., Aponso B.L., Klyde D.H. Effects of Cockpit Lateral Stick Characteristics on Handling Qualities and Pilot Dynamics. — NASA Contractor Report CR-4443, 1992. URL: 19920019341.pdf
 21. Klyde D.H., McRuer D.T. Smart-Cue and Smart-Gain Concepts Development to Alleviate Loss of Control // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2009. Vol. 32. No. 5, pp. 1409–1417. DOI: 10.2514/1.43156
 22. Malpica C.A., Lusardi J.A. Handling qualities analysis of active inceptor force-feel characteristics // 69th American Helicopter Society International Annual Forum (21–23 May 2013; Phoenix, Arizona, USA).
 23. Bjorkman E.A. et al. NT-33. Pilot induced oscillation prediction evaluation. — Technical Report USAFTPS-TR-85B-S4, 1986, 165 p.
 24. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В. Летчик как динамическая система. — М.: Машиностроение, 1992. — 331 с.
 25. Оболенский Ю.Г. Управление полетом маневренных самолетов. — М.: Воениздат, 2007. — 480 с.
 6. McRuer D.T., Krendel E.S. *Dynamic response of human operators*. Wright Air Development Center. WADC TR-56-524, 1957.
 7. McRuer D.T., Krendel E. S. *Mathematical models of human pilot behavior*. Advisory group for aerospace research and development. AGARD-AG-188, 1974, 72 p.
 8. Baron S., Elkind J.I., Kleinman D. et al. Application of optimal control theory to the prediction of human performance in a complex task. *Fifth Annual Conference on Manual Control*. NASA-SP 215, 1969, pp. 367–387.
 9. Hess R. Structural model of the adaptive human pilot. *Journal of Guidance and Control*, 1979, vol. 3, no. 5, pp. 416–423. DOI: 10.2514/3.56015
 10. Zeyada Y., Hess R.A. *PVDNL, Pilot/Vehicle Dynamics (non-linear), An Interactive Computer Program for Modeling the Human Pilot in Single-Axis Linear and Non-Linear Tracking Tasks*. Department of Mechanical and Aeronautical Engineering, University of California, Davis, 1999.
 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. Tikhii I.I., Kashkovskii V.V., Poluektov S.P. *Sovremennye tekhnologii. Sistemyi analiz. Modelirovanie*, 2009, no. 4(24), pp. 210–214.
 13. Tan W., Efremov A.V., Tiumentsev Y.V. An evaluation of aircraft handling qualities by means of neural network based prediction model for characteristics of pilot control actions. *Aerospace MAI Journal*, 2008, vol. 15, no. 1, pp. 92–108.
 14. Efremov A.V., Rodchenko V.V., Boris S.Yu. *Investigation of pilot induced oscillation tendency and prediction criteria development*. Wright Lab. Final report WL-TR-96-3109, 1996, 293 p.
 15. Efremov A.V., Alexandrov V.V., Koshelenko A.V. et al. Development of pilot modeling and its application to manual control tasks. *27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (19-24 September 2010, Nice, France)*.
 16. Efremov A.V., Alexandrov V.V., Efremov E.V., Vukolov M.V. The influence of different types of inceptors and their characteristics on the pilot-aircraft system. *2nd IFAC Conference on Cyber-Physical & Human Systems (14-15 December 2018; Maimi, Florida, USA)*. 2019. Vol. 51. No. 34, pp. 372–377. DOI: 10.1016/j.ifacol.2019.01.013
 17. 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.
 18. Ragulin I.A., Aleksandrov V.V. Lag effect impact in the control system channel of highly automated aircraft on the control lever type selection and its command signal. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 2, pp. 177–188. DOI: 10.34759/vst-2021-2-177-190
 19. Hosman R.J.A.W., Benard B., Fourquet H. Active and passive side stick controllers in manual aircraft control. *IEEE International Conference on Systems, Man and Cybernetics (04-07 November 1990; Los Angeles, CA, USA)*. DOI: 10.1109/ICSMC.1990.142165
 20. Mitchell D.G., Aponso B.L., Klyde D.H. *Effects of Cockpit Lateral Stick Characteristics on Handling Qualities and Pilot Dynamics*. NASA Contractor Report CR-4443, 1992. URL: 19920019341.pdf

References

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. Zaichik L.E., Desyatnik P.A., Zhelonkin V.I., Zhelonkin M.V., Tkachenko O.I., Yashin Y.P. Mobility effect of flight simulator cabin on aircraft in-flight refueling problem modeling. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 86–94.
3. Animitsa O.V., Gaifullin A.M., Ryzhov A.A., Sviridenko Yu.N. *Trudy MFTI*, 2015, vol. 7, no. 1(25), pp. 3–15.
4. Kukushkin L.S., Vyshinskii V.V. *Trudy MFTI*, 2013, vol. 5, no. 2, pp. 46–58.
5. Kostin P.S., Vereshchagin Yu.O., Voloshin V.A. *Trudy MAI*, 2015, no. 81. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=57735>

21. Klyde D.H., McRuer D.T. Smart-Cue and Smart-Gain Concepts Development to Alleviate Loss of Control. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2009, vol. 32, no. 5, pp. 1409–1417. DOI: 10.2514/1.43156
22. Malpica C.A., Lusardi J.A. Handling qualities analysis of active inceptor force-feel characteristics. *69th American Helicopter Society International Annual Forum (21–23 May 2013; Phoenix, Arizona, USA)*.
23. Bjorkman E.A. et al. *NT-33. Pilot induced oscillation prediction evaluation*. Technical Report USAFTPS-TR-85B-S4, 1986, 165 p.
24. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Predtechenskii A.N., Rodchenko V.V. *Letchik kak dinamicheskaya Sistema* (Pilot as a dynamic system), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 331 p.
25. Obolenskii Yu.G. *Upravlenie poletom manevrennykh samoletov* (Flight control of maneuverable aircraft), Moscow, Voenizdat, 2007, 480 p.

Статья поступила в редакцию 12.12.2022; одобрена после рецензирования 21.12.2022; принята к публикации 26.12.2022.

The article was submitted on 12.12.2022; approved after reviewing on 21.12.2022; accepted for publication on 26.12.2022.