

Научная статья

УДК 629.7

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187585>

EDN: <https://www.elibrary.ru/XJDDHO>



## Модификация оптимальной модели управляющих действий летчика и ее приложение к разработке критериев оценки пилотажных характеристик

Александр Викторович Ефремов<sup>1✉</sup>, Евгений Владимирович Ефремов<sup>2</sup>, Алена Юрьевна Гришина<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
Москва, Российская Федерация

<sup>1</sup> [pvl@mai.ru](mailto:pvl@mai.ru)<sup>✉</sup>

<sup>3</sup> [GrishinaAY@mai.ru](mailto:GrishinaAY@mai.ru)

**Аннотация.** Предложена модификация оптимальной модели летчика, которая позволяет добиться близких результатов экспериментальных исследований и математического моделирования. Модифицированная модель дополнена обратными связями по акселерационной и проприоцептивной информации, вводимыми летчиком, что расширяет возможности ее использования для решения прикладных задач. Полученная модификация оптимальной модели летчика была применена для улучшения прогностических свойств «Нового критерия МАИ», а также для разработки критерия оценки пилотажных характеристик, определяющих требования к параметрам системы самолет–летчик в боковом канале управления и учитывающих влияние акселерационной информации.

**Ключевые слова:** система самолет–летчик, модификация оптимальной модели характеристик управляющих действий летчика, критерии оценки пилотажных характеристик, задачи многомодального управления, рычаги управления, акселерационная информация

**Для цитирования:** Ефремов А.В., Ефремов Е.В., Гришина А.Ю. Модификация оптимальной модели управляющих действий летчика и ее приложение к разработке критериев оценки пилотажных характеристик // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 1. С. 141-153. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187585>

Original article

## Pilot Control Actions Optimal Model Modification and Its Application to the Piloting Performance Estimation Criteria Development

Aleksandr V. Efremov<sup>1✉</sup>, Evgenii V. Efremov<sup>2</sup>, Alena Yu. Grishina<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

<sup>1</sup> [pvl@mai.ru](mailto:pvl@mai.ru)<sup>✉</sup>

<sup>3</sup> [GrishinaAY@mai.ru](mailto:GrishinaAY@mai.ru)

### Abstract

The most important requirements placed on the aircraft engineering at all historical stages of its development were achieving the highest efficiency of application while ensuring a required level of flight safety. These requirements are being reached in various ways, including both flight performance and handling characteristics improving. To design control systems, complex studying of the aircraft–pilot system is necessary. In this regard a need for studying the pilot behavioral regularities and developing mathematical model of his control actions occurs.

The presented article pays attention to the optimal approach to the pilot control actions development based on the optimal systems theory (the LQR method). This approach application allows obtaining rather close results of mathematical modeling and experimental studies in the field of medium and high frequencies with the little time consumption necessary for the aircraft–pilot system characteristics computing. However, the conducted studies revealed that such approach has a number of disadvantages. Firstly, the pilot's frequency response demonstrates significant phase advance in the low-frequency area, which was not observed in the experimental studies. Besides, practically all known publications on the pilot's control actions optimal model consider stabilization task. Within the framework of this approach, accounting for the extra feedbacks, being introduced by the pilot (proprioceptive and acceleration information) is studied at present quite poorly. The disadvantage of the pilot's control actions mathematical model is as well the dependence of the results being obtained on the model input parameters, particularly, weight coefficients of the functional being minimized. This work deals with eliminating the above said disadvantages of the optimal model and expanding its capabilities.

The developed modified optimal model of the pilot's control actions characteristics allowed:

- Confirming experimentally the expediency of the exact model of the controlled element dynamics replacing with an approximate analog in the low-frequency region while the controller synthesis by the LQR method. This replacement ensured compliance of the mathematical and seminatural modeling results.
- Accounting for the internal proprioceptive feedback, which allowed accuracy increasing of the aircraft–pilot system mathematical modeling, expanding the class of applied tasks to be solved and eliminating the controlled element dynamics effect on the quality functional weighting coefficients selection.
- Accounting for the additional channel of the acceleration information perception, which expanded the possibilities of the optimal control model application.

Application of the optimal model modification obtained while this study allowed enhancing the piloting performance prediction with the “New MAI Criterion”. Besides, the authors obtained the piloting performance criterion normalizing the aircraft–pilot system parameters in the lateral canal accounting for the acceleration information effect. Expressions for computing each factor (vestibular and visual) as well as integral subjective rating of the pilot were obtained.

The computed ratings have predicted the level of all 23 selected configurations from the LATHOS lateral channel dynamic configuration database, and matched the ratings obtained in the flight experiments. The prediction confidence coefficient of the subjective rating of the pilot prediction  $R^2$  is 0.9307.

**Keywords:** pilot–vehicle system, modification of the pilot control actions characteristics optimal model, piloting performance estimation criteria, multimodal control tasks, steering levers, acceleration information

**For citation:** Efremov A.V., Efremov E.V., Grishina A.Yu. Pilot Control Actions Optimal Model Modification and Its Application to the Piloting Performance Estimation Criteria Development. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(1): 41-153. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187585>

### List of Figures

Fig. 1. Structural diagram of the pilot's control actions optimal model

Fig. 2. Structure diagram of the pilot's control actions modified optimal model by John B. Davidson and David K. Schmidt

Fig. 3. Phase frequency response of the pilot obtained by both mathematical modeling and experimentally

Fig. 4. Pilot's phase frequency response obtained by both John B. Davidson and David K. Schmidt mathematical model and experimentally

Fig. 5. Types of control stick

Fig. 6. The semicircular channel model

Fig. 7. Piloting simulator equipped with movable system

Fig. 8. Layout of the experiment

Fig. 9. Comparing the pilot frequency response obtained by both experiments and mathematical modeling

Fig. 10. Comparing the results of mathematical modeling and experimental studies by accuracy characteristics

Fig. 11. The “New MAI criterion” normable parameters

Fig. 12. The “New MAI criterion”

Fig. 13. The developed criterion with the first set of normable parameters

Fig. 14. Pilot’s assessment dependence in the flight experiment:  $a - PR_{exp}$  on  $\sigma_{n_z}$ ;  $b - PR_{exp}$  on  $\sigma_e$   
 Fig. 15. Dependency of the  $PR_{calc}$  on  $PR$

**List of Tables**

Table. Calculated ratings

**Введение**

Обеспечение безопасности пилотирования – одна из самых актуальных задач при проектировании летательных аппаратов. К основным способам решения этой задачи, а также задачи снижения загрузки летчика относится синтез алгоритмов систем управления. Такие алгоритмы должны проверяться и уточняться в процессе исследований на пилотажных стендах при моделировании целевых задач пилотирования [1, 2]. Для теоретического обоснования результатов экспериментальных исследований, а также для решения прикладных задач, дающего возможность существенно уменьшить количество экспериментов, необходима математическая модель системы самолет–летчик, позволяющая получить результаты, близкие к результатам полунатурного моделирования. При выборе характеристик или параметров любого из элементов системы самолет–летчик требуется детальный анализ влияния каждого из проектируемых элементов на свойства всей замкнутой системы. В этой связи интерес к исследованию свойств поведения летчика в процессе управления самолетом вплоть до настоящего времени сохранялся и поддерживался постоянно расширявшимися возможностями и совершенствованием авиационной техники.

Можно выделить три подхода к моделированию управляющих действий летчика: классический [3], структурный [4] и оптимальный [5], базирующийся на теории оптимальных систем, а также ряд альтернативных подходов, освещенных в ограниченном числе работ [6, 7].

В статье внимание уделено усовершенствованию оптимального подхода к моделированию характеристик управляющих действий летчика.

**1. Оптимальная модель характеристик управляющих действий летчика**

**1.1. Базовый алгоритм модели (Клейнман, Барон, Левисон)**

Модель характеристик управляющих действий летчика, основанная на теории оптимальных систем [8], была разработана Клейманом, Бароном и Левисоном в конце 60-х годов прошлого столетия [5]. Важным преимуществом такого подхода к моделированию действий летчика является возможность

значительно более быстрого вычисления характеристик системы самолет–летчик по сравнению со структурной моделью, а также получение близких к экспериментальным значений интегральных характеристик [9].

В основе оптимальной модели управляющих действий летчика (ОСМ – Optimal Control Model – оптимальная управляющая модель (англ.)) лежит предположение о том, что хорошо обученный оператор при выполнении задачи точного слежения или стабилизации действует как оптимальный регулятор, с учетом ряда характерных психофизиологических ограничений, свойственных человеку. В рамках этого подхода вводится предположение о том, что стратегия управления осуществляется оператором путем минимизации квадратичного функционала качества:

$$J = \lim_{T \rightarrow \infty} E \left\{ \frac{1}{T} \int_0^T (x^T Q_x x + u^T Q_u u + \dot{u}^T G \dot{u}) dt \right\}, \quad (1)$$

где  $x(t)$  – вектор фазовых координат;  $u(t)$  – вектор управления,  $E\{ \}$  – матрица дисперсии;  $Q_x$ ,  $Q_u$  и  $G$  – весовые матрицы.

В оптимальной модели характеристик управляющих действий летчика динамика объекта управления описывается системой дифференциальных уравнений в пространстве состояний. Переменные состояния самолета воспринимаются пилотом с помощью дисплея. Психофизиологические ограничения летчика учитываются путем введения: временного запаздывания  $e^{-ts}$ , шума наблюдения  $v_y(t)$  и моторного шума  $v_u(t)$ , аperiodического звена, учитывающего динамику нервно-мышечной системы оператора с постоянной времени  $T_N$ .

Для осуществления оптимального управления определенная таким образом система должна включать в себя следующие основные блоки (рис. 1): фильтр Калмана [10], предсказатель, дающий оценку  $\hat{x}(t)$  системы на текущий момент времени; оптимальный регулятор  $L^*$ , вырабатывающий управление по полученной оценке  $\hat{x}(t)$  состояния системы, параметры которого определяются решением уравнения Риккати.

Подробное описание математического аппарата оптимальной модели управляющих действий летчика представлено в работе [11].

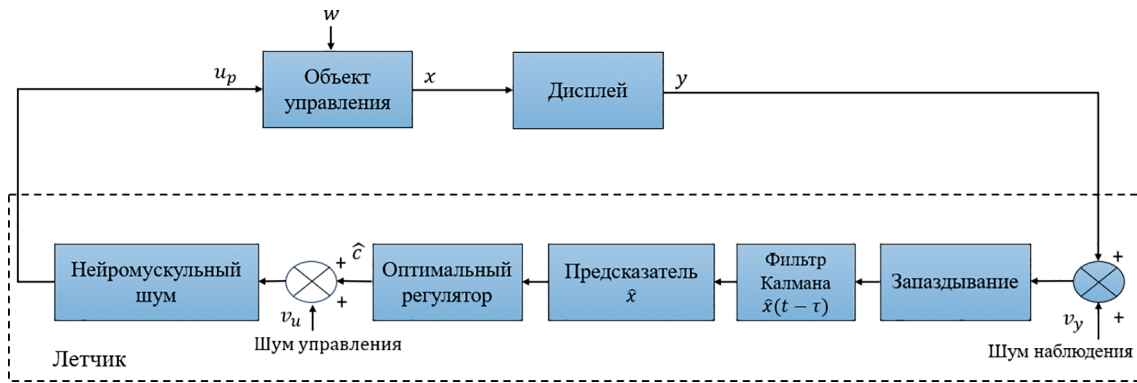


Рис. 1. Структурная схема оптимальной модели управляющих действий летчика

### 1.2. Модификации оптимальной модели управляющих действий

Опыт применения базового алгоритма оптимальной модели управляющих действий летчика выявил ряд недостатков:

- В задаче компенсаторного отслеживания командного сигнала вычисленная частотная характеристика летчика демонстрирует значительное фазовое опережение в области низких и средних частот, чего не наблюдается в экспериментальных исследованиях.
- Получаемые результаты сильно зависят от входных параметров модели, а именно от весовых коэффициентов минимизируемого функционала (1).
- Модель не применима для решения задач, в которых летчик, помимо визуальной, активно использует кинестетическую и акселерационную информацию.

В этой связи в настоящей работе предложена модификация оптимальной модели управляющих действий летчика, которая позволила устранить все перечисленные недостатки, а также расширить возможности применения модели.

Полученная в МАИ модификация (МОСМ МАИ) базируется на алгоритме модифицированной оптимальной модели Д.Б. Дэвидсона

и Д.К. Шмидта [12], в которой звено запаздывания отнесено к выходу модели, что позволило избавиться от блока предсказателя в структуре модели (рис. 2) и упростить прочие вычисления. Такое уточнение модели получило название МОСМ MAI Davidson–Schmidt.

Результаты моделирования задачи стабилизации с помощью МОСМ MAI Davidson–Schmidt хорошо совпадают с результатами экспериментальных исследований. Однако в задаче, в которой входным является командный сигнал, характерное для оптимальной модели значительное фазовое опережение в частотной характеристике летчика сохранилось так же, как и при моделировании с помощью базового алгоритма оптимальной модели летчика (basic OCM).

На рис. 3 продемонстрирована фазовая частотная характеристика летчика для задачи отслеживания командного сигнала, полученная в ходе экспериментальных исследований и путем математического моделирования. В качестве объекта управления была взята конфигурация из базы данных HAVE PIO [13], относящаяся к первому уровню пилотажных характеристик НР 2.1. Из рис. 3 видно, что модификация МОСМ несколько уменьшает фазовое опережение в области низких частот, однако не устраняет его полностью.

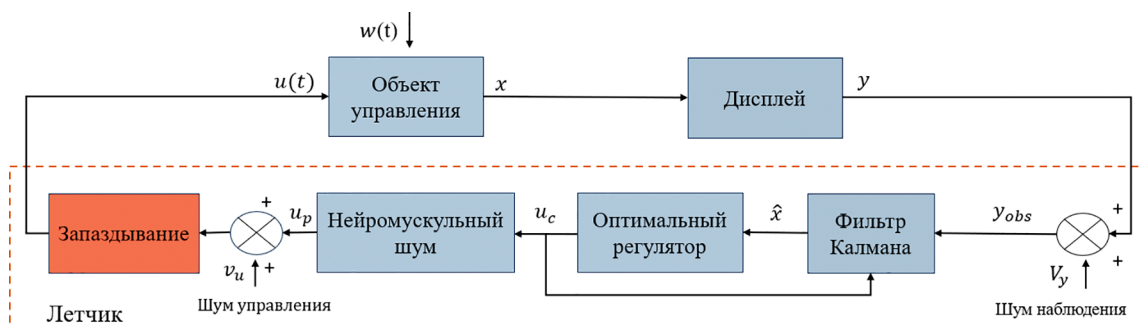


Рис. 2. Структурная схема модифицированной оптимальной модели управляющих действий летчика Д.Б. Дэвидсона и Д.К. Шмидта

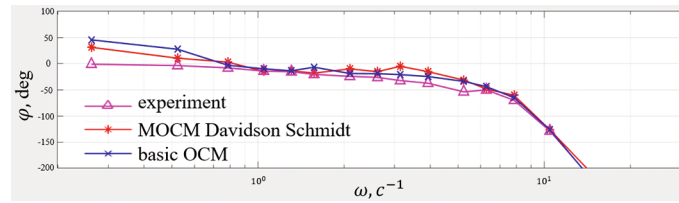


Рис. 3. Фазовая частотная характеристика летчика, полученная путем математического моделирования и экспериментально

Математическое моделирование системы самолет–летчик с использованием оптимальной модели управляющих действий летчика показало, что вычисляемая модель летчика  $W_L(j\omega)$  определяется динамикой объекта управления  $W_C(j\omega)$ , спектральной плотностью командного сигнала  $S_u(\omega)$  или возмущения  $S_\omega(\omega)$  и параметрами психофизиологических ограничений летчика (временным запаздыванием  $\tau$ , постоянной времени нервно-мышечной системы  $T_N$ , уровнями спектральных плотностей шума наблюдения  $v_y$  и моторного шума  $v_u$ ), а также весовыми коэффициентами функционала. Анализ полученных результатов позволяет заключить, что вычисляемая частотная характеристика  $W_L(j\omega)$  обратна частотной характеристике  $W_C(j\omega)$  в области низких частот в задаче отслеживания сигнала  $i(t)$ . Именно поэтому в данной задаче пилотирования фаза модели  $W_L(j\omega)$  близка к  $+90^\circ$  в случае, когда динамика объекта управления содержит в своей передаточной функции интегрирующее звено, и к  $+180^\circ$ , если передаточная функция  $W_C(j\omega)$  имеет астатизм второго порядка. Такие значения опережения не наблюдаются в экспериментах. В этой связи при моделировании было предложено заменять звенья  $1/p$  или  $1/p^2$ , входящие в передаточную функцию объекта управления, аperiodическим звеном первого или второго порядка  $1/(Tp + 1)^n$ , где  $n$  соответственно равно 1 или 2. Такую замену можно интерпретировать как следствие искажения восприятия летчиком динамики объекта управления в низкочастотной области. Экспериментальные исследования показали, что рациональное значение

постоянной времени этого аperiodического звена лежит в диапазоне от 5 до 10 с. Частотная характеристика такой модифицированной оптимальной модели управления (далее МОСМ МАИ) также показана на рис. 4, и она демонстрирует хорошее совпадение такой модификации с результатами экспериментов. Запаздывание в разработанной в МАИ МОСМ отнесено к выходу модели летчика [14], как и в модификации [12].

### 1.3. Учет проприоцептивной обратной связи и обратной связи по акселерационной информации в МОСМ МАИ

Исследования характеристик управляющих действий летчика в задачах многомодального управления, в которых он, помимо визуальной информации, получает дополнительную информацию посредством других информационных каналов, начались в 1980-е годы. Такой информацией являются линейные и угловые ускорения, проприоцептивная информация об отклонении органов управления и усилиях, прикладываемых летчиком к рычагу управления. Несмотря на значительный объем исследований, выполненных в данной области зарубежными учеными, многие факторы и аспекты поведения летчика в таких задачах остались еще недостаточно исследованными. Лишь несколько исследований [15, 16] было выполнено с целью учета влияния восприятия летчиком акселерационной информации на характеристики системы самолет–летчик в рамках оптимального подхода. Однако полученные при этом результаты демонстрируют, что авторам не удалось добиться соответ-

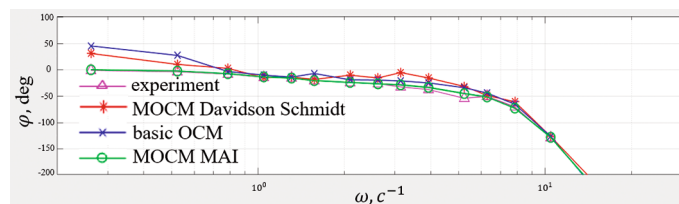


Рис. 4. Фазовая частотная характеристика летчика, полученная путем математического моделирования и экспериментально, а также с использованием разработанной в МАИ модификации

ствия моделируемых и получаемых в эксперименте частотных характеристик летчика. Влияние типа и характеристик рычага управления на свойства системы самолет–летчик в рамках оптимального подхода ранее не исследовалось.

В настоящей работе в оптимальной модели летчика учитывается вводимая летчиком дополнительная проприоцептивная связь по сигналам, поступающим с мышечного веретена при отклонении рычага управления. Приближенная модель мышечного веретена в районе частоты среза описывается дифференцирующим звеном  $W_{nm} = p$ . В качестве модели рычага управления используется звено второго порядка:

$$W_{\text{Л}}^{\text{РУ}} = \frac{\Delta X(p)}{\Delta F(p)} = \frac{\frac{1}{m}}{p^2 + \frac{F_{\text{пр}}^X}{m} p + \frac{F_{\text{пр}}^X}{m}} = \frac{K}{p^2 + 2\xi_{\text{РУ}}\omega_{\text{РУ}} p + \omega_{\text{FS}}^2} \quad (2)$$

Такой учет проприоцептивной обратной связи позволяет решить задачу моделирования системы самолет–летчик при использовании летчиком различных типов рычагов управления, с разными типами управляющих сигналов: сигнал, пропорциональный перемещению рычага (рычаг типа DSC), и сигнал, пропорционально усилиям, прикладываемым к рычагу управления (рычаг типа FSC) [17] (рис. 5). Стоит отметить, что введение проприоцеп-

тивной обратной связи в МОСМ МАИ позволило решить задачу выбора весовых коэффициентов модели для различных объектов управления [14].

Также в МОСМ МАИ была введена обратная связь по акселерационной информации, которая воспринимается чувствительными элементами вестибулярной системы – полукружными каналами и отолитами. Полукружные каналы реагируют на угловые ускорения, а отолиты – на линейные относительно инерциального пространства.

В настоящей работе было исследовано влияние угловых ускорений, возникающих при вращении кабины пилотажного стенда в канале крена. Поэтому в дальнейшем при математическом моделировании была учтена только динамика полукружных каналов.

На рис. 6 показана модель полукружных каналов [15], включающая блок адаптации летчика к вращению, реализованная в МОСМ МАИ [14].

Общий принцип учета влияния дополнительной информации, воспринимаемой летчиком, было предложено реализовывать путем введения дополнительных состояний в пространство состояний объекта управления, соответствующих выходам мышечного веретена и рычага управления для проприоцептивной обратной связи или же соответствующих выходам с отолитов и полукружных каналов для введения обратной связи по акселерационной информации.

#### 1.4. Экспериментальные исследования

Для разработки модифицированной оптимальной модели характеристик управляющих действий

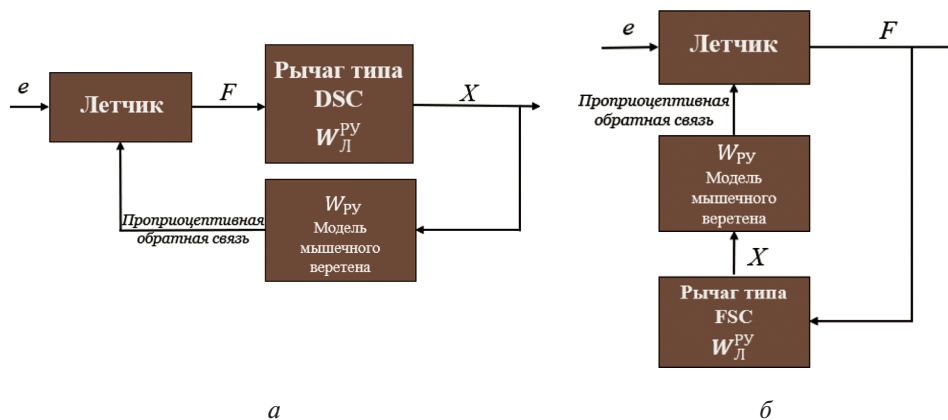


Рис. 5. Типы рычагов управления

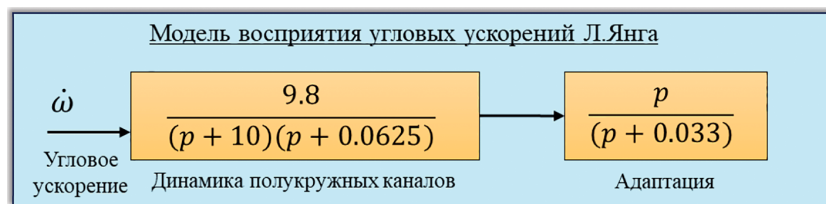


Рис. 6. Модель полукружных каналов

летчика были выполнены экспериментальные исследования на подвижном пилотажном стенде МАИ (рис. 7). Характеристики системы самолет–летчик исследовались для двух различных задач пилотирования в боковом канале управления: стабилизация крена и компенсаторное слежение за углом крена, а также для двух типов управляющих сигналов, поступающих в тракт управления. Один из них пропорционален перемещению рычага, а второй пропорционален прикладываемым к рычагу усилиям. Для каждого набора переменных выполнялись эксперименты при неподвижной и подвижной кабине стенда. Передаточная функция объекта управления, исследуемого в настоящей работе, имеет следующий вид:

$$W_c = W'_c \cdot W_{mms} = \frac{1}{p} \cdot \frac{1}{(0,07p + 1)(0,5p + 1)},$$

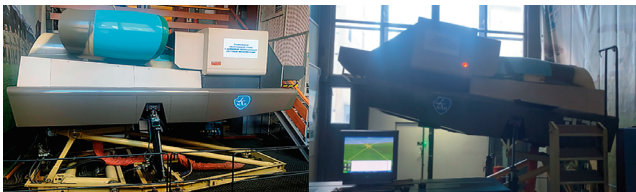


Рис. 7. Пилотажный стенд, оснащенный системой подвижности

где  $W_{mms}$  – модель механизма подвижности, которая была получена заранее с помощью метода идентификации, основанного на универсальном методе коэффициентов Фурье, который подробно изложен в [13, 18].

В экспериментальных исследованиях принимали участие три опытных оператора. Схема, согласно которой проводились эксперименты, приведена на рис. 8.

Результаты сравнения показали, что полученная модификация оптимальной модели летчика позволяет достигнуть хорошего совпадения результатов математического моделирования и экспериментальных исследований. Однако в задаче стабилизации (рис. 9,а) наблюдаются некоторые различия в амплитудной частотной характеристике в области средних частот, а в задаче компенсаторного слежения за командным сигналом частот – в фазовой частотной характеристике в области высоких частот (рис. 9,б). Несмотря на эти расхождения, дисперсии сигнала ошибки, полученные путем математического и полунатурного моделирования, в задачах практически совпадают (рис. 10).

При использовании МОСМ МАИ, как показывают результаты исследований на пилотажном стенде, восприятие летчиком акселерационной информации повышает точность выполнения за-

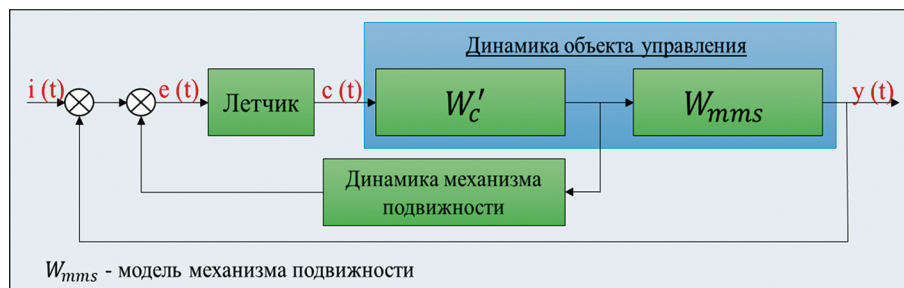


Рис. 8. Схема проведения эксперимента

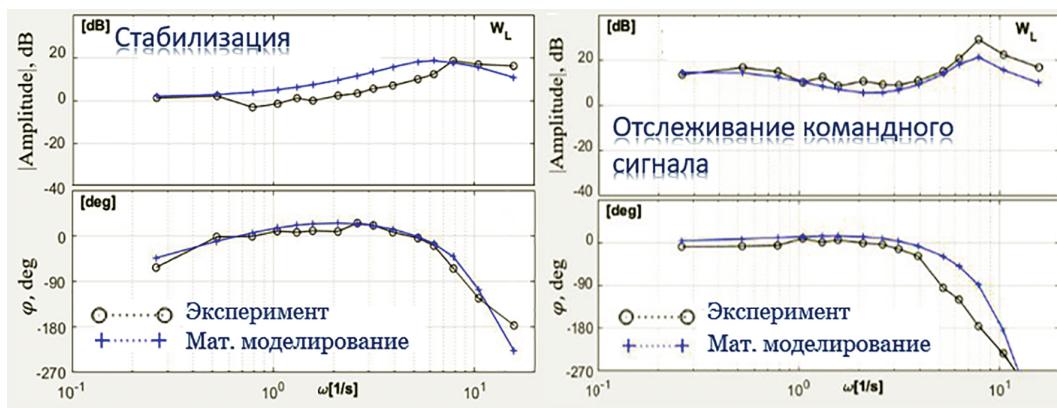


Рис. 9. Сравнение частотных характеристик летчика, полученных экспериментально и путем математического моделирования (эксперимент/моделирование)

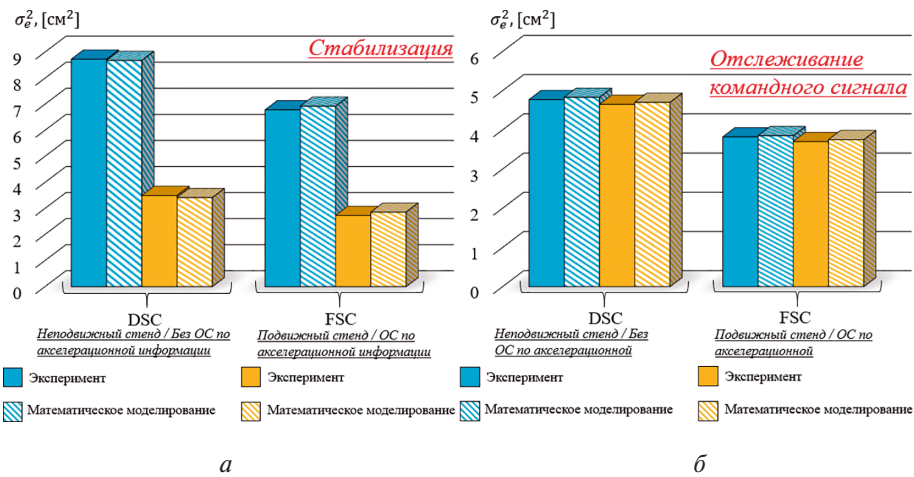


Рис. 10. Сравнение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований по точностным характеристикам

дачи стабилизации угла крена в 2,5 раза (рис. 10,а), а при выполнении задачи отслеживания командного сигнала (угла крена) ошибка остается практически неизменной (рис. 10,б). Результаты математического моделирования также подтверждают, что точность выполнения обеих задач повышается на 25% при использовании рычага типа FSC как при подвижной, так и при неподвижной кабине пилотажного стенда (рис. 10).

## 2. Разработка критериев оценки пилотажных характеристик

Параметры системы управления выбираются с использованием критериев оценки пилотажных характеристик (ПХ), которые нормируют параметры переходных процессов, частотных характеристик, а также параметры системы самолет–летчик. Разработка таких критериев – отдельная сложная задача, решаемая как в ходе математического моделирования, так и при обработке результатов летных испытаний. Решением этой задачи является нахождение нормируемых параметров и требований к ним, которые в наибольшей степени описывают динамические свойства самолета.

Во второй половине прошлого столетия были проведены серии летных экспериментов, позволившие создать базы данных динамических конфигураций (Neal-Smith [13], LANOS [13], Nave

PIO [13], LATHOS [19]) с опросными листами, в которых летчики давали субъективные оценки для каждого из объектов управления. С их помощью были получены новые альтернативные критерии, которые являются требованиями к обобщенным параметрам их эквивалентных частотных или временных характеристик [20].

В настоящей работе был рассмотрен и модифицирован «Новый критерий МАИ», а также разработан критерий оценивая ПХ, нормирующий параметры системы самолет–летчик в боковом канале управления при восприятии летчиком акселерационной информации.

### 2.1. Модификация «Нового критерия МАИ»

Одним из критериев, нормирующих оценки пилотажных характеристик, является «Новый критерий МАИ» [21]. Этот критерий обладает высокими прогностическими свойствами и позволяет оценить влияние параметров рычага управления на уровень пилотажных характеристик. Параметрами, нормируемыми рассматриваемым критерием, являются полоса пропускания замкнутой системы  $\omega_{BW}$ , а также максимальная фазовая компенсация летчика (рис. 11), которая находится как максимальное фазовое отклонение полученной фазовой частотной характеристики летчика от фазовой характеристики, полученной при управлении

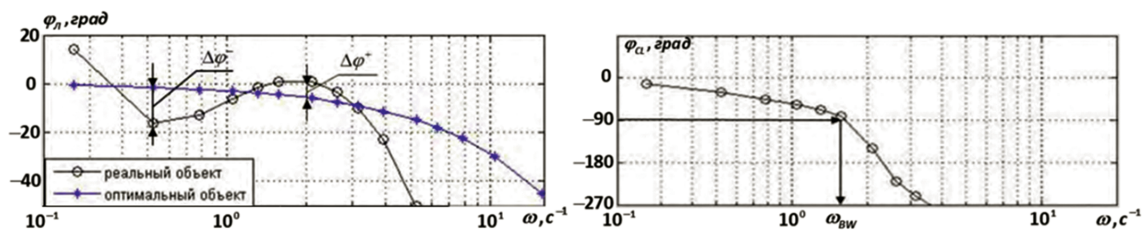


Рис. 11. Параметры, нормируемые «Новым критерием МАИ»

оптимальной динамикой [18]. «Новый критерий МАИ» предполагает вычисление нормируемых параметров экспериментально или путем математического моделирования с использованием модифицированной структурной [17].

Ранее в работах МАИ [27] для повышения корректности прогнозируемых с помощью критериев оценки ПХ были предложены правила по выбору динамических конфигураций. Таким образом из трех баз данных динамических были отобраны 48 конфигураций (Have PIO – 11; LANOS – 11; Neal-Smith – 26).

В настоящей работе с помощью МОСМ МАИ были рассчитаны фигуративные точки для всех 48 отобранных конфигураций, а затем они были нанесены на старые границы критерия, полученные в ходе математического моделирования при использовании модифицированной структурной модели управляющих действий летчика. Как видно из рис. 12,а, «правильно» предсказанная оценка для исходной версии критерия составляет 93% от общего числа конфигураций (фигуративные точки вычислены с помощью МОСМ МАИ).

В настоящей работе было предложено модифицировать исходные границы «Нового критерия МАИ», чтобы повысить его прогностические свойства. Такая модификация областей критерия, приведенная на рис. 12,б, позволила получить «правильную» оценку пилотажных характеристик для 100% отобранных конфигураций, фигуративные точки которых были вычислены при помощи МОСМ МАИ.

**2.2. Критерий оценки ПХ, нормирующий параметры системы самолет–летчик в боковом канале и учитывающий влияние акселерационной информации**

Несмотря на то что в задаче отслеживания командного сигнала акселерационная информация слабо воздействует на характеристики управляющих действий летчика, ее влияние на оценку пи-

лотажных свойств оказывается значительным. Это связано с тем, что в процессе компенсации сигнала ошибки слежения на летчика действует перегрузка, воспринимаемая отолитами. В боковом канале управления возникает боковая перегрузка

$$n_z = \frac{L}{g} \dot{\omega}_x,$$

где  $L$  – это вынос кабины летчика относительно центра масс,  $\dot{\omega}_x$  – угловое ускорение кабины. То есть в структуре системы самолет–летчик образуется дополнительный к визуальному информационный вестибулярный контур, который можно рассмотреть как обратную связь по акселерационной информации.

В настоящее время отсутствуют критерии оценки ПХ, в которых фигуративные точки рассчитываются путем математического моделирования, для задач, решая которые летчик активно использует информацию об угловых ускорениях. В этой связи в данной работе была поставлена задача разработки критерия, который будет предсказывать уровень ПХ (оценку ПХ) в боковом канале управления и будет учитывать влияние акселерационной информации на характеристики системы самолет–летчик.

На первом этапе решения были отобраны 22 динамические конфигурации из базы данных LANOS [19] по правилу, предложенному ранее в МАИ [21]. Четыре конфигурации отнесены к первому уровню ПХ, 10 конфигураций отнесены ко второму уровню и 8 конфигураций – к третьему уровню ПХ.

В первый вариант нормируемых параметров были включены эквивалентная постоянная времени крена  $T_{\gamma_{\text{ЭКВ}}}$  и среднеквадратическое отклонение по боковой перегрузке  $\sigma_{n_z}$ . Было установлено, что при таких выбранных нормируемых параметрах уровень ПХ сложно предсказать, используя показатель  $T_{\gamma_{\text{ЭКВ}}}$  (рис. 13), определяющий передаточную функцию объекта управления по углу крена

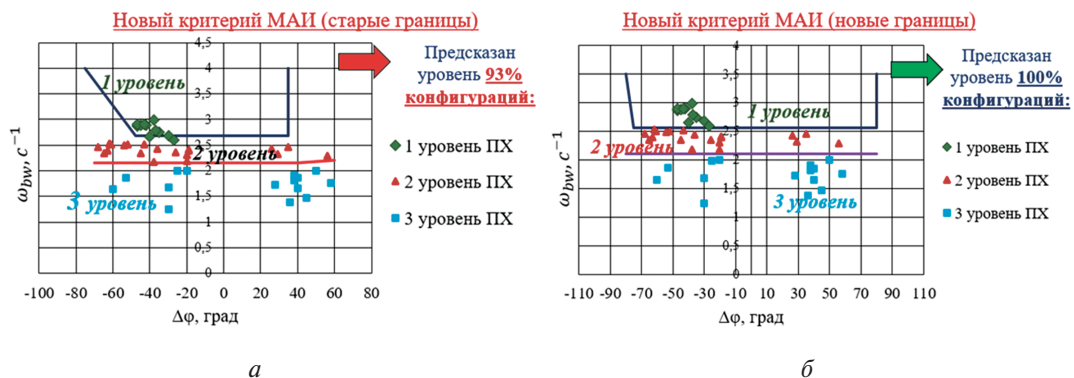


Рис. 12. «Новый критерий МАИ»

$$W_c = \frac{\gamma(p)}{\delta_3(p)} = \frac{K_c}{p(T_\gamma p + 1)}$$

Однако параметр  $\sigma_{nz}$ , вычисленный путем математического моделирования с использованием МОСМ МАИ, демонстрирует хорошую корреляцию между уровнями ПХ и значениями  $\sigma_{nz}$ , что указывает на важность учета акселерационной информации при прогнозе оценки в боковом канале управления.

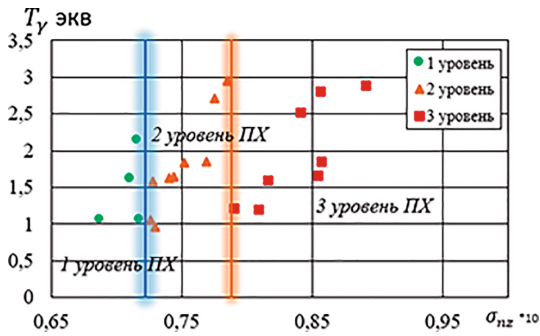


Рис. 13. Разрабатываемый критерий с первым набором нормируемых параметров

В связи с этим в настоящей работе было предложено найти зависимость между оценкой летчика  $PR_{эксп}$ , полученной в летном эксперименте, и среднеквадратическим отклонением по боковой перегрузке  $\sigma_{nz}$  (рис. 14,а), а также зависимость  $PR_{эксп}$  от среднеквадратического отклонения ошибки слежения  $\sigma_e$  (рис. 14,б).

Аппроксимируя полученные зависимости, нашли выражения для определения расчетной вестибулярной оценки  $PR_{вест}$ , а также для определения расчетной визуальной оценки  $PR_{виз}$ . Расчетную оценку пилотажных характеристик  $PR_{расч}$  было предложено находить как максимальную из визуальной и вестибулярной расчетных оценок:

$$PR_{вест} = 12,539 + 28,181 \cdot \ln(\sigma_{nz}), R^2 = 0,8718; (2)$$

$$PR_{виз} = -7,529 + 6,7566 \cdot \ln(\sigma_e), R^2 = 0,8792; (3)$$

$$PR_{расч} = \max(PR_{вест}, PR_{виз}), (4)$$

где  $R^2$  – коэффициент достоверности полученных зависимостей.

На следующем этапе был произведен расчет оценок ПХ по полученным выражениям для всех 22 отобранных конфигураций (см. таблицу). Было установлено, что все расчетные оценки ПХ соответствуют уровням конфигураций и оценкам, полученным в летном эксперименте. Также была построена зависимость всех найденных расчетных оценок от оценок  $PR$ , предоставленных в летных экспериментах (рис. 15). Зависимость подтверждает достоверность полученных результатов.

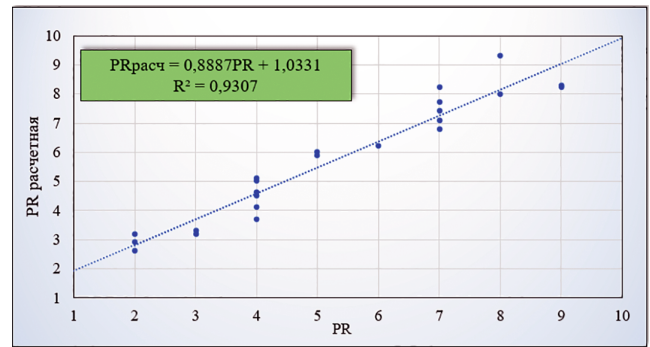


Рис. 15. Зависимость  $PR_{расч}$  от  $PR$

**Выводы**

Представленная в настоящей работе модификация оптимальной модели управляющих действий летчика (МОСМ МАИ) позволила приблизить

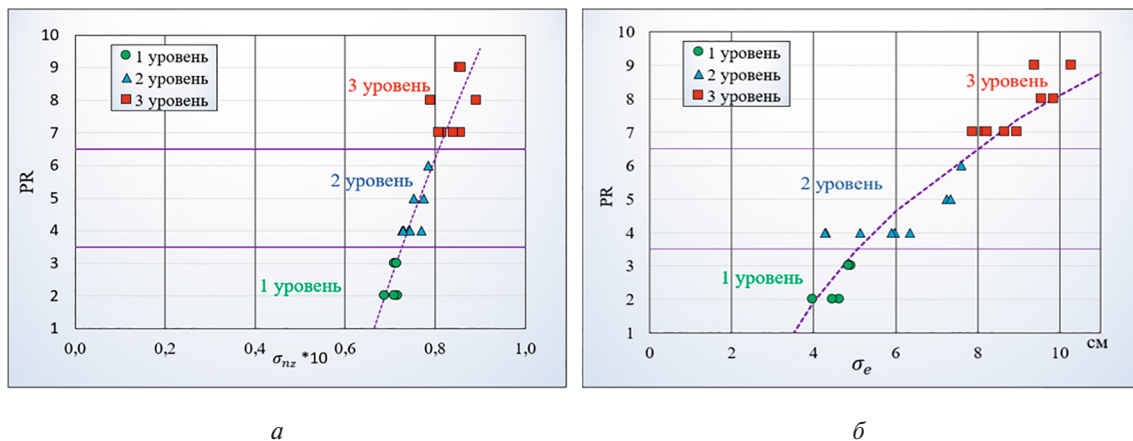


Рис. 14. Зависимость оценки летчика в летном эксперименте: а –  $PR_{эксп}$  от  $\sigma_{nz}$ ; б –  $PR_{эксп}$  от  $\sigma_e$

Расчетные оценки

Конфигурация	PR	Уровень ПХ	PR <sub>виз</sub>	PR <sub>вест</sub>	PR <sub>расч</sub>	Конфигурация	PR	Уровень ПХ	PR <sub>виз</sub>	PR <sub>вест</sub>	PR <sub>расч</sub>
L3–2	2	1	1,9	3,2	3,2	L3–4F4	8	3	7,8	9,3	9,3
L1–2	7	3	6,7	8,2	8,2	L3–4T2F1	8	3	8,0	5,9	8
L2–2	4	2	2,4	4,1	4,1	L5–2T1F1	7	3	7,4	6,6	7,4
L2–2T4	9	3	8,3	8,1	8,3	L5–3	4	2	2,4	3,7	3,7
L2–3F1	5	2	5,9	4,5	5,9	L1–3T0F7	5	2	6,0	5,4	6
L2–4	2	1	2,9	2,9	2,9	L2–3T2	4	2	4,5	4,2	4,5
L2–4T2	7	3	7,1	6,6	7,1	L2–3F3	6	2	6,2	5,7	6,2
L2–4F1	4	2	3,6	5,1	5,1	L2–3T2F7	4	2	5,0	3,6	5
L2–4T2F1	9	3	7,7	8,2	8,2	L2–4F2	3	1	3,2	3,1	3,2
L3–3F3	7	3	6,5	6,8	6,8	L3–3	2	1	2,6	2,0	2,6
L3–4	4	2	4,6	3,5	4,6	L3–3F5	7	3	6,8	7,7	7,7

результаты математического моделирования к результатам эксперимента. Введенные в модель обратные связи по кинестетической и акселерационной информации расширяют круг прикладных задач, решаемых с использованием оптимальной модели летчика [19].

С помощью МОСМ МАИ получена модификация «Нового критерия МАИ», которая позволяет правильно предсказать оценку пилотажных характеристик 100% выбранных конфигураций. Также на базе МОСМ МАИ разработан критерий оценки пилотажных характеристик, нормирующий параметры системы самолет–летчик в боковом канале управления и учитывающий влияние акселерационной информации.

Список источников

1. Архангельский Ю.А., Зайчик Л.Е., Кузьмин П.В. и др. Необходимый объем акселерационной информации для моделирования на пилотажном стенде случаев сваливания пассажирского самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 169–178. DOI: 10.34759/vst-2023-2-169-178
2. 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
3. McRuer D., Graham D., Krendel E., et al. Human pilot dynamics in compensatory systems: Theory, models, and experiments with controlled element and forcing function variations. Technical Report AFFDL–TR–65–15, 1965.
4. Hess R.A. Structural model of the adaptive human pilot // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 1979. Vol. 3. No. 5, pp. 416–423. Article No. 79-1784R. DOI: 10.2514/3.56015
5. Kleinman D.L., Baron S., Levison W.H. An Optimal Control Model of Human Behavior // Proceedings of the 5th NASA – University annual conference on manual control. NASA-SP 215. 1969. p. 343–366.
6. 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
7. Xu S., Tan W., Sun L. Modeling Shared Control System Between Human Pilot and Autopilot for a Carrier-Based Aircraft Landing Task // IEEE Transactions on Human-Machine Systems. 2025. Vol. 55. No. 1, pp. 102–111. DOI: 10.1109/THMS.2024.3502178
8. Pontryagin L.S., Boltyanskii V.G., Gamkrelidze R.V., et al. The mathematical theory of optimal processes. New York/London: John Wiley & Sons., 1962. 360 p. DOI: 10.1002/ZAMM.19630431023
9. Irgaleev I.K., Efremov A.V., Grishina A.Yu., et al. Optimal Control Model as an Approach to the Synthesis of a Supersonic Transport Control System // Aerospace Systems. 2025. Vol. 8, pp. 117–124. DOI: 10.1007/s42401-024-00291-4
10. Kalman R.E. A new approach to linear filtering and prediction problems // Transactions of the ASME – Journal of Basic Engineering (Series D). 1960. Vol. 82, pp. 35–45.
11. Kleinman D.L., Baron S., Levison W.H. An optimal control model of human response. Part I: theory and validation // Automatica. 1970. Vol. 6. No. 3, pp. 357–369. DOI: 10.1016/0005-1098(70)90051-8
12. Schmidt D.K. Optimal Flight Control Synthesis via Pilot Modeling // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2008. Vol. 2. No. 4, pp. 308–312. Article No. 78-1286. DOI: 10.2514/3.55880
13. Ефремов А.В. Система самолет–летчик. Закономерности и математические модели поведения летчика. М.: Изд-во МАИ, 2017. 193 с

14. Efremov A.V., Efremov E.V., Grishina A.Yu. Modification of the Optimal Control Model of the Pilot and Its Application to the Selection of Inceptor Characteristics // *IFAC PapersOnLine*. 2024. Vol. 58. No. 30, pp. 192–196. DOI: 10.1016/j.ifacol.2025.01.179
15. Curry R.E., Hoffman W.C., Young L.R. Pilot modeling for manned simulation. Final report AFFDL-TR-76-124, 1976. 187 p.
16. Shirley R.S., Laurence R.Y. Motion Cues in Man-Vehicle Control. *IEEE // Transactions on Man-Machine Systems*. 1968. Vol. 9. No. 4, pp. 291–293.
17. 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
18. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Родченко В.В. и др. *Летчик как динамическая система*. М.: Машиностроение, 1992. 330 с.
19. Monagan S.J., Smith R.E., Bailey R.E. Lateral flying qualities of highly augmented fighter aircraft. Technical Report AFWAL-TR-81-3171, 1982. 283 p.
20. MIL-STD-1797A. Flying qualities of piloted aircraft. Dayton, Ohio: Wright Paterson Air Force Base, 2004. 723 p.
21. Efremov A.V., Efremov E.V., Tiaglik M.S. Advancements in Predictions of Flying Qualities, Pilot-Induced Oscillation Tendencies, and Flight Safety // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2020. Vol. 43. No. 1, pp. 4–14. DOI: 10.2514/1.G004409

## References

1. Arkhangel'skii YaA, Zaichik LE, Kuz'min PV, et al. The required volume of motion cues for full flight simulation of civil aircraft stall cases. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(2):169–178. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2023-2-169-178
2. Tikhonov VN. Analysis of accuracy characteristics, probabilistic characteristics and expert evaluations of aircraft by the pilots while in-flight refueling. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(4):219–231. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-4-219-231
3. McRuer D, Graham D, Krendel E, et al. *Human pilot dynamics in compensatory systems: Theory, models, and experiments with controlled element and forcing function variations*. Technical Report AFFDL-TR-65-15, 1965.
4. Hess RA. Structural model of the adaptive human pilot. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*. 1979;3(5):416–423. Article No. 79-1784R. DOI: 10.2514/3.56015
5. Kleinman DL, Baron S, Levison WH. An Optimal Control Model of Human Behavior. *Proceedings of the 5th NASA - University annual conference on manual control*. NASA-SP 215;1969. p. 343–366.
6. Vereshchikov DV, Zhuravskii KA, Kostin PS. Motion control quality assessment of maneuverable aircraft. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(2):191–205. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-2-191-205
7. Xu S, Tan W, Sun L. Modeling Shared Control System Between Human Pilot and Autopilot for a Carrier-Based Aircraft Landing Task. *IEEE Transactions on Human-Machine Systems*. 2025;55(1):102–111. DOI: 10.1109/THMS.2024.3502178
8. Pontryagin LS, Boltyanskii VG, Gamkrelidze RV, et al. *The mathematical theory of optimal processes*. New York/London: John Wiley & Sons.;1962. 360 p. DOI: 10.1002/ZAMM.19630431023
9. Irgaleev IK, Efremov AV, Grishina AYU, et al. Optimal Control Model as an Approach to the Synthesis of a Supersonic Transport Control System. *Aerospace Systems*. 2025;8:117–124. DOI: 10.1007/s42401-024-00291-4
10. Kalman RE. A new approach to linear filtering and prediction problems. *Transactions of the ASME – Journal of Basic Engineering (Series D)*. 1960;82:35–45.
11. Kleinman DL, Baron S, Levison WH. An optimal control model of human response. Part I: theory and validation. *Automatica*. 1970;6(3):357–369. DOI: 10.1016/0005-1098(70)90051-8
12. Schmidt DK. Optimal Flight Control Synthesis via Pilot Modeling. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2008;2(4):308–312. Article No. 78-1286. DOI: 10.2514/3.55880
13. Efremov AV. *The airplane-pilot system. Patterns and mathematical models of pilot behavior*. Moscow: MAI; 2017. 193 p. (In Russ.).
14. Efremov AV, Efremov EV, Grishina AYU. Modification of the Optimal Control Model of the Pilot and Its Application to the Selection of Inceptor Characteristics. *IFAC PapersOnLine*. 2024;58(30):192–196. DOI: 10.1016/j.ifacol.2025.01.179
15. Curry RE, Hoffman WC, Young LR. *Pilot modeling for manned simulation*. Final report AFFDL-TR-76-124;1976. 187 p.
16. Shirley RS, Laurence RY. Motion Cues in Man-Vehicle Control. *IEEE Transactions on Man-Machine Systems*. 1968;9(4):291–293.
17. Efremov AV, Efremov EV. 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;30(1):167–179. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2023-1-167-179
18. Efremov AV, Ogloblin AV, Rodchenko VV., et al. *The pilot as a dynamic system*. Moscow: Mashinostroenie; 1992. 330 p. (In Russ.).

19. Monagan SJ, Smith RE, Bailey RE. *Lateral flying qualities of highly augmented fighter aircraft*. Technical Report AFWAL-TR-81-3171;1982. 283 p.
20. MIL-STD-1797A. *Flying qualities of piloted aircraft*. Dayton, Ohio: Wright Paterson Air Force Base; 2004. 723 p.
21. Efremov AV, Efremov EV, Tiaglik MS. Advancements in Predictions of Flying Qualities, Pilot-Induced Oscillation Tendencies, and Flight Safety. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2020;43(1):4–14. DOI: 10.2514/1.G004409

Статья поступила в редакцию / Received 05.10.2025  
Одобрена после рецензирования / Revised 16.10.2025  
Принята к публикации / Accepted 02.12.2025