

## ОЦЕНКА КАЧЕСТВА УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

Верещиков Д.В. \*, Журавский К.А. \*\*, Костин П.С. \*\*\*

*Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил  
«Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,  
ул. Старых Большевиков, 54а, Воронеж, 394064, Россия*

*\* e-mail: vdvikt@yandex.ru*

*\*\* e-mail: 05061993ghka@mail.ru*

*\*\*\* e-mail: texnnik@mail.ru*

Статья поступила в редакцию 17.03.2021

Представлены математическая модель динамики движения самолета, математические модели управляющих действий летчика, результаты имитационного и полунатурного моделирования, отображающие зависимости изменения параметров движения самолета при выполнении целевой задачи пилотирования, а также анализ результатов имитационного моделирования качества управления.

Ключевые слова: математическая модель управляющих действий летчика; среднее квадратическое отклонение кинематических параметров полета; модель динамики движения современного маневренного боевого самолета; пилотажно-моделирующий стенд современного маневренного боевого самолета.

### Введение

В настоящее время совершенствование систем управления самолетом осуществляется в направлении разработки технических устройств и алгоритмов, обеспечивающих, с одной стороны, наилучшие динамические характеристики системы «самолет—летчик», а с другой стороны, максимально комфортное управление для экипажа [1]. Современные самолеты оснащаются комплексными системами управления, формирующими управляющий сигнал на отклонение рулевых поверхностей в зависимости от большого количества параметров: массы, конфигурации самолета, скорости, высоты полета, аэродинамических углов и угловых скоростей и др. Таким образом, для оценки характеристик устойчивости и управляемости самолета необходимо исследовать большое количество режимов полета [2].

Одним из способов исследования характеристик устойчивости и управляемости самолета является математическое моделирование, а для проведения имитационного моделирования, позволяющего значительно сократить расходы на испытания, помимо математической модели (ММ) са-

молета необходима достоверная математическая модель действий летчика.

Как показывает анализ отечественных и зарубежных работ, посвященных данной проблеме, в настоящее время, в основном, преобладает качественное сравнение кинематических параметров выполнения какого-либо полетного задания реальным летчиком и математической моделью летчика (исследование адекватности математической модели летчика при заходе на посадку [3, 4]).

подавляющее большинство работ, посвященных моделированию действий летчика, рассматривают изолированное движение по тангажу или по крену, при этом маневренный самолет совершает сложное движение, одновременно вращаясь и перемещаясь относительно нескольких осей. Таким образом, исследование математических моделей действий летчика в условиях сложного движения самолета является актуальной задачей.

Цель исследования, которому посвящена данная статья, заключается в определении математической модели действий летчика, обладающей наилучшими характеристиками управления (ми-

нимальными временем переходных процессов, статической ошибкой и перерегулированием).

В ходе исследования управление реализуется различными математическими моделями действий летчика [5] и при полунатурном моделировании (ПМ) летчиком-оператором [6]. Параметром оценки качества управления является среднее квадратическое отклонение (СКО) кинематических параметров движения, полученных по результатам моделирования, от эталонной выборки. Считаем, что в эксперименте, по результатам которого отклонение кинематических параметров от эталонных значений (СКО) будет наименьшим, характер управления был близкий к эталонному и качество управления, реализованное математической моделью, является наилучшим.

**Описание исследования**

В программно-моделирующем комплексе Matlab@Simulink [7, 8] была разработана модель динамики движения современного маневренного боевого самолета [9, 10]. Структурная схема данной модели представлена на рис. 1.

Блок реального времени предназначен для того, чтобы ММ работала с той же скоростью, что и реальная физическая система. Блок автомата тяги автоматически управляет тягой двигателей, выдерживая заданную скорость полета. В блоке расчета аэродинамических сил и моментов определяются аэродинамические характеристики, используемые для расчета кинематических параметров в дифференциальных уравнениях движения. Блок аэродинамических и массовых характерис-

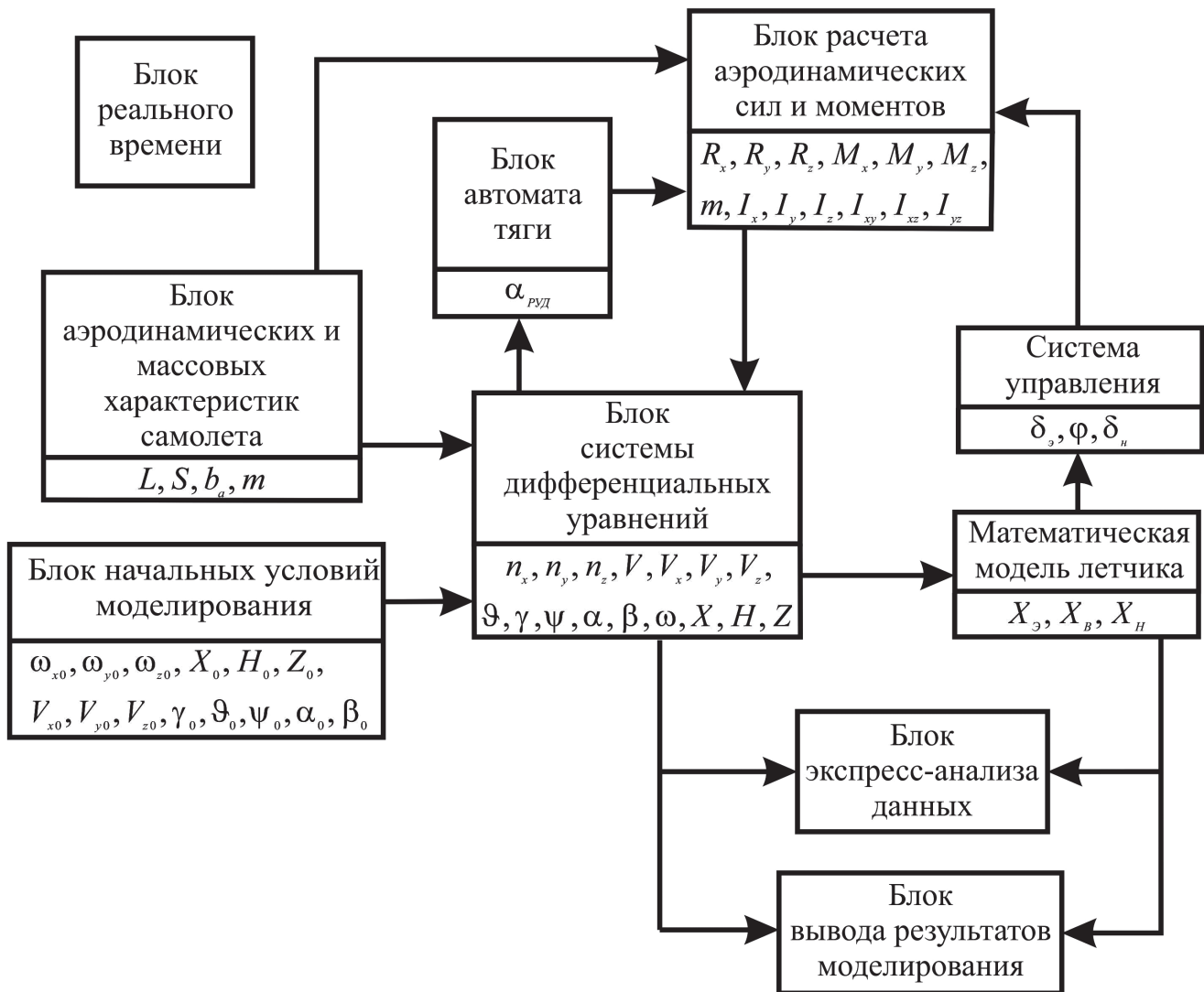


Рис. 1. Структурная схема модели динамики движения самолета

тик самолета включает в себя такие постоянные параметры, как масса самолета, размах, площадь и средняя аэродинамическая хорда крыла. Блок системы дифференциальных уравнений является основой модели динамики движения, в которой осуществляется решение системы дифференциальных уравнений движения самолета [11]. В нем определяются: угол атаки  $\alpha$ , угол скольжения  $\beta$ , угол рыскания  $\psi$ , угол тангажа  $\vartheta$ , угол крена  $\gamma$ , воздушная скорость  $V$ , угловые скорости крена и тангажа  $\omega_x, \omega_z$ , продольная, нормальная и поперечная перегрузки  $n_x, n_y, n_z$ , высота  $H$ , удаление  $X$  и боковое смещение  $Z$  самолета.

В блоке «Система управления» формируются сигналы отклонения управляющих аэродинамических поверхностей в зависимости от отклонения рычага управления самолетом (РУС) [12]. В модели реализована прямая обратимая система управления [13], поэтому управляющие воздействия на органы управления в математических моделях формируются непосредственно в алгоритмах управления, а в полунатурном эксперименте сигналы с РУС формируют управляющее воздействие через пропорциональные коэффициенты.

Блок начальных условий моделирования определяет начальное положение самолета. ММ летчика (ММ управляющих действий летчика) содержит в себе алгоритмы управления одной из трех исследуемых моделей. В случае полунатурного моделирования управление осуществляет летчик-оператор.

Блок экспресс-анализа данных предназначен для контроля и последующего анализа исследуемых кинематических параметров в процессе моделирования и сразу по его окончании. Блок вывода результатов моделирования осуществляет передачу результатов моделирования в рабочую область Workspace программного комплекса Matlab для расчета СКО исследуемых кинематических параметров движения.

Целевой задачей пилотирования (полетного задания) был определен маневр, заключающийся в наборе и выдерживании заданной высоты (с заданным углом тангажа), с разворотом на  $180^\circ$  с заданным углом крена (рис. 2) [14].

Выбор полетного задания обусловлен тем, что управление производится в двух каналах: продольном (по тангажу и высоте) и поперечном (по крену) — и практически реализуется при выполнении программы учебно-тренировочных полетов.

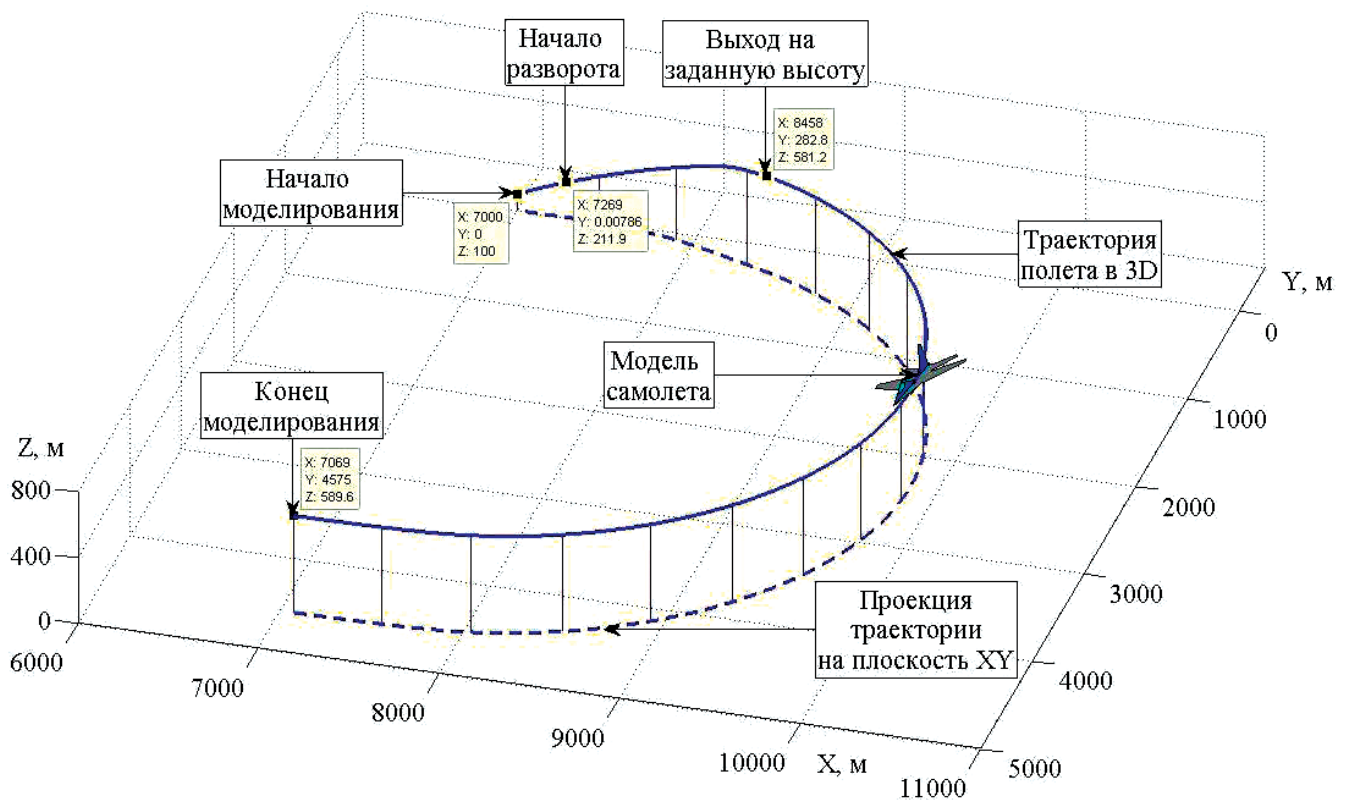


Рис. 2. Траектория движения самолета при выполнении полетного задания

Оценка качества выполнения данного полетного задания производится по четырем кинематическим параметрам [15]: углу крена  $\gamma$ , углу тангажа  $\vartheta$ , углу отклонения элеронов  $\delta_3$  и углу отклонения цельноповоротного стабилизатора  $\phi$ .

Эталонная выборка параметров определена в результате имитационного моделирования [16], в котором управление реализовывалось ММ, состоящей из пропорционально-дифференциальных регуляторов (ПД-регуляторов) для продольного и поперечного каналов управления (ПД-модель). ПД-регулятор состоит из пропорционального и дифференциального звеньев (рис. 3) и устраняет сигнал рассогласования управляющего фактора (крена и тангажа) по общему закону

$$y = k_y^x(x - x_{зад}) + k_y^{\dot{x}}\dot{x}, \tag{1}$$

где  $y$  – управляющее воздействие ( $\delta_3, \phi$ );  $k_y^x, k_y^{\dot{x}}$  – коэффициенты усиления;  $x, x_{зад}$  – текущий и заданный управляемые параметры ( $\gamma, \vartheta$ ).

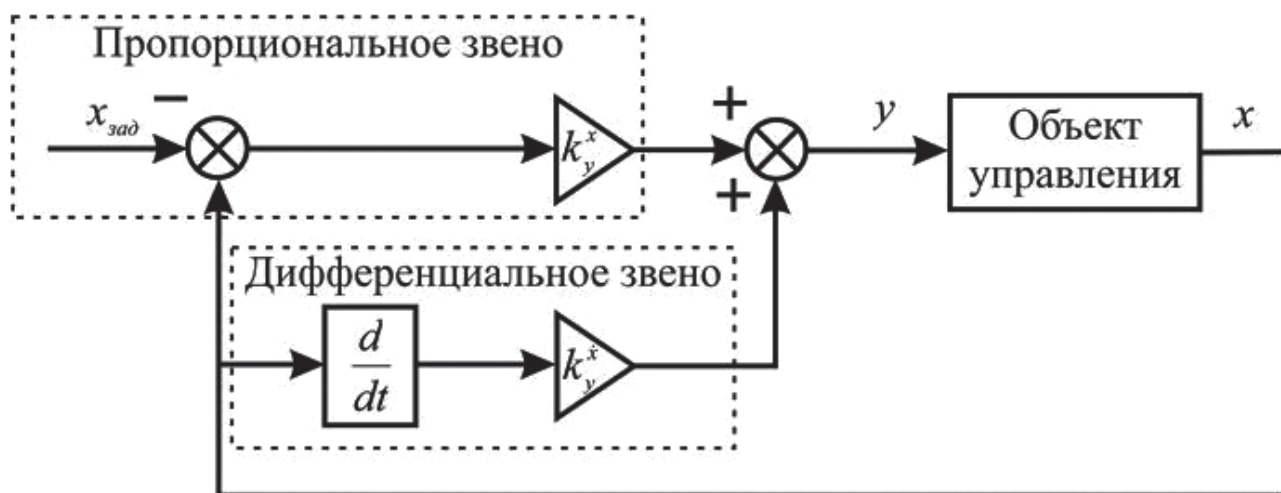


Рис. 3. Пропорционально-дифференциальная модель управляющих действий летчика

Коэффициенты усиления ПД-регуляторов определены эмпирическим методом таким образом, что обеспечивают выполнение поставленной задачи пилотирования с наилучшим качеством (минимальными временем переходных процессов, статической ошибкой и перерегулированием), поэтому результаты моделирования по ПД-модели приняты за эталонное выполнение целевой задачи пилотирования (см. рис. 2) [17].

По итогам имитационного моделирования, при использовании ПД-модели, были получены результаты, описывающие изменение кинематических параметров в зависимости от времени (рис. 4).

В рамках исследования было проведено ПМ полетного задания с использованием пилотажно-моделирующего стенда современного маневренного боевого самолета [18, 19] в количестве 20 реализаций, полученные данные были усреднены в итоговую выборку, что позволило определить наиболее вероятный характер управляющих действий реального летчика.

ММ управляющих действий летчика реализованы в трех вариантах:

- 1) ММ, основанная на теории нечетких множеств (НЛ-модель);
- 2) ММ, основанная на теории нечетких множеств с оптимизированными параметрами по методу Бройдена—Флетчера—Голфарбда—Шэнно (НЛо-модель);
- 3) ММ в виде передаточных функций (ММПФ).

НЛ-модель представляет собой два блока FuzzyLogic, реализованных во встроенной библио-

теке Simulink\FuzzyLogicToolbox [20], для каждого из каналов управления. Управление в нечеткой логике можно представить структурной схемой (рис. 5) и законом

$$X \rightarrow (x_1 = \tilde{a}_{1j} \wedge x_2 = \tilde{a}_{2j} \wedge \dots \wedge x_n = \tilde{a}_{nj}) \Rightarrow Y = \tilde{d}_j, \tag{2}$$

$$j = \overline{1, m}$$

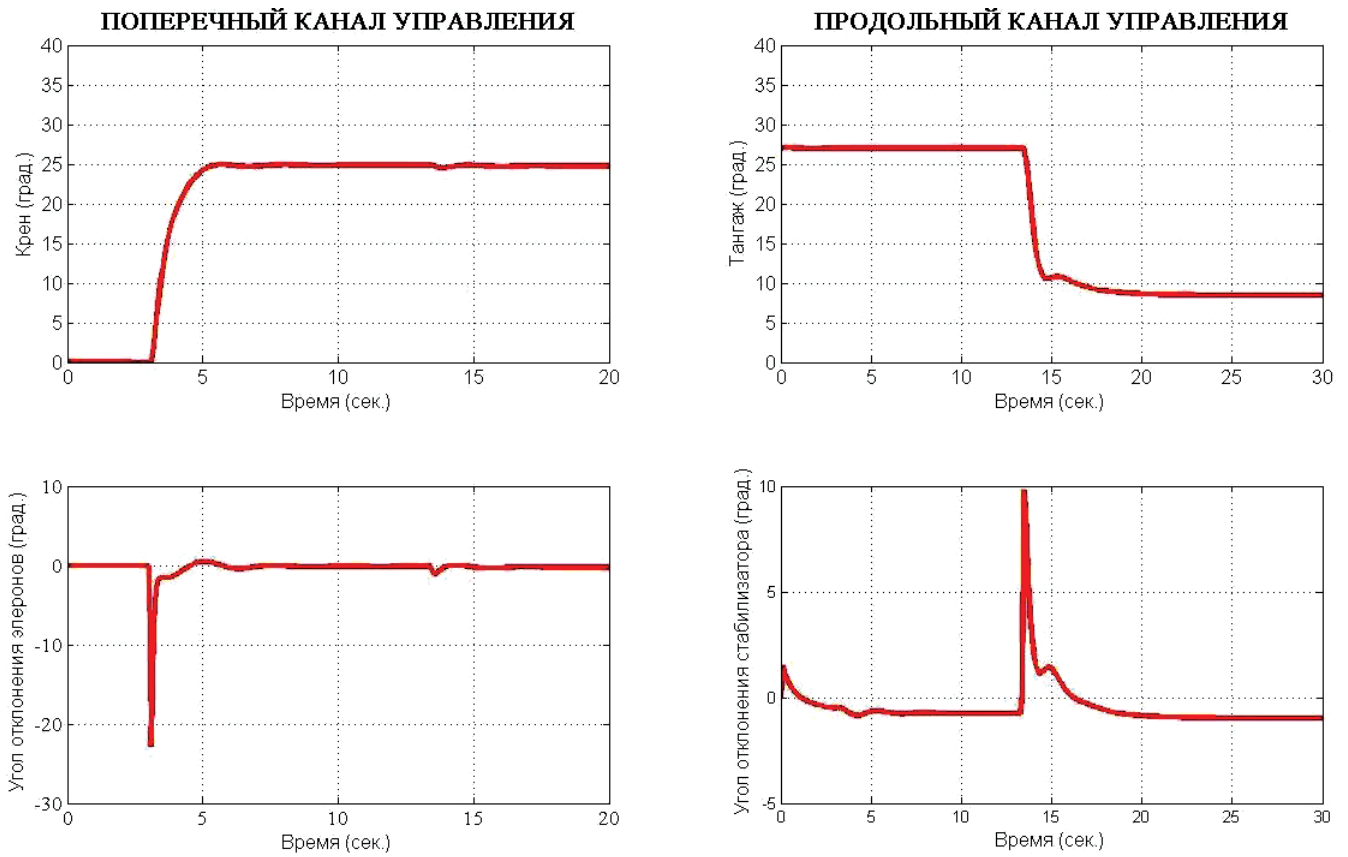


Рис. 4. Кинематические параметры движения самолета

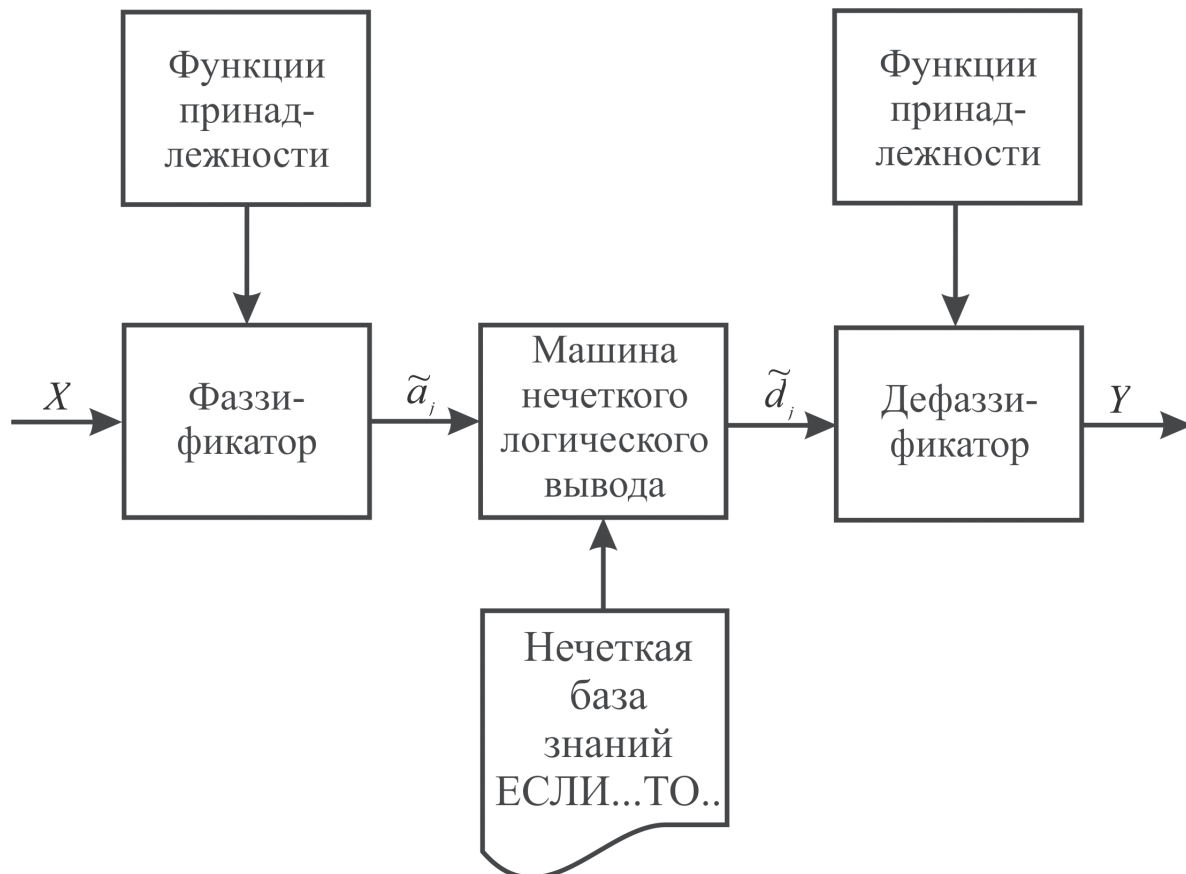


Рис. 5. Структурная схема нечеткой логики

где  $X = [x_1, x_2, \dots, x_n]$  – вектор входного параметра (крена  $\gamma$ , тангажа  $\vartheta$ , высоты  $H$ );  $x_1, x_2, \dots, x_n$  – числовые значения входного параметра;  $\tilde{a}_{1j}, \tilde{a}_{2j}, \dots, \tilde{a}_{nj}$  – термы нечетких множеств входного параметра (функции принадлежности);  $(x_1 = \tilde{a}_{1j} \wedge x_2 = \tilde{a}_{2j} \wedge \dots \wedge x_n = \tilde{a}_{nj})$  – правило нечеткой базы знаний;  $Y$  – вектор выходного параметра (отклонения рулевых поверхностей самолета  $\delta_3, \varphi$ );  $\tilde{d}_j$  – термы нечетких множеств выходного параметра (функции принадлежности);  $j$  – номер правила нечеткой базы знаний;  $m$  – количество правил.

В типовую структуру нечеткой логики (см. рис. 5) входят:

- фаззификатор, формирующий нечеткие множества;
- нечеткая база знаний, содержащая правила зависимости входных параметров от выходных в лингвистическом представлении «ЕСЛИ..., ТО...»;
- функции принадлежности, представляющие лингвистические переменные в виде нечетких термов, пример которых изображен на рис. 6;
- машина нечеткого логического вывода, определяющая с помощью правил базы знаний и

логических операций нечеткие термы выходного параметра;

– дефаззификатор, формирующий четкое значение выходного параметра из нечетких термов.

В основе НЛо-модели лежит НЛ-модель, настроенная по методу наименьших квадратов и оптимизированная по методу Бройдена–Флетчера–Голфарба–Шэнно на протяжении 30 итераций; в качестве тестовой выборки были выбраны усредненные результаты полунатурного моделирования.

$$CKO = \sqrt{\frac{1}{M} \sum_{r=1, M} (y_r - F(P, W, X_r))^2} \rightarrow \min, \quad (3)$$

где  $M$  – количество пар экспериментальных данных обучающей выборки;  $r$  – номер пары обучающей выборки;  $y_r$  – выходной параметр обучающей выборки;  $P$  – вектор параметров функций принадлежности термов входных и выходных переменных;  $W$  – вектор весовых коэффициентов правил базы знаний;  $X_r$  – входной вектор обучающей выборки;  $F(P, W, X_r)$  – результат вывода по нечеткой базе знаний.

Структурная схема оптимизации нечеткой логики представлена на рис. 7.

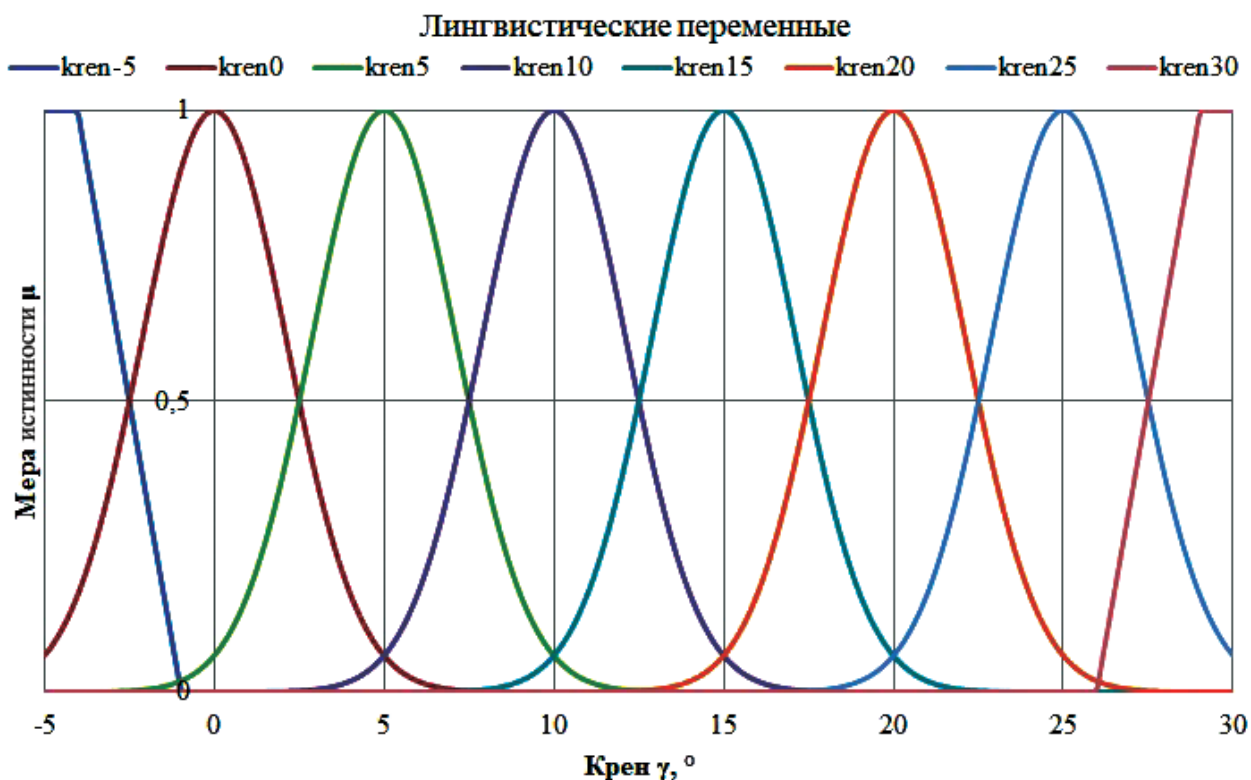


Рис. 6. Функции принадлежности входного параметра НЛ-модели

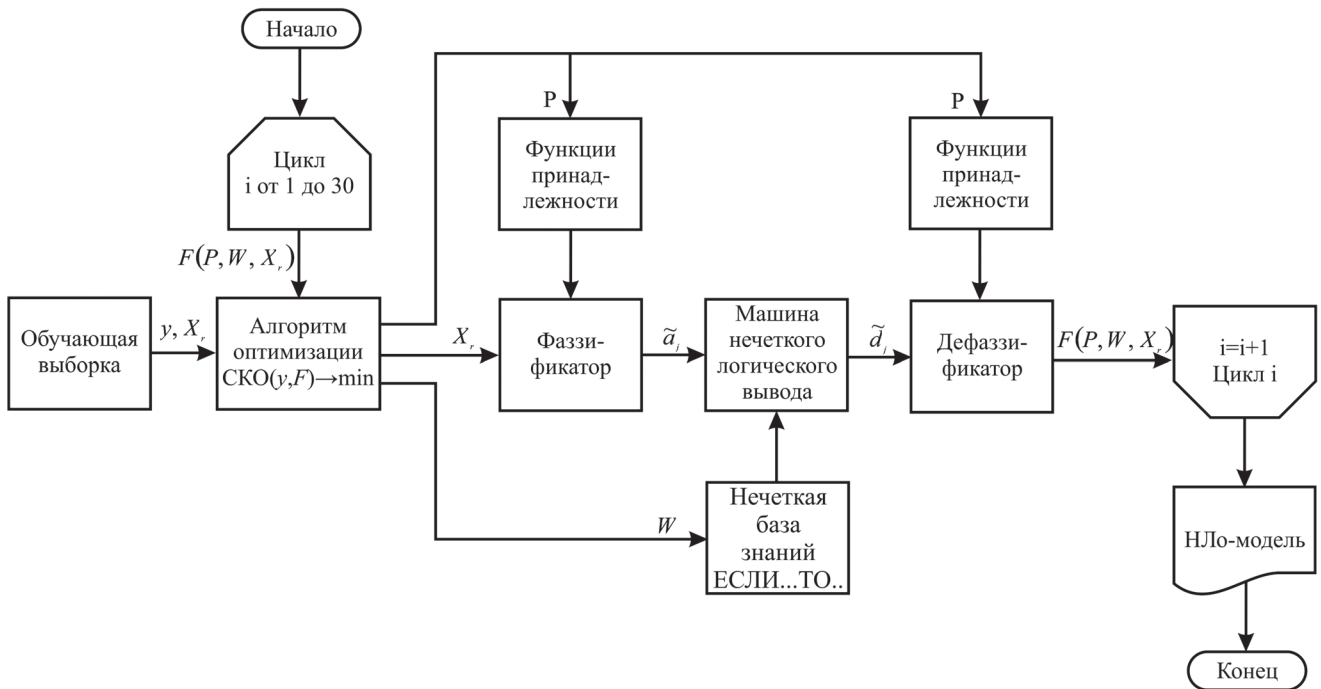


Рис. 7. Структурная схема оптимизации нечеткой логики

После оптимизации параметры функций принадлежности приняли новые значения, представленные на рис. 8 в качестве примера.

ММПФ представляет собой три передаточные функции, характеризующие особенности поведения летчика (рис. 9):

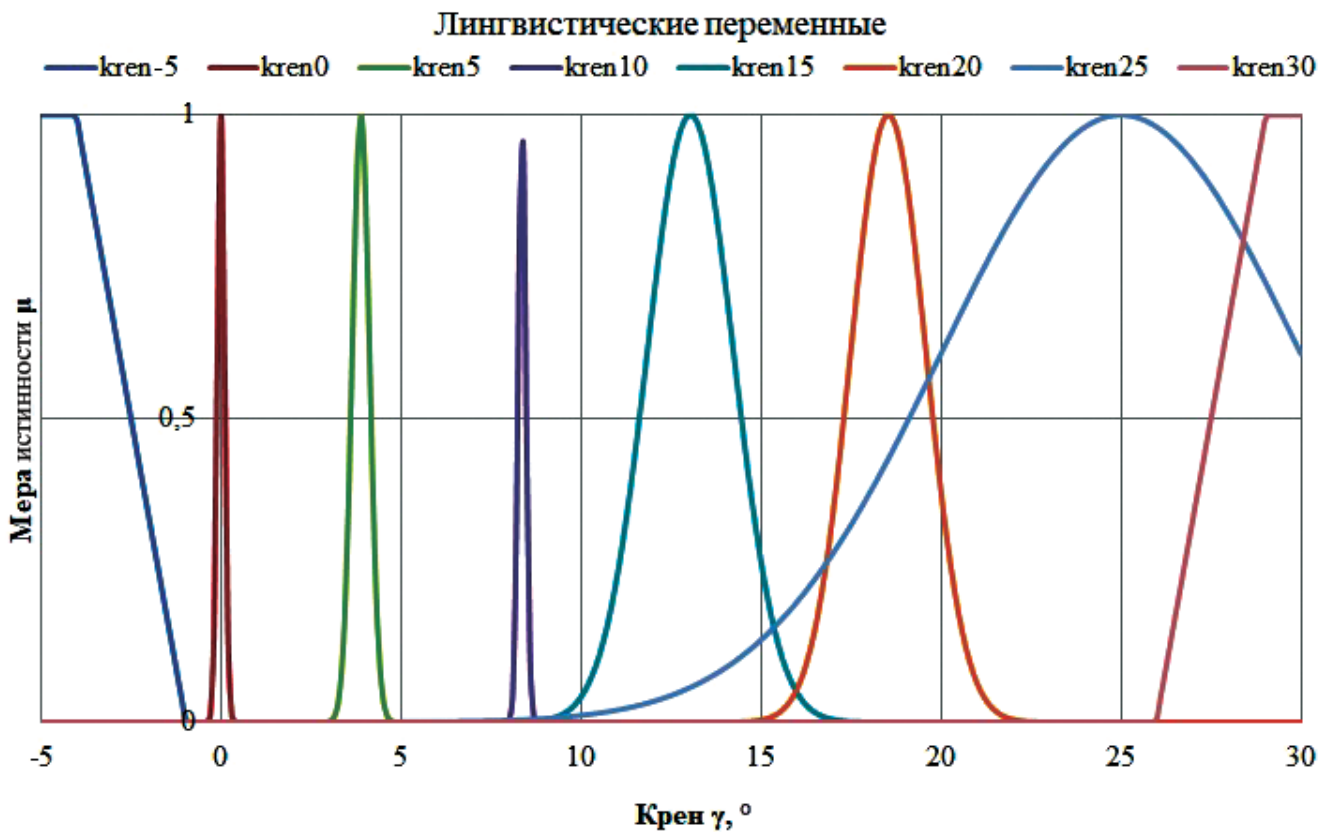


Рис. 8. Функции принадлежности входного параметра  $\gamma$  НЛО-модели

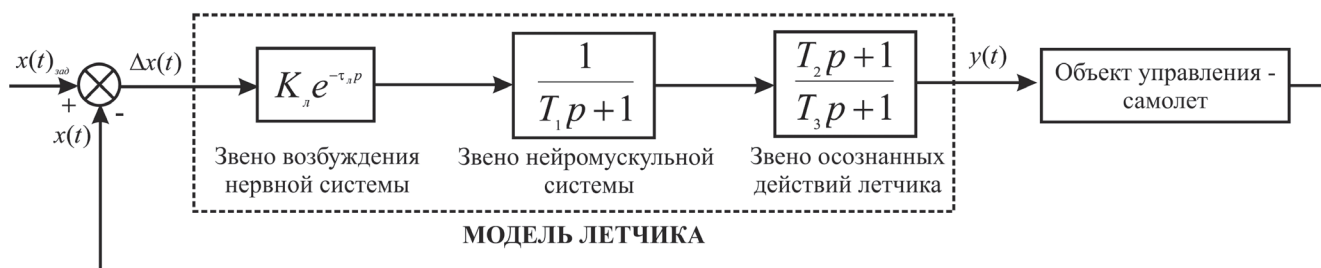


Рис. 9. Математическая модель, основанная на передаточных функциях

1) звено, описывающее запаздывание, необходимое для прохождения сигнала возбуждения нервной системы и восприятия информации, здесь  $K_d$  – коэффициент усиления летчика,  $\tau_d$  – время запаздывания летчика;

2) звено, характеризующее запаздывание между командой, идущей в нейромускульную систему, и перемещением конечностей летчика, здесь

$T_1$  – постоянная времени, характеризующая это запаздывание;

3) звено, описывающее осознанные действия летчика, здесь  $T_2$  и  $T_3$  – постоянные времени, характеризующие степень реализации летчиком форсирования и запаздывания.

Результаты моделирования управляющих действий летчика в виде графических зависимостей исследуемых параметров представлены на рис. 10 на примере НЛ-модели.

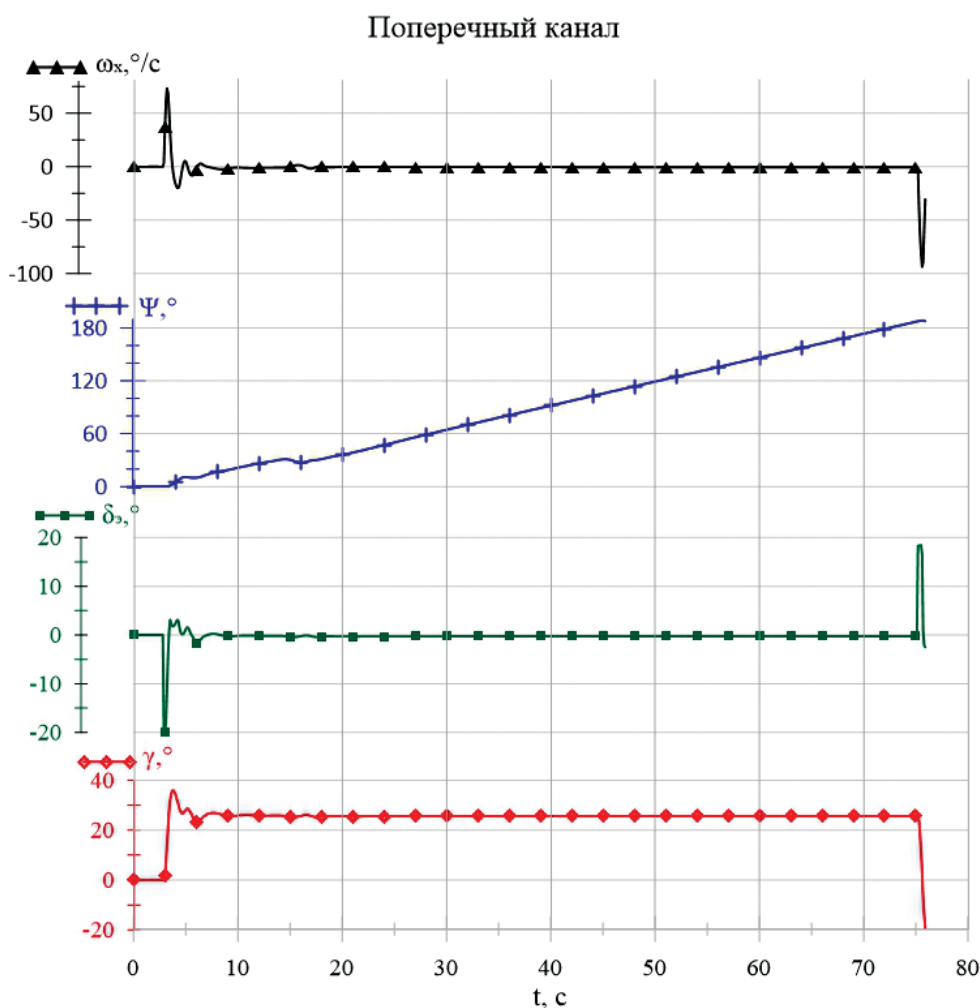


Рис. 10 (начало)



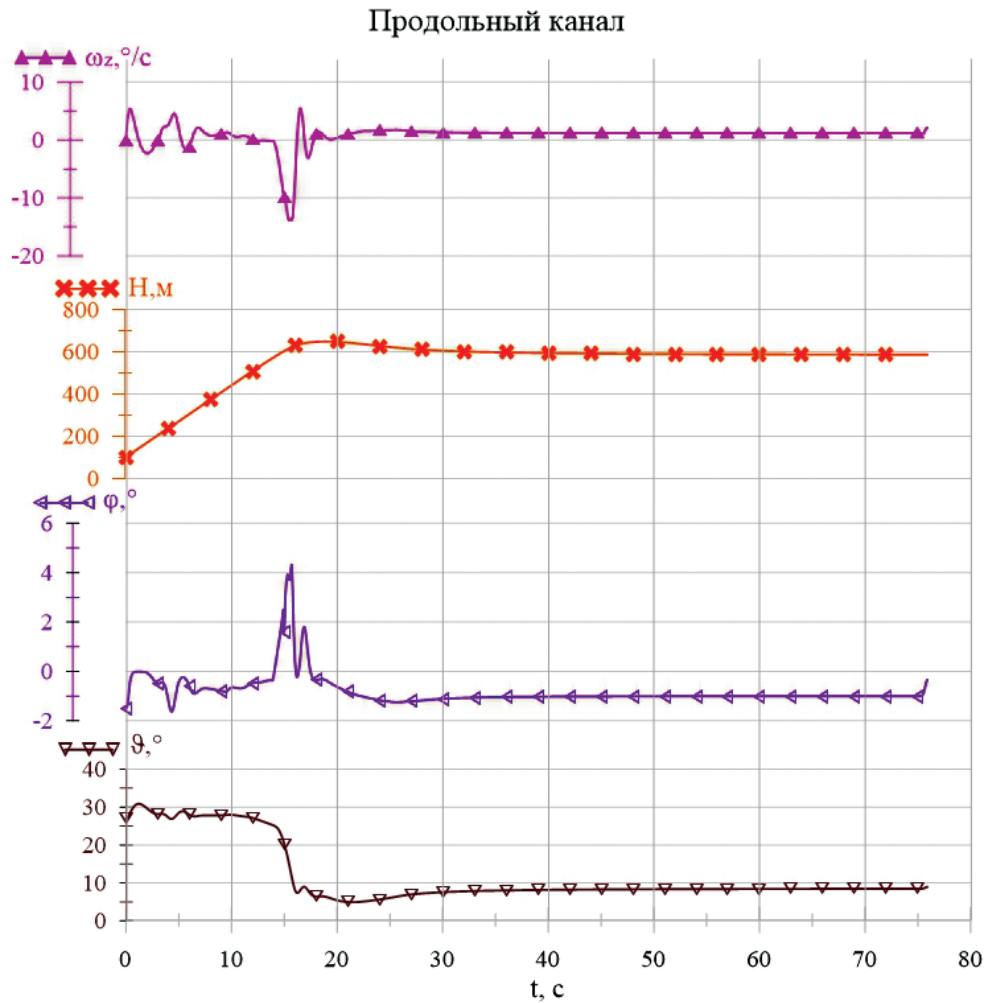


Рис. 10. График изменения кинематических параметров движения самолета при использовании НЛ-модели

Для оценки качества управления в программном комплексе Matlab была разработана программа, которая выполняет следующие функции:

— обрабатывает результаты имитационных моделирований математических моделей (ПД-модели, НЛ-модели, НЛо-модели, ММПФ) и ПМ, формируя одномерные массивы данных, пригодные для анализа и расчета;

— рассчитывает СКО результатов эталонной ПД-модели от четырех результатов моделирования: НЛ-модели, НЛо-модели, ММПФ и ПМ (табл. 1) по формуле

$$S_{(НЛ, НЛо, КвЛин, УПМ)} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i^{ПД} - x_i^{(НЛ, НЛо, КвЛин, УПМ)})^2}, \quad (4)$$

Таблица 1

СКО результатов моделирования от эталонной выборки

Сравниваемые параметры	НЛ-модель	НЛо-модель	ММПФ	ПМ
Крен $\gamma$	2,35	1,4	1,97	1,83
Угол отклонения элеронов $\delta_\delta$	1,15	0,99	0,8	1,23
Тангаж $\theta$	1,98	0,87	1,11	2,75
Угол отклонения стабилизатора $\varphi$	0,71	0,5	0,52	0,92

где  $S_{(НЛ,НЛ\sigma,КвЛин,УПМ)}$  – СКО результатов ПД-модели от результатов исследуемых моделирований;  $n$  – количество пар экспериментальных данных;  $x_i^{ПД}, x_i^{(НЛ,НЛ\sigma,КвЛин,УПМ)}$  – сравниваемые параметры ( $\gamma, \vartheta, \delta_3, \varphi$ ).

Более подробное рассмотрение каждого параметра представлено на диаграммах (рис. 11–14), где результаты отсортированы по убыванию СКО. С моделью с минимальным СКО сравниваются остальные три. На диаграммах показано, на сколь-

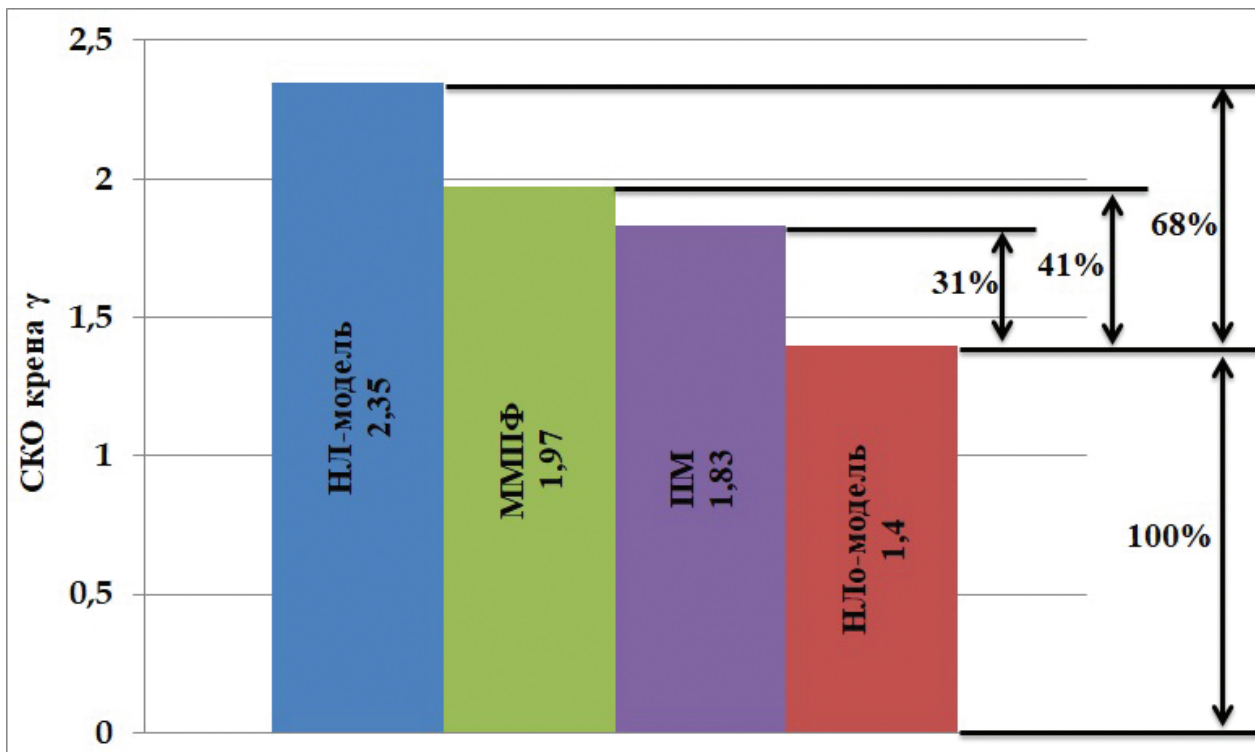


Рис. 11. Диаграмма СКО крена для различных исследуемых реализаций

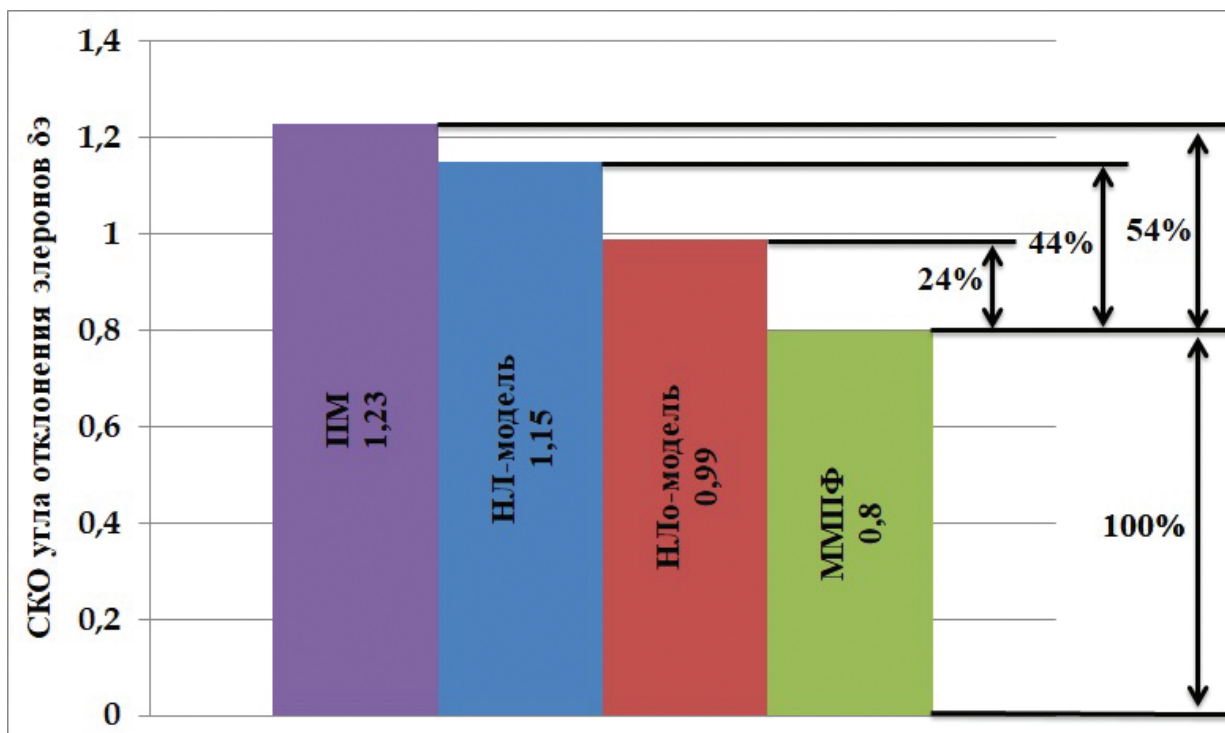


Рис. 12. Диаграмма СКО угла отклонения элеронов для различных исследуемых реализаций

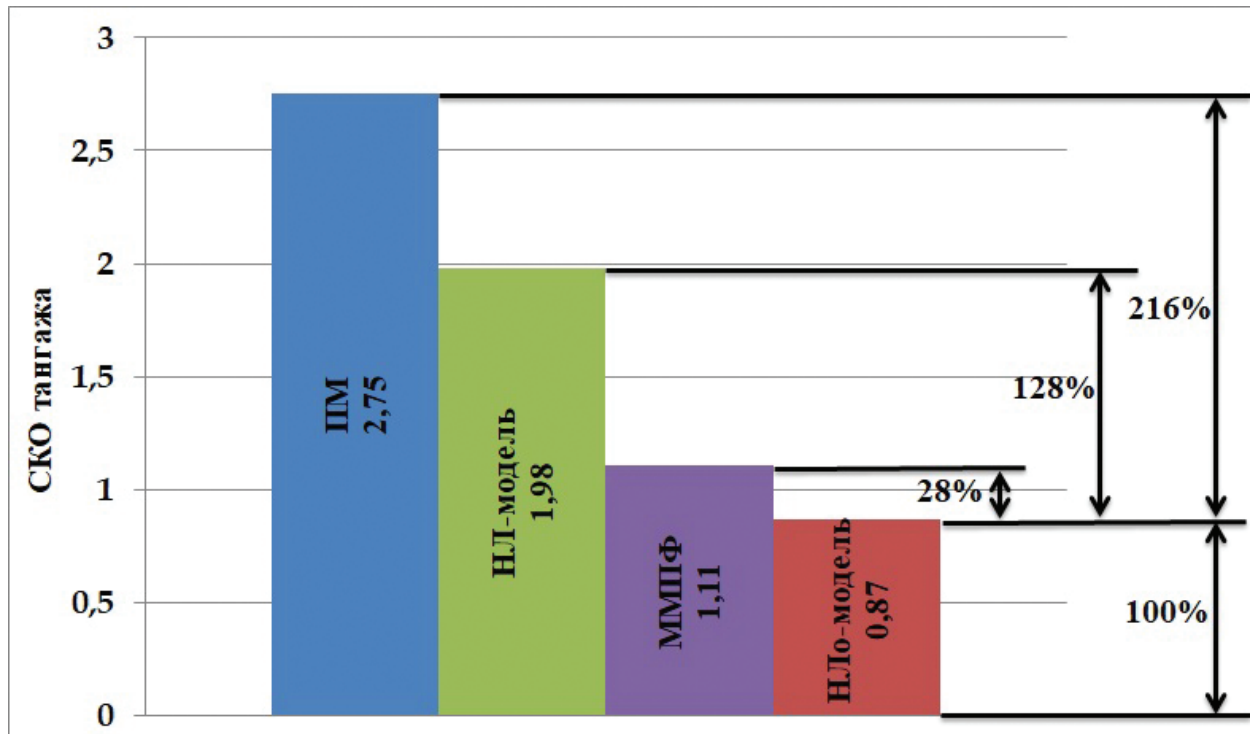


Рис. 13. Диаграмма СКО тангажа для различных исследуемых реализаций

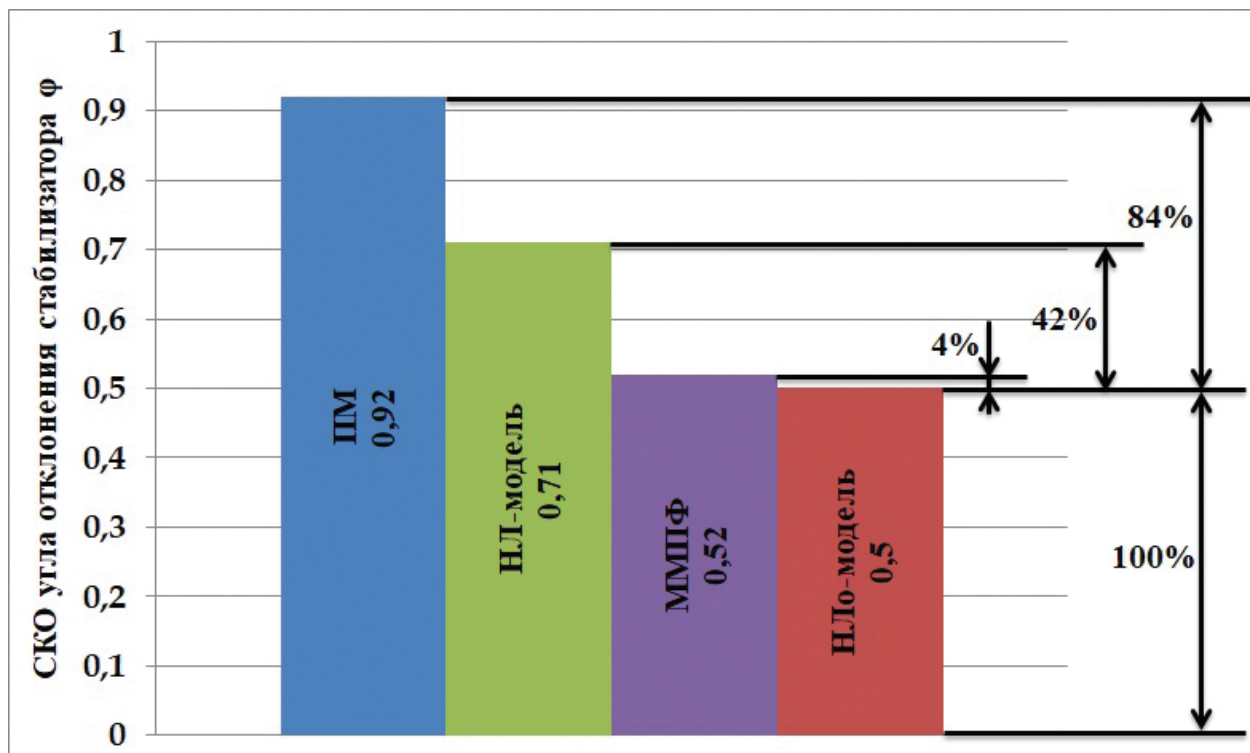


Рис. 14. Диаграмма СКО угла отклонения стабилизатора для различных исследуемых реализаций

ко процентов СКО первых трех моделей больше минимального СКО.

На рис. 11 изображена диаграмма СКО крена  $\gamma$  для четырех реализаций. Н.Ло-модель имеет минимальное СКО – 1,4, поэтому Н.Ло-модель –

лучшая по качеству управления в поперечном канале управления. На втором месте летчик в ПМ, у которого СКО равно 1,83 и на 31% больше минимального. На третьем месте ММПФ, у которой СКО равно 1,97 и на 41% больше минимального.

Таблица 2

Номера мест по возрастанию значений СКО

Сравниваемые параметры	НЛ-модель	НЛо-модель	ММПФ	ПМ
Крен $\gamma$	4	1	3	2
Угол отклонения элеронов $\delta_e$	3	2	1	4
Тангаж $\vartheta$	3	1	2	4
Угол отклонения стабилизатора $\varphi$	3	1	2	4
Сумма мест	14	5	8	14

Худшей из всех четырех вариантов является НЛ-модель. У НЛ-модели СКО равно 2,35 и больше минимального на 68%.

Аналогично представлены СКО других исследуемых параметров (рис. 12–14).

Для определения математической модели действий летчика, функционирование которой приводит к наименьшим СКО, была сформирована таблица мест по возрастанию значений СКО по всем исследуемым параметрам (табл. 2). Все места суммировались. Математическая модель с наименьшей суммой является лучшей по качеству и характеру управления.

## Выводы

При проведении исследования были разработаны:

— модель динамики движения современного маневренного боевого самолета;

— математические модели управляющих действий летчика, основанные на теории нечетких множеств (НЛ-модель и НЛо-модель), передаточных функциях (ММПФ) и пропорционально-дифференциальных регуляторах (ПД-модель).

По результатам имитационного моделирования пространственного маневра, заключающегося в наборе и выдерживании заданной высоты, с разворотом на  $180^\circ$ , была определена модель, обладающая лучшим качеством управления, исходя из сравнения СКО кинематических параметров движения самолета.

Моделью, обладающей лучшим качеством управления, является НЛо-модель, которая имеет минимальное СКО по трем параметрам: крену, тангажу и углу отклонения стабилизатора. НЛо-модель, обладая всеми преимуществами НЛ-модели (логичностью управления, т.е. зависимость входных параметров от выходных выражена логическими правилами, что позволяет управлять нелинейной системой; простотой реализации, не требующей сложного математического аппарата), за счет алгоритмов оптимизации функционирует с высоким качеством управления.

Математическая модель на основе передаточных функций, так же как и математическая модель на основе теории нечетких множеств с оптимизацией, обладает высоким качеством управления, но является более сложной с точки зрения определения передаточных функций и коэффициентов, входящих в них.

Самым низким качеством управления обладает математическая модель на основе теории нечетких множеств без оптимизации.

В дальнейшем, для исследования пространственного движения маневренного самолета, в рамках имитационного моделирования предлагается использовать математическую модель действий летчика на основе теории нечетких множеств с оптимизацией.

## Библиографический список

1. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. – М.: Физматлит, 2006. – 304 с.
2. Okamoto K., Tsuchiya T. Optimal Aircraft Control in Stochastic Severe Weather Conditions // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2015. Vol. 39. No.1, pp. 77-85. DOI: 10.2514/1.G001105
3. 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.
4. Grigorie T.L. Fuzzy Controllers. Theory and Applications // IntechOpen. 2011, pp. 297-326. DOI: 10.5772/572
5. Nicholas E.D. Genetic Fuzzy Trees for Intelligent Control of Unmanned Combat Aerial Vehicles. – University of Cincinnati, Engineering and Applied Science: Aerospace Engineering. 2015. Publication No. AAT 3730073. URL: [http://rave.ohiolink.edu/etdc/view?acc\\_num=ucin1427813213](http://rave.ohiolink.edu/etdc/view?acc_num=ucin1427813213)
6. Бейлин В.П., Нараленков М.К. Пространственная модель полёта самолёта при ручном автоматизированном управлении // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 85-89.
7. Верещиков Д.В., Разуваев Д.В., Костин П.С. Прикладная информатика: Применение Matlab@Simulink для решения практических задач: Учебное пособие. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2016. – 104 с.
8. Дьяконов В.П. MATLAB7.\*/R2006/R2007: Самоучитель. – М.: ДМК Пресс, 2008. – 768 с.
9. Журавский К.А., Филатов В.К. Создание модели динамики продольного движения самолета в программно-моделирующем комплексе Matlab@Simulink // Гагаринские чтения – 2020: Сб. тезисов докладов XLVI Международной молодежной научной конференции. М.: МАИ, 2020. 117 с.
10. Икрянников Е.Д., Исько А.С., Левицкий С.В. и др. Самолёт Як-130УБС. Аэродинамика и лётные характеристики / Под ред. В.А. Подобедова и К.Ф. Поповича. – М.: Машиностроение, 2015. – 346 с.
11. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. Динамика полета: Учебник для студентов вузов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.
12. Верещиков Д.В., Николаев С.В., Разуваев Д.В. Системы управления летательных аппаратов: Учебник. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. – 322 с.
13. Majka A. Remotely piloted aircraft system with optimum avoidance maneuvers // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2017, pp. 33-40. DOI: 10.1177/0954410017697997
14. Журавский К.А., Костин П.С. Реализация автоматических разворотов при полете по кругу современного учебно-боевого самолета в Matlab&Simulink // Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем: Сборник трудов XXXIX Всероссийской научно-технической конференции. Ч. 3. Серпухов, Московской обл.: филиал ВА РВСН, 2020. С. 153-157.
15. Верещагин Ю.О. Способ адаптивного управления элеронами палубного самолета // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 3. С. 78-82.
16. Журавский К.А., Костин П.С., Филатов В.К. Определение кинематических параметров полета при имитационном моделировании управляющих действий летчика. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ RU2021614397. Бюлл. №4, 24.03.2021.
17. Журавский К.А., Костин П.С., Павлов С.В. Реализация полета по кругу маневренного самолета в Matlab&Simulink // Авиакосмические технологии (АКТ-2020): Сборник тезисов XXI Международной научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов. Воронеж: Элист, 2020. С. 134-135.
18. Костин П.С., Верещагин Ю.О., Волошин В.А. Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735>
19. Robinson T. Train virtual, fight easy // AERO SPACE. Royal aeronautical society. 2017. No. 6(44), pp. 16-19. URL: <https://www.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy/>
20. Штовба С.Д. Проектирование нечетких систем средствами MATLAB. – М.: Горячая линия – Телеком, 2007. – 288 с.

## MOTION CONTROL QUALITY ASSESSMENT OF MANEUVERABLE AIRCRAFT

Vereshchikov D.V.<sup>\*</sup>, Zhuravskii K.A.<sup>\*\*</sup>, Kostin P.S.<sup>\*\*\*</sup>

Air force academy named after professor N.E. Zhukovskii and Y.A. Gagarin,  
54a, Starykh Bol'shevikov str., Voronezh, 394064, Russia

<sup>\*</sup> e-mail: [vdvikt@yandex.ru](mailto:vdvikt@yandex.ru)

<sup>\*\*</sup> e-mail: [05061993ghka@mail.ru](mailto:05061993ghka@mail.ru)

<sup>\*\*\*</sup> e-mail: [texnnik@mail.ru](mailto:texnnik@mail.ru)

**Abstract**

The article presents the description of the study, consisting in assessment of the aircraft motion control quality by mathematical models of pilots actions while simulation, and a pilot-operator while semi natural modelling. Simulation modelling includes the following:

1) mathematical model based on the fuzzy sets theory;

2) mathematical model based on the theory of fuzzy sets with optimized parameters by the Broyden-Fletcher-Golfarbd-Shanno method;

3) mathematical model in the form of transfer functions.

The purpose of the study consists in creating a method for assessing the aircraft flight control.

The result of the study is the values of the root-mean square deviation (RMSD) of the of the aircraft movement kinematic parameters of the reference sampling of parameters (with the ideal fulfillment of the target piloting task) from the results of simulation and semi natural experiments. The places ranged by the RMSD ascending were assigned to mathematical models and semi natural experiment of the parameters under study to determine the best implementation by the quality and nature of control. All places were being added up. The implementation with the lowest sum is the best by the control quality and nature, which is imitation simulation of mathematical model, based on the fuzzy sets theory with optimized parameters (the sum of places equals to five). It has minimum RMSD by the three parameters. It occupies the second place in the ascending order.

Thus, a mathematical model based on the fuzzy sets theory with optimized parameters possesses all advantages of the mathematical model, based on the fuzzy sets theory (logicality of control). In other words, the dependence of the input parameters on the output ones is expressed by the logic rules, which allows the nonlinear system control, while its implementation simplicity does not require complex mathematical apparatus. The optimization algorithm allows

compensating the disadvantage, such as the low quality of control, of the mathematical model base on the fuzzy logic theory.

The presented method for assessing the aircraft of movement control quality may be used for selecting a mathematical model of the pilot's control actions, employed for studying the kinematic parameters of the aircraft movement at a specific target piloting task

**Keywords:** mathematical model of the pilot's control actions, root-mean-square deviation of kinematic flight parameters, motion dynamics model of modern maneuverable combat aircraft, piloting-modelling test bench of a modern maneuverable combat aircraft.

**References**

1. Myshkin L.V. *Prognozirovaniye razvitiya aviatsionnoi tekhniki: teoriya i praktika* (Development Forecasting of aviation technology. Theory and practice), Moscow, Fizmatlit, 2006, 304 p.
2. Okamoto K., Tsuchiya T. Optimal Aircraft Control in Stochastic Severe Weather Conditions. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2015, vol. 39, no.1, pp. 77-85. DOI: 10.2514/1.G001105
3. Tikhii I.I., Kashkovskii V.V., Poluektov S.P. *Sovremennyye tekhnologii. Sistemnyi analiz. Modelirovaniye*, 2009, no. 4(24), pp. 210-214.
4. Grigorie T.L. Fuzzy Controllers. Theory and Applications. *IntechOpen*, 2011, pp. 297-326. DOI: 10.5772/572
5. Nicholas E.D. *Genetic Fuzzy Trees for Intelligent Control of Unmanned Combat Aerial Vehicles*. University of Cincinnati, Engineering and Applied Science: Aerospace Engineering. 2015. Publication No. AAT 3730073. URL: [http://rave.ohiolink.edu/etdc/view?acc\\_num=ucin1427813213](http://rave.ohiolink.edu/etdc/view?acc_num=ucin1427813213)
6. Beilin V.P., Naralnikov M.K. *Nauchnye chteniya po aviatsii, posvyashchennyye pamyati N.E. Zhukovskogo*, 2015, no. 3, pp. 85-89.
7. Vereshchikov D.V., Razuvaev D.V., Kostin P.S. *Prikladnaya informatika: Primeneniye Matlab@Simulink dlya resheniya prakticheskikh zadach* (Applied informatics: Application of Matlab@Simulink for solving practical problems), Voronezh, VUNTs VVS "VVA", 2016, 104 p.

8. D'yakonov V.P. *MATLAB7.\*/R2006/R2007: Samouchitel'* (MATLAB7.\*/R2006/R2007. Self-help guide), Moscow, DMK Press, 2008, 768 p.
9. Zhuravskii K.A., Filatov V.K. *Materialy XLVI Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii "Gagarinskie chteniya – 2020"*, Moscow, MAI, 2020, 117 p.
10. Ikryannikov E.D., Is'kuo A.S., Levitskii S.V. et al. *Samolet Yak-130UBS. Aerodinamika i letnye kharakteristiki* (Yak-130UBS aircraft. Aerodynamics and flight characteristics), Moscow, Mashinostroenie, 2015, 346 p.
11. Efremov A.V., Zakharchenko V.F., Ovcharenko V.N. et al. *Dinamika poleta* (Dynamics of flight), Moscow, Mashinostroenie, 2011, 776 p.
12. Vereshchikov D.V., Nikolaev S.V., Razuvaev D.V. *Sistemy upravleniya letatel'nykh apparatov* (Aircraft control systems of), Voronezh, VUNTs VVS "VVA", 2018, 322 p.
13. Majka A. Remotely piloted aircraft system with optimum avoidance maneuvers. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2017, pp. 33-40. DOI: 10.1177/0954410017697997
14. Zhuravskii K.A., Kostin P.S. *Materialy XXXIX Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Problemy effektivnosti i bezopasnosti funktsionirovaniya slozhnykh tekhnicheskikh i informatsionnykh sistem"*. Serpukhov, Moskovskaya oblast', filial VA RVSN, 2020, chast' 3, pp. 153-157.
15. Vereshchagin Y.O. Deck-based aircraft aileron adaptive control technique. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 3, pp. 78-82.
16. Zhuravskii K.A., Kostin P.S., Filatov V.K. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM "Opredelenie kinematicheskikh parametrov poleta pri imitatsionnom modelirovanii upravlyayushchikh deistvii letchika"* RU2021614397, 24.03.2021 (Certificate of State registration of computer programs "Flight kinematic parameters determining at the pilot control actions simulation", no. RU2021614397, 24.03.2021).
17. Zhuravskii K.A., Kostin P.S., Pavlov S.V. *Materialy XXI Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii i shkoly molodykh uchenykh, aspirantov i studentov "Aviakosmicheskie tekhnologii (AKT-2020)"*, Voronezh, Elist, 2020, pp. 134-135.
18. Kostin P.S., Vereshchagin Yu.O., Voloshin V.A. *Trudy MAI*, 2015, no. 81. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=57735>
19. Robinson T. Train virtual, fight easy. *AERO SPACE. Royal aeronautical society*, 2017, no. 6 (44), pp. 16-19. URL: <https://www.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy/>
20. Shtovba S.D. *Proektirovanie nechetkikh sistem sredstvami MATLAB* (Fuzzy systems design with MATLAB), Moscow, Goryachaya liniya – Telekom, 2007, 288 p.