

Научная статья

УДК 629.7.067

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179121>

## ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ОГРАНИЧИТЕЛЯ ПРЕДЕЛЬНЫХ РЕЖИМОВ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АНАЛИТИКО-ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ

Сергей Сергеевич Ивашков<sup>1</sup> , Ирина Станиславовна Моисеева<sup>2</sup>, Сергей Михайлович Баранцев<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»,

Воронеж, Россия

<sup>1</sup> [ivashkov.sereja@yandex.ru](mailto:ivashkov.sereja@yandex.ru) 

<sup>2</sup> [irina\\_moiseeva@mail.ru](mailto:irina_moiseeva@mail.ru)

<sup>3</sup> [bars4558@mail.ru](mailto:bars4558@mail.ru)

**Аннотация.** Содержание статьи основано на опыте создания и применения аналитико-имитационной модели динамики движения самолета для оценки эффективности ограничителей предельных режимов, в частности ограничителей угла атаки и нормальной перегрузки. Показана структура модели, подробно описаны составляющие ее блоки. Изложена методика применения аппарата нечеткой логики для формирования моделей управляющих действий летчика. Представлены результаты сравнительной оценки эффективности работы активного ограничителя угла атаки и нормальной перегрузки с механическим упором и ограничителя с адаптивной коррекцией усилия на ручке управления тангажом.

**Ключевые слова:** аналитико-имитационная модель динамики, модель управляющих действий летчика с применением аппарата нечеткой логики, активный ограничитель угла атаки и нормальной перегрузки, ограничитель с адаптивной коррекцией, оценка эффективности работы ограничителей предельных режимов

**Для цитирования:** Ивашков С.С., Моисеева И.С., Баранцев С.М. Оценка эффективности ограничителя предельных режимов в системе управления самолета с использованием аналитико-имитационной модели // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 192–203. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179121>

Original article

## EFFECTIVENESS EVALUATION OF LIMIT MODES LIMITER IN THE AIRCRAFT CONTROL SYSTEM BY THE ANALYTICAL AND SIMULATION MODEL

Sergei S. Ivashkov<sup>1</sup> , Irina S. Moiseeva<sup>2</sup>, Sergei M. Barantsev<sup>3</sup>

<sup>1, 2, 3</sup> Air force academy named after professor N.E. Zhukovskii and Y.A. Gagarin,

Voronezh, Russia

<sup>1</sup> [ivashkov.sereja@yandex.ru](mailto:ivashkov.sereja@yandex.ru) 

<sup>2</sup> [irina\\_moiseeva@mail.ru](mailto:irina_moiseeva@mail.ru)

<sup>3</sup> [bars4558@mail.ru](mailto:bars4558@mail.ru)

**Abstract**

The article deals with creation and application of the combined analytical and simulation models of aircraft motion dynamics for the effectiveness assessing of the angle of attack limiters and normal overload.

Actuality of such models creating and applying, which lies in the fact that the existing models do not allow comprehensive accounting for the atmospheric disturbances, operation of the limiter of limit modes and cabin indication, as well as the operator activity of the pilot and his model of functioning, was determined in the introduction to article.

The main part of the article presents the structure of the model and describes in detail its constituent blocks such as a flight dynamics model, a model of a limiter of limit modes, blocks for simulating the spiral steep banking execution, withdrawal from a dive and landing. A model of the maneuverable aircraft flight dynamics with a limit mode limiting system provides computing of the kinematic parameters of the aircraft controlled movement with the possibility of setting initial conditions. The limit mode limiter model provides an simulation of the active limit mode limiter operation.

For the semi-natural modeling conducting, the model is integrated into the structure of the pilot training simulator by the network exchange unit. Windscreen indicators models in various operating modes were developed for the flight information displaying to the pilots.

To carry out semi-natural modeling, the model is integrated as part of the flight stand using a network exchange unit. Models of windscreen displays in various operating modes have been developed to display flight information to pilots. A Pocket model is used to simulate a turbulent atmosphere. Karman's model is employed to the turbulent atmosphere modeling.

To ensure simulation modeling, models of the pilot control actions, based on the fuzzy logic apparatus, were developed in each task executing block.

The article presents the results of a comparative assessment of the effectiveness of active limiter of the angle attack and normal overload, comprising a mechanical stop and a limiter with adaptive force correction at the pitch control stick. The probability of piloting mission execution without exceeding permissible values of the angle of attack and normal overload was selected as the limit modes limiter operating effectiveness criterion.

The conclusion contains the inference that the analytical and simulation model application has allowed enhancing the number of piloting tasks realization, which, in its turn, has increased the statistical reliability of the evaluating the limit modes limiters effectiveness.

Thus, a conclusion can be made that the developed analytical and simulation model of aircraft flight dynamics is applicable for effectiveness assessing of the of limit modes limiters.

**Keywords:** analytical and simulation model of dynamics, model of pilot's control actions employing fuzzy logic apparatus, active limiter of angle of attack and normal overload, limiter with adaptive correction, effectiveness evaluation of of limit modes limiters

**For citation:** Ivashkov S.S., Moiseeva I.S., Barantsev S.M. Effectiveness Evaluation of the Limit Modes Limiter in the Aircraft Control System by the Analytical and Simulation Model. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 1, pp. 192–203. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179121>

---

## Введение

Эффективность применения маневренных и ограниченно-маневренных самолетов определяется способностью реализовывать при выполнении различных этапов полета близкие к максимально допустимым по условиям безопасности значения угла атаки и нормальной перегрузки. Предотвращение выхода за пределы эксплуатационных ограничений по углу атаки и перегрузке возлагается на экипаж и системы ограничения предельных режимов [1].

Однако летные испытания и эксплуатация самолетов показали, что существующие системы ограничения угла атаки и перегрузки далеко не всегда способны предотвратить выход значений этих параметров за установленные пределы. Можно выделить несколько причин этого:

– потерю скорости при маневрировании;

– избыточную эффективность продольного управления;

– проявление «подхвата» (срывного или скоростного) из-за смещения центра давления самолета в процессе торможения со сверхзвуковых до дозвуковых скоростей или срыва потока с концевых участков стреловидного крыла;

– вывод самолета из нисходящего маневра с малым радиусом искривления траектории на больших скоростях полета;

– попадание в зону атмосферной турбулентности при полете на больших высотах;

– инерционное, аэродинамическое и кинематическое взаимодействие продольной и боковой форм движения самолета при вращении с большими значениями скорости крена.

Следовательно, при проведении летных испытаний, направленных на оценку эффективности

работы ограничительных систем, необходимо выполнять такие режимы, в которых реализуются условия для выхода за ограничения по углу атаки и нормальной перегрузке [2]. Однако выполнение таких режимов отнюдь не безопасно. Следовательно, необходимо математическое сопровождение летных испытаний, которое заключается в применении достоверных математических моделей динамики движения самолета.

Анализ существующих моделей динамики полета маневренных самолетов, созданных в различных организациях (ЦАГИ, ЦНТУ «Динамика», РСК «МиГ», ФАЛТ МФТИ, МАИ) [3–5], показал, что они не позволяют комплексно учитывать атмосферные возмущения, работу ограничителя предельных режимов и кабинной индикации, а также операторскую деятельность летчика и функционирование его модели, позволяющей получать статистически достоверные результаты при моделировании.

Таким образом, актуальным является создание комбинированной аналитико-имитационной модели динамики полета маневренного самолета с системой ограничения предельных режимов при выполнении различных целевых задач пилотирования с использованием модели управляющих действий летчика, основанной на применении нечеткой логики.

В данной статье описаны основные элементы такой модели, а также представлены результаты оценки эффективности работы ограничителя угла атаки и нормальной перегрузки.

### Комбинированная аналитико-имитационная модель динамики полета самолета с системой ограничения предельных режимов

Комбинированная аналитико-имитационная модель динамики полета самолета с системой ограничения предельных режимов при выполнении вывода из пикирования, виража-спирали и посадки включает: модель динамики полета, модель ограничителя предельных режимов, блоки имитации выполнения виража-спирали, вывода из пикирования и посадки, имеющие в своем составе модели управляющих действий летчика. Блок сетевого обмена обеспечивает взаимодействие элементов комбинированной модели с пилотажным стендом, имеющим систему электромеханической загрузки командного рычага управления тангажом и креном. Структура комбинированной аналитико-имитационной модели динамики полета с пилотажным стендом представлена на рис. 1.

Модель динамики полета маневренного самолета с системой ограничения предельных режимов обеспечивает расчет кинематических параметров управляемого движения самолета с возможностью задания начальных условий. Взаимодействие с элементами пилотажного стенда осуществляется путем сетевого обмена информацией. Математическая модель динамики полета включает в себя:

- блок системы дифференциальных и алгебраических уравнений;
- блок расчета аэродинамических сил и моментов;

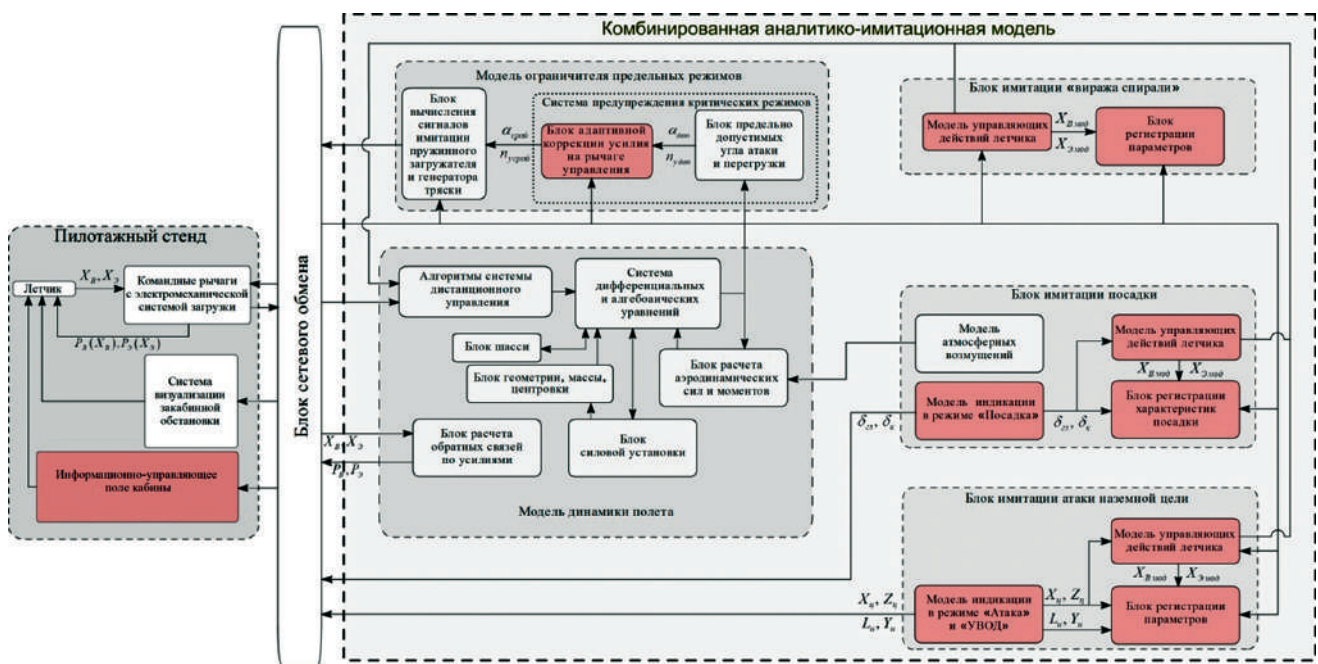


Рис. 1. Структура комбинированной аналитико-имитационной модели динамики полета с пилотажным стендом

- блок алгоритмов системы дистанционного управления;
- блок шасси;
- блок геометрии, массы, центровки;
- блок силовой установки;
- блок расчета обратных связей по усилиям.

Модель ограничителя предельных режимов создана на основе схемы аналогового контура ограничителя угла атаки и нормальной перегрузки с цифровой системой предупреждения критических режимов (СПКР) и дополнена блоком адаптивной коррекции усилия на рычаге управления, в котором вычисляются значения  $\alpha_{сраб}$  и  $n_{у сраб}$ , при достижении которых срабатывают электрогидравлический рулевой привод (ЭГРП) ограничителя и генератор тряски командного рычага (рис. 2).

Выражения для определения величины хода штока ЭГРП  $X_{БЭГРП}$  который перемещает дополнительный пружинный загрузчик и тем самым изменяет расстояние  $\Delta$  между командным рычагом и загрузителем, выглядят следующим образом:

$$X_{БЭГРП} = \frac{1}{p + 100} (100k_{X_B} + k_{\omega_z} W_1(p)\omega_z + \max\{A, B, C\}); \quad (1)$$

$$A = k_{n_y} W_2(p) [n_y - (n_{у сраб} + k_q q)];$$

$$B = \begin{cases} -k_\phi \phi_{\max}, & \text{при } M < 0,83; \\ k_\phi (\phi - \phi_{\max}), & \text{при } M \geq 0,83; \end{cases} \quad (2)$$

$$C = k_{\alpha_1} W_3(p)\alpha + k_{\alpha_1} (\alpha - \alpha_{сраб}).$$

На рис. 2 обозначены:  $\omega_z$  – скорость тангажа;  $\phi$  – угол отклонения стабилизатора;  $M$  – число Маха;  $\phi_{\max}$  – максимальный угол отклонения стабилизатора на кабрирование;  $q$  – скоростной напор;  $k_{X_B}$ ,  $k_{n_y}$ ,  $k_\alpha$ ,  $k_{\omega_z}$ ,  $k_\phi$ ,  $k_q$  – коэффициенты усиления; фильтры в контурах скорости тангажа, перегрузки и угла атаки:

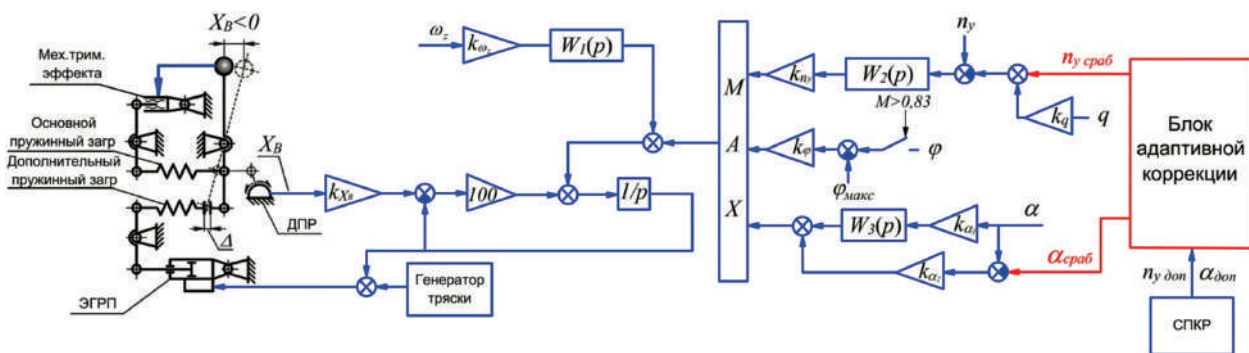


Рис. 2. Модель ограничителя предельных режимов маневренного самолета с цифровой системой предупреждения критических режимов и блоком адаптивной коррекции усилия на рычаге управления тангажом

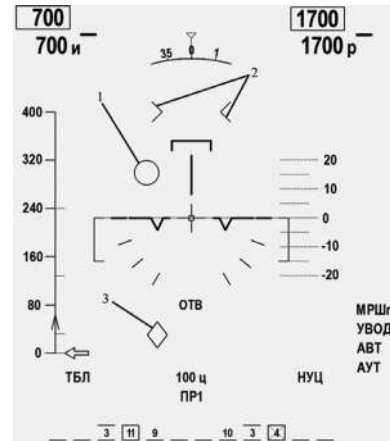


Рис. 3. Имитационная модель индикации в режимах «Атака» и «Увод»

$$W_1(p) = \frac{0,05}{0,05p + 1}; W_2(p) = \frac{0,12 + 1}{0,2p + 1}; W_3(p) = \frac{0,1}{0,1p + 1}.$$

Допустимые значения угла атаки и перегрузки, с которыми сравниваются соответствующие текущие значения, формируются в цифровом контуре штатной системы предупреждения критических режимов в зависимости от числа  $M$ , конфигурации самолета, центровки и наличия вооружения на внешних подвесках.

Полунатурное моделирование атаки наземной цели осуществляет имитационная модель индикации в режимах «Атака» и «Увод».

Для определения дальности до цели, выхода на нее и своевременного вывода самолета по условию непопадания в зону разлета осколков в блоке имитации атаки наземной цели применена модель индикации на фоне лобового стекла в режимах «Атака» и «Увод» (рис. 3).

Модель индикации в режиме «Атака» формирует сигнал на перемещение директорного кольца (рис. 3, поз. 1) и символа положения цели (рис. 3, поз. 3). Закон перемещения директорного кольца выглядит следующим образом:





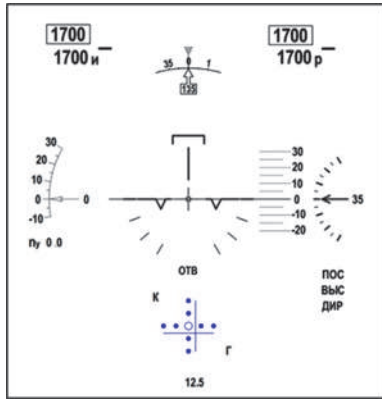


Рис. 5. Имитационная модель индикации в режиме «Посадка»

клонения от заданной траектории в вертикальной  $\delta_{\text{гл}}$  и горизонтальной  $\delta_{\text{к}}$  плоскостях

$$\begin{aligned} \delta_{\text{гл}} &= k_{\delta_{\text{гл}}} \left[ k_H (H_{\text{ЛА}} - X_{\text{ЛА}} \sin \Theta_{\text{гл}}) + k_{V_y} V_y \right]; \\ \delta_{\text{к}} &= k_{\delta_{\text{к}}} (k_Z Z_{\text{ЛА}} + k_{V_z} V_z + k_{\psi} \psi), \end{aligned} \quad (11)$$

где  $\Theta_{\text{гл}} = 3^\circ$  – угол наклона глиссады,  $k_{\delta_{\text{гл}}}$ ,  $k_{\delta_{\text{к}}}$ ,  $k_H$ ,  $k_Z$ ,  $k_{V_y}$ ,  $k_{V_z}$ ,  $k_{\psi}$  – коэффициенты пропорциональности,  $H_{\text{ЛА}}$  – текущая высота полета;  $V_y$ ,  $V_z$  – вертикальная и боковая составляющие скорости,  $\psi$  – угол рыскания.

Модель атмосферных возмущений позволяет определить вектор скорости воздуха  $\vec{W}$  как сумму вектора, характеризующего неустановившуюся (порывы) компоненту  $\vec{W}_g$ , и вектора скорости установившегося перемещения воздушных масс  $\vec{W}_s$ :

$$\vec{W} = \vec{W}_g + \vec{W}_s. \quad (12)$$

Установившееся перемещение воздушных масс описывается в виде бокового (перпендикулярного направлению взлетно-посадочной полосы (ВПП)) ветра, скорость которого варьируется в пределах от  $-15$  до  $15$  м/с.

Для описания атмосферных порывов используется модель атмосферной турбулентности Кармана [6]. Характеристиками модели турбулентности атмосферы являются:

- интенсивность трех составляющих скорости воздушных порывов  $\sigma_v$ ,  $\sigma_w$ ,  $\sigma_u$ ;
- спектральные плотности энергии тех же составляющих  $\Phi_v$ ,  $\Phi_w$ ,  $\Phi_u$ ;
- функции плотности распределения средних квадратических значений составляющих скорости воздушных порывов  $f(\sigma_u)$ ,  $f(\sigma_v)$ ,  $f(\sigma_w)$ ;
- линейные размеры зон турбулентности – протяженность  $L$  и толщина  $B$ .

Принято, что составляющие  $u$ ,  $v$ ,  $w$  скорости воздушных порывов являются проекциями скоро-

сти порыва на оси  $Ox$ ,  $Oz$ ,  $Oy$  связанной системы координат.

Спектральные плотности энергии составляющих скоростей воздушных порывов описываются выражениями:

$$\Phi_{v,w}(\Omega) = \frac{L_{v,w} \sigma_{v,w}^2}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3} (1,339 L_{v,w} \Omega)^2}{\left[ 1 + (1,339 L_{v,w} \Omega)^2 \right]^{\frac{11}{6}}}; \quad (13)$$

$$\Phi_u(\Omega) = \frac{L_u \sigma_u^2}{\pi} \frac{2}{\left[ 1 + (1,339 L_u \Omega)^2 \right]^{\frac{5}{6}}}, \quad (14)$$

где  $\Omega$  – пространственная частота,  $\text{м}^{-1}$ ;  $L_v$ ,  $L_w$ ,  $L_u$  – интегральные масштабы турбулентности в продольном, поперечном и вертикальном направлениях, м.

Значения  $L_v$ ,  $L_w$ ,  $L_u$  для разных диапазонов высот  $H$ :

- при  $10 < H \leq 200$  м  $L_u$ ,  $L_v = 200$  м,  $L_w = H$ ;
- при  $200 < H \leq 760$  м  $L_u = L_v = L_w = H$ ;
- при  $H > 760$  м  $L_u = L_v = L_w = 760$  м.

Интенсивность составляющих скорости воздушных порывов определяется с помощью их средних квадратических значений по формуле

$$\sigma_{u,v,w} = \left[ \int_{-\infty}^{\infty} \Phi_{u,v,w}(\Omega) d\Omega \right]^{\frac{1}{2}}, \quad (15)$$

где  $\sigma_{u,v,w}$  – интенсивность составляющих скорости воздушных порывов;  $\Phi_{u,v,w}(\Omega)$  – спектральные плотности энергии продольной  $u$ , поперечной  $v$ , вертикальной  $w$  составляющих скорости воздушных порывов.

Функция плотности распределения средних квадратических значений составляющих скорости воздушных порывов при полете в турбулентной атмосфере определяется по формуле

$$\begin{aligned} f(\sigma_{u,v,w}) &= \sqrt{\frac{2}{\pi}} \frac{p_1}{b_1} \exp\left(-\frac{\sigma_{u,v,w}^2}{2b_1^2}\right) + \\ &+ \sqrt{\frac{2}{\pi}} \frac{p_2}{b_2} \exp\left(-\frac{\sigma_{u,v,w}^2}{2b_2^2}\right), \end{aligned} \quad (16)$$

где  $p_1$ ,  $p_2$  – вероятность полета в зоне умеренной и интенсивной турбулентности;  $b_1$ ,  $b_2$  – коэффициенты, характеризующие умеренную и интенсивную турбулентности.

Относительная повторяемость составляющих  $u$ ,  $v$ ,  $w$  скорости порывов воздуха определяется по формуле

$$\frac{N(u, v, w)}{N_0(u, v, w)} = p_1 \exp\left(-\frac{u, v, w}{b_1}\right) + p_2 \exp\left(-\frac{u, v, w}{b_2}\right), \quad (17)$$

где  $N(u, v, w)$  – число превышений в единицу времени кривыми  $u, v, w$  заданного уровня  $u_{зад}, v_{зад}, w_{зад}$ ;  $N_0(u, v, w)$  – число превышений в единицу времени кривыми  $u, v, w$  уровня  $u = v = w = 0$ .

Протяженность  $L$  и толщина  $B$  турбулентных зон достигают значений  $L \leq 400$  км и  $B \leq 2,5$  км.

Для анализа воздействия турбулентных порывов ветра на самолет использовалась модель стационарной замороженной турбулентности [7]. В модели считается, что случайный вектор скоростей ветра зависит только от координат, но не зависит от времени (гипотеза Тейлора). Такая гипотеза практически приемлема при условии, что скорость летательного аппарата значительно больше скорости ветра.

Исходными данными для задания случайных скоростей порывов являются форма спектральной плотности, масштаб и дисперсия. В случае изотропной турбулентности энергетическая функция спектральной плотности имеет вид [8]

$$S_j(\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z) = \frac{E(\Omega^2 - \Omega_y^2)}{4\pi\Omega^4}. \quad (18)$$

Функции спектральной плотности от меньшего числа переменных определяются путем интегрирования:

$$S_j(\Omega_x, \Omega_z) = \int_{-\infty}^{\infty} S_j(\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z) d\Omega_y, \quad (19)$$

$$S_j(\Omega_x) = \int_{-\infty}^{\infty} S_j(\Omega_x, \Omega_z) d\Omega_z. \quad (20)$$

В приземном слое атмосферы ( $H < 300$  м) параметры спектральных плотностей различных компонентов скорости ветра различны и изменяются с изменением высоты [9]. Использованная в работе модель взята из [10]:

$$\frac{\sigma_u}{\sigma_w} = \frac{\sigma_v}{\sigma_w} = \frac{1}{[0,177 + 0,823(H/300)]^{0,4}}; \quad (21)$$

$$L_w = H, L_u = L_v = L_w \left(\frac{\sigma_u}{\sigma_w}\right)^3.$$

Принято, что ортогональные компоненты порывов не коррелированы. В таком случае известные спектральные плотности для различных компонентов позволяют задавать случайные реализации скоростей порывов. В данной работе учитывается

распределение скоростей порывов по длине  $x$  самолета и размаху крыла  $z$ . Распределение скоростей порывов по высоте самолета не учитывается, поскольку считается, что высота самолета значительно меньше его длины и размаха крыла

Наиболее общим способом задания реализаций является представление скоростей ветра в виде рядов Фурье. В случае двумерной турбулентности компоненты скорости порыва задаются в виде [7]

$$W_g(x, z) = \sum_{j=1}^M \sum_{i=1}^N \left[ A_{ik} \cos(\Omega_{xi}x + \Omega_{zj}z) + B_{ik} \sin(\Omega_{xi}x + \Omega_{zj}z) \right], \quad (22)$$

где  $A_{ik}$  и  $B_{ik}$  – независимые случайные гауссовские величины с дисперсиями

$$D[A_{ik}] = D[B_{ik}] = S_j(\Omega_{xi}, \Omega_{zj}) \Delta\Omega_x \Delta\Omega_z, k = 1, 2, 3.$$

Для получения необходимого объема статистических данных при имитационном моделировании была создана модель управляющих действий летчика с применением нечеткой логики. В отличие от известных методов формирования модели управляющих действий летчика [11–15], нечеткая логика имеет ряд преимуществ. Во-первых, нечеткая логика формируется на основе логических предпосылок, лежащих в основе операторской деятельности человека. Во-вторых, нечеткая логическая модель более проста для понимания, чем математическая модель аналогичного назначения на основе дифференциальных или разностных уравнений. В-третьих, нечеткие модели оказываются более простыми для аппаратной реализации по сравнению с классическими алгоритмами управления техническими системами. В-четвертых, нечеткие модели позволяют решать многоканальные многоканальные задачи управления [16].

При решении задач вывода из пикирования, виража-спирали и посадки летчик задействует продольный и поперечный каналы управления. Анализ выполнения летчиками исследуемых задач показал, что они осуществляют управление по двум параметрам в каждом из каналов управления. Так, например, при заходе на посадку летчики контролируют положение планок отклонения от заданной траектории  $\delta_{гп}$  и  $\delta_{к}$  по индикации на лобовом стекле, а также скорость их перемещения.

В связи с этим целесообразно формировать модель летчика как систему, состоящую из двух нечетких регуляторов  $F_1$  и  $F_2$ , первый из которых позволяет определить величину перемещения рычага управления в канале тангажа  $X_{в,мод}$ , а второй – в канале крена  $X_{э,мод}$

$$\begin{cases} X_{\text{вмод}} = \int_0^T \dot{X}_{\text{вмод}} dt = \int_0^T F_1(\Delta p_{\text{вл}}, \dot{p}_{\text{вл}}) dt; \\ X_{\text{эмод}} = \int_0^T \dot{X}_{\text{эмод}} dt = \int_0^T F_2(\Delta p_{\text{эп}}, \dot{p}_{\text{эп}}) dt, \end{cases} \quad (23)$$

где  $p_{\text{вл}}, p_{\text{эп}}$  – текущие кинематические параметры движения самолета (перегрузка, угол крена, вертикальная скорость и т. д.), анализируя значение и скорость изменения которых летчик формирует управление в продольном и поперечном каналах;  $\Delta p_{\text{вл}} = p_{\text{вл}}^{\text{зад}} - p_{\text{вл}}$  и  $\Delta p_{\text{эп}} = p_{\text{эп}}^{\text{зад}} - p_{\text{эп}}$  – рассогласования между заданными и текущими значениями кинематических параметров движения;  $T$  – время завершения моделирования. Перемещение рычага ограничивается минимальным и максимальным значениями ( $X_{\text{в мин}} \leq X_{\text{в мод}} \leq X_{\text{в макс}}, X_{\text{э мин}} \leq X_{\text{э мод}} \leq X_{\text{э макс}}$ ).

Ключевым фактором в создании моделей управляющих действий летчика является настройка параметров нечетких регуляторов. Для этой цели разработана методика создания модели [17].

В первую очередь формируется банк данных, содержащий информацию об управляющих действиях летчика (группы летчиков) и значениях кинематических параметров движения самолета на этапе выполнения конкретной задачи пилотирования. Такой банк может быть создан на основе обработки материалов летных или полунатурных на пилотажном стенде экспериментов.

В результате анализа банка данных определяется информация (входные параметры модели), используя которую летчик формирует управляющие воздействия командным рычагом. При выполнении «виража-спирали» входными параметрами приняты рассогласования по углу атаки  $\Delta\alpha$  или нормальной перегрузке  $\Delta n_y$  и углу крена  $\Delta\gamma$ , при выполнении посадки – сигналы перемещения планок отклонения от заданной траектории  $\delta_{\text{гл}}, \delta_{\text{к}}$ . При атаке наземной цели – положение директорного кольца  $X_{\text{дир}}, Y_{\text{дир}}$  (на этапе наведения на цель) и рассогласования по нормальной перегрузке  $\Delta n_y$  и углу крена  $\Delta\gamma$  (при выводе из пикирования). В качестве выходных параметров модели приняты скорости перемещения командного рычага по крену  $\dot{X}_{\text{эмод}}$  и  $\dot{X}_{\text{в мод}}$ .

На основе полученной информации создается модель управляющих действий летчика 1-го приближения. При этом настраиваемыми параметрами являются: количество термов входных и выходных параметров, тип функций принадлежности и их характеристики, нечеткая база знаний. В общем виде во всех исследуемых задачах нечеткий регулятор для управления в продольном канале настраивается согласно следующей логике:

$$\begin{aligned} F_1(\Delta p_{\text{вл}}, \dot{p}_{\text{вл}}) &\equiv X(\Delta p_{\text{вл}}, \dot{p}_{\text{вл}}) \rightarrow \\ \rightarrow (\Delta p_{\text{вл}} = a_{1,i} \wedge \dot{p}_{\text{вл}} = a_{2,j}) &\Rightarrow Y(\dot{X}_{\text{вмод}}) = d_k, \quad (24) \\ i = \overline{1, l}, j = \overline{1, m}, k = \overline{1, n}, \end{aligned}$$

где  $X(\Delta p_{\text{вл}}, \dot{p}_{\text{вл}})$  – вектор входных параметров модели;  $a_{1,i}$  и  $a_{2,j}$  –  $i$ -й и  $j$ -й лингвистические термы входных параметров;  $\Delta \dot{p}_{\text{вл}} = a_{q,i} \wedge \dot{p}_{\text{вл}} = a_{2,j}$  – правила нечеткой базы знаний,  $d_k$  –  $k$ -й лингвистический терм выходного параметра  $Y(\dot{X}_{\text{вмод}})$ ;  $l, m, n$  – количество лингвистических термов входных и выходной переменных.

Каждый лингвистический терм ( $a_{1,i}; a_{2,j}; a_k; i = \overline{1, l}; j = \overline{1, m}; k = \overline{1, n}$ ) формализуется гауссовой функцией принадлежности

$$\begin{aligned} a_{1,i} &\equiv \mu_{1,i}(x_1) = \exp\left[-\frac{(x_1 - b_{1,i})^2}{2c_{1,i}^2}\right], \quad i = \overline{1, l}; \\ a_{2,j} &\equiv \mu_{2,j}(x_2) = \exp\left[-\frac{(x_2 - b_{2,j})^2}{2c_{2,j}^2}\right], \quad j = \overline{1, m}; \quad (25) \\ d_k &\equiv \mu_k(y) = \exp\left[-\frac{(y - b_k)^2}{2c_k^2}\right], \quad k = \overline{1, n}, \end{aligned}$$

где  $b_{1,i}, b_{2,j}, b_k$  – математическое ожидание случайной величины;  $c_{1,i}, c_{2,j}, c_k$  – среднее квадратическое отклонение случайной величины,  $x_1, x_2, y$  – значения входных и выходного параметров.

Выбор такого типа функции принадлежности обусловлен ее достаточной гибкостью и простотой – она задается лишь двумя параметрами [17]. Это позволяет сократить размерность задачи при последующем обучении модели.

Аналогично настраивается нечеткий регулятор для управления в канале крена

$$\begin{aligned} F_2(\Delta p_{\text{эп}}, \dot{p}_{\text{эп}}) &\equiv X(\Delta p_{\text{эп}}, \dot{p}_{\text{эп}}) \rightarrow \\ \rightarrow (\Delta p_{\text{эп}} = a_{1,i} \wedge \dot{p}_{\text{эп}} = a_{2,j}) &\Rightarrow Y(\dot{X}_{\text{эмод}}) = d_k; \quad (26) \\ i = \overline{1, l}, j = \overline{1, m}, k = \overline{1, n}. \end{aligned}$$

Модель 1-го приближения подлежит «обучению» путем оптимизации нечетких регуляторов  $F_1$  и  $F_2$  с использованием эталонной выборки из банка данных. Оптимизация проводится методом Бройдена–Флетчера–Голфарбда–Шэнно [18]. Целевой функцией оптимизации является минимизация значения средней квадратической ошибки между выходными значениями эталон-



ной выборки и сформированного нечеткого регулятора [19]:

$$f(I, O) = \sqrt{\frac{1}{M} \sum_{r=1}^M [Y_r - F(X_r, I, O)]^2} \rightarrow \min, \quad (27)$$

где  $F(X_r, I, O)$  – значение выхода нечеткого регулятора при соответствующем векторе входных параметров эталонной выборки  $X_r = (\Delta p_{B,r}^{обуч}, \dot{p}_{B,r}^{обуч})$ ; матрицы оптимизируемых параметров функций принадлежности

$$I = \begin{pmatrix} (b_{1,1} & c_{1,1}) & (b_{2,1} & c_{2,1}) \\ \vdots & \vdots \\ (b_{1,l} & c_{1,l}) & (b_{2,m} & c_{2,m}) \end{pmatrix}, O = \begin{pmatrix} b_1 & c_1 \\ \vdots & \vdots \\ b_n & c_n \end{pmatrix};$$

$Y_r = (\dot{X}_{B,r}^{обуч})$  – вектор выходных параметров эталонной выборки;

$M$  – объем выборки.

На рис. 6 представлена структура модели управляющих действий летчика при выполнении виража-спирали, созданная согласно разработанной методике. В продольном канале определяется величина  $X_B$  и скорость перемещения рычага управления тангажом  $\dot{X}_B$ . На вход в модель поступают

сигналы рассогласования угла атаки  $\Delta\alpha$  и скорости его изменения  $\dot{\alpha}$ . Определяется степень принадлежности значений этих сигналов к тому или иному лингвистическому терму (фаззификация).

Для каждого из входных и выходного параметров установлено семь термов (NL – «отрицательное большое», NM – «отрицательное среднее», NS – «отрицательное малое», N – «нейтральное», PS – «положительное малое», PM – «положительное среднее», PL – «положительное большое»). Логические правила связывают термы входных сигналов с термами выходных сигналов модели (нечеткий логический вывод). На картине функций принадлежности выходного сигнала формируется область, центр тяжести площади которой соответствует значению скорости отклонения рычага управления тангажом (дефаззификация). Аналогично осуществляется управление в поперечном канале. Здесь входными сигналами служат рассогласование по крену и скорость крена  $\omega_x$ , а выходным сигналом – характер движения рычага по крену  $X_3$  и  $\dot{X}_3$ .

Модели управляющих действий летчика при выполнении вывода из пикирования и посадки имеют описанную выше структуру, за исключе-

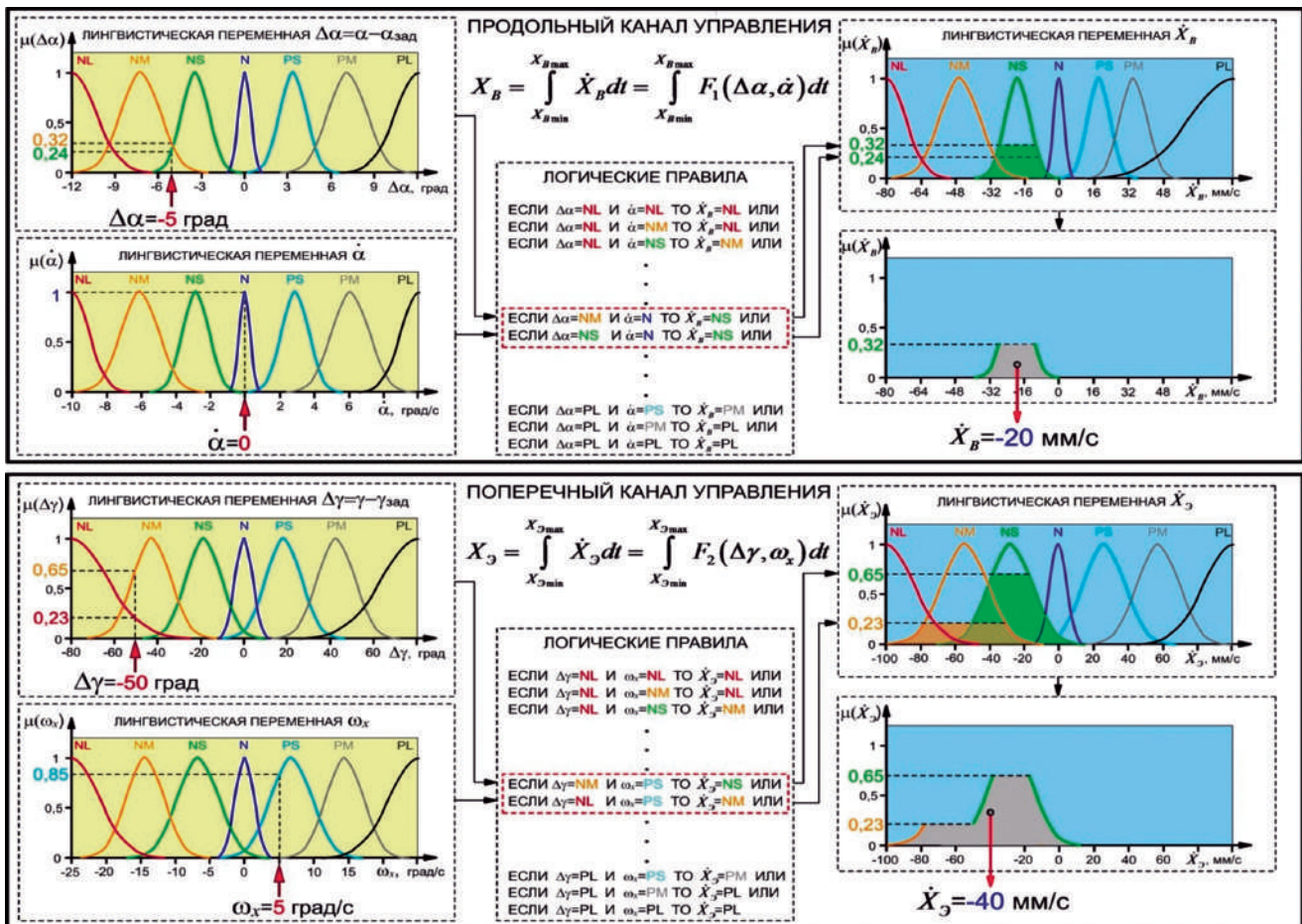


Рис. 6. Структура модели управляющих действий летчика при выполнении виража-спирали

нием входных сигналов, о которых упомянуто выше.

**Результаты оценки эффективности работы ограничителей угла атаки и нормальной перегрузки**

С применением созданной аналитико-имитационной модели проведена оценка эффективности работы активного ограничителя угла атаки и нормальной перегрузки с механическим упором и ограничителя с адаптивной коррекцией усилия на ручке управления тангажом [20].

Оценка эффективности работы ограничителей заключается в выполнении летчиками на пилотажном стенде ряда задач пилотирования: вывода из пикирования, виража-спирали, посадки в сложных метеоусловиях. Для обеспечения стохастичности эксперимента все задачи пилотирования выполняются при различных начальных условиях.

Критерием эффективности работы ограничителя предельных режимов является вероятность выполнения задачи пилотирования без превышения допустимых значений угла атаки и нормальной перегрузки:

$$P_i = \frac{m_i}{n_i}, \tag{28}$$

где  $m_i$  – количество реализаций задачи пилотирования без превышения ограничений,  $n_i$  – общее количество реализаций,  $i$  – индекс задачи пилотирования.

На первом этапе оценки эффективности проводится полунатурное моделирование на пилотажном стенде с участием летчиков. Всего в экспериментах приняли участие пять летчиков, каждый из которых выполнил по 30 реализаций соответствующей задачи пилотирования.

Для обеспечения статистической достоверности на втором этапе проводится имитационное моделирование задач пилотирования с применением моделей управляющих действий летчика. Эти модели формируются с использованием результатов полунатурного моделирования с участием летчиков.

На третьем этапе вычисляется критерий эффективности по каждой задаче пилотирования.

Полученные таким образом результаты сравнительной оценки эффективности работы ограничителей представлены на рис. 7–9.

Анализ полученных диаграмм позволяет утверждать, что ограничитель с адаптивной коррекцией эффективнее, чем активный. Также можно сделать вывод, что результаты, полученные в полунатурном моделировании на пилотажном стенде с участием летчиков, схожи с результатами, полученными при имитационном моделировании с применением

модели управляющих действий летчика, созданной с использованием нечеткой логики. Об этом свидетельствует коэффициент парной корреляции Пирсона [21] ( $r_{xy} = 0,996$ ).

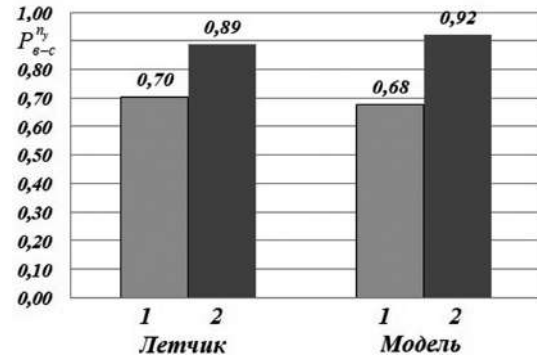


Рис. 7. Вероятность  $P_{в-с}$  выполнения виража-спирали без превышения ограничений: 1 – активный ограничитель; 2 – ограничитель с адаптивной коррекцией

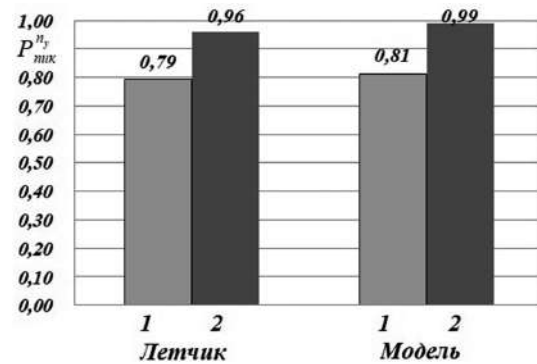


Рис. 8. Вероятность вывода из пикирования  $P_{пик}$  без превышения ограничений: 1 – активный ограничитель; 2 – ограничитель с адаптивной коррекцией

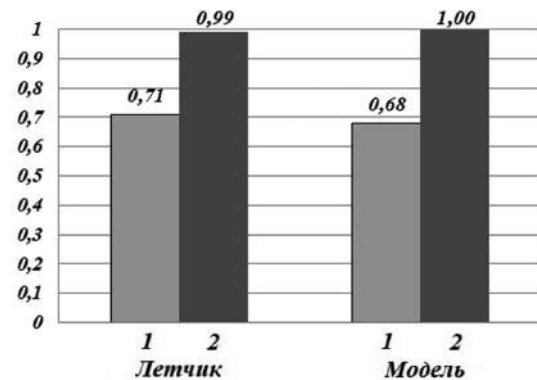


Рис. 9. Вероятность посадки  $P_{пос}^{\alpha}$  в сложных метеоусловиях без превышения ограничений: 1 – активный ограничитель; 2 – ограничитель с адаптивной коррекцией

## Выводы

Разработанная комплексная аналитико-имитационная модель динамики полета самолета с системой ограничения предельных режимов позволяет проводить как полунатурное моделирование с участием летчиков, так и имитационное моделирование с применением моделей управляющих действий летчика, созданных с использованием нечеткой логики.

Данная модель отличается от известных тем, что позволяет комплексно учитывать атмосферные возмущения, работу ограничителя предельных режимов и кабинной индикации и операторскую деятельность летчика. Также ее отличительной особенностью является наличие моделей управляющих действий летчика, основанных на нечеткой логике. Применение таких моделей позволило увеличить количество реализаций задач пилотирования, что, в свою очередь, повысило статистическую достоверность оценки эффективности работы ограничителей предельных режимов. При этом результаты, полученные с применением моделей управляющих действий летчика, хорошо коррелируются с результатами, полученными летчиками на пилотажном стенде.

Таким образом, можно сделать вывод о применимости разработанной аналитико-имитационной модели динамики полета самолета для оценки эффективности работы ограничителей предельных режимов.

## Список источников

1. Дубов Ю.Б., Новиков А.В., Курилкина П.И. Динамика маневренного самолета на больших углах атаки. — СПб.: Изд-во ЛЭТИ, 2018. — 392 с.
2. 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
3. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. — Изд. 2-е, перераб. и доп. — М.: Наука, 2016. — 704 с.
4. Peters M., Konyak M.A. The engineering analysis and design of the aircraft dynamics model for the FAA target generation facility. — Federal Aviation Administration William J. Hughes Technical Center Atlantic City, 2012. — 321 p.
5. Ефремов А.В., Оглоблин А.В. Методическое обеспечение исследований пилотажных свойств самолетов на пилотажных стендах и тренажерах // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2001. С. 27.
6. ОСТ 1 02514-84. Модель турбулентности атмосферы. Характеристики. — М., 1984. 13 с.
7. Кузьмин В.П. Модель аэродинамических сил и моментов летательного аппарата в турбулентной атмосфере // Ученые записки ЦАГИ. 2003. Т. XX. № 1–2. С. 97–115.

8. Etkin B. Dynamics of atmospheric flight. — Dover Publications, 2005. — 608 p.
9. Тимовский И.Н., Огородникова З.С. Характеристики ветровых возмущений в нижних слоях атмосферы: Обзоры. Переводы. Рефераты (по материалам иностранной печати) №545. — М.: ОНТИ ЦАГИ, 1979. — 99 с.
10. Shakarian A. Application of Monte-Carlo techniques to the 757/767 autoland dispersion analysis by simulation // AIAA Journal. 1983. 83-2193.
11. Ефремов А.В., Оглоблин А.В., Предтеченский А.Н., Родченко В.В. Летчик как динамическая система. — М.: Машиностроение, 1992. — 336 с.
12. 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
13. 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.
14. Jirgl M., Jalovecky R., Bradac Z. Models of pilot behavior and their use to evaluate the state of pilot training // Journal of Electrical Engineering. 2016. Vol. 67. No. 4, pp. 267–272. DOI: 10.1515/jee-2016-0039
15. Suzuki S., Sakamoto Y., Sanematsu Y., Takahara H. Analysis of human-pilot control inputs using neural network // Journal of Aircraft. 2006. Vol. 43. No. 3, pp. 793–798. DOI: 10.2514/1.16898
16. Асаи К., Вапада Д., Иваи С. и др. Прикладные нечеткие системы / Перевод с яп. Ю.Н. Чернышова. — М.: Мир, 1993. — 368 с.
17. Верещиков Д.В., Волошин В.А., Ивашков С.С., Васильев Д.В. Применение нечеткой логики для создания имитационной модели управляющих действий летчика // Труды МАИ. 2018. № 99. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=91926>
18. Измаилов А.Ф., Солодов М.В. Численные методы оптимизации: Учебное пособие. — Изд. 2-е, перераб. и доп. — М.: Физматлит, 2008. — 320 с.
19. Данилов А.М., Гарькина И.А. Интерполяция, аппроксимация, оптимизация: анализ и синтез сложных систем: Моногр. — Пенза: ПГУАС, 2014. — 168 с.
20. Верещиков Д.В., Ивашков С.С., Разуваев Д.В. Способ адаптивного ограничения угла атаки самолета с аналого-цифровой системой дистанционного управления // Авиакосмические технологии (АКТ-2021): Сборник трудов XXII Международной научно-технической конференции и школы молодых ученых, аспирантов и студентов (21–22 октября 2021; Воронеж). Воронеж: фирма «Элист», 2021. С. 19–25.
21. Спирин Н.А., Лавров В.В., Зайнуллин Л.А. и др. Методы планирования и обработки результатов инженерного эксперимента: Учебное пособие. — Изд. 2-е перераб. и доп. — Екатеринбург: УИИЦ, 2015. — 290 с.



## References

1. Dubov Yu.B., Novikov A.V., Kurilkina P.I. *Dinamika manevrennogo samoleta na bol'shikh uglakh ataki* (Dynamics of a maneuverable aircraft at high angles of attack). St. Petersburg, LETI, 2018, 392 p.
2. 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
3. Byushgens G.S. *Aerodinamika, ustoychivost' i upravlyaemost' sverkhzvukovykh samoletov* (Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft). 2nd ed. Moscow, Nauka, 2016, 704 p.
4. Peters M., Konyak M.A. *The engineering analysis and design of the aircraft dynamics model for the FAA target generation facility*. Federal Aviation Administration William J. Hughes Technical Center Atlantic City, 2012, 321 p.
5. Efremov A.V., Ogloblin A.V. *Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal "Polet"*, 2001, p. 27.
6. *Model' turbulentnosti atmosfery. Kharakteristiki. OST 1 02514-84* (Atmospheric turbulence model. Characteristics. Industry standards OST 102514-84). Moscow, 1984, 13 p.
7. Kuz'min V.P. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2003, vol. XX, no. 1-2, pp. 97-115.
8. Etkin B. *Dynamics of atmospheric flight*. Dover Publications, 2005, 608 p.
9. Titovskii I.N., Ogorodnikova Z.S. *Kharakteristiki vetrovykh vozmushchenii v niznikh sloyakh atmosfery: Obzory. Perevody. Referaty (po materialam inostrannoi pechati) №545* (Characteristics of wind disturbances in the lower atmosphere: Reviews. Translations. Abstracts. No. 545), Moscow, ONTI TsAGI, 1979, 99 p.
10. Shakarian A. Application of Monte-Carlo techniques to the 757/767 autoland dispersion analysis by simulation. *AIAA Journal*. 1983. 83-2193.
11. Efremov A.V., Ogloblin A.V., Predtechenskii A.N., Rodchenko V.V. *Letchik kak dinamicheskaya sistema* (The pilot as a dynamic system), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 336 p.
12. 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
13. 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.
14. Jirgl M., Jalovecky R., Bradac Z. Models of pilot behavior and their use to evaluate the state of pilot training. *Journal of Electrical Engineering*, 2016, vol. 67, no. 4, pp. 267-272. DOI: 10.1515/jee-2016-0039
15. Suzuki S., Sakamoto Y., Sanematsu Y., Takahara H. Analysis of human-pilot control inputs using neural network. *Journal of Aircraft*, 2006, vol. 43, no. 3, pp. 793-798. DOI: 10.2514/1.16898
16. Terano T., Asai K., Sugeno M. *Fuzzy Systems Theory and Its Applications*, Academic Press, 1992, 264 p.
17. Vereshchikov D.V., Voloshin V.A., Ivashkov S.S., Vasil'ev D.V. *Trudy MAI*, 2018, no. 99. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=91926>
18. Izmailov A.F., Solodov M.V. *Chislennyye metody optimizatsii* (Numerical optimization method). 2nd ed. Moscow, Fizmatlit, 2008, 320 p.
19. Danilov A.M., Gar'kina I.A. *Interpolyatsiya, approksimatsiya, optimizatsiya: analiz i sintez slozhnykh system* (Interpolation, approximation, optimization: analysis and synthesis of complex systems), Penza, PGUAS, 2014, 168 p.
20. Vereshchikov D.V., Ivashkov S.S., Razuvaev D.V. *Materialy XXII Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii i shkoly molodykh uchenykh, aspirantov i studentov "Aviakosmicheskie tekhnologii (AKT-2021)" (21-22 October 2021; Voronezh)*. Voronezh, Elist, 2021, pp. 19-25.
21. Spirin N.A., Lavrov V.V., Zainullin L.A. et al. *Metody planirovaniya i obrabotki rezul'tatov inzhenernogo eksperimenta* (Methods of planning and processing the results of an engineering experiment). 2 ed. Ekaterinburg, UINTs, 2015, 290 p.

Статья поступила в редакцию 07.12.2023; одобрена после рецензирования 12.02.2024; принята к публикации 12.02.2024.

The article was submitted on 07.12.2023; approved after reviewing on 12.02.2024; accepted for publication on 12.02.2024.