

УДК 004.942

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-77-92

Аналитико-имитационная модель динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот»

П.С. Костин¹, К.А. Журавский¹

¹Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

Аннотация: В статье обоснована необходимость создания аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот». Представлена структура аналитико-имитационной модели истребителя, состоящая из совокупности пилотажного стенда, модели динамики полета истребителя, модели астатического ограничителя предельных режимов и модели управляющих действий летчика, основанной на теории нечетких множеств. Представлена структура модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов, в состав которой входят система дифференциальных и алгебраических уравнений; модель комплексной системы управления; блока геометрии, массы и центровки; блока расчета аэродинамических сил; блока силовой установки; банка аэродинамических характеристик; блока расчета обратных связей по усилиям с командных рычагов управления. Модель отличается от известных наличием блока имитации переворота, который предназначен для проведения имитационного моделирования переворота и многоитерационного моделирования переворотов с различными начальными условиями для определения основных параметров переворота, кинематических характеристик полета самолета и построения области выполнимости переворота. Блок имитации переворота состоит из функций заданных значений; модели управляющих действий летчика; блока обработки результатов имитационного моделирования; блока определения основных параметров переворота; базы данных эксплуатационных режимов. Функции заданных значений определяют заданные значения кинематических параметров движения самолета, по которым реализовано управление в различных фазовых координатах маневра. Модель позволяет получать достоверные значения кинематических параметров движения истребителя при полунатурном с участием летчика и имитационном с помощью модели управляющих действий летчика моделировании маневра «Переворот».

Ключевые слова: аналитико-имитационная модель, ограничитель предельных режимов, маневр «Переворот», истребитель, область выполнимости маневра, модель управляющих действий летчика.

Для цитирования: Костин П.С., Журавский К.А. Аналитико-имитационная модель динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот» // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 4. С. 77–92. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-77-92

Analytical and simulation model of fighter flight dynamics with a limiter for the permissible flight envelope when performing the split-S maneuver

P.S. Kostin¹, K.A. Zhuravskiy¹

¹ Air Force Education and Research Center “The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy”, Voronezh, Russia

Abstract: The article substantiates the relevance to develop an analytical-simulation model of fighter flight dynamics with a limiter for the permissible flight envelope during the split-S maneuver. The structure of the analytical and simulation model of a fighter, consisting of a combination of a flight test bench, a model of fighter flight dynamics, a model of an astatic limiter for the permissible flight envelope and a model of pilot control actions based on the theory of fuzzy sets, is presented. The structure of the model of fighter flight dynamics with a limiter for the permissible flight envelope, consisting of a system of differential and

algebraic equations, a model of an integrated control system, a geometry, mass and balance unit, a unit for calculating aerodynamic forces, a power plant unit, a bank of aerodynamic performance, a unit for calculating feedback on efforts from flight controls, is presented. The model differs from the known ones by the availability of the split-S simulation unit, which is designed for the split-S simulation and the multi-iteration split-S simulation with different initial conditions to determine the basic split-S parameters, the kinematic flight operation performance and to construct the split-S implementation area. The split-S simulation unit comprises the specified value functions, a pilot control actions model, a unit for processing simulation results, a unit for determining the basic split-S parameters, and a database of operating modes. The specified value functions determine the specified values of the kinematic aircraft movement parameters, which are used to implement control in various phase coordinates of the maneuver. The model makes it possible to obtain reliable values of the kinematic fighter movement parameters under the semi-natural simulation with the participation of the pilot and the simulation split-S maneuver modeling using the pilot control actions model.

Key words: analytical-simulation model, limiter for the permissible flight envelope, split-S maneuver, fighter, maneuver implementation area, model of pilot control actions.

For citation: Kostin, P.S., Zhuravskiy, K.A. (2023). Analytical and simulation model of fighter flight dynamics with a limiter for the permissible flight envelope when performing the split-S maneuver. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 4, pp. 77–92. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-4-77-92

Введение

Основным способом определения кинематических параметров движения истребителя при выполнении маневра «Переворот» в летных испытаниях является натурный эксперимент, проведение которого связано со значительными временными и материальными затратами. К тому же натурные летные эксперименты являются небезопасными и неспособными охватить все разнообразие эксплуатационных режимов истребителя, которые характеризуются начальными условиями ввода в маневр: приборной скоростью и высотой ввода, массой истребителя, режимом работы двигателя, аэродинамической конфигурацией (вариантом внешних подвесок). Решить проблему определения кинематических параметров движения истребителя при выполнении маневра «Переворот» во всем разнообразии эксплуатационных режимов позволяет применение имитационного моделирования [1, 2], для которого необходима аналитико-имитационная модель динамики полета истребителя. Такая модель состоит из совокупности пилотажного стенда, моделей динамики полета истребителя, астатического ограничителя предельных режимов, управляющих действий летчика и алгоритмов расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот». Аналитико-имитационная модель позволяет проводить имитационное моделирование пе-

реворотов во всех возможных эксплуатационных режимах благодаря использованию модели управляющих действий летчика. Модель управляющих действий летчика учитывает особенности управления летчика за счет формирования и настройки ее по результатам полунатурного моделирования на пилотажном стенде.

Анализ разработанности исследований по представленной проблеме показал, что в настоящее время не существует описанной выше аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот». Существующие имитационные модели динамики полета истребителей с ограничителями предельных режимов [3–6] не позволяют без использования пилотажного стенда учесть особенности управляющих действий летчика, выполняющего маневр «Переворот». Таким образом, целью исследования является создание аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот».

Описание аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя

Аналитико-имитационная модель динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра

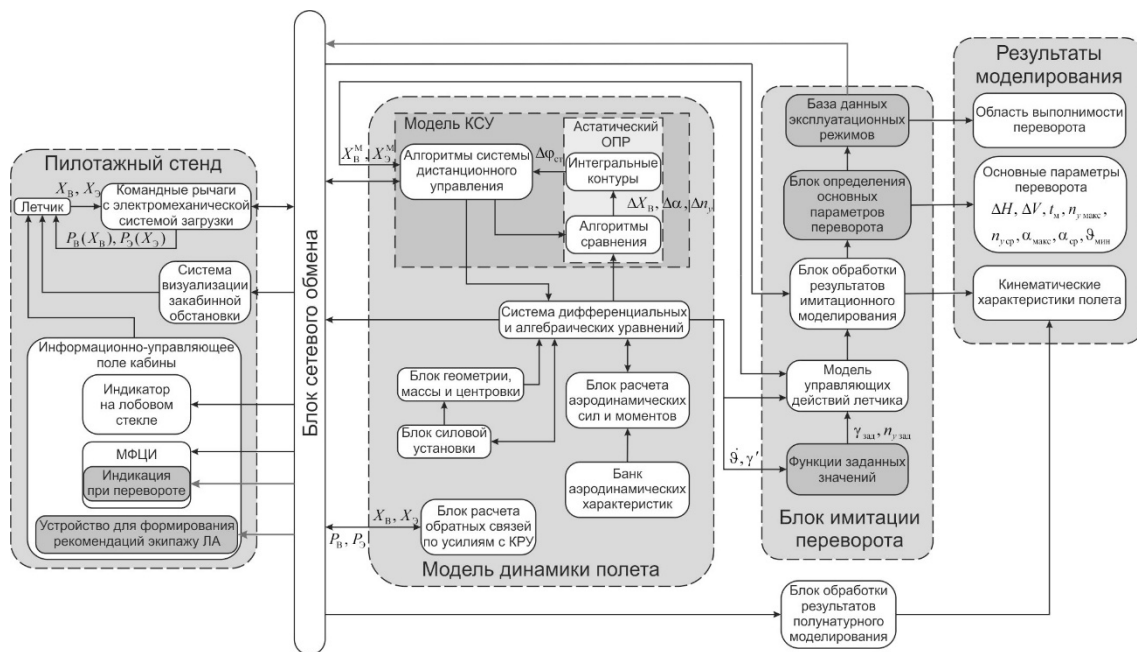


Рис. 1. Структура аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот»
Fig. 1. The structure of the analytical-simulation model of fighter flight dynamics with a limiter for the permissible flight envelope during the split-S maneuver

«Переворот» построена на основе совокупности модели динамики полета, астатического ограничителя предельных режимов, пилотажного стенда и отличается от известных применением функций, определяющих заданные значения кинематических параметров движения самолета, по которым реализовано управление в различных фазовых координатах маневра, и наличием алгоритмов расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот». Модель позволяет получать достоверные значения кинематических параметров движения истребителя при имитационном моделировании маневра «Переворот».

Структура аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при выполнении маневра «Переворот» (рис. 1) состоит из пилотажного стенда, блока сетевого обмена, математической модели динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов, блока имитации переворота, блока обработки результатов полунатурного моде-

лирования, блока вывода результатов моделирования.

Пилотажно-моделирующий стенд [7] представляет собой комплекс устройств, агрегатов, вычислителей и коммуникаций, предназначенных для полунатурного моделирования динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов при участии летчика. В состав пилотажного стенда (рис. 2) входят: фрагмент кабины с командными рычагами управления (КРУ), формирующими значения отклонений в канале тангажа X_B и крена X_γ , и электромеханической системой их загрузки MOOG-FOKKER, реализующей обратные связи по усилиям в каналах крена $P_\gamma(X_\gamma)$ и тангажа $P_B(X_B)$; элементы информационно-управляющего поля; система визуализации закабинной обстановки. Информационно-управляющее поле кабины состоит из индикатора на лобовом стекле (ИЛС) и многофункционального цифрового индикатора (МФЦИ). В рамках дальнейших исследований предполагается разработка способа информирования летчика



Рис. 2. Пилотажный стенд
Fig. 2. Flight test bench

о высоте вывода истребителя с ограничителем предельных режимов из маневра «Переворот» в информационно-управляющее поле кабины, суть которого заключается в использовании специального устройства для формирования рекомендаций экипажу ЛА и (или) дополнительной индикации в левом нижнем углу пилотажного кадра МФЦИ. Устройство и дополнительная индикация в перспективе будут опробованы на аналитико-имитационной модели.

Блок сетевого обмена обеспечивает взаимодействие элементов аналитико-имитационной модели с пилотажно-моделирующим стендом, имеющим систему электромеханической загрузки КРУ тангажом и креном.

Модель динамики полета состоит из следующих блоков:

- системы дифференциальных и алгебраических уравнений;
- модели комплексной системы управления (КСУ);
- блока геометрии, массы и центровки;

- блока расчета аэродинамических сил;
- блока силовой установки;
- банка аэродинамических характеристик;
- блока расчета обратных связей по усилиям с КРУ.

В блоке системы дифференциальных и алгебраических уравнений решается система дифференциальных уравнений движения центра масс истребителя в проекциях на оси связанной системы координат (1). Все обозначения, используемые в формульных зависимостях, представлены в ГОСТе¹.

¹ ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. М.: Стандартинформ, 1981. 52 с.

$$\left\{ \begin{aligned} m \left(\frac{dV_x}{dt} + \omega_y V_z - \omega_z V_y \right) &= P \cos \phi_p - X_a \cos \alpha \cos \beta + Y_a \sin \alpha - Z_a \cos \alpha \sin \beta - mg \sin \vartheta; \\ m \left(\frac{dV_y}{dt} + \omega_z V_x - \omega_x V_z \right) &= P \sin \phi_p + X_a \sin \alpha \cos \beta + Y_a \cos \alpha + Z_a \sin \alpha \sin \beta - mg \cos \vartheta \sin \gamma; \\ m \left(\frac{dV_z}{dt} + \omega_x V_y - \omega_y V_x \right) &= -X_a \sin \beta + Z_a \cos \beta + mg \cos \vartheta \sin \gamma; \\ \frac{dX_g}{dt} &= V_x \cos \vartheta \cos \psi + V_y (\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi) + V_z (\cos \gamma \sin \psi + \sin \gamma \sin \vartheta \cos \psi); \\ \frac{dH}{dt} &= V_x \sin \vartheta + V_y \cos \vartheta \cos \gamma - V_z \cos \vartheta \sin \gamma; \\ \frac{dZ_g}{dt} &= -V_x \cos \vartheta \sin \psi + V_y (\sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi) + V_z (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \vartheta \sin \psi). \end{aligned} \right. \quad (1)$$

Составные компоненты угловой скорости определяются решением системы уравнений моментов (2):

$$\left\{ \begin{aligned} I_x \frac{d\omega_x}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{xy} \omega_x \omega_y &= M_x; \\ I_y \frac{d\omega_y}{dt} - I_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z - I_{xy} \omega_y \omega_z &= M_y; \\ I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y - I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) &= M_z. \end{aligned} \right. \quad (2)$$

Система дифференциальных уравнений относительно углов Эйлера (3) получается, если решить кинематические уравнения Эйлера относительно компонентов угловой скорости.

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta; \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{\cos \vartheta} (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma). \end{aligned} \right. \quad (3)$$

Формулы (4) определяют угол атаки и угол скольжения.

$$\alpha = \begin{cases} -\arcsin \left(\frac{V_y}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} \right), & \text{если } V_x \geq 0; \\ \left[-\pi + \arcsin \left(\frac{|V_y|}{\sqrt{V_x^2 + V_y^2}} \right) \right] \operatorname{sgn}(V_y) & \text{если } V_x \leq 0; \end{cases} \quad (4)$$

$$\beta = \arcsin \left(\frac{V_z}{V} \right),$$

где $V = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$.

Для решения уравнений (1)–(4) необходимо задать начальные условия: $V_x(0)$, $V_y(0)$, $V_z(0)$, $X_g(0)$, $H(0)$, $Z_g(0)$, $\omega_x(0)$, $\omega_y(0)$, $\omega_z(0)$, $\vartheta(0)$, $\gamma(0)$, $\psi(0)$, $m(0)$, $\alpha(0)$, $\beta(0)$.

В блоке модели КСУ определяется характер отклонения рулевых поверхностей истребителя. В состав модели КСУ входят алгоритмы системы дистанционного управления и математическая модель астатического ограничителя предельных режимов (ОПР) [8–10]. Модель ОПР состоит из алгоритмов сравнения, формирующих сигналы разностей предельных и текущих значений отклонения КРУ по тангажу ΔX_B , угла атаки $\Delta \alpha$ и нормальной перегрузки Δn_y , и интегрального контура, формирующего сигнал на отклонения цельноповоротного стабилизатора $\Delta \varphi_{\text{ст}}$.

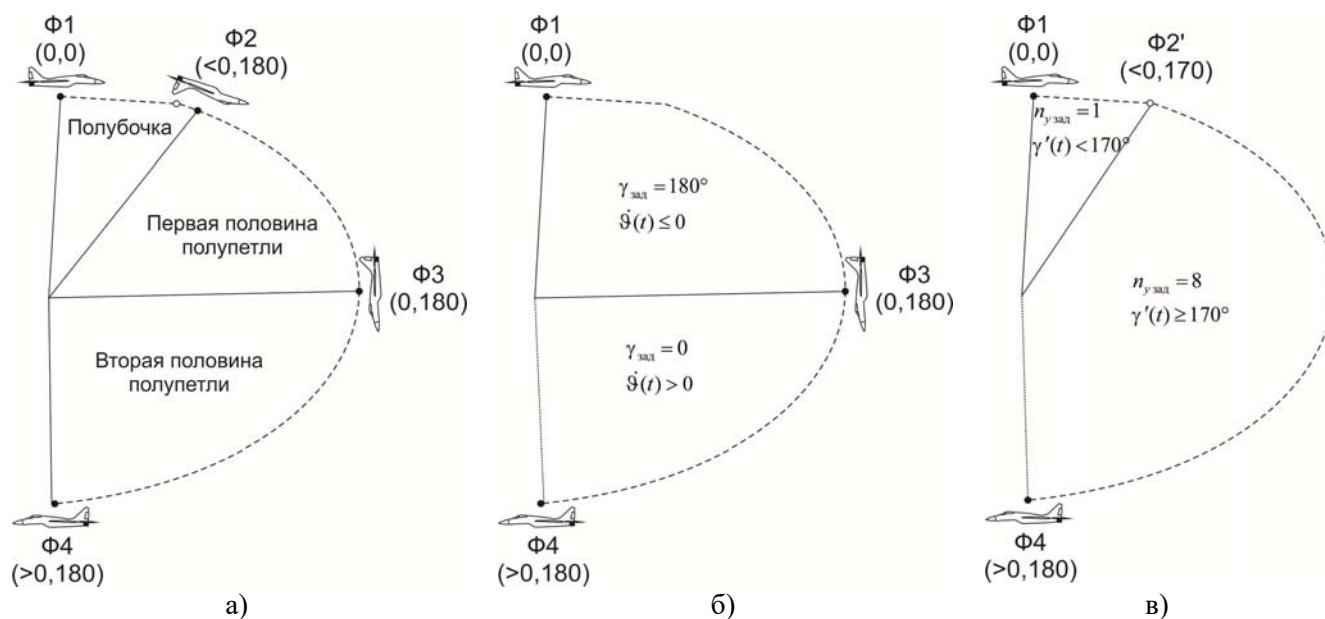


Рис. 3. Этапы выполнения переворота: а – основные, б – при управлении в канале крена, в – при управлении в канале тангажа

Fig. 3. Split-S stages: а – main, б – during roll control, в – during pitch control

Расчет аэродинамических сил и моментов осуществляется в одноименном блоке с помощью банка аэродинамических характеристик истребителя, полученного при продувках модели истребителя в аэродинамических трубах и уточненного при проведении летных испытаний.

В блоке геометрии, массы и центровки содержатся соответствующие сведения исследуемого истребителя, а в блоке силовой установки реализована математическая модель авиационных двигателей истребителя.

Отличительной особенностью аналитико-имитационной модели является наличие блока имитации переворота, который предназначен для проведения имитационного моделирования переворота и многоитерационного моделирования переворотов с различными начальными условиями для определения основных параметров переворота, кинематических характеристик полета самолета и построения области выполнимости переворота [11]. Блок имитации переворота состоит:

- из функций заданных значений;
- модели управляющих действий летчика;
- блока обработки результатов имитационного моделирования;

- блока определения основных параметров переворота;
- базы данных эксплуатационных режимов.

Функции заданных значений определяют заданные значения кинематических параметров движения самолета, по которым реализовано управление в различных фазовых координатах маневра.

В качестве аргументов функций были взяты скорость изменения тангажа $\dot{\gamma}(t)$ и угол

поворота самолета по крену $\gamma'(t) = \int_0^{t_m} \omega_x dt$.

Эти координаты позволяют описать пространственное положение истребителя на этапах выполнения переворота (рис. 3, а): полубочка, первая и вторая половины полупетли. На рис. 3, а обозначены фазовые координаты: $\Phi 1$ – начало маневра, $\Phi 2$ – момент перевернутого полета ($\gamma = 180^\circ$), $\Phi 3$ – момент достижения самолетом минимального угла тангажа, стремящегося к $\gamma_{\text{мин}} \approx 90^\circ$, $\Phi 4$ – конец маневра. В скобках указаны фазовые координаты в формате $(\dot{\gamma}, \gamma')$.

Выполнение переворота моделью управляющих действий летчика в канале крена

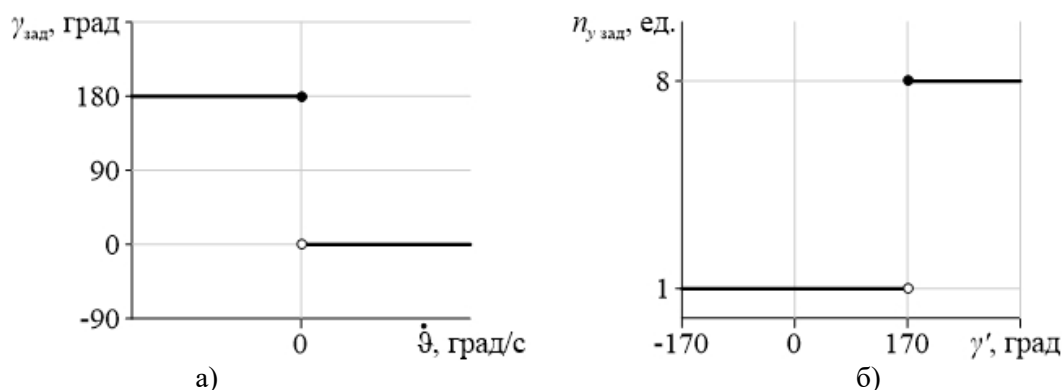


Рис. 4. Графики функций, определяющих заданные значения кинематических параметров движения истребителя: а – в канале крена, б – в канале тангажа

Fig. 4. Function graphs that determine the specified values of the kinematic fighter movement parameters: а – in the roll channel, б – in the pitch channel

осуществляется в два этапа (рис. 3, б): Ф1–Ф3 – выдерживание крена $\gamma_{\text{зад}} = 180^\circ$ и Ф3–Ф4 – выдерживание крена $\gamma_{\text{зад}} = 0$. В этом случае заданный крен зависит от скорости изменения тангажа $\gamma_{\text{зад}} = f(\dot{\gamma})$. Эту функцию можно представить тремя способами: 1) системой (5), 2) квадратным уравнением (6), графически (рис. 4, а).

$$\gamma_{\text{зад}} = \begin{cases} 0, & \dot{\gamma} > 0; \\ 180^\circ, & \dot{\gamma} \leq 0. \end{cases} \quad (5)$$

$$\gamma_{\text{зад}} = 90^\circ(1 - \text{sgn}(\dot{\gamma}))(\text{sgn}(\dot{\gamma}) + 2). \quad (6)$$

Для выполнения переворота моделью управляющих действий летчика в канале дополнительно введена фазовая координата Ф2'(<0, 170). Эта координата обосновывается анализом результатов летных испытаний и полунатурного исследования выполнений переворотов. Управление в канале тангажа осуществляется в два этапа (рис. 3, в): Ф1–Ф2' – выдерживание заданной нормальной перегрузки $n_{y \text{ зад}} = 1$ и Ф2'–Ф4 – выдерживание $n_{y \text{ зад}} = 8$. В этом случае заданная нормальная перегрузка зависит от угла поворота самолета по крену $n_{y \text{ зад}} = f(\gamma')$. Эту функцию можно представить тремя способами: 1) системой (7), 2) линейным уравнением (8), графически (рис. 4, б).

$$n_{y \text{ зад}} = \begin{cases} 1, & \gamma' < 170^\circ; \\ 8, & \gamma' \geq 170^\circ. \end{cases} \quad (7)$$

$$n_{y \text{ зад}} = 8 + 3,5(\text{sgn}(\gamma') - |\text{sgn}(\gamma')|). \quad (8)$$

Функции заданных значений соответствуют логике управления летчика в процессе выполнения переворота и позволяют связать модель динамики истребителя с моделью управляющих действий летчика [12–14].

Модель управляющих действий летчика, основанная на теории нечетких множеств [15–18], позволяет получить достоверные результаты моделирования управляющих действий летчика в каналах тангажа и крена X_B^M, X_Σ^M при выполнении маневра «Переворот».

Блоки обработки результатов полунатурного и имитационного моделирования предназначены для фиксации с шагом $\Delta t_m = 0,1$ с кинематических параметров полета истребителя при моделировании и представлении этих параметров в виде матрицы $A = (a_{i,j})_{m \times 29}$, столбцы которой соответствуют фиксируемому кинематическому параметру, а строки m – фиксации кинематических параметров с шагом 0,1 с. К фиксируемым кинематическим параметрам относятся: 1) модельное время – t , с; 2) величина отклонения КРУ по крену – X_Σ , мм; 3) угол отклонения левого элерона – $\delta_{\text{эл лев}}$, град; 4) угол отклонения правого эле-

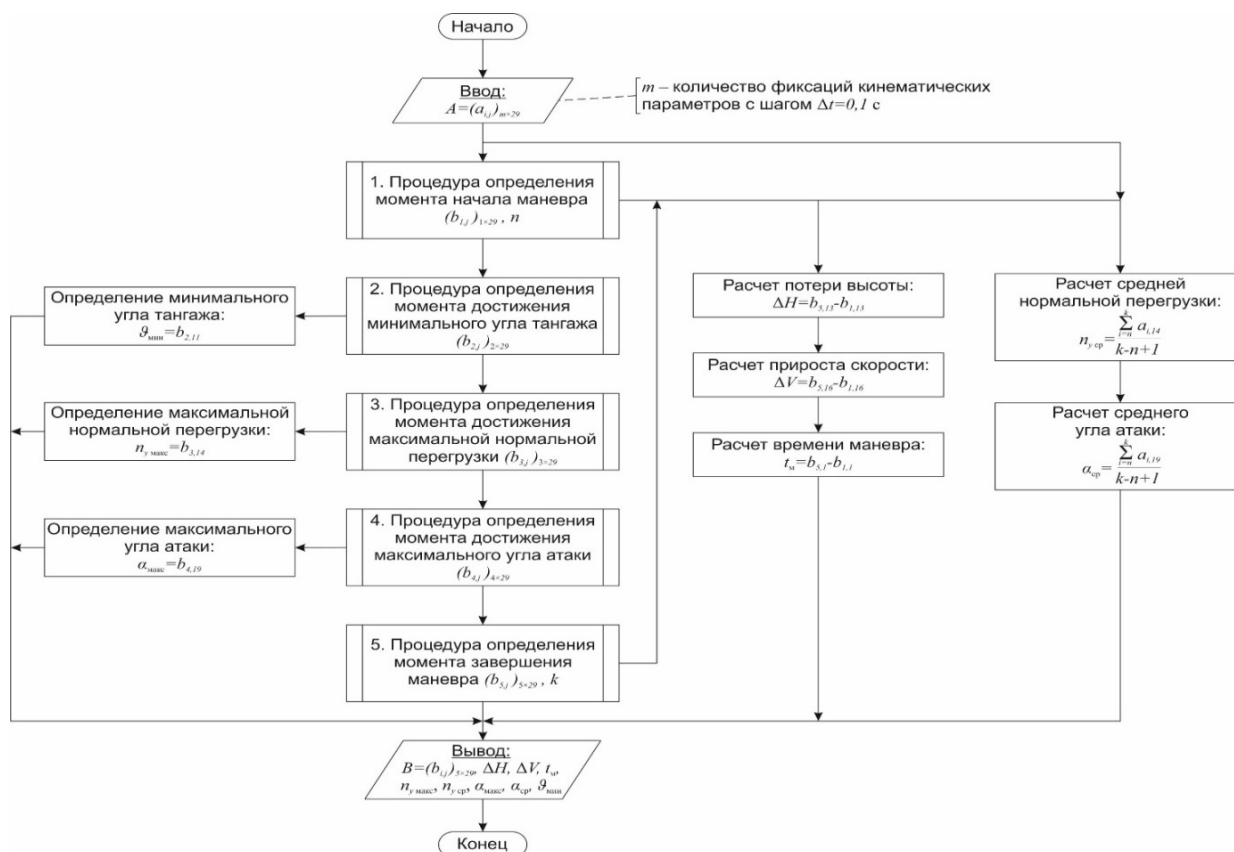


Рис. 5. Блок-схема алгоритмов расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот»

Fig. 5. Block diagram of the algorithms for calculating the values of the kinematic fighter movement parameters for all the split-S maneuver phases

рона – $\delta_{эл пр}$, град; 5) угол крена – γ , град; 6) угловая скорость крена – ω_x , град/с; 7) угол курса – Ψ , град; 8) величина отклонения КРУ по тангажу – X_B , мм; 9) угол отклонения левого цельноповоротного стабилизатора – $\varphi_{ст лев}$, град; 10) угол отклонения правого цельноповоротного стабилизатора – $\varphi_{ст пр}$, град; 11) угол тангажа – ϑ , град; 12) угловая скорость тангажа – ω_z , град/с; 13) высота полета – H , м; 14) нормальная перегрузка – n_y ; 15) вертикальная скорость полета – V_y , м/с; 16) воздушная скорость полета – V , км/ч; 17) продольная координата в траекторной системе – X_k , м; 18) поперечная координата в траекторной системе – Z_k , м; 19) угол атаки – α , град; 20) угол

скольжения – β , град; 21) угол отклонения рычага управления двигателями (РУД) – $\alpha_{руд}$, град; 22) приборная скорость полета – $V_{пр}$, км/ч; 23) число M ; 24) масса истребителя – $m_{ла}$, кг; 25) допустимая нормальная перегрузка – $n_{удоп}$; 26) допустимый угол атаки – $\alpha_{доп}$, град; 27) угол рысканья – ψ , град; 28) угловая скорость рысканья – ω_y , град/с; 29) масса топлива – m_f , кг.

В блоке определения основных параметров переворота содержатся алгоритмы расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот». К основным параметрам переворота относятся:

- 1) потеря высоты на перевороте – ΔH , м;
- 2) прирост скорости – ΔV , км/ч;

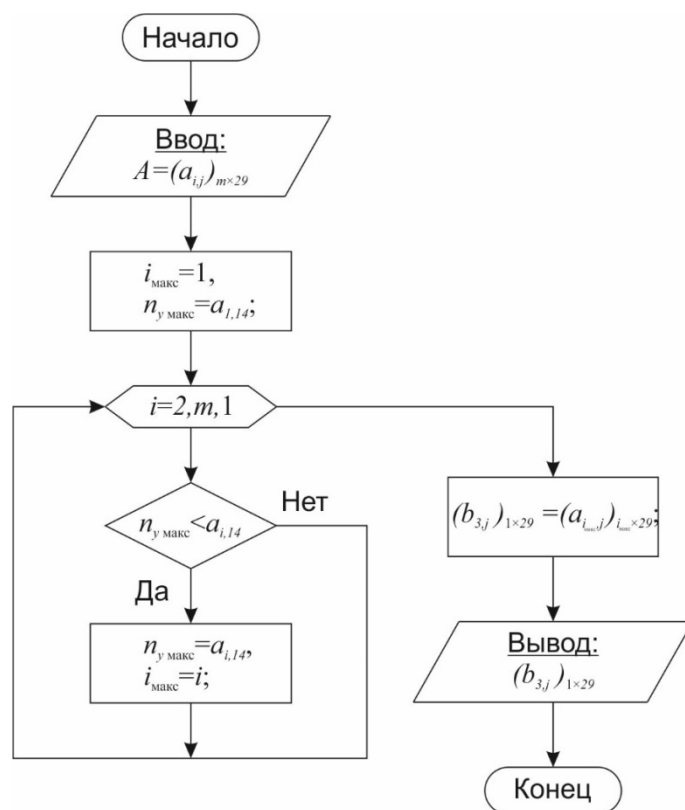


Рис. 6. Блок-схема процедуры 3
Fig. 6. Block diagram of procedure 3

- 3) время выполнения маневра – t_m , с;
- 4) максимальная нормальная перегрузка на маневре – $n_{y \max}$;
- 5) средняя нормальная перегрузка на маневре – $n_{y \text{ ср}}$;
- 6) максимальный угол атаки на маневре – $\alpha_{\max}$, град;
- 7) средний угол атаки на маневре – $\alpha_{\text{ср}}$, град;
- 8) минимальный угол тангажа – $\vartheta_{\min}$, град.

Алгоритмы расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот» можно представить в виде блок-схемы (рис. 5).

Основу алгоритмов составляют пять процедур определения основных моментов выполнения переворота: 1) момент начала маневра; 2) момент достижения минимального угла тангажа; 3) момент достижения максимальной нормальной перегрузки; 4) момент достижения

максимального угла атаки; 5) момент завершения маневра. Работу процедур можно представить в виде блок-схем (например, блок-схема процедуры 3 на рис. 6).

Разработанная аналитико-имитационная модель истребителя построена в модельной ориентированной среде Simulink, входящей в состав матричной лаборатории MatLab, с помощью набора библиотек блоков [19]. Верификация программного кода модели достигается с помощью встроенных алгоритмов MATLAB, выполняющих проверку скомпилированного кода на ошибки.

Подтверждение достоверности комбинированной аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя

Подтверждение достоверности комбинированной аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя реальному

Таблица 1
Table 1

Сопоставление результатов моделирования и летных испытаний в момент достижения минимального угла тангажа при выполнении маневра «Переворот»

Comparison of the simulation and flight test results at the moment of reaching the minimum pitch angle during the split-S maneuver

Динамические характеристики	Допустимое расхождение	Фактическое расхождение
$V_{пр}$, км/ч	70	65
H , м	150	101
n_y , ед	1,5	0,3
α , град	3	1,3
ϑ , град	5	4,5

объекту осуществлялось с помощью методик динамического и статистического подоби [20].

Методика динамического подоби основана на сравнении динамических кинематических параметров, полученных в летных испытаниях и имитационном моделировании, при максимально точном воспроизведении условий реального эксперимента. Динамическое подобие считается установленным, если расхождения в характерных точках переходных процессов, полученных при моделировании и в летном эксперименте, не превышают допустимых величин. Допустимые расхождения по основным параметрам и сопоставление результатов моделирования и летных испытаний выполнения переворота на истребителе приведены в табл. 1.

Для валидации комбинированной аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя по критериям статистического подоби моделирование проводилось с такими же начальными условиями, как и в летных испытаниях.

Принято считать, что математическая модель соответствует реальному объекту, то есть является достоверной, в том случае, если

Таблица 2
Table 2

Результаты расчета и сравнения критериев Стьюдента и Фишера
Calculation and comparison results of Student's and Fisher's criteria

Статистические характеристики	t по критерию Стьюдента	f по критерию Фишера
ΔH , м	0,48	0,55
ΔV , км/ч	1,70	0,74
$t_{пер}$, с	0,12	0,63
$n_{у\text{ ср}}$, ед	0,83	0,46
$\alpha_{ср}$, град	0,30	0,50
$\vartheta_{мин}$, град	0,94	0,10
Результаты сравнения	$t < 1,96$	$f < 1,52$

в адекватных условиях эксплуатации средние маневренные характеристики основных параметров переворота по результатам летных испытаний и статистического моделирования сопоставимы по критериям статистического подоби. При этом считалось, что заданная доверительная вероятность равна $P_{дов} = 0,95$ (критерий Стьюдента – $T = 1,96$, критерий Фишера – $F = 1,52$).

В соответствии с табл. 2 результаты, полученные при имитационном моделировании модели динамики полета, соответствуют результатам летных испытаний в статистическом смысле и могут быть использованы для исследования кинематических параметров полета при перевороте.

Результаты полунатурного и имитационного моделирований

Благодаря разработанным в рамках аналитико-имитационной модели алгоритмам расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот» возможно пред-

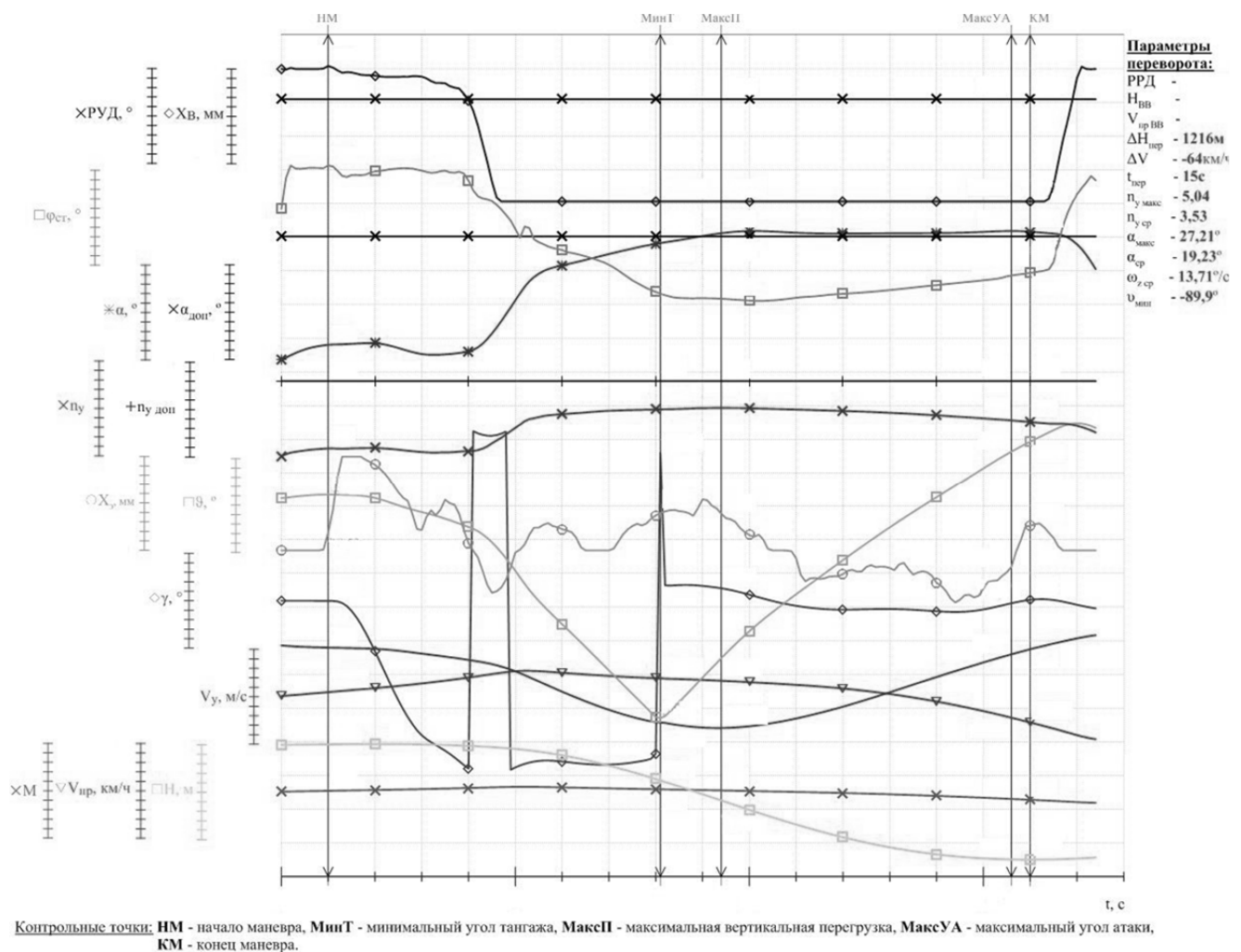


Рис. 7. Графоаналитический отчет результатов полунатурного и имитационного моделирования
Fig. 7. Graph-analytical report on the results of semi-natural and simulation modeling

ставление результатов имитационного и полунатурного моделирования в виде графоаналитического отчета (рис. 7).

На рис. 7 слева изображены шкалы кинематических параметров полета и управляющих факторов, а именно: РУД – положение рычага управления двигателями, X_B – положение РУС по тангажу, $\varphi_{\text{ст}}$ – угол отклонения цельноповоротного стабилизатора, α – угол атаки, $\alpha_{\text{доп}}$ – допустимый угол атаки, n_y – нормальная перегрузка, $n_{y \text{ доп}}$ – допустимая нормальная перегрузка, X_9 – положение РУС по крену, θ – угол тангажа, γ – угол крена, V_y – вертикальная скорость, M – число Маха,

$V_{\text{пр}}$ – приборная скорость полета, H – высота полета. Нижняя шкала – время моделирования t . Вертикальные линии со стрелочками характеризуют моменты времени для контрольных точек переворота, таких как начало маневра (НМ), момент времени отвесного положения самолета или минимального угла тангажа (МинТ), моменты времени с максимальными нормальной (вертикальной) перегрузкой (МаксП) и углом атаки (МаксУА), конец маневра (КМ). Возле точек пересечения вертикальных линий контрольных точек маневра и кинематических характеристик полета в прямоугольниках указаны текущие значения кинематических характеристик. В правом верхнем углу указаны начальные условия ввода

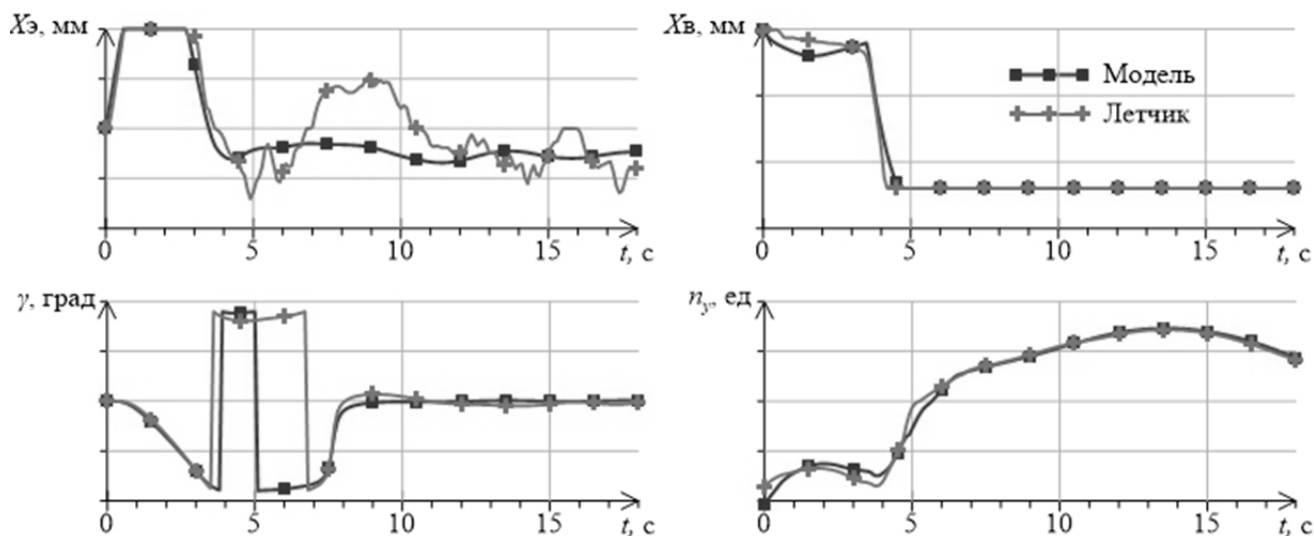


Рис. 8. Результаты полунатурного и имитационного моделирования
Fig. 8. Results of semi-natural and simulation modeling

и основные параметры переворота, такие как РРД – режим работы двигателей, $H_{\text{вв}}$ – высота ввода в маневр, $V_{\text{пр вв}}$ – приборная скорость ввода в маневр, $\Delta H_{\text{пер}}$ – потеря высоты за переворот, ΔV – прирост скорости за маневр, $t_{\text{пер}}$ – время выполнения маневра, максимальные и средние значения нормальной перегрузки $n_{y \text{ макс}}$, $n_{y \text{ ср}}$ и угла атаки $\alpha_{y \text{ макс}}$, $\alpha_{y \text{ ср}}$, $\omega_{z \text{ ср}}$ – среднее значение угловой скорости тангажа на маневре, $\vartheta_{\text{мин}}$ – минимальный угол тангажа на маневре.

Результатом применения аналитико-имитационной модели динамики полета истребителя является получение достоверных результатов моделирования управляющих действий летчика при выполнении маневра «Переворот». Результаты полунатурного с участием летчика («Летчик») и имитационного с использованием нечеткой модели летчика («Модель») моделирования представлены на рис. 8.

На рис. 4 представлены функции от времени моделирования t : функции отклонения КРУ по крену $X_{\text{э}} = f(t)$ и тангажу $X_{\text{в}} = f(t)$, изменений крена $\gamma = f(t)$ и нормальной перегрузки $n_y = f(t)$. У функций $\gamma = f(t)$, $X_{\text{в}} = f(t)$, $n_y = f(t)$ наблюдается высокая

сходимость, что свидетельствует об адекватности и достоверности полученной модели. А функции $X_{\text{э}} = f(t)$ отражают схожий характер отклонения КРУ у модели и летчика.

На рис. 9 представлены результаты полунатурного и имитационного моделирования для исследования эксплуатационного диапазона приборных скоростей в части определения потери высоты на перевороте. Расхождение результатов полунатурного и имитационного (с помощью нечеткой модели летчика) моделирования не превышает 5 %.

Заключение

Комбинированная аналитико-имитационная модель позволяет смоделировать перевороты при различных начальных условиях с учетом управляющих действий летчика и особенностей функционирования ОПР с помощью:

- полунатурного моделирования с участием летчика на пилотажном стенде для качественного и детального исследования режимов, интересных с точки зрения безопасности и боевой эффективности, получения итоговой выборки, позволяющей настроить модель управляющих действий летчика;

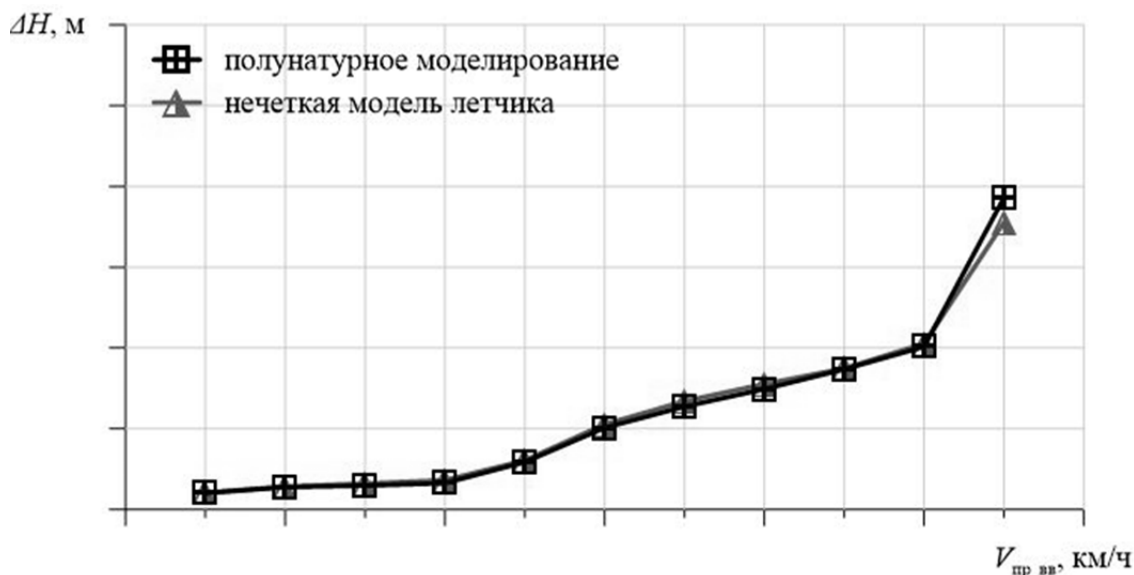


Рис. 9. Результаты полунатурного и имитационного моделирования для исследования эксплуатационного диапазона приборных скоростей в части определения потери высоты на перевороте

Fig. 9. Results of semi-natural and simulation modeling for the study of the indicated airspeeds flight envelope in terms of determining the height loss during the split-S maneuver

– многоитерационного имитационного моделирования с использованием модели управляющих действий летчика для получения базы данных высоты вывода из переворота по всем возможным эксплуатационным режимам и формирования области выполнимости маневра «Переворот».

Таким образом, разработанная комбинированная аналитико-имитационная модель динамики полета истребителя с ограничителем предельных режимов позволяет получать достоверные значения кинематических параметров движения истребителя при имитационном моделировании маневра «Переворот» благодаря наличию алгоритмов формирования и настройки модели управляющих действий летчика, а также расчета значений кинематических параметров движения истребителя для всех фаз выполнения маневра «Переворот».

Список литературы

1. Мышкин Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. 304 с.

2. Robinson T. Train virtual, fight easy [Электронный ресурс] // Royal aeronautical society. 2017. No. 6 (44). Pp. 16–19. URL: <https://www.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy> (дата обращения: 16.02.2023).

3. Ивашков С.С. Имитационная модель динамики полета истребителя-бомбардировщика для оценки эффективности ограничителя предельных режимов // Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. 2021. № 678. С. 240–249.

4. Костин П.С., Верещагин Ю.О., Волошин В.А. Программно-моделирующий комплекс для полунатурного моделирования динамики маневренного самолета [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2015. № 81. 30 с. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735> (дата обращения: 16.02.2023).

5. Верещагин Ю.О., Снегирева И.В. Аппаратно-имитационная модель динамики полета палубного самолета на режимах ближнего воздушного боя и палубной посадки // Вестник воздушно-космической обороны. 2017. № 2 (14). С. 26–31.

6. Бейлин В.П., Нараленков М.К. Пространственная модель полета самолета при ручном автоматизированном управле-

нии // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. 2015. № 3. С. 85–89.

7. **Ивашков С.С., Верещиков Д.В.** Пилотажный стенд маневренного самолета с электромеханическим ограничителем предельных режимов. Патент № RU 2753025 C1, МПК G09B 9/08; опубл. 11.08.2021. 8 с.

8. **Heinemann S., Müller H.A., Suleman A.** Toward smarter autoflight control system infrastructure [Электронный ресурс] // Journal of Aerospace Information Systems. 2018. Vol. 15, no. 6. Pp. 353–365. DOI: 10.2514/1.I010565 (дата обращения: 16.02.2023).

9. **Верещиков Д.В., Николаев С.В., Разуваев Д.В.** Системы управления летательных аппаратов: учебник. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. 322 с.

10. **Majka A.** Remotely piloted aircraft system with optimum avoidance maneuvers [Электронный ресурс] // Proceeding of the institution of Mechanical Engineering, 2018. Vol. 232, iss. 7. Pp. 1247–1257. DOI: 10.1177/0954410017697997 (дата обращения: 16.02.2023).

11. **Журавский К.А., Костин П.С.** Определение основных характеристик пространственного маневра «Переворот самолета» с ограничителем предельных режимов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 6. С. 77–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-6-77-90

12. **Efremov A.V.** Pilot behavior modeling and its application to manual control tasks / A.V. Efremov, M.S. Tjaglik, U.V. Tiumentzev, T. Wenqian [Электронный ресурс] // IFAC-PapersOnLine. 2016. Vol. 49, no. 32. Pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (дата обращения: 16.02.2023).

13. **Ефремов А.В.** Система самолет – летчик. Закономерности и математическое моделирование поведения летчика: монография. М.: Изд-во МАИ, 2017. 196 с.

14. **Jirgl M., Jalovecky R., Bradac Z.** Models of pilot behavior and their use 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. **Штовба С.Д.** Проектирование нечетких систем средствами MATLAB. М.: Горячая линия – Телеком, 2007. 288 с.

16. **Grigorie L.** Fuzzy controllers, theory and applications. IntechOpen, 2011. 384 p. DOI: 10.5772/572

17. **Nicholas D.** Genetic fuzzy trees for intelligent control of unmanned combat aerial vehicles: Doctoral Thesis. College of Engineering and Applied Science University of Cincinnati, 2015. 152 p.

18. **Верещиков Д.В.** Применение нечеткой логики для создания имитационной модели управляющих действий летчика / Д.В. Верещиков, В.А. Волошин, Д.В. Васильев, С.С. Ивашков [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2018. № 99. 25 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=91926> (дата обращения: 12.01.2022).

19. **Верещиков Д.В., Разуваев Д.В., Костин П.С.** Прикладная информатика: Применение Matlab@Simulink для решения практических задач: учеб. пособие. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2016. 104 с.

20. **Касьянов И.Ю.** Автоматическое управление посадкой самолета Ил-96-300 по категории IIIА / И.Ю. Касьянов, А.Г. Кузнецов, В.Н. Мазур, Е.А. Мельникова // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2010. Вып. 1. С. 56–67.

References

1. **Myshkin, L.V.** (2006). Forecasting of the development of aviation technics: the theory and practice. Moscow: FIZMATLIT, 304 p. (in Russian)

2. **Robinson, T.** (2017). Train virtual, fight easy. *Royal aeronautical society*, no. 6 (44), pp. 16–19. Available at: <https://www.aero-society.com/news/train-virtual-fight-easy> (accessed: 16.02.2023).

3. **Ivashkov, S.S.** (2021). Imitation model of the fighter-bomber aircraft dynamics for assessing the effectiveness of the limit regime restrictor. *Trudy Voenno-kosmicheskoy akademii imeni A.F. Mozhayskogo*, no. 678, pp. 240–249. (in Russian)

4. **Kostin, P.S., Vereshchagin, Y.O., Voloshin, V.A.** (2015). Programmno-modelling complex for seminatural modeling of dynamics of the maneuverable plane. *Trudy MAI*, no. 81, 30 p. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=57735> (accessed: 16.02.2023). (in Russian)
5. **Vereshchagin, J.O., Snegirova, I.V.** (2017). Hardware-simulation model of carrier aircraft flight dynamics at close-in dogfight and deck-landing modes. *Journal "Aerospace Defense Herald"*, no. 2 (14), pp. 26–31. (in Russian)
6. **Beylin, V.P., Naralnikov, M.K.** (2015). A spatial model aircraft flight with manual automated control. *Nauchnyye chteniya po aviatsii, posvyashchennyye pamyati N.Ye. Zhukovskogo*, no. 3, pp. 85–89. (in Russian)
7. **Ivashkov, S.S., Vereshchikov, D.V.** (2021). Flight stand of a maneuverable aircraft with an electromechanical limiter for limiting modes. Patent RU no. 2753025 C1, IPC G09B 9/08: publ. August 11, 8 p. (in Russian)
8. **Heinemann, S., Müller, H.A., Suleman, A.** (2018). Toward smarter autoflight control system infrastructure. *Journal of Aerospace Information Systems*, vol. 15, no. 6, pp. 353–365. DOI: 10.2514/1.I010565 (accessed: 16.02.2023).
9. **Vereshchikov, D.V., Nikolayev, S.V., Razuvayev, D.V.** (2018). Aircraft control systems: Textbook. Voronezh: VUNTS VVS "VVA", 322 p. (in Russian)
10. **Majka, A.** (2018). Remotely piloted aircraft system with optimum avoidance maneuvers. *Proceeding of the institution of Mechanical Engineering*, vol. 232, issue 7, pp. 1247–1257. DOI: 10.1177/0954410017697997 (accessed: 16.02.2023).
11. **Zhuravskiy, K.A., Kostin, P.S.** (2022). Determination of main performance data of an aircraft threedimensional maneuver SPLIT-S with a permissible flight envelope limiter. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 6, pp. 77–90. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-6-77-90 (in Russian)
12. **Efremov, A.V., Tjaglik, M.S., Tiumentzev, U.V., Wenqian, T.** (2016). Pilot behavior modeling and its application to manual control tasks. *IFAC-PapersOnLine*, vol. 49, no. 32, pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (accessed: 16.02.2023).
13. **Efremov, A.V.** (2017). Aircraft – pilot system. Patterns and mathematical modeling of pilot behavior: Monograph. Moscow: Izdatelstvo MAI, 196 p. (in Russian)
14. **Jirgl, M., Jalovecky, R., Bradac, Z.** (2016). Models of pilot behavior and their use evaluate the state of pilot training. *Journal of Electrical Engineering*, vol. 67, no. 4, pp. 267–272. DOI: 10.1515/jee-2016-0039
15. **Shtovba, S.D.** (2007). Designing fuzzy systems using MATLAB. Moscow: Goryachaya liniya – Telekom, 288 p. (in Russian)
16. **Grigorie, L.** (2011). Fuzzy controllers, theory and applications. IntechOpen, 384 p. DOI: 10.5772/572
17. **Nicholas, D.** (2015). Genetic fuzzy trees for intelligent control of unmanned combat aerial vehicles: Doctoral Thesis. College of Engineering and Applied Science University of Cincinnati, 152 p.
18. **Vereshchikov, D.V., Voloshin, V.A., Vasil'ev, D.V., Ivashkov, S.S.** (2018). Applying fuzzy logic for developing simulation model of pilot's control actions. *Trudy MAI*, no. 99, 25 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=91926> (accessed: 16.02.2023). (in Russian)
19. **Vereshchikov, D.V., Razuvaev, D.V., Kostin, P.S.** (2016). Application computer science: Application Matlab@Simulink for the decision of practical problems: Tutorial. Voronezh: VUNTS VVS "VVA", 104 p. (in Russian)
20. **Kasianov, I.Yu., Kuznetsov, A.G., Mazur, V.N., Melnikova, E.A.** (2010). Il-96-300 aircraft cat. IIIA automatic landing control. *Trudy MIEA. Navigatsiya i upravleniye letatel'nyimi apparatami*, issue 1, pp. 56–67. (in Russian)

Сведения об авторах

Костин Павел Сергеевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА», texnnik@mail.ru

Журавский Константин Александрович, адъюнкт ВУНЦ ВВС «ВВА», 05061993ghka@mail.ru.

Information about the authors

Pavel S. Kostin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Air Force Education and Research Center “The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy”, texnnik@mail.ru.

Konstantin A. Zhuravskiy, Adjunct, Air Force Education and Research Center “The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy”, 05061993ghka@mail.ru.

Поступила в редакцию	09.03.2023	Received	09.03.2023
Одобрена после рецензирования	14.03.2023	Approved after reviewing	14.03.2023
Принята в печать	20.07.2023	Accepted for publication	20.07.2023