МАШИНОСТРОЕНИЕ
2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
2.5.13 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 004.942
DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-6-77-90

Определение основных характеристик пространственного маневра «переворот самолета» с ограничителем предельных режимов

К.А. Журавский[1], П.С. Костин[1]
[1]Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

Аннотация: В связи постоянным расширением эксплуатационного диапазона современных маневренных боевых самолетов, с ростом требований, предъявляемых к государственным испытаниям, все более необходимым является исследование всего эксплуатационного диапазона в целом и определение основных характеристик отдельно взятых маневров в частности. В настоящее время в основе государственных испытаний лежит летный натурный эксперимент, который невыгоден с точки зрения стоимости, длительности проведения и охвата всего эксплуатационного диапазона самолета. Одними из перспективных направлений совершенствования государственных испытаний являются полунатурное моделирование и комплексное имитационное моделирование. В статье представлены различные способы определения основных характеристик пространственного маневра «переворот», к которым относятся расчетный способ, полунатурное моделирование и имитационное моделирование. Под расчетным способом понимаются расчетные формулы, выраженные из системы уравнений движения центра масс летательного аппарата. Полунатурное моделирование проводилось на пилотажно-моделирующем стенде летчиками-операторами. Имитационное моделирование проводилось с использованием комплексной имитационной модели самолета, в состав которой входит модель управляющих действий летчика, основанная на нечеткой логике. В статье приведено описание, преимущества и недостатки, сравнение между собой результатов каждого из способов. Расчетный способ, несмотря на свою быстроту, является самым неточным способом из-за сложности и невозможности определения осредненных параметров полета. Также данный способ не учитывает такие факторы, как полетная конфигурация самолета, атмосферные возмущения, закон управления летчика, логику работы ограничителя предельных режимов. Результаты полунатурного моделирования показали, что данный способ является более точным, чем расчетный, но сложным и долгим в плане организации и выполнения экспериментов. Анализ исследования показал, что наиболее приемлемым способом определения основных характеристик переворота является имитационное моделирование на комплексной имитационной модели самолета, потому что данный способ в значительной степени позволяет экономить финансовые и временные ресурсы, затрачиваемые на государственные летные испытания.

Ключевые слова: полунатурное моделирование, комплексная имитационная модель самолета, модель управляющих действий летчика, нечеткая логика, маневренные характеристики самолета, ограничитель предельных режимов, комплексная система управления.

Для цитирования: 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

Determination of main performance data of an aircraft three-dimensional maneuver split-S with a permissible flight envelope limiter

K.A. Zhuravsky[1], P.S. Kostin[1]
[1] *Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", Voronezh, Russia*

Abstract: Due to a steady extension of the flight envelope of modern agile combat aircraft, with the growing requirements for state tests, it is increasingly necessary to study the entire flight envelope and specifically, to determine the main performance data of individual maneuvers. Currently, state tests are based on a flight full-scale experiment, which is cost-ineffective in terms of cost, duration, and limit lines of the flight envelope. The accelerating trends to update state tests are semirealistic simulation and complex simulation modeling. The article presents the various techniques to determine main performance data of a three-dimensional maneuver split-S, which include the calculation method, semirealistic simulation, and simulation modeling. The calculation method is understood as calculation formulas expressed from the system of equations for motion of the aircraft mass center. Semirealistic simulation was carried out using a flight-simulation stand by operator pilots. Simulation modeling was conducted using a complex simulation model of an aircraft, consisting of a pilot's control actions model based on fuzzy logic. The article provides the description, advantages and disadvantages, comparison of the results of each of the techniques. The calculation method, despite its efficiency, is the most inaccurate due to the complexity and inability to define the average flight parameters. Additionally, this method does not take into consideration such factors as the aircraft flight configuration, atmospheric disturbances, the pilot's command profile, the logic of the permissible flight envelope limiter operation. The results of semirealistic simulation showed that this method is more accurate than the calculation one, but complex and time consuming in terms of the organization and execution of experiments. The analysis of the study illustrated that the most appropriate way to determine main performance data of split-S is simulation modeling on a complex simulation model of the aircraft, because the given method considerably saves financial and time resources used on state flight tests.

Key words: semirealistic simulation, complex simulation model of the aircraft, pilot's command profile, fuzzy logic, maneuvering performance data of the aircraft, permissible flight envelope limiter, complex control system.

For citation: Zhuravsky, 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

Введение

Для всех современных маневренных боевых самолетов, поступающих на вооружение Воздушно-космических сил Российской Федерации (ВКС РФ), в рамках государственных испытаний необходимо определить маневренные характеристики для всего эксплуатационного диапазона [1, 2]. Маневренные характеристики используются для построения областей выполнимости пространственных маневров, представленных в документации по летной эксплуатации. На основе анализа маневренных характеристик инженеры-конструкторы проводят настройку алгоритмов современных комплексных систем управления (КСУ) [3], составной частью которых является ограничитель предельных режимов (ОПР). Результатом такой настройки является достижение самолетом приемлемых пилотажных характеристик. Как правило, маневренные характеристики определяются в летных (натурных) испытаниях, в которых по объективным причинам охватить весь перечень данных характеристик невозможно. К таким причинам относятся:

- опасность выполнения некоторых режимов, находящихся на границе эксплуатационного диапазона, выход за границу которого может привести к попаданию самолета в критические режимы полета, что становится причиной авиационного происшествия;
- дороговизна и длительность проведения летных испытаний;
- невозможность реализации определенных внешних возмущений из-за случайного характера их появления.

Одним из способов решения проблемы определения маневренных характеристик яв-

ляется математическое моделирование на различных этапах испытаний [4]. Имея адекватные математические модели динамики движения самолета, комплексной системы управления, атмосферы и атмосферных возмущений, можно определить характеристики во всем эксплуатационном диапазоне для всего перечня выполняемых пространственных маневров.

Одним из наиболее опасных пространственных маневров является переворот. Переворот – фигура пилотажа, при выполнении которой самолет поворачивается относительно продольной оси на 180° с последующим движением по нисходящей траектории в вертикальной плоскости и выводом в горизонтальный полет в направлении, обратном вводу. Переворот применяется при атаке наземной (морской) цели, для атаки воздушного противника, летящего ниже на встречном курсе, в качестве оборонительного маневра при уклонении от атак истребителя, при противоракетном и противозенитном маневрировании [5].

При выполнении переворота на динамику пространственного движения самолета оказывает влияние большое количество факторов (внутренние: аэродинамические, массовые, инерционные характеристики; особенности работы системы управления; характер ручного управления и др.; внешние: турбулентность атмосферы; рельеф местности), влияние которых в рамках летных экспериментов не представляется возможным оценить. Следовательно, существует необходимость в исследовании этого режима полета путем математического моделирования.

К основным маневренным характеристикам переворота относятся:

- потеря высоты ΔH за маневр;
- прирост скорости ΔV за маневр;
- средняя угловая скорость $\omega_{z\,ср}$ на маневре;
- время выполнения маневра $t_{пер}$;
- средняя нормальная перегрузка $n_{y\,ср}$ на маневре;
- средний угол атаки $\alpha_{ср}$ на маневре;
- средняя скорость $V_{ср}$ на маневре.

Описание расчетных способов определения основных характеристик переворота

Одним из способов определения маневренных характеристик на перевороте являются классические формулы из динамики полета и практической аэродинамики. Такие формулы выводятся из системы уравнений движения центра масс летательного аппарата (ЛА) [6].

Предварительная оценка потери высоты ΔH за время выполнения маневра является важным фактором безопасного завершения переворота и определяется формулой

$$\Delta H = \frac{2V_{ср}^2}{g n_{y\,ср}}, \qquad (1)$$

где g – ускорение свободного падения.

Более точно потерю высоты за переворот можно оценить по формуле (2), которая предполагает что первая половина маневра, соответствующая изменению угла наклона траектории от $\theta = 0$ до $\theta = -90°$, выполняется при постоянном коэффициенте подъемной силы $C_y = const$. Рост скорости сопровождается увеличением нормальной перегрузки с последующим ее ограничением на заданном уровне ($n_y = const$) во второй половине маневра.

$$\Delta H = \frac{1}{g}\left(\frac{2p}{\rho_{H\,ср} C_{y\,ср}} + \frac{V_{ср}^2}{n_{y\,ср}}\right), \qquad (2)$$

где $p = \frac{G}{S}$ – удельная нагрузка на крыло, G – вес самолета, S – площадь крыла, $\rho_{H\,ср}$ – средняя плотность воздуха, $C_{y\,ср}$ – среднее значение коэффициента подъемной силы в первой половине маневра.

Средняя скорость тангажа $\omega_{z\,ср}$ является важной характеристикой, поскольку ее величина определяет время выполнения перево-

рота. Величина средней угловой скорости определяется по формулам

$$\omega_{z\,\text{ср}} = \frac{1}{p} g C_{y\,\text{ср}} \rho_{H\,\text{ср}} V_{\text{ср}}; \quad (3)$$

$$\omega_{z\,\text{ср}} = \frac{g n_{y\,\text{ср}}}{V_{\text{ср}}}. \quad (4)$$

Время выполнения переворота $t_{\text{пер}}$ определяется по величине средней угловой скорости по формуле

$$t_{\text{пер}} = \frac{\pi}{\omega_{z\,\text{ср}}}. \quad (5)$$

Прирост скорости за переворот ΔV зависит от времени выполнения переворота и значения среднего тангенциального ускорения $j_{x\,\text{ср}}$ и определяется по формуле

$$\Delta V = j_{x\,\text{ср}} t_{\text{пер}}. \quad (6)$$

Формулы (1)–(6) дают возможность быстро определить необходимые параметры, но существенным недостатком представленного выше способа определения маневренных характеристик переворота является большая ошибка из-за большой погрешности при расчете средних значений параметров $V_{\text{ср}}$, $n_{y\,\text{ср}}$, $\rho_{H\,\text{ср}}$, $c_{y\,\text{ср}}$, $j_{x\,\text{ср}}$.

Описание полунатурного исследования для определения маневренных характеристик переворота

Одним из способов минимизировать ошибку в определении маневренных характеристик переворота является полунатурное моделирование [7]. Для полунатурного моделирования необходимо:

1) иметь пилотажно-моделирующий комплекс (рис. 1) [8], в состав которого входят: элементы кабины исследуемого самолета с арматурой, система визуализации закабинной обстановки, информационное поле кабины (многофункциональный цифровой индикатор и индикатор на лобовом стекле), ручка управления самолетом (РУС) с электромеханической системой загрузки, системы измерения усилий на РУС;

2) иметь адекватную (схожую с реальным прототипом) математическую модель самолета, состоящую из математической модели динамики пространственного движения самолета, математической модели КСУ, в состав которой входят алгоритмы ОПР;

3) разработать методику полунатурного исследования, в которой определены: цель исследования, частные задачи исследования, структура полунатурных экспериментов, исходные данные и начальные условия каждого моделирования;

4) иметь в наличии строевых летчиков с необходимым уровнем летной квалификации в зависимости от цели исследования.

Для определения основных маневренных характеристик типового истребителя, выполняющего различные типы маневров с нормальными перегрузками в диапазоне от –3 до 9 единиц и углами атаки от −7 до 26°, было проведено полунатурное исследование. Модель исследуемого самолета по аэродинамическим, массовым и геометрическим характеристикам схожа с серийным истребителем, стоящим на вооружении ВКС РФ. Полунатурное моделирование структурно можно представить в виде схемы (рис. 2), основным элементом которой является модель динамики пространственного движения самолета [9, 10]. Она состоит из блоков: реального времени, банка аэродинамических характеристик самолета, расчета аэродинамических сил и моментов, модели силовой установки, системы дифференциальных уравнений, комплексной системы управления (КСУ) с алгоритмами ОПР. Кроме того, на рисунке изображен ввод в модель динамики пространственного движения самолета начальных условий моделирования и вывод результатов моделирования, на основе которых делается экспресс-анализ данных. Экспресс-анализ позволяет оперативно определить качество проведенного полунатурного

Рис. 1. Пилотажно-моделирующий стенд современного маневренного самолета
Fig. 1. The flight simulator of the modern agile combat aircraft

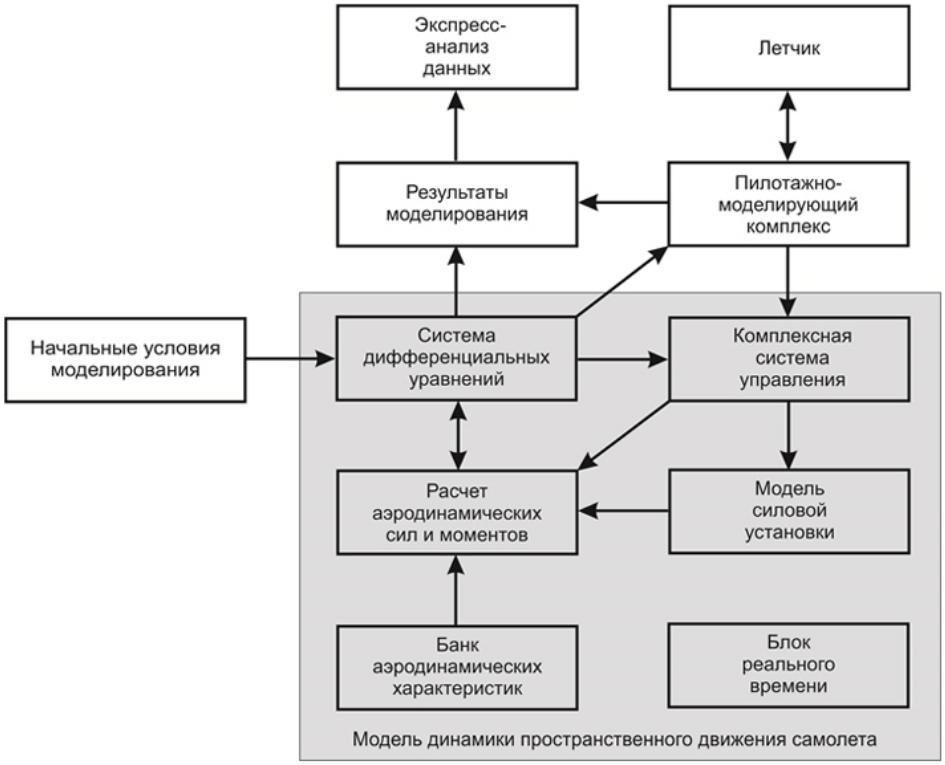

Рис. 2. Структурная схема полунатурного моделирования
Fig. 2. The block diagram of semirealistic simulation

эксперимента, основываясь на графиках основных параметров полета. Также на рисунке изображен пилотажно-моделирующий комплекс и летчик, взаимодействующий с этим комплексом. Модель динамики пространственного движения самолета реализована в пакете Simulink программно-моделирующего комплекса Matlab [11].

Полунатурный эксперимент проводился с участием трех летчиков, имеющих опыт пи-

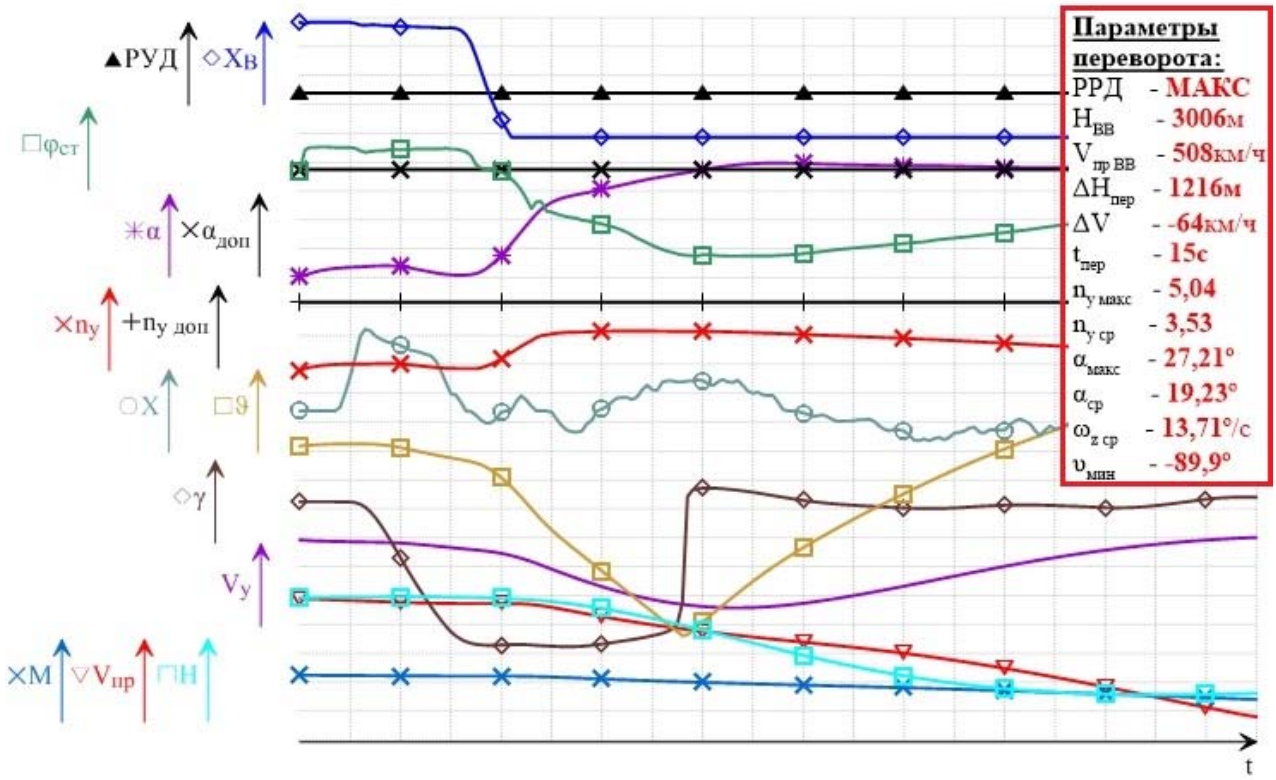

Рис. 3. Параметры полета и основные характеристики переворота при полунатурном моделировании
Fig. 3. Flight parameters and main performance data of split-S under semirealistic simulation

лотирования на исследуемом самолете. Полунатурное исследование заключалось в многократном выполнении переворота (по 10 реализаций каждым летчиком) при трех начальных условиях ($V_{вв}$ – скорость ввода в маневр, $H_{вв}$ – высота ввода в маневр):

1) $V_{вв} = 300$ км/ч, $H_{вв} = 4000$ м;
2) $V_{вв} = 500$ км/ч, $H_{вв} = 3000$ м;
3) $V_{вв} = 1000$ км/ч, $H_{вв} = 6500$ м.

Все полунатурные эксперименты проводились с режимом работы двигателей (РРД) – максимальным («МАКС»), с конфигурацией (вариантом подвесок) – 4 ракеты класса «воздух – воздух», с заправкой равной 0,5 от полной заправки. Для получения статистически достоверных результатов было выполнено 30 экспериментальных переворотов для каждого из условий.

Результаты каждой отдельно взятой реализации представлялись в виде основных параметров полета (рис. 3) и далее обрабатывались в программе [12], разработанной в матричной лаборатории Matlab. Обработка заключалась в определении основных маневренных характеристик переворота (красная рамка «Параметры переворота» на рис. 3).

Для доказательства того, что полунатурное моделирование максимально достоверно и имеет минимальную ошибку в отличие от расчетных формул, было проведено сравнение результатов полунатурного моделирования и расчета по формулам с результатами реальных полетов.

Результаты сравнения представлены в табл. 1–4, в каждой из которых указаны: определяемая маневренная характеристика (название таблицы), способ определения характеристики (строки таблицы), начальные условия ввода в маневр – $V_{вв}$ и $H_{вв}$ (столбцы таблицы). В таблицах указаны разности маневренных характеристик реального полета от результатов полунатурного моделирования и расчетов формульных зависимостей (1)–(6):

$$\Delta A_j^i = A_{РП}^i - A_j^i, \qquad (7)$$

Таблица 1
Table 1

Сравнение разностей потерь высоты *ΔH,* м
Comparison of altitude loss differences *ΔH,* m

Способ определения (j) \ Начальные условия (i)	Условие 1: $H_{вв} = 4000$ м, $V_{вв} = 300$ км/ч	Условие 2: $H_{вв} = 3000$ м, $V_{вв} = 500$ км/ч	Условие 3: $H_{вв} = 6500$ м, $V_{вв} = 1000$ км/ч	$\Delta\overline{A}_j \pm \sigma$
Реальный полет (РП)	0	0	0	0
Полунатурное моделирование (ПМ)	−82	−61	254	37 ± 188
Формула 1 (Ф1)	872	415	−1645	−119 ± 1341
Формула 2 (Ф2)	360	184	−687	−48 ± 561

где ΔA_j^i – разность исследуемых маневренных характеристик, $A_j^i = \{\Delta H, \Delta V, \omega_{z\,ср}, t_{пер}\}$ – исследуемая маневренная характеристика, i – номер условия, $j = \{РП, ПМ, Ф1, Ф2, ...\}$ – способ определения (РП – данные реального полета, ПМ – результаты полунатурного моделирования, Ф1 – расчет по формуле (1), Ф2 – расчет по формуле (2) и т. д.).

В пятом столбце табл. 1–4 указаны средние арифметические разностей маневренных характеристик $\Delta\overline{A}_j$ и их стандартные отклонения σ.

В табл. 1 представлены результаты сравнения разностей потерь высоты. Проанализировав средние арифметические разностей маневренных характеристик и их стандартные отклонения, можно сделать вывод, что максимально достоверным из представленных способов определения потери высоты на перевороте является полунатурное моделирование, потому что результаты, полученные в нем, имеют минимальные среднее арифметическое разностей потерь высоты и стандартное отклонение 37 ± 188 м.

В табл. 2 представлены результаты сравнения разностей приростов скоростей. Полунатурное моделирование является единственным способом определения прироста скорости с небольшой погрешностью −11 ± 94 км/ч. По формуле (6) оценить прирост скорости невозможно, потому что среднее тангенциальное ускорение определяется по формуле (8). Здесь, чтобы определить среднее значение выражения в квадратных скобках, необходимо в каждый момент времени знать значения всех параметров выражения. Расчетными формулами это сделать невозможно.

$$j_{x\,ср} = \left[\frac{\omega_z V}{n_y}\left(n_x - \sin\Theta\right)\right]_{ср}, \qquad (8)$$

где n_x – тангенциальная перегрузка, Θ – угол наклона траектории.

В табл. 3 представлены результаты сравнения разностей угловых скоростей тангажа. Здесь полунатурное моделирование является самым точным способом определения и имеет минимальную ошибку 1,6 ± 1,5 °/с.

В табл. 4 представлены результаты сравнения разностей времен маневров. Проанализировав средние арифметические разностей маневренных характеристик и их стандартные отклонения, можно сделать вывод, что максимально достоверным из представленных способов определения времени маневра

Таблица 2
Table 2

Сравнение разностей приростов скоростей *ΔV,* км/ч
Comparison of speed increments differences *ΔV,* km/h

Способ определения (*j*) / Начальные условия (*i*)	Условие 1: $H_{вв} = 4000$ м, $V_{вв} = 300$ км/ч	Условие 2: $H_{вв} = 3000$ м, $V_{вв} = 500$ км/ч	Условие 3: $H_{вв} = 6500$ м, $V_{вв} = 1000$ км/ч	$\Delta\overline{A}_j \pm \sigma$
Реальный полет (РП)	0	0	0	0
Полунатурное моделирование (ПМ)	−69	−85	122	−11 ± 94
Формула 6 (Ф6)	Не определяется, т. к. $j_{x\,ср}$ неизвестно			

Таблица 3
Table 3

Сравнение разностей угловых скоростей тангажа $\omega_{z\,ср}$, °/с
Comparison of differences in angular pitch velocities $\omega_{z\,ср}$, °/s

Способ определения (*j*) / Начальные условия (*i*)	Условие 1: $H_{вв} = 4000$ м, $V_{вв} = 300$ км/ч	Условие 2: $H_{вв} = 3000$ м, $V_{вв} = 500$ км/ч	Условие 3: $H_{вв} = 6500$ м, $V_{вв} = 1000$ км/ч	$\Delta\overline{A}_j \pm \sigma$
Реальный полет (РП)	0	0	0	0
Полунатурное моделирование (ПМ)	1,4	0,3	3,2	−1,6 ± 1,5
Формула 3 (Ф3)	12,3	14,6	13,1	13,3 ± 1,1
Формула 4 (Ф4)	9,1	12,5	12,6	11,4 ± 2

на перевороте является полунатурное моделирование, потому что результаты, полученные в нем, имеют минимальную ошибку 1,3 ± 0,5 с.

В результате анализа данных, представленных в табл. 1–4, выявлено, что максимально достоверным способом определения основных маневренных характеристик переворота является полунатурное моделирование.

Описание эксперимента по определению маневренных характеристик переворота на комплексной имитационной модели самолета

Проведение полунатурного эксперимента связано с определенными трудностями:

- поиск и подбор летного состава с необходимым уровнем летной квалификации;

Таблица 4
Table 4

Сравнение разностей времен маневров $t_{пер}$, с
Comparison of maneuver time differences $t_{пер}$, s

Способ определения (j) \ Начальные условия (i)	Условие 1: $H_{вв} = 4000$ м, $V_{вв} = 300$ км/ч	Условие 2: $H_{вв} = 3000$ м, $V_{вв} = 500$ км/ч	Условие 3: $H_{вв} = 6500$ м, $V_{вв} = 1000$ км/ч	$\Delta\overline{A}_j \pm \sigma$
Реальный полет (РП)	0	0	0	0
Полунатурное моделирование (ПМ)	1,7	0,8	1,5	1,3 ± 0,5
Формула 5 (Ф5)	−33,9	−68,7	−248,4	−117 ± 115,1

- значительные временные затраты, приводящие к отвлечению летного состава от повседневной служебной деятельности, а также длительные по времени эксперименты уменьшают достоверность результатов из-за накопленной усталости летчиков;
- необходимость создания пилотажно-моделирующего комплекса с актуальными арматурой и информационным полем кабины исследуемого самолета, с системой визуализации закабинной обстановки, с системой загрузки РУС и снятия усилий с нее.

Решить данные проблемы можно применив комплексную имитационную модель самолета, в состав которой входит:
- модель динамики пространственного движения самолета, аналогичная используемой в полунатурном моделировании;
- модель управляющих действий летчика [13, 14], основанная на нечеткой логике [15].

Существует множество способов формирования математической модели управляющих действий летчика, а именно:
- квазилинейные алгоритмы;
- пропорциональные интегральные дифференциальные регуляторы;
- нейронные сети;
- генетические алгоритмы;
- нечеткая логика.

У каждого из способов есть свои преимущества и недостатки, а также каждый из способов в разной мере нашел свою реализацию в моделировании управляющих действий летчика. Опыт кафедры № 72 авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж) в моделировании управляющих действий летчика позволяет сделать вывод, что наиболее подходящим из перечисленных выше способов является нечеткая логика [16, 17]. Многочисленные исследования применения нечеткой логики в моделировании управляющих действий летчика выявили, что данный инструмент является простым и быстрым в освоении, потому что в его основе лежит база данных, сформированная из логических правил. Эти правила отражают логику управления летчика в реальном полете и формируются на основе:
- изучения порядка выполнения маневра;
- наблюдения за летчиком в процессе выполнения маневра, обратив особое внимание на динамику работы с органами управления и распределением внимания по информационному полю кабины;
- анализа материалов полетной информации и результатов полунатурного моделирования;
- экспертной оценки летчика и беседы с ним с целью выявления особенностей выполнения маневра, основанных на субъективном опыте пилотирования.

Также современные методы оптимизации позволяют «обучить» модель управляющих действий летчика, основанную на нечеткой логике, для любой выборки данных, сделав ее максимально приближенной к управляющим действиям реального летчика, на основе результатов полета которого и формировалась эта выборка данных.

Модель управляющих действий летчика, основанная на нечеткой логике [18], состоит из нечетких пропорционально-дифференциальных регуляторов для каждого канала управления. На вход каждого регулятора подаются два сигнала – управляемый параметр и его дифференциал (скорость изменения, демпфирующая часть). С помощью базы знаний, сформированной в результате наблюдения за действиями летчиков, их экспертных оценок и изучения порядка выполнения маневра и представленной в виде набора логических правил, после дефаззификации определяется выходной сигнал. Выходной сигнал – скорость перемещения РУС, которая после интегрирования, преобразуется в величину перемещения РУС. Модель управляющих действий летчика, основанная на нечеткой логике, позволяет также учесть логику работы современных астатических алгоритмов ОПР.

Для построения модели управляющих действий летчика, основанной на нечеткой логике, проводился анализ характеристик управления (величины и скорости отклонения РУС) и кинематических параметров полета в поперечном и продольном каналах управления при полунатурном моделировании. Этот анализ привел к созданию адекватной модели управляющих действий летчика, имеющей высокую сходимость с результатами полунатурного моделирования. На рис. 4 изображены графики результатов полунатурного моделирования и моделирования с помощью комплексной имитационной модели в поперечном канале управления. На первых двух графиках изображены характеристики управления по времени t ($X_Э$ – отклонение РУС по крену, $dX_Э / dt$ – скорость отклонения РУС крену). На графиках 3 и 4 изображены изменения кинематических параметров полета по времени (γ – угол крена, ω_x – угловая скорость крена). По графикам наблюдается высокая сходимость результатов полунатурного эксперимента с экспериментом, в котором результаты получены путем применения комплексной имитационной модели.

На рис. 5 представлены графики результатов полунатурного моделирования и моделирования комплексной имитационной модели самолета (имитационное моделирование). Исследование проводилось по определению потери высоты на всем эксплуатационном диапазоне скоростей ввода в маневр и высоте ввода в маневр, соответствующей нижней границе выполнимости переворота. Также на рисунке представлены данные из РЛЭ. По рисунку наблюдается высокая сходимость результатов, что свидетельствует об адекватности комплексной имитационной модели самолета.

Заключение

Таким образом, в ходе анализа результатов исследований в области динамики полета самолетов с ограничителями предельных режимов при выполнении пространственного маневра «переворот» установлено, что полунатурное моделирование соответствует реальному испытательному полету. Это свидетельствует об адекватности математической модели пространственного движения самолета. Однако полунатурное исследование связано с рядом трудностей (временные затраты, пилотажно-моделирующий комплекс, привлечение летного состава и т. д.). Эти трудности решаются применением комплексной имитационной модели самолета, в состав которой входит модель управляющих действий летчика, основанная на нечеткой логике. Данный инструмент, имея высокую сходимость результатов, значительно повысит безопасность летных экспериментов и позволит сократить временные и финансовые затраты при испытаниях АТ.

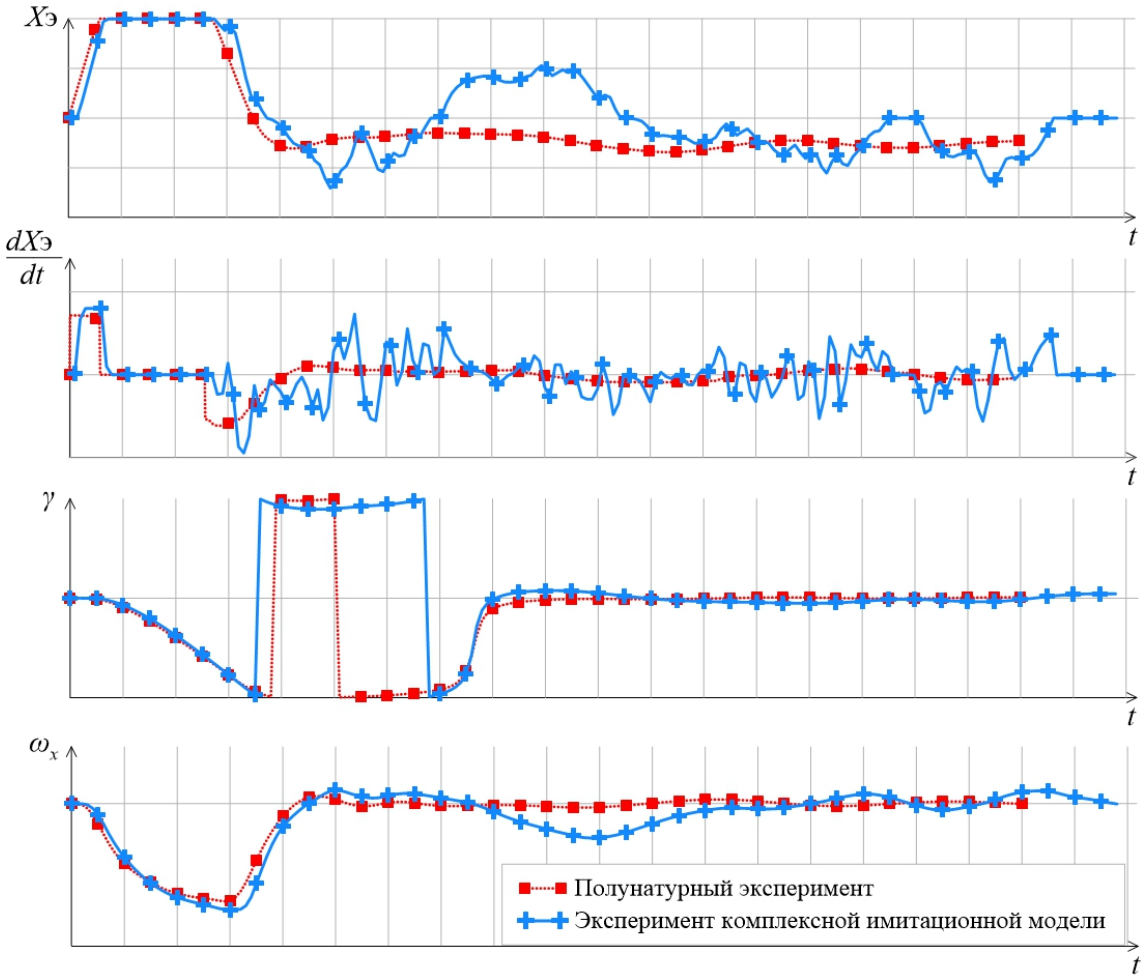

Рис. 4. Сравнение результатов полунатурного эксперимента и эксперимента с использованием комплексной имитационной модели в поперечном канале управления
Fig. 4. Comparison of the results of a semirealistic experiment and an experiment using a complex simulation model in a transverse control channel

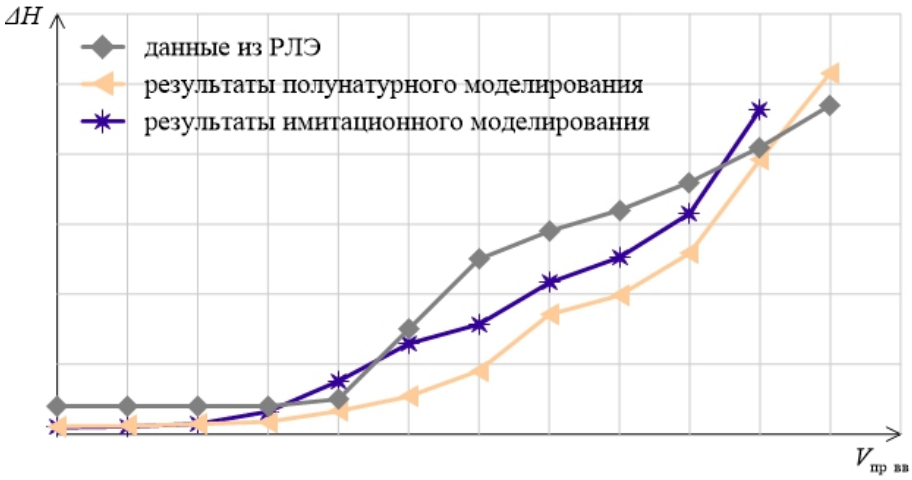

Рис. 5. Сравнение результатов полунатурного и имитационного моделирований с данными из РЛЭ
Fig. 5. Comparison of the results of semirealistic and simulation modeling with data from the FM

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: 12.01.2022).

3. **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: 12.01.2022).

4. **Бизин Г.А., Тихонов В.Н., Торопов В.А.** Определение характеристик устойчивости и управляемости самолетов в летных испытаниях: монография. Волгоград: Изд-во ВолГУ, 2013. 410 с.

5. **Левицкий С.В., Свиридо Н.А.** Динамика полета: учебник для вузов / Под ред. С.В. Левицкого. М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 526 с.

6. **Икрянников Е.Д., Иськуо А.С., Левицкий С.В. и др.** Самолет Як-130УБС. Аэродинамика и летные характеристики / Под ред. В.А. Подобедова, К.Ф. Поповича. М.: Машиностроение, 2015. 346 с.

7. **Верещагин Ю.О.** Применение полунатурного моделирования для исследования пилотажных характеристик самолетов на кафедре авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов / Ю.О. Верещагин, П.С. Костин, Т.А. Подкуйко, Д.В. Верещиков // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2011. Т. 7, № 11-2. С. 12–14.

8. **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: 12.01.2022).

9. **Бейлин В.П., Нараленков М.К.** Пространственная модель полета самолета при ручном автоматизированном управлении // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского, 2015. № 3. С. 85–89.

10. **Журавский К.А., Филатов В.К.** Создание модели динамики продольного движения самолета в программно-моделирующем комплексе Matlab@Simulink // Гагаринские чтения – 2020: сборник тезисов докладов XLVI Международной молодежной научной конференции, Москва, 14–17 апреля 2020 г. М.: МАИ, 2020. С. 117.

11. **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.

12. **Журавский К.А., Костин П.С., Филатов В.К.** Определение параметров безопасного режима эксплуатации маневренного самолета при выполнении переворота. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2021663754. Дата гос. регистрации 23.08.2021.

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

14. **Efremov A.V.** Pilot behavior modeling and its application to manual control tasks / A.V. Efremov, M.S. Tjaglik, U.V. Tiumentzev, T. Wenqian // IFAC-PapersOnLine. 2016. Vol. 49, no. 32. Pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol. 2016.12.207

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).

References

1. Myshkin, L.V. (2006). [*Prediction of aviation technics development: 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.aerosociety.com/news/train-virtual-fight-easy (accessed: 12.01.2022).

3. 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: 12.01.2022).

4. Bizin, G.A., Tikhonov, V.N. & Toropov, V.A. (2013). [*Performance definition of stability and airplanes controllability in flight trials: monography*]. Volgograd: Izdatelstvo VolGU, 410 p. (in Russian)

5. Levitsky, S.V. & Sviridov, N.A. (2008). [*Flight dynamics: a textbook for technical universities*], in Levitsky S.V. (Ed.). Moscow: Izdatelstvo VVIA im. N.Ye. Zhukovskogo, 526 p. (in Russian)

6. Ikryannikov, E.D., Iskuo, A.S., Levitsky, S.V. et al. (2015). [*Yak-130UBS aircraft. Aerodynamics and flight characteristics*], in Podobedov V.A., Popovich K.F. (Ed.). Moscow: Mashinostroyeniye, 346 p. (in Russian)

7. Vereshchagin, Y.O., Kostin, P.S., Podkuiko, T.A. & Vereschikov, D.V. (2011). *Application of seminatural modelling for research of flight characteristics of planes on chair of aviation complexes and a design of flying machines*. Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta, vol. 7, no. 11-2, pp. 12–14. (in Russian)

8. 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: 17.06.2021). (in Russian)

9. Beylin, V.P. & Naralenkov, M.K. (2015). [*Spatial model of the airplane flight with manual automated control*]. Nauchnyye chteniya po aviatsii, posvyashchennyye pamyati N.Ye. Zhukovskogo, no. 3, pp. 85–89. (in Russian)

10. Zhuravsky, K.A. & Filatov, V.K. (2020). [*Model creation of dynamic and direct airplane movement in Matlab@Simulink modelling program complex*]. Gagarinskiye chteniya – 2020: sbornik tezisov dokladov XLVI Mezhdunarodnoy molodezhnoy nauchnoy konferentsii. Moscow: MAI, p. 117. (in Russian)

11. Vereshchikov, D.V., Razuvaev, D.V. & Kostin, P.S. (2016). [*Applied computer science: Matlab@Simulink application for the decision of practical problems: Tutorial*]. Voronezh: VUNTS VVS «VVA», 104 p. (in Russian)

12. Zhuravsky, K.A., Kostin, P.S. & Filatov, V.K. (2021). [*Defining parameters of a safe maintenance condition for maneuverable plane performing a turn*]. Svidetelstvo o gosudarstvennoy registratsii programmy dlya EVM no. 2021663754. Registration's date: August 23. (in Russian)

13. Efremov, A.V. (2017). [*Plane – pilot system. Patterns and mathematical modeling of pilot behavior: Monography*]. Moscow: Izdatelstvo MAI, 196 p. (in Russian)

14. 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

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: 17.06.2021). (in Russian)

Сведения об авторах

Журавский Константин Александрович, адъюнкт кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов ВУНЦ ВВС «ВВА», 05061993ghka@mail.ru.

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

Information about the authors

Konstantin A. Zhuravsky, Postgraduate of the Military College, The Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Air Force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", 05061993ghka@mail.ru.

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.

Поступила в редакцию	14.06.2022	Received	14.06.2022
Принята в печать	24.11.2022	Accepted for publication	24.11.2022