

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: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-34-50

Оценка точности управления тяжелым самолетом с учетом функционирования индикатора на лобовом стекле и рулевых приводов системы управления

А.А. Мальченко¹, П.С. Костин¹, Я.Г. Хатунцев¹

¹Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

Аннотация: Статья посвящена вопросу оценки пилотажных характеристик самолета с учетом различных факторов, особым образом влияющих на процесс управления. В статье представлены результаты работы по созданию моделей цифрового индикатора на лобовом стекле и контура питания гидравлической системы и потребителей в продольном канале управления самолетом для проведения оценки их влияния на точность пилотирования при движении самолета по заданной траектории полета при заходе на посадку. Представлены особенности процесса разработки элементов индикатора на лобовом стекле, а именно индикаторов директорного кольца и вектора скорости, их закон управления при движении самолета по заданной траектории. Описана реализация воздействия шарнирного момента на рулевые приводы в модели гидравлической системы самолета при отклонении консолей стабилизатора от нейтрального положения. Представлен принцип интеграции Simulink-модели гидравлической системы и flash-модели индикатора на лобовом стекле с моделью пространственного движения тяжелого самолета. Представлены результаты полунатурного моделирования на пилотажном стенде, на основе которых рассчитаны значения отклонений от заданной траектории полета при выполнении разворота по кругу, определен режим, при котором шарнирный момент ограничивает угол отклонения консолей стабилизатора. Сделан вывод о целесообразности создания и использования экспериментальной базы для обеспечения исследований в области оценки влияния перспективных источников информации, обеспечивающих вывод летной информации экипажу в плохих метеоусловиях, и работы гидравлической системы на пилотажные характеристики самолета и управляющие действия летчика на различных режимах полета самолета.

Ключевые слова: гидравлическая система, цифровая модель, индикатор на лобовом стекле, пилотажные характеристики, разворот по кругу, модель пространственного движения, продольный канал управления.

Для цитирования: Мальченко А.А., Костин П.С., Хатунцев Я.Г. Оценка точности управления тяжелым самолетом с учетом функционирования индикатора на лобовом стекле и рулевых приводов системы управления // Научный Вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 5. С. 34–50. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-34-50

Assessment of the accuracy of heavy aircraft control, taking into account the functioning of the indicator on the windshield and flight control actuators

A.A. Malchenko¹, P.S. Kostin¹, Y.G. Khatuntsev¹

¹*Russian Air Force Military Educational and Scientific Center, Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, Voronezh, Russia*

Abstract: The article is devoted to the issue of evaluating the piloting performance of an aircraft, taking into account various factors that have a special effect on the control process. The article presents the results of work on the creation of models of a digital indicator on the windshield and the power circuit of the hydraulic system and consumers in the longitudinal control channel of the aircraft for conducting research in the field of assessing their impact on piloting accuracy when the aircraft moves along an assigned flight path during landing. The features of the process of developing the elements of the indicator on the windshield, namely the indicators of the director ring and the velocity vector, their control law when the aircraft moves along an assigned flight path are presented. The implementation of the effect of the hinge moment on the steering actuators in the model of the hydraulic system of the aircraft when the stabilizer consoles deviate from a neutral angular position is described. The principle of integration of a Simulink model of a hydraulic system and a flash model of a windshield indicator with a model of spatial motion of a heavy aircraft is presented. The results of semi-natural simulation on a flight simulator are presented, on the basis of which the values of deviations from a given flight path are calculated when performing a turn in a circle, the mode in which the hinge moment limits the angle of deviation of the stabilizer consoles is determined. It is concluded that it is advisable to create and use an experimental base to provide research in the field of assessing the impact of promising information sources that provide flight information to the crew in poor weather conditions, and the operation of the hydraulic system on the aircraft piloting performance and the pilot's control actions in various flight modes of the aircraft.

Key words: hydraulic system, digital model, windshield indicator, piloting performance, circle turn, spatial motion model, longitudinal control channel.

For citation: Malchenko, A.A., Kostin, P.S., Khatuntsev, Y.G. (2024). Assessment of the accuracy of heavy aircraft control, taking into account the functioning of the indicator on the windshield and flight control actuators. Civil Aviation High Technologies, vol. 27, no. 5, pp. 34–50. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-5-34-50

Введение

Одним из важнейших этапов полета является заход на посадку, при этом экипажу (летчику-оператору) необходимо точно поддерживать заданную вертикальную скорость, приборную скорость и высоту полета, особенно в сложных метеоусловиях. На современном этапе науки и техники есть возможность в контур управления самолетом устанавливать жидкокристаллические мониторы, являющиеся частью информационного поля кабины и предназначенные для вывода в удобном формате необходимой полетной информации летчику-оператору в процессе пилотирования самолета. На некоторых пассажирских самолетах (Boeing 787, Airbus 320, MC-21) для улучшения качества пилотирования в ручном режиме применяется индикатор на лобовом стекле (ИЛС) (рис. 1). ИЛС поз-

воляет концентрировать актуальную информацию перед глазами пилота поверх окружающей обстановки за бортом, тем самым улучшает контроль за параметрами, необходимыми при выполнении наиболее ответственных этапов полета, а также обеспечивает безопасное выполнение взлета и посадки в условиях плохой видимости. Вынесение всей необходимой информации с приборной доски на уровень глаз пилота снижает его утомляемость, позволяет упростить процесс управления и сократить время реакции летчика на ту или иную полетную ситуацию.

Практика применения неманевренных самолетов большой размерности для решения большого спектра задач, в том числе и при решении специальных задач, показала, что на самолете в определенных ситуациях возможно появление отказов, включая связанные с внешним воздействием (попадание птиц, погодные условиями и др.). В частности, одним



Рис. 1. Индикатор на лобовом стекле самолета Boeing 787
Fig. 1. The indicator on the windshield of the Boeing 787

из самых неблагоприятных отказов с точки зрения безопасности полета при заходе на посадку считается повреждение элементов проводки системы управления, гидравлической системы или рулевых поверхностей.

Учитывая, что современный неманевренный самолет большой размерности, оснащаемый турбореактивными двигателями, является сложной технической системой и испытания таких систем являются трудоемкой и экономически затратной задачей (затраты на полет тяжелого самолета с турбореактивными двигателями оцениваются в десятки миллионов рублей), целесообразно испытания проводить с использованием современных достижений науки и техники, в частности с использованием цифровых вычислителей, на основе которых разрабатываются пилотажные стенды, позволяющие моделировать работу большого числа систем самолета.

Важной с точки зрения нормального функционирования большого количества систем самолета (шасси, механизации, системы управления) является гидравлическая система (ГС), повреждение которой может привести к значительному ухудшению точности пилотирования самолета или к потере управления им, что влечет за собой не только срыв

полетного задания, но и авиационное происшествие.

Таким образом, работа по оценке точности управления тяжелым сверхзвуковым пассажирским самолетом с турбореактивными двигателями с учетом функционирования индикатора на лобовом стекле и рулевых приводов системы управления, работу которых обеспечивает гидравлическая система самолета, является актуальной. Целью работы является повышение точности пилотирования самолета при движении по заданной траектории на различных режимах полета. Для достижения цели исследования необходима разработка модели гидравлической системы самолета с такими элементами контура потребителей, как рулевые приводы, и цифровой модели ИЛС и их интеграции с моделью пространственного движения самолета.

В качестве объекта исследования был выбран сверхзвуковой самолет Ту-22, который по массовым и инерционным характеристикам в первом приближении может быть взят как прототип перспективного сверхзвукового пассажирского самолета (СПС), работы над которым в нашей стране ведутся научным центром «Сверхзвук». Учитывая, что в итоге отличия СПС от самолета, взятого за прото-

тип, будут весьма значительны, следует отметить, что в данной работе представлены возможные подходы к исследованию динамики пространственного движения самолета соответствующей размерности и категории.

Основная часть

В основе математической модели пространственного движения самолета лежит система дифференциальных уравнений (1)–(3), позволяющая определять кинематические параметры линейного перемещения, вращательного движения, углы Эйлера и другие кинематические параметры [1].

$$\begin{aligned}\frac{dV_x}{dt} &= \omega_z V_y - \omega_y V_z + \frac{1}{m} [R_x - mg \sin \vartheta], \\ \frac{dV_y}{dt} &= \omega_x V_z - \omega_z V_x + \frac{1}{m} [R_y - mg \cos \vartheta], \\ \frac{dV_z}{dt} &= \omega_y V_x - \omega_x V_y + \frac{R_z}{m},\end{aligned}\quad (1)$$

где V_x, V_y, V_z – проекции вектора скорости относительно осей ОХ, ОУ, ОZ связанной системы координат;

t – время моделирования;

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – составляющие угловой скорости летательного аппарата (ЛА) по осям ОХ, ОУ, ОZ связанной системы координат;

m – масса ЛА;

R_x, R_y, R_z – составляющие результирующей силы по осям ОХ, ОУ, ОZ связанной системы координат;

g – ускорение свободного падения;

ϑ – угол тангажа.

$$\begin{aligned}\frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{M_x - (I_z - I_y)\omega_z\omega_y}{I_x}, \\ \frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{M_y - (I_x - I_z)\omega_z\omega_x}{I_y}, \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{M_z - (I_y - I_x)\omega_x\omega_y}{I_z},\end{aligned}\quad (2)$$

где M_x, M_y, M_z – составляющие аэродинамического момента на оси ОХ, ОУ, ОZ связанной системы координат,

I_x, I_y, I_z – моменты инерции ЛА относительно соответствующих осей.

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

где ϑ, γ, ψ – углы тангажа, крена и рыскания соответственно.

Реализация системы дифференциальных уравнений в программном продукте Matlab&Simulink на основе массовых, аэродинамических, геометрических и инерционных характеристик, близких самолету Ту-22, позволяет рассчитывать, в процессе моделирования, такие параметры, как значение углов Эйлера, координаты самолета, скорость полета самолета, углы атаки и скольжения и другие параметры.

Подробное описание модели пространственного движения самолета представлено в соответствующих публикациях [2]. В настоящей работе решается задача разработки моделей ИЛС и ГС в интересах проведения исследований их влияния на пилотажные характеристики и для повышения точности пилотирования самолета при выполнении посадки.

На основании анализа современных информационных полей, отображаемых при помощи ИЛС, была разработана цифровая модель индикатора на лобовом стекле [3] (рис. 2), которая выводит летчику-оператору информацию о значении заданной и действительной скорости полета (км/ч), значении заданной и действительной высот полета (м), значении углов атаки, курса, крена и тангажа, значении вертикальной скорости (м/с), положении вектора скорости и директорного кольца.

Для повышения точности пилотирования самолета по заданной траектории полета при

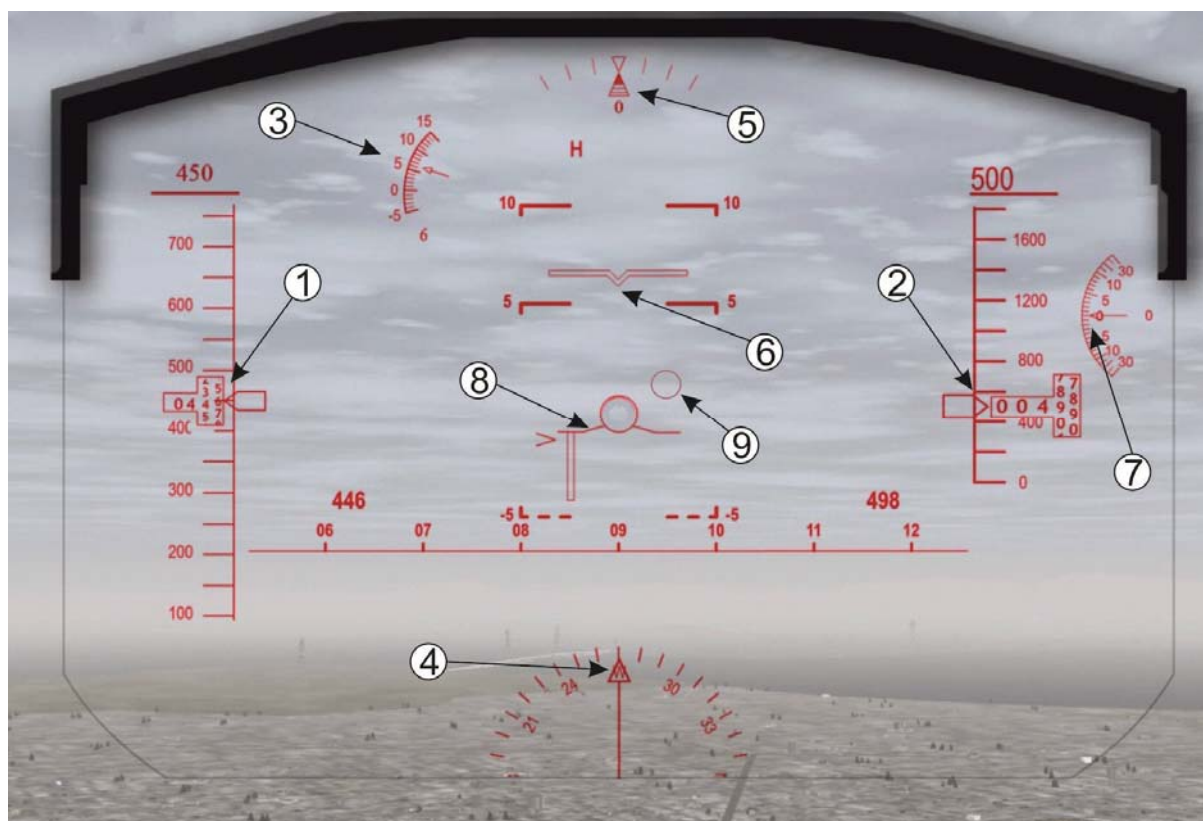


Рис. 2. Разработанный индикатор на лобовом стекле для перспективного сверхзвукового гражданского самолета:
1 – индикатор скорости; 2 – индикатор высоты; 3 – индикатор угла атаки; 4 – индикатор угла курса; 5 – индикатор угла крена; 6 – индикатор угла тангажа; 7 – индикатор вертикальной скорости; 8 – индикатор вектора скорости; 9 – индикатор директорного кольца

Fig. 2. The designed indicator on the windshield for an advanced supersonic civil aircraft:

1 – the speed indicator; 2 – the altitude indicator; 3 – the angle of attack indicator; 4 – the course angle indicator; 5 – the roll angle indicator; 6 – the pitch angle indicator; 7 – the vertical speed indicator; 8 – the speed vector indicator; 9 – the director ring indicator

заходе на посадку был разработан алгоритм, обеспечивающий перемещение директорного кольца в информационном поле ИЛС, которое указывает на необходимое положение вектора скорости для точного движения по заданной траектории полета [4–7]. Работа директорного кольца реализована при помощи программного кода, написанного на языке ActionScript 3.0 в Adobe Flash и обеспечивающего перемещение директорного кольца в вертикальной и горизонтальной плоскостях на информационном поле ИЛС, а также при помощи логических операций, определяющих траекторию полета.

Математические условия, необходимые для задания положения директорного кольца на ИЛС, были разработаны на основе выполнения полета по «большой коробочке» в со-

ответствии с Руководством по летной эксплуатации современных среднемагистральных самолетов. Модель формирования сигнала перемещения директорного кольца в горизонтальной плоскости при реализации режима «полет по кругу» и производства посадки состоит из следующего.

1. Условий, формирующих выходной сигнал, для построения траектории при значении путевого угла от 0 до 180°:

$$\begin{aligned} \text{If } \rightarrow X \leq 10000 &\rightarrow \text{out} = (0 - \Psi), \\ \text{Else } \rightarrow \text{out} &= \text{If } \rightarrow \Psi \leq 90 \rightarrow \text{out} = 90, \\ \text{Else } \rightarrow \text{out} &= \text{If } \rightarrow Z \leq (-18750) \rightarrow \text{out} = 90, \\ \text{Else } \rightarrow \text{out} &= (90 - \Psi), \end{aligned} \quad (4)$$

где X , Z – текущие координаты;

out – сигнал перемещения директорного кольца в горизонтальной плоскости;
 Ψ – угол пути.

2. Условий, формирующих выходной сигнал, для построения траектории при значении путевого угла от 180 до 360°:

$$\begin{aligned} \text{If } \rightarrow X \geq 14000 \rightarrow out &= (180 - \Psi), \\ \text{Else } \rightarrow out &= \text{If } \rightarrow \Psi \leq 270 \rightarrow out = 90, \\ \text{Else } \rightarrow out &= \text{If } \rightarrow Z \leq (-6241) \rightarrow out = (270 - \Psi), \\ \text{Else } \rightarrow out &= \text{If } \rightarrow \Psi \leq 360 \rightarrow out = 116, \\ \text{Else } \rightarrow out &= (360 - \Psi). \end{aligned} \quad (5)$$

3. Условий, формирующих выходной сигнал, для построения траектории захода на посадку:

$$\text{If } \rightarrow \Psi \geq 360 \rightarrow out = 0,045Z + 1,5 \frac{dZ}{dt} + (-1,85)(\Psi - 360). \quad (6)$$

В процессе моделирования директорное кольцо на ИЛС перемещается в соответствии с логическими условиями, при этом величина управляющего сигнала зависит от положения самолета относительно аэродрома. Блок Triggered Subsystems (рис. 3), являющийся условно исполняемой системой, запускаемой только при поступлении управляющего сигнала равного единице, позволяет пропускать сигнал в одном направлении, разделяя последующие условия между собой. После запуска блока Triggered Subsystems выполняется ряд последовательных логических условий и вырабатывается выходной сигнал, который конвертируется в читаемый в программном продукте Adobe&Flash формат, структурируется в элементе Byte Pack и отправляется в UDP-порт. На основе получаемого сигнала из MATLAB и программного кода, разработанного в Adobe&Flash, в процессе моделирования при отклонении траектории движения самолета от заданной траектории происходит перемещение директорного кольца по рабочей области ИЛС, указывающее на необходимость и направление изменения положения вектора скорости самолета для движения по заданной траектории.

Для учета влияния функционирования рулевых приводов системы управления самолета на динамику его движения и тем самым повышения достоверности проводимого исследования, была разработана модель конту-

ра питания ГС и контура потребителей в продольном канале управления самолетом [8–10] (рис. 4). Контур питания ГС состоит из трех самостоятельных ГС, давление в которых создается за счет блока насоса переменной производительности библиотеки SimHydraulics программного продукта MATLAB. Блок предохранительного клапана позволяет ограничивать давление в магистрали нагнетания, а блок гидроаккумулятора устраняет колебания давления, тем самым улучшается качество переходных процессов в контуре потребителей ГС.

В качестве контура потребителей была реализована модель двухкамерного рулевого привода (РП) РП-63А за счет двух блоков гидроцилиндра, объединенных между собой механической связью (рис. 5). Для учета влияния на шток гидроцилиндра шарнирного момента ($M_{ш}$), возникающего на консолях стабилизатора, в модели используется блок Variable Translational Spring. Для реализации $M_{ш}$ были взяты материалы из технической справки, анализ которых позволил определить величины $M_{ш}$, соответствующие углам отклонения консолей стабилизатора, и представить их в модели в виде функции $M_{ш} = f(\varphi, q)$ в блоке 2-D Lookup Table.

Блок Variable Translational Spring позволяет сформировать сигнал, соответствующий усилию, создаваемому шарнирным моментом на рулевой поверхности. Этот блок, по сути,

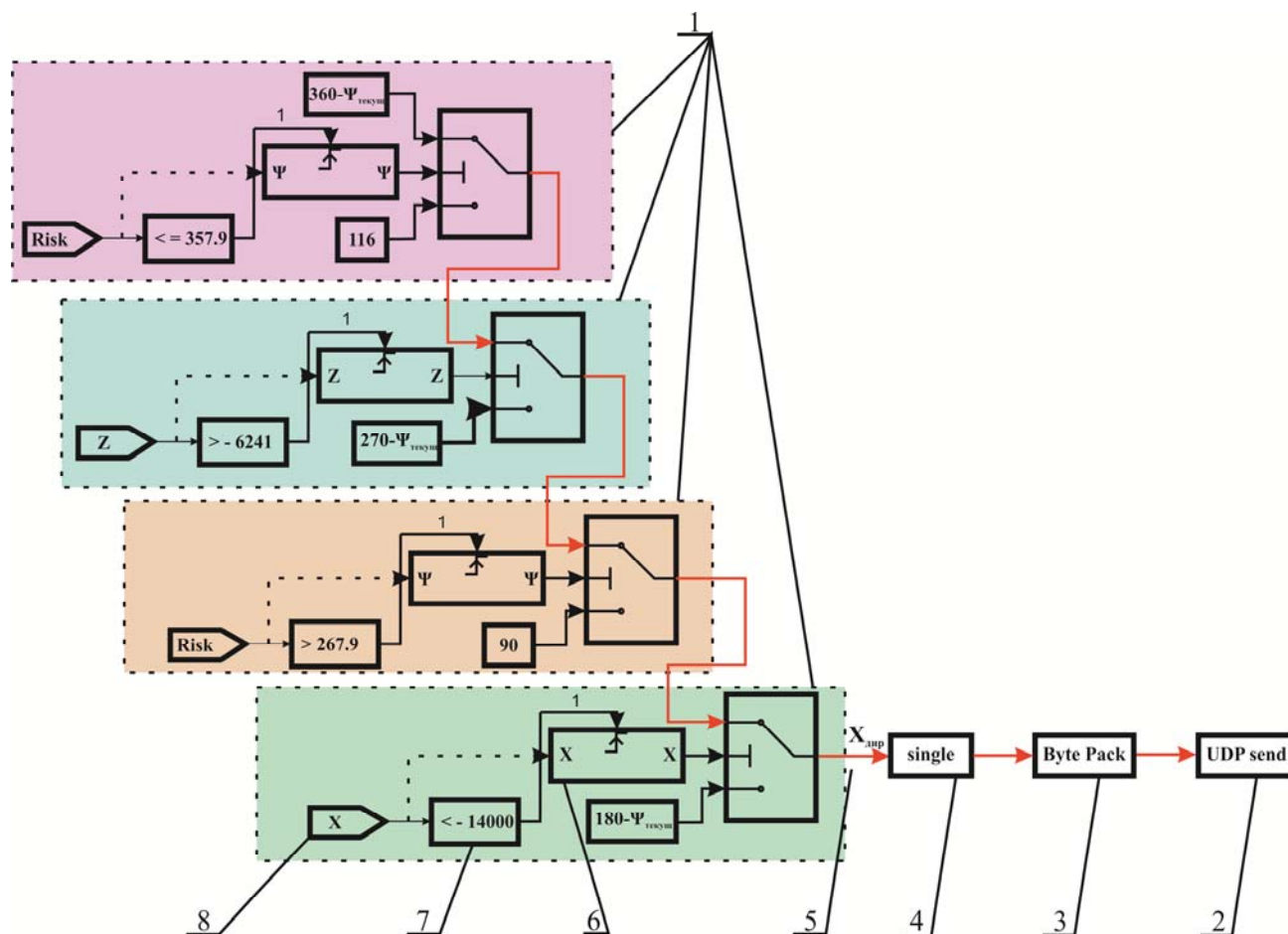


Рис. 3. Simulink-модель перемещения директорного кольца:

1 – условия для формирования траектории полета; 2 – блок передачи сигнала в процессе моделирования из MATLAB в Adobe&Flash; 3 – блок формирования пакета данных; 4 – блок, конвертирующий сигнал в необходимый формат; 5 – сигнал, формирующий перемещение директорного кольца; 6 – блок Triggered Subsystems, обеспечивающий пропуск сигнала в одном направлении; 7 – условие для формирования управляющего сигнала; 8 – текущее значение входного параметра (координаты самолета)

Fig. 3. Simulink is a model for moving the director ring:

1 – conditions for the formation of the flight path; 2 – a block for transmitting a signal during modeling from MATLAB to Adobe&Flash; 3 – a data packet formation block; 4 – a block converting the signal into the required format; 5 – a signal, forming the movement of the director ring; 6 – the Triggered Subsystems block, which provides a signal pass in one direction; 7 – a condition for generating a control signal; 8 – the current value of the input parameter (aircraft coordinates)

конвертирует $M_{ш}$ в усилие сжатия пружины в соответствии с уравнением

$$k = \frac{M_{ш}}{0,5Lh}, [H / м], \quad (7)$$

где $M_{ш}$ – шарнирный момент, величина которого определена по результатам летных испытаний,

h – плечо до точки приложения силы на стабилизаторе,

L – полный ход штока гидроцилиндра.

На заключительном этапе разработки модели ГС была проведена ее интеграция с существующей моделью динамики полета. Однако при интегрировании данных моделей существует проблема с определением общего временного интервала моделирования для них. Существующая модель динамики движения самолета при полунатурном моделировании использует решатель параметров по закону Эйлера (ode1) с фиксированным шагом моделирования 0,01 с. Эти параметры решателя позволяют осуществлять исследо-

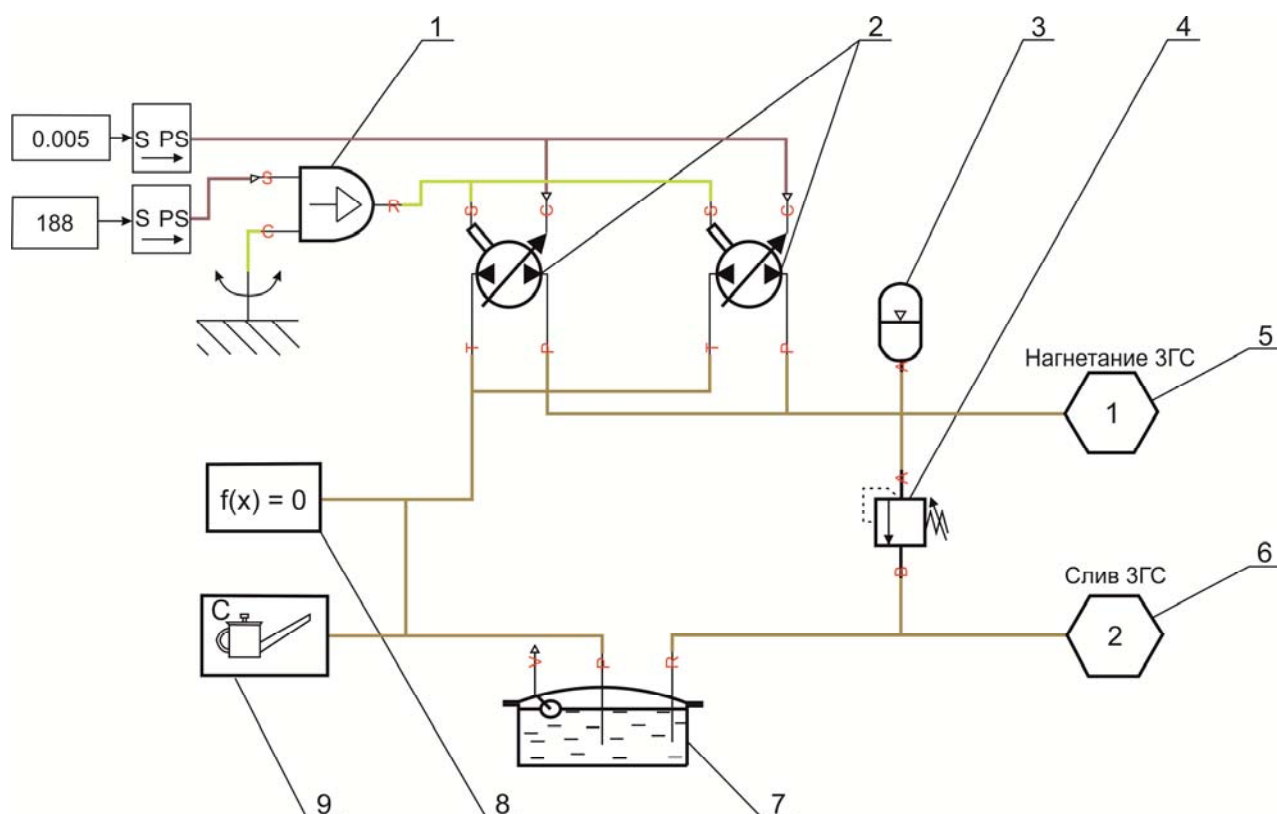


Рис. 4. Simulink-модель контура питания З ГС самолета:

1 – блок передачи крутящего момента на вал насоса; 2 – блоки насосов переменной производительности; 3 – блок гидроаккумулятора; 4 – блок предохранительного клапана; 5 – канал нагнетания З ГС; 6 – канал слива З ГС; 7 – блок гидробака; 8 – блок решателя; 9 – блок кастомизации гидравлической жидкости АМГ-10

Fig. 4. Simulink is a model of 3 HS aircraft power circuit:

1 – the torque transmission unit to the pump shaft; 2 – variable capacity pump units; 3 – the hydraulic accumulator unit; 4 – relief valve unit; 5 – pressure port 3 HS; 6 – the drain channel 3 HS; 7 – the hydraulic tank unit; 8 – the solver unit; 9 – AMG-10 hydraulic fluid customization unit

вание пилотажных характеристик в режиме реального времени при полунатурном моделировании с удовлетворительной точностью. Для реализации расчетов параметров гидравлических систем необходимо использование блока Solver Configuration.

На основе разработанных моделей ИЛС и РП была произведена оценка их влияния на точность управления самолетом при выполнении посадки с разворотом по кругу путем полунатурного моделирования на пилотаж-

ном стенде, который представляет собой часть кабины маневренного самолета, собранную на силовой раме, обеспечивающей ее размещение над полом помещения на высоте, достаточной для прокладки тяг и качалок системы управления (рис. 6). В качестве командных рычагов управления используются: ручка управления самолетом, педальные механизмы, рычаги управления двигателями, уборки и выпуска механизации крыла и шасси [11, 12].

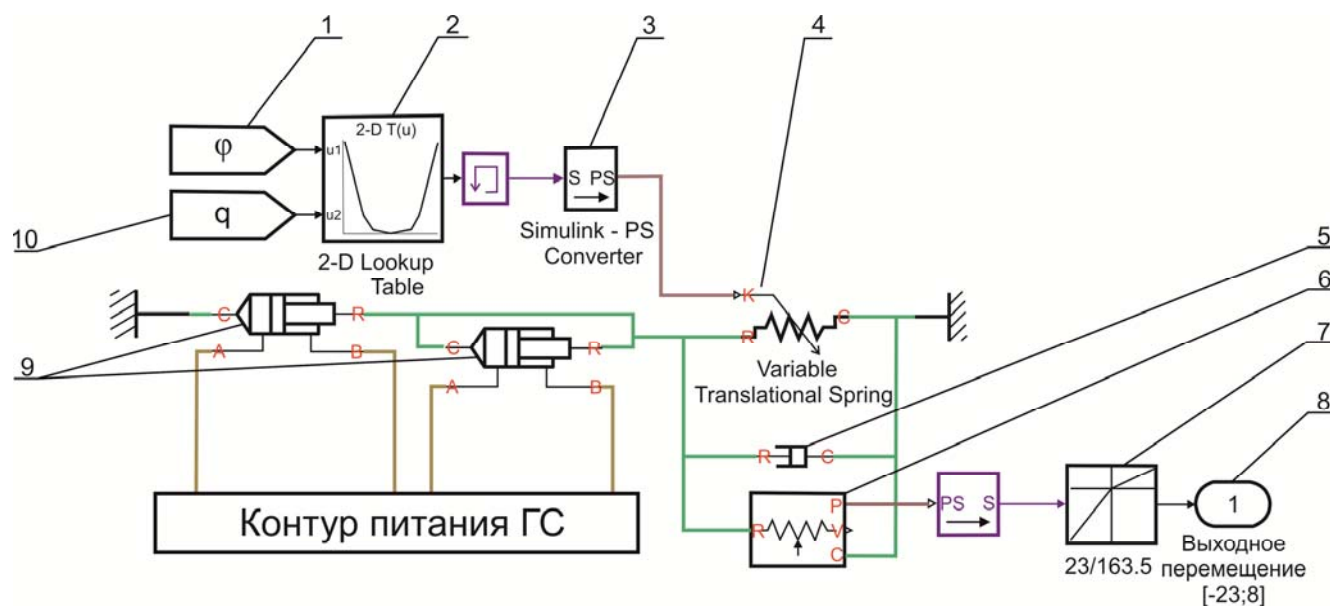


Рис. 5. Simulink-модель контура потребителей ГС самолета:

1 – блок углового положения консоли стабилизатора; 2 – блоки формирования графической зависимости $M_u = f(\varphi, q)$; 3 – блок конвертации цифрового сигнала в механический; 4 – блок, формирующий усилия на штоке РП; 5 – блок демпфера РП; 6 – блок, отслеживающий перемещение штока; 7 – блок графической зависимости $\varphi = f(X_{um})$; 8 – выходной сигнал (угловое положение консоли стабилизатора); 9 – блоки гидроцилиндров; 10 – блок скоростного напора

Fig. 5. Simulink is a model of the contour of the aircraft hydraulic system consumers:

1 – the block of angular position of the stabilizer console; 2 – the blocks of formation of graphic dependence $M_u = f(\varphi, q)$; 3 – the block for converting a digital signal into a mechanical one; 4 – the block forming forces on the rod of the steering actuator; 5 – the block of the damper of the steering actuator; 6 – the block, tracking the movement of the rod; 7 – the block of graphic dependence $\varphi = f(X_{um})$; 8 – the output signal (angular position of the stabilizer console); 9 – the blocks of hydraulic cylinders; 10 – the block of high speed pressure



Рис. 6. Пилотажный стенд

Fig. 6. The flight simulator

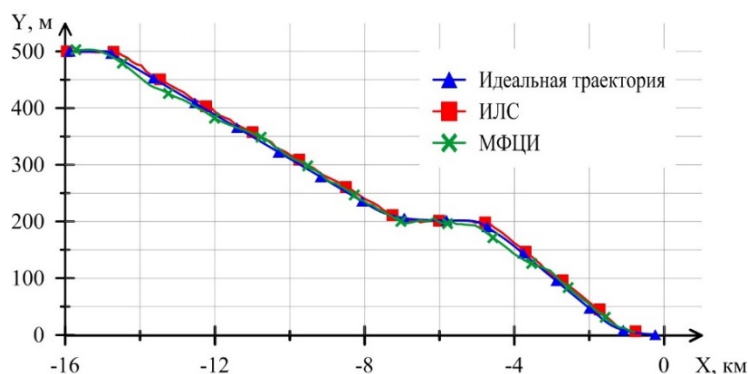


Рис. 7. Зависимость $Y = f(X)$ при выполнении посадки

Fig. 7. Dependence $Y = f(X)$ when landing

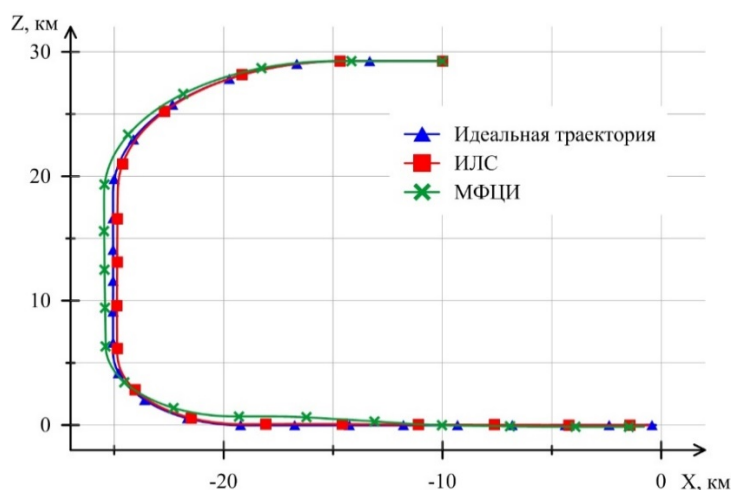


Рис. 8. Зависимость $Z = f(X)$

Fig. 8. Dependence $Z = f(X)$

В ходе эксперимента моделировался полет самолета, начиная с третьего разворота при посадке после ухода на второй круг. В ходе моделирования были выполнены заходы на посадку по кругу с использованием только ИЛС или МФЦИ для оценки эффективности разработанной модели ИЛС. Моделирование происходило при следующих начальных условиях: $H = 500$ м, $V = 600$ км/ч, $m = 78$ т, $P = 210$ атм.

В ходе экспериментов учитывалось влияние разработанной модели ГС, где в процессе захода на посадку изменялось давление в контуре питания, после чего оценивались параметры движения самолета. В рамках исследования было произведено по 10 полетов с учетом использования только ИЛС или

только МФЦИ, значения кинематических параметров полетов регистрировались в рабочей среде MATLAB с помощью блока To Workspace.

На рис. 7–9 представлены траектории движения самолета на этапе посадки с использованием ИЛС или МФЦИ для управления самолетом начиная с третьего разворота. В результате анализа представленных графических зависимостей можно сделать вывод о том, что при выполнении полета с использованием ИЛС (красная линия) отклонения от заданной траектории полета [13] меньше, чем при полетах, выполненных с использованием только МФЦИ (зеленая линия). Ошибка в выдерживании заданной траектории полета вызвана прежде всего постоянным переме-

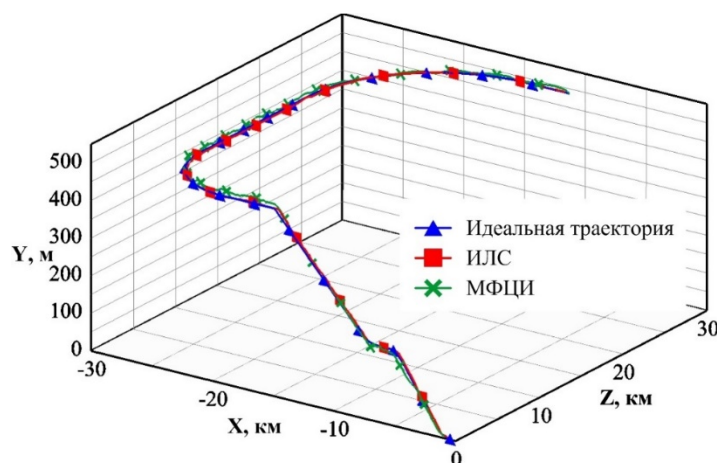


Рис. 9. Зависимость $Y = f(X, Z)$

Fig. 9. Dependence $Y = f(X, Z)$

щением взгляда летчика-оператора между приборной панелью и закабинной обстановкой.

На рис. 10–13 представлены ошибки в выдерживании заданной траектории движения при проведении эксперимента. На рис. 10 и 11 видно, что значение ошибки по оси Y до движения по глиссаде достигает пикового значения, а именно более 10 м, при выполнении четвертого разворота, так как при его выполнении согласно РЛЭ необходимо снижать скорость и выдерживать высоту 500 м, что затрудняет пилотирование при использо-

вании только МФЦИ. Ошибки в выдерживании координат X и Z (рис. 12 и 13) можно объяснить тем, что пилотирование, а именно выполнение разворотов, с использованием приборной панели осуществлялось при помощи навигационно-пилотажного прибора, по которому определялось положение самолета относительно базового аэродрома и радиомаяков, в отличие от пилотирования по ИЛС, где движение осуществлялось за счет совмещения вектора скорости с директорным кольцом.

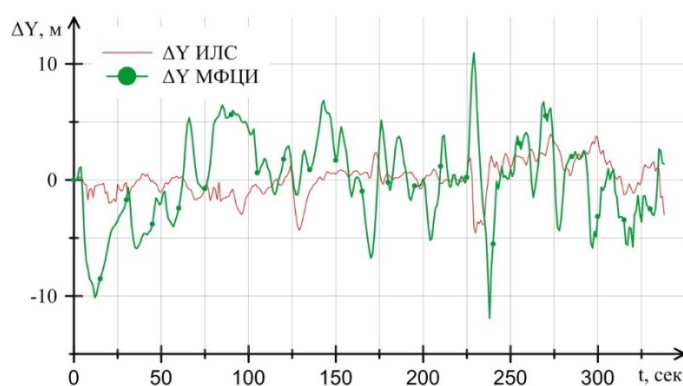


Рис. 10. Зависимость $\Delta Y = f(t)$ до начала выполнения снижения

Fig. 10. Dependence $\Delta Y = f(t)$ before the start of the descent

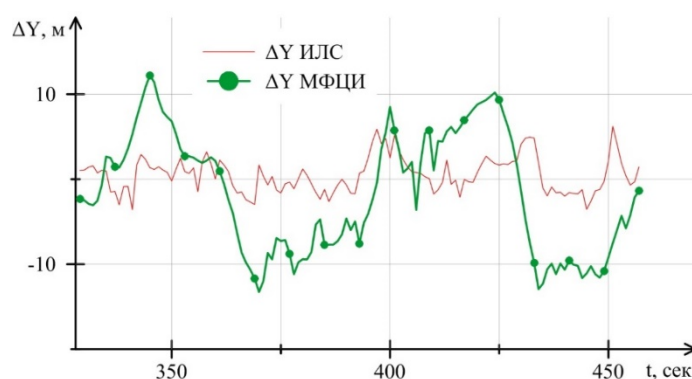


Рис. 11. Зависимость $\Delta Y = f(t)$ при выполнении снижения
Fig. 11. Dependence $\Delta Y = f(t)$ when performing a descent

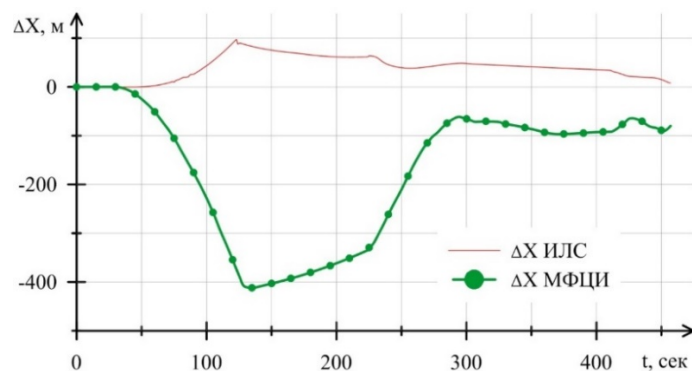


Рис. 12. Зависимость $\Delta X = f(t)$
Fig. 12. Dependence $\Delta X = f(t)$

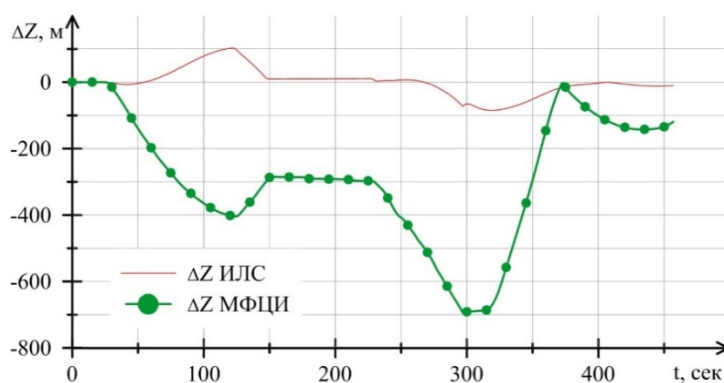


Рис. 13. Зависимость $\Delta Z = f(t)$
Fig. 13. Dependence $\Delta Z = f(t)$

Эффективность использования ИЛС подтверждается расчетом средних ошибок в выдерживании заданных координат по оси OY, OX, OZ (табл. 1):

$$\Delta X_{cp} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n \Delta X_i^2}{n}}, \quad (8)$$

Таблица 1
Table 1

Средние ошибки в выдерживании заданных координат
Average errors in maintaining the specified coordinates

Параметр	ИЛС	МФЦИ
ΔY , м	1,3	3,9
ΔX , м	40,0	168,4
ΔZ , м	27,3	287,9

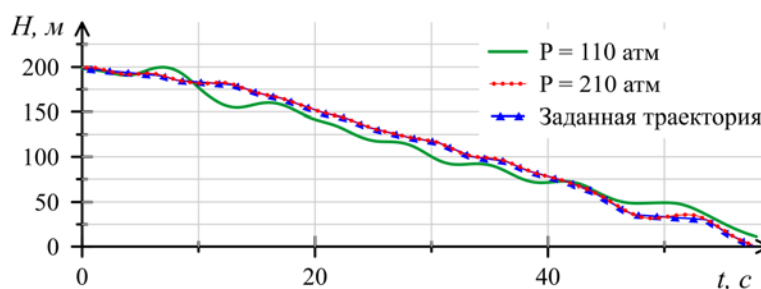


Рис. 14. Зависимость $H = f(t)$ с массой самолета, равной 78 т

Fig. 14. Dependence $H = f(t)$ with aircraft weight equal to 78 t

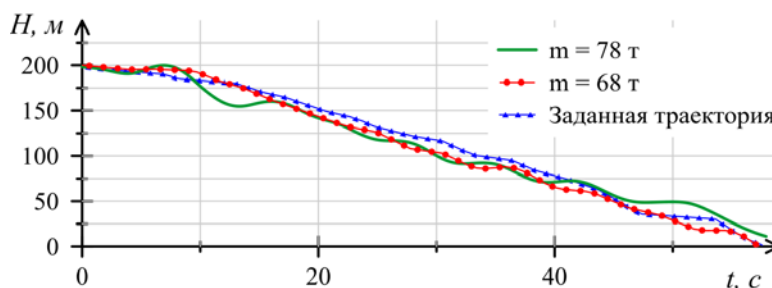


Рис. 15. Зависимость $H = f(t)$ при пониженном давлении, равном 110 атм

Fig. 15. Dependence $H = f(t)$ at a reduced pressure of 110 atm

$$\Delta X_i = X_{udi} - X_{cri}, \quad (9)$$

где ΔX_i – значение отклонения от заданной траектории в определенный момент времени по оси ОХ;

n – количество зарегистрированных параметров за все время моделирования;

X_{udi} – значение координаты идеальной траектории в определенный момент времени по оси ОХ;

X_{cri} – среднее значение координаты в определенный момент времени по оси ОХ.

В ходе эксперимента исследовалось влияние функционирования ГС на динамику пространственного движения самолета; анализ полученных результатов (рис. 14 и 15) свидетельствует о том, что при понижении давления в контуре питания ГС в 2 раза при движении самолета по глиссаде возникает про-

Таблица 2
Table 2

Ошибки в выдерживании заданных координат при массе 78 т
Errors in maintaining the specified coordinates at a mass of 78 t

Параметр	P = 210 атм	P = 110 атм
ΔH , м	0,28	11,45

Таблица 3
Table 3

Ошибки в выдерживании заданных координат при давлении 110 атм
Errors in maintaining the specified coordinates at a pressure of 110 atm

Параметр	m = 68 т	m = 78 т
ΔH , м	5,36	11,45

блема в выдерживании необходимой высоты полета (зеленая линия), вызванная увеличением инерционности системы управления, из-за снижения скорости перемещения штоков рулевых приводов. Понижение давления в контуре питания ГС в 2 раза при меньшей массе самолета (на 10 т) влияет на характеристики устойчивости и управляемости самолета в меньшей степени, что объясняется меньшими потребными углами отклонения рулевых поверхностей. Результаты ошибки выдерживания заданной траектории полета представлены в табл. 2 и 3.

Таким образом, на основании проведенного исследования были получены следующие результаты:

- разработана цифровая модель ИЛС, позволяющая выводить на уровень глаз летчика-оператора всю необходимую для качественного выполнения полетного задания информацию (скорость самолета, высота полета, положение самолета относительно аэродрома), а также повышающая точность пилотирования по заданной траектории за счет разработанного директорного кольца;
- разработана модель РП, учитывающая функционирование ГС самолета с точки зрения поддержания номинальных значений основных параметров ее функционирования

(давление и расход гидравлической жидкости) и позволяющая оценить характер изменения пилотажных характеристик при отклонении от номинального режима работы элементов ГС.

Интеграция разработанных моделей ГС и ИЛС с моделью пространственного движения самолета позволила провести полунатурное моделирование пространственного движения самолета для оценки их влияния на пилотажные характеристики самолета, точность движения по заданной траектории полета и действия летчика.

По результатам моделирования было определено, что посадка с разворотом по кругу с использованием ИЛС, а именно директорного кольца, была выполнена качественнее, чем посадка с использованием МФЦИ. Так, среднее значение отклонения от заданной траектории полета при использовании ИЛС составило по оси X – 40 м, по оси Z – 27 м, а при использовании МФЦИ те же параметры составляли 168 и 288 м соответственно. При проведении полунатурного моделирования с учетом разработанной модели ГС было определено, что ошибку в выдерживании необходимой высоты при заходе на посадку, вызванную отклонением от номинального режима работы насоса переменной произво-

дительности в контуре питания ГС, можно уменьшить за счет снижения массы самолета: ошибка в выдерживании высоты снижается с 11,5 до 5,4 м.

Таким образом, использование ИЛС, и в частности директорного кольца, на современном отечественном неманевренном тяжелом самолете позволяет увеличить точность выдерживания заданной траектории, а следовательно, повысить безопасность полета. Разработанная модель ГС позволяет оперативно изучать особенности функционирования ГС на различных режимах полета с минимальными затратами на проведение исследований в данной области.

Список литературы

1. **Верещиков Д.В.** Система дифференциальных уравнений динамики пространственного движения самолета с произвольным тензором инерции и положением центра масс // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 7–18. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-7-18
2. **Мальченко А.А., Федотов А.А., Верещиков Д.В. и др.** Имитационная модель динамики полета сверхзвукового самолета с изменяемой стреловидностью крыла: отчет о НИР, шифр «Модель ДБ». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2022. 167 с.
3. **Васильев Д.В., Верещиков Д.В., Костин П.С. и др.** Аналитико-имитационная модель динамики полета беспилотного летательного аппарата большой размерности с внешним управлением: отчет о НИР, шифр «Пилот-БЛА». Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2023. 167 с.
4. **Efremov A.V., Efremov E.V., Tiaglik M.S.** Adaptive flight control system for flight safety improvement in reentry and other high-velocity vehicles // Acta Astronautica. 2023. Vol. 204. Pp. 900–911. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.10.056
5. **Heimsch D.** Development and implementation of a mission data-handling algorithm for an automatic flight guidance system / D. Heimsch, M. Speckmaier, D. Gierszewski, F. Schwaiger [Электронный ресурс] // Aerospace. 2024. Vol. 11, no. 2. ID: 115. DOI: 10.3390/aerospace.11020115 (дата обращения: 17.03.2024).
6. **Mbikayi Z.** Human pilot interaction with adapting flight control system / Z. Mbikayi, F. Holzapfel, A. Scherbakov, A. Efremov [Электронный ресурс] // IFAC-PapersOnLine. 2022. Vol. 55, iss. 41. Pp. 113–118. DOI: 10.1016/j.ifacol.2023.01.112 (дата обращения: 17.03.2024).
7. **Heinemann S., Muller H., Suleman A.** Toward smarter autoflight control system infrastructure // Journal of Aerospace Information Systems. 2018. Vol. 15, no. 6. Pp. 353–365. DOI: 10.2514/1.I010565 (дата обращения: 17.03.2024).
8. **Мальченко А.А., Дворников В.В., Федотов А.А.** Имитационное моделирование гидравлической системы с использованием гидравлического клапана // Авиация: история, современность, перспективы развития: материалы VIII Международной научно-практической конференции, посвященной 90-летию гражданской авиации Республики Беларусь. Минск, 3 ноября 2023 г. Минск, 2023. С. 87–89.
9. **Бобрин М.А.** Система управления безопасностью полетов летательных аппаратов с базовой встроенной системой автоматического допускового контроля гидравлической системы и систем мониторинга и прогнозирования отказов [Электронный ресурс] // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2024. № 2. С. 36–51. DOI: 10.51955/2312-1327_2024_2_36 (дата обращения: 17.03.2024).
10. **Бобрин М.А., Клемина Л.Г., Шестаков И.Н.** Интеллектуальная система автоматического контроля в полете гидравлической системы летательного аппарата // Идеи Циолковского в теориях освоения космоса: материалы 58-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Калуга, 19–21 сентября 2023 г. Калуга: ИП Стрельцов И.А., 2023. С. 341–344.

11. **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.

12. **Верещиков Д.В.** Пилотажный стенд маневренного самолета / Д.В. Верещиков, С.А. Маяцкий, Ю.О. Верещагин, Т.В. Грасько, П.С. Костин. Патент ПМ № RU 156567 U1, МПК G09B 9/08: опубл. 10.11.2015. 12 с.

13. **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, iss. 32. Pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (дата обращения: 17.03.2024)

References

1. **Vereshchikov, D.V.** (2021). System of differential equations of aircraft spatial motion dynamics with arbitrary tensor of inertia and center of gravity position. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 20, no. 2, pp. 7–18. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-7-18 (in Russian)

2. **Malchenko, A.A., Fedotov, A.A., Vereshchikov, D.V. et al.** (2022). Simulation model of flight dynamics of a supersonic aircraft with variable wing sweep: research report, cipher “DB Model”. Voronezh: VUNTS VVS “VVA”, 167 p. (in Russian)

3. **Vasiliev, D.V., Vereshchikov, D.V., Kostin, P. et al.** (2023). Analytical and simulation model of the flight dynamics of a large-sized unmanned aerial vehicle with external control: research report, code “Pilot-UAV”. Voronezh: VUNTS VVS “VVA”, 167 p. (in Russian)

4. **Efremov, A.V., Efremov, E.V., Tjaglik, M.S.** (2023). Adaptive flight control system for flight safety improvement in reentry and other high-velocity vehicles. *Acta Astronautica*, vol. 204, pp. 900–911. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.10.056

5. **Heimsch, D., Speckmaier, M., Gierszewski, D., Schwaiger, F.** (2024). Development and implementation of a mission data-

handling algorithm for an automatic flight guidance system. *Aerospace*, vol. 11, no. 2. ID: 115. DOI: 10.3390/aerospace.11020115 (accessed: 17.03.2024).

6. **Mbikayi, Z., Holzapfel, F., Scherbakov, A., Efremov, A.** (2022). Human pilot interaction with adapting flight control system. *IFAC-PapersOnLine*, vol. 55, issue 41, pp. 113–118. DOI: 10.1016/j.ifacol.2023.01.112 (accessed: 17.03.2024).

7. **Heinemann, S., Muller, H., 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: 17.03.2024).

8. **Malchenko, A.A., Dvornikov, V.V., Fedotov, A.A.** (2023). Simulation modeling of a hydraulic system using a hydraulic valve. In: *Aviatsiya: istoriya, sovremennost, perspektivy razvitiya: materialy VIII Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii, posvyashchennoy 90-letiyu grazhdanskoy aviatsii Respubliki Belarus*. Minsk, pp. 87–89. (in Russian)

9. **Bobrin, M.A.** (2024). Aircraft flight safety management system with a basic built-in system of automatic tolerance control of the hydraulic system and failure monitoring and forecasting systems. *Crede Experto: Transport, Society, Education, Language*, no. 2, pp. 36–51. DOI: 10.51955/2312-1327_2024_2_36 (accessed: 17.03.2024).

10. **Bobrin, M.A., Klemina, L.G., Shestakov, I.N.** (2023). Intelligent automatic control system for the in-flight hydraulic system of an aircraft. In: *Idei Tsiolkovskogo v teoriyakh osvoyeniya kosmosa: materialy 58-kh Nauchnykh chteniy, posvyashchennykh razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyu idey K.E. Tsiolkovskogo*. Kaluga: IP Streltsov I.A., pp. 341–344. (in Russian)

11. **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)

12. **Vereshchikov, D.V., Mayatsky, S.A., Vereshchagin, Yu.O., Grasko, T.V., Kostin, P.S.** (2015). Aerobatic stand of a maneuverable aircraft. Patent PM RU no. 156567 U1,

IPC G09B 9/08: publ. November 10, 12 p.
(in Russian)

13. 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, issue 32, pp. 159–164. DOI: 10.1016/j.ifacol.2016.12.207 (accessed: 17.03.2024).

Сведения об авторах

Мальченко Артем Андреевич, курсант, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», artyom92m@gmail.com.

Костин Павел Сергеевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», texnnik@mail.ru.

Хатунцев Ярослав Георгиевич, адъюнкт кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», hatuntseff.yaroslav@yandex.ru.

Information about the authors

Artyom A. Malchenko, Cadet, Air Force Military Educational and Scientific Center Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, artyom92m@gmail.com.

Pavel S. Kostin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Air Force Military Educational and Scientific Center Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, texnnik@mail.ru.

Yaroslav G. Khatuntsev, Adjunct, Aviation Systems and Aircraft Design Chair, Air Force Military Educational and Scientific Center Zhukovsky – Gagarin Air Force Academy, hatuntseff.yaroslav@yandex.ru.

Поступила в редакцию 06.06.2024
Одобрена после рецензирования 04.07.2024
Принята в печать 26.09.2024

Received 06.06.2024
Approved after reviewing 04.07.2024
Accepted for publication 26.09.2024