

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 004.94

DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-3-71-88

**Применение имитационных моделей гидравлической системы
и исполнительных элементов системы управления
при эксплуатации самолета**

А.В. Братчиков¹, 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 применения имитационной модели гидравлической системы и исполнительных устройств системы управления в процессе эксплуатации самолета. Сформулирована актуальность использования имитационных моделей в процессе эксплуатации самолета или при его проектировании. Представлены результаты работы по созданию Simulink-моделей контура питания гидравлической системы и потребителей в канале крена и тангажа для проведения анализа изменения параметров самолета в полете при отклонениях от номинального режима работы агрегатов системы. Рассмотрен процесс разработки имитационной модели внешнего воздействия на шток рулевого привода. Представлена интеграция имитационной модели гидравлической системы и рулевых приводов в модель пространственного движения самолета. Рассмотрен процесс создания управляющего воздействия, основанного на работе PID-регулятора. Представлены результаты имитационного моделирования изолированной работы рулевых приводов и гидравлической системы, на основе которых определены внешние и внутренние факторы, влияющие на отклонение рулевых поверхностей, определена нагрузочная характеристика рулевого привода на различных режимах работы гидравлической системы. Проведены имитационное моделирование фигуры пилотажа «боевой разворот» на различных режимах работы гидросистемы, по результатам которого сделаны выводы о влиянии отказов в работе системы на параметры полета самолета, а также анализ результатов моделирования с учетом функционирования модели гидросистемы и без учета этого функционирования. Сделан вывод о целесообразности применения разработанной имитационной модели гидросистемы и рулевых приводов в процессе эксплуатации и на этапе разработки самолетов.

Ключевые слова: гидравлическая система, рулевой привод, имитационная модель, параметры полета, боевой разворот, PID-регулятор.

Для цитирования: Братчиков А.В., Костин П.С., Хатунцев Я.Г. Применение имитационных моделей гидравлической системы и исполнительных элементов системы управления при эксплуатации самолета // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 3. С. 71–88. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-3-71-88

**Application of simulation models of the hydraulic system and flight
control actuators in aircraft operation**

A.V. Bratchikov¹, P.S. Kostin¹, Y.G. Khatuntsev¹

¹Military Educational and Scientific Center of the Air Force “Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin”, Voronezh, Russia

Abstract: The paper considers the application of a simulation model of the hydraulic system and actuation devices of the flight control system during aircraft operation. The relevance of using simulation models in aircraft operation or design is formulated. The results of developing Simulink-models of the hydraulic system supply circuit and the consumers in the roll and pitch channels are

presented, intended for analyzing changes in aircraft flight parameters under deviations from nominal operating conditions of system components. The development process of a simulation model for external loads on the actuator rod is considered. The integration of the simulation model of the hydraulic system and control actuators into a model of aircraft spatial motion is presented. The process of generating a control action based on the PID (proportional-integral-derivative) controller is examined. The results of simulation modeling of the isolated operation of the control actuators and hydraulic system are presented, based on which the external and internal factors affecting control surface deflection are identified, and the load characteristic of the actuator under various hydraulic system operating modes is determined. A simulation of the “combat turn” maneuver was performed under different hydraulic system operating modes, and the results are used to draw conclusions regarding the impact of system failures on aircraft flight parameters. An analysis was made comparing the simulation results with and without accounting for the hydraulic system model functioning. The conclusion is drawn about the feasibility of applying the developed simulation model of the hydraulic system and control actuators both during aircraft operation and at the design stage.

Keywords: hydraulic system, control actuator, simulation model, flight parameters, combat turn, PID (proportional-integral-derivative-regulator).

For citation: Bratchikov, A.V., Kostin, P.S., Khatuntsev, Y.G. (2026). Application of simulation models of the hydraulic system and flight control actuators in aircraft operation. Civil Aviation High Technologies, vol. 29, no. 3, pp. 71–88. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-3-71-88

Введение

В современном мире для упрощения изучения многих явлений и разработки технической продукции используется вычислительная техника. Каждый год появляется большое количество новых программных компонентов, а уже находящиеся в использовании постоянно совершенствуются. При помощи этих программных модулей появляется возможность решения широкого спектра задач во всевозможных направлениях.

Широкое развитие информационных технологий приводит к все большему внедрению их в авиационную сферу. Ведущие мировые разработчики авиационной техники, такие как ОКБ Сухого, ОКБ Яковлева, НЦВ «Миль и Камов», Boeing, Airbus, Rolls-Roys, эффективно применяют цифровые методы:

- при создании виртуальных копий узлов и агрегатов планера и двигателя, а также самолетов в целом, при помощи которых оценивается износ и планируется ремонт;
- моделировании работы элементов конструкции при экстремальных нагрузках с целью повышения надежности;
- имитации полета воздушного судна с повышенными нагрузками с целью уменьшения времени сертификации;
- моделировании авиационных аварий для повышения уровня безопасности полетов;

- моделировании полета с учетом внешних условий и аварийных ситуаций в процессе обучения пилотов на авиационных тренажерах;

- создании интерактивных инструкций по ремонту, реализуемых через VR-технологии (Virtual Reality);

- моделировании новых технологий, включающем тестирование электрических батарей и систем распределения энергии, имитацию полета дронов в заданной среде;

- моделировании функционирования авиационной системы в целях обеспечения экологической безопасности, включающем оптимизацию маршрутов полета, моделирование альтернативных видов топлива, симуляцию акустических характеристик двигателей с целью доведения их до соответствия экологическим нормам.

В авиастроительной отрасли существует проблема устаревания эксплуатируемых воздушных судов, что вынуждает разрабатывать новые самолеты либо модернизировать уже существующие. На сегодняшний день разработка современных авиационных конструкций немыслима без математического моделирования на ПЭВМ, при этом используется специализированное программное обеспечение. Для исследования процессов функционирования подсистем самолета, динамики пространственного движения получил широкое распространение программный продукт Matlab&Simulink. Разработанные

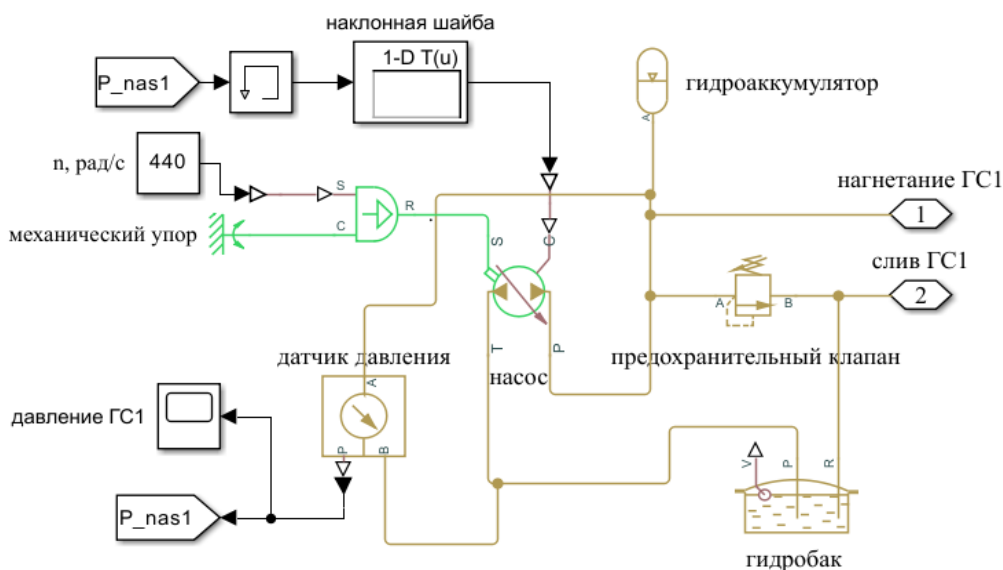


Рис. 1. Simulink-модель контура питания первой ГС
Fig. 1. Simulink-model of the first HS power circuit

в Matlab&Simulink модели возможно использовать как при проектировании летательных аппаратов, на этапах подбора параметров и испытаний, так и при эксплуатации.

Основная часть

Одной из основных систем самолета является система управления, исполнительные элементы которой непосредственно воздействуют на рулевые поверхности, изменяя положение воздушного судна в пространстве. В качестве исполнительных элементов системы управления используются электрогидравлические рулевые приводы (РП). Необходимую мощность рулевым приводам обеспечивают гидравлические системы (ГС) самолета. Сложность функционирования гидросистемы относительно системы управления выше по причине наличия в составе сложных механических и гидравлических элементов, функционирующих продолжительное время в условиях действия значительных нагрузок. Отказы и неисправности агрегатов и узлов гидравлической системы целесообразнее исследовать в процессе работы. Одним из вариантов изучения узлов и агрегатов ГС является имитационное моделирование в Matlab&Simulink.

Для разработки модели за реальный прототип была принята гидравлическая система самолета оперативно-тактического назначения. В состав системы входит два независимых контура питания, которые подают рабочую жидкость к потребителям. В качестве потребителей разработаны модели электрогидравлических рулевых приводов большой мощности (РПБМ), обеспечивающих отклонение стабилизатора, и силовые цилиндры (СЦ), обеспечивающие отклонение флаперонов. Максимальные усилия на штоке РПБМ – 200 кН, на штоке СЦ на уборку – 20 кН, а на выпуск – 40 кН. В качестве рабочей жидкости системы было принято гидравлическое масло с вязкостью 10 кСт и плотностью 850 кг/см³ [1–3].

При разработке модели использована библиотека элементов Simscape, а именно подгруппа Hydraulic. Разработка контура питания обеих гидросистем аналогична и происходит путем переноса в рабочее поле программы блоков с необходимыми внутренними параметрами [4–6]. Разработанная имитационная модель гидравлической системы (рис. 1) включает следующие элементы:

- Reservoir, выполняющий функции гидравлического бака, внутренними параметрами которого являются объем гидробака 16 л

и давление поддавливания гидрожидкости $3,5 \text{ кгс/см}^2$;

- блок Variable Displacement Pump – реализует работу гидравлического насоса, в окне выбора параметров которого вносятся значения номинальной частоты вращения ротора насоса 4 200 об/мин, номинальное повышение давления в системе 280 кгс/см^2 , и здесь же задаются параметры рабочей жидкости системы, такие как плотность 850 кг/см^3 и вязкость 10 кСт;

- Pressure Relief Valve – реализует работу предохранительного клапана, который сливает гидрожидкость в бак при повышении давления до 310 кгс/см^2 ;

- Gas-Charged Accumulator – моделирует функционирование гидроаккумулятора (ГА), внутренним параметром которого является давление зарядки аккумулятора, равное 95 кгс/см^2 ;

- Hydraulic Pressure Sensor – моделирует работу датчика давления.

Для правильной работы модели системы к модели насоса подводятся сигнал, представляющий энергетическую связь ротора насоса и привода от авиационного двигателя, и управляющий сигнал, регулирующий положение наклонной шайбы. Для реализации вращения ротора насоса используются:

- блок постоянной величины, в котором определяется числовое значение сигнала;

- блок Ideal Angular Velocity Source, который преобразует числовое значение в энергию вращения;

- блок Mechanical Rotational Reference, являющийся механическим упором для ротора насоса.

Положение наклонной шайбы задается в зависимости от давления в гидросистеме. Реализация этого процесса происходит путем включения в систему блока 1-D Lookup Table, устанавливающего зависимость положения наклонной шайбы от величины давления в гидросистеме [7].

Для создания Simulink-модели рулевого привода РПБМ произведено его деление на две части: исполнительную и регулиющую. В качестве распределительного устройства используется пара гидрораспределителей,

функционирование которых реализуется путем работы двух блоков 4-Way Directional Valve, по одному на каждую ГС. В их внутренних параметрах задается значение максимального отклонения золотника (5 мм) и площадь полностью открытого окна подачи и слива рабочей жидкости (20 мм^2).

Моделирование управляющего сигнала на распределительные клапаны реализовано путем создания отдельной подсистемы, в которой происходит суммирование сигнала с ручки управления самолетом (РУС) и сигнала обратной связи по положению штока. Общий вид модели распределительного устройства и упрощенный вид модели исполнительного устройства представлены на рис. 2.

Моделирование исполнительного элемента гидравлического привода, представленного на рис. 3, производится так же, как и при моделировании управляющего устройства, путем размещения необходимых блоков в поле программы и правильного их соединения. Исполнительное устройство представляет собой двухкамерный гидравлический цилиндр [8, 9]. В качестве основных исходных данных принимаются следующие значения:

ход штока $x_{шт} = 220 \text{ мм}$;

диаметр поршня $d_{порш} = 90 \text{ мм}$;

диаметр штока $d_{шт} = 65 \text{ мм}$;

диаметр компенсационного штока $d_{к.шт} = 49 \text{ мм}$;

начальное положение штока $x_0 = 125 \text{ мм}$.

Разработка исполнительного устройства реализована путем переноса в поле модели четырех блоков Translational Hydro-Mechanical Converter, каждый из которых является полостью гидроцилиндра, а пара таких блоков образует одну камеру. К каждому блоку подводится соответствующий сигнал линии слива и нагнетания первой и второй гидросистем. Для задания начального и крайнего положения штока в модели использован блок Translational Hard Stop. На вход к гидроцилиндру подключен механический упор, а на выход – блоки, отвечающие за имитацию внешнего воздействия и вывод величины положения штока в числовом виде.

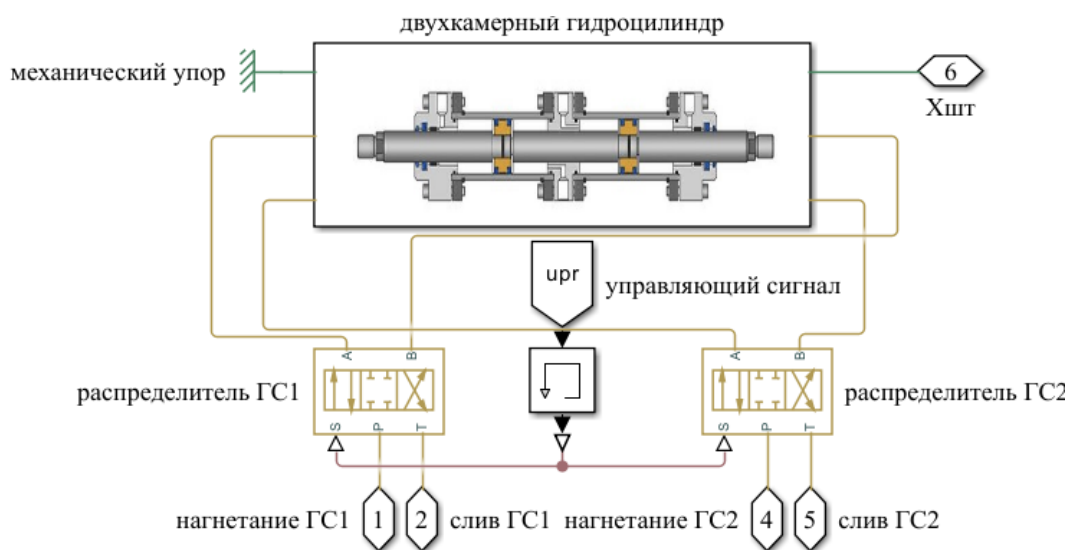


Рис. 2. Общий вид модели рулевого привода
Fig. 2. General view of the control actuator model

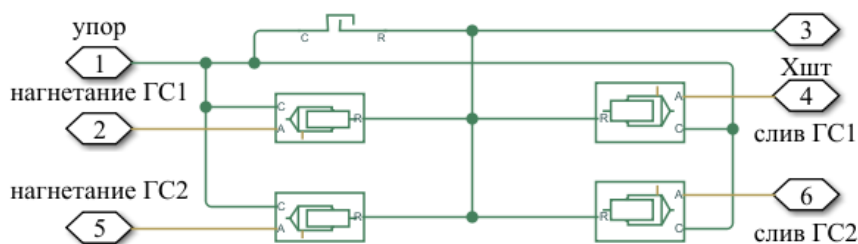


Рис. 3. Модель двухкамерного гидравлического цилиндра
Fig. 3. Model of double chamber hydraulic cylinder

Помимо моделирования штатной работы рулевого привода, в модель внесена возможность имитации отказа одной из камер. Реализация этого процесса происходит путем дублирования моделей каждой из камер и подачи управляющих сигналов на распределители модели, соответствующей заданному режиму работы. В качестве режимов работы, которые задаются вручную, выбраны: номинальная работа гидросистем, отказ первой ГС и отказ второй ГС. При полунатурном моделировании работы гидросистем с отказом одной из них функционирование одной камеры рулевого привода не учитывается. При этом реализовано влияние гидравлического сопротивления со стороны неработающей камеры. Для имитации сопротивления со стороны неработающей камеры применяется блок Variable Area Hydraulic Orifice, являющийся

дресселем с управляемым сечением. Сечение дресселя зависит от сигнала с РУС, который определяет направление движения жидкости в магистралях. Таким образом, сопротивление создается все время в магистралях, соответствующих линиям слива. Модель рулевого привода с одной отказавшей камерой представлена на рис. 4.

Датчик положения штока, расположенный с внешней стороны гидроцилиндра, необходим для вывода числового значения и его дальнейшего использования в модели. Внутренним параметром датчика является начальное положение штока.

Помимо датчика положения штока, с внешней стороны подключены элементы, отвечающие за реализацию внешнего воздействия на шток со стороны шарнирного момента, возникающего на поверхности управ-

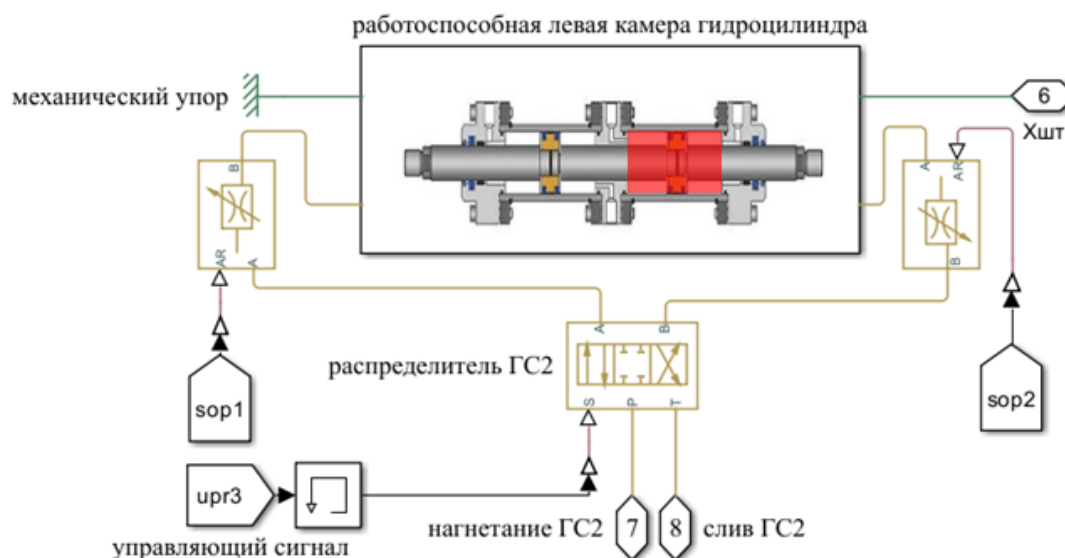


Рис. 4. Модель рулевого привода с отказавшей камерой
Fig. 4. Model of the control actuator with failed chamber

ления при ее отклонении. Для имитации шарнирного момента применены блоки Ideal Force Source, являющиеся блоками генерации силы, Translational Spring и Translational Damper, являющиеся пружиной и демпфером соответственно, необходимые для компенсации колебаний штока.

При этом на выходе так же, как и на входе сигнала со штока, необходимо использовать блок механического упора. На блок силы подан сигнал, соответствующий силе со стороны шарнирного момента в момент моделирования, рассчитанный по формуле

$$F_{\text{внеш}} = \frac{M_{\text{ш}}}{h} = \frac{m_{\text{ш}} q S b_a}{h}, \quad (1)$$

где $M_{ш}$ – значение шарнирного момента;
 $m_{ш}$ – аэродинамический коэффициент шарнирного момента;
 q – скоростной напор;
 S – площадь рулевой поверхности;
 b_a – средняя аэродинамическая хорда рулевой поверхности;
 h – длина рычага рулевой поверхности.

В качестве внутренних параметров пружины и демпфера используется коэффициент

затяжки пружины $K_{np} = 10$ Н/м и коэффициент демпфирования $K_{демп} = 100$ Н·с/м. На рис. 5 представлен общий вид модели имитации шарнирного момента.

Разработка электрогидравлических рулевых приводов флаперонов СЦ, расположенных по четыре на каждой консоли крыла, происходит аналогичным РПБМ способом. Различия заключаются в том, что каждый СЦ является однокамерным, с меньшим размером полостей и без компенсационного штока. Внешний вид модели привода флаперонов, включающей четыре СЦ, представлен на рис. 6.

Разработанные модели функционирования гидравлической системы самолета и рулевых приводов были интегрированы в модель пространственного движения летательного аппарата. Модель пространственного движения самолета представляет собой комплекс уравнений (2)–(4), рассчитывающихся в Matlab&Simulink. В их число входят дифференциальные уравнения, позволяющие рассчитать линейное перемещение самолета, его вращательное движение, углы Эйлера и другие уравнения аэродинамических и кинематических параметров [10–12].

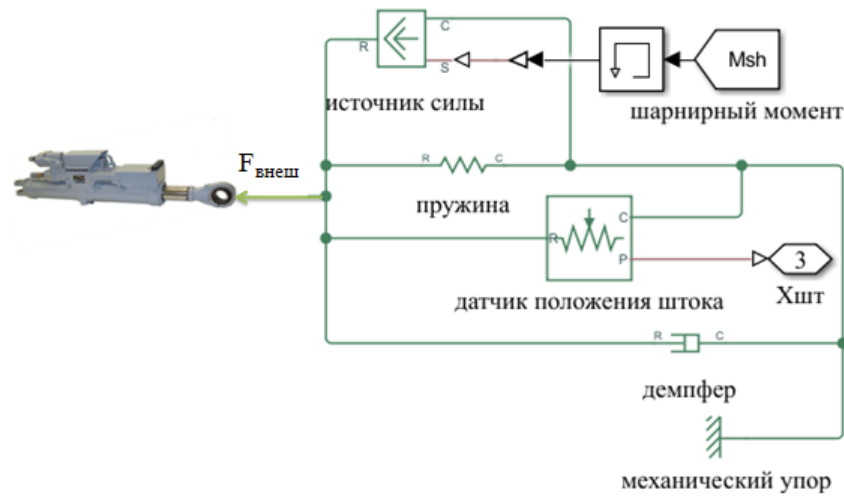


Рис. 5. Модель шарнирного момента
Fig. 5. Model of hinge moment

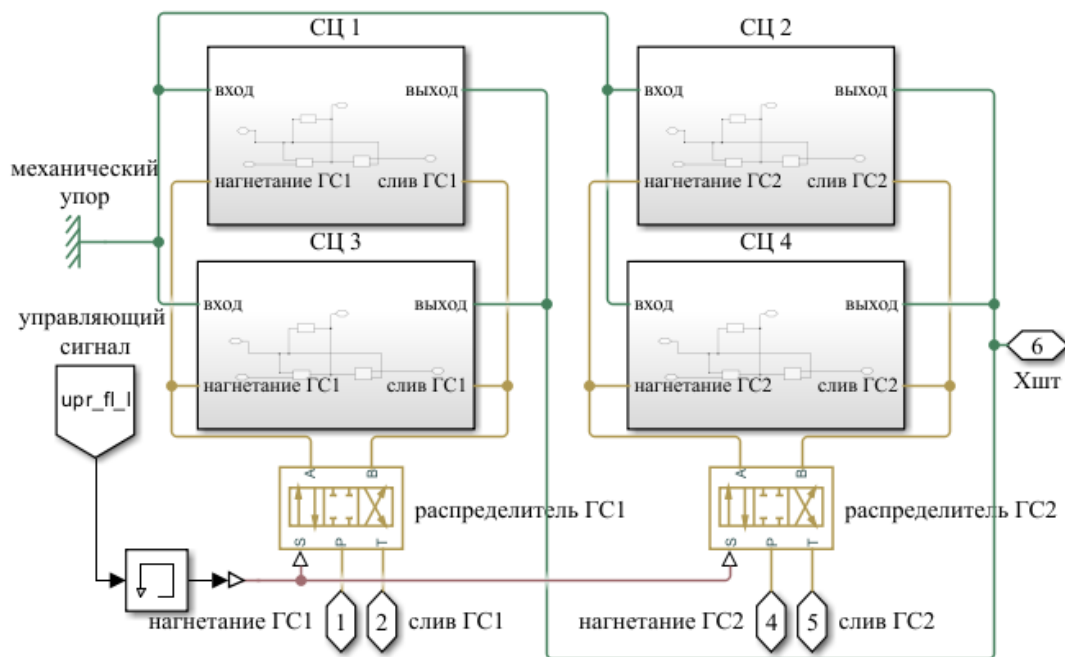


Рис. 6. Рулевые приводы флаперона консоли крыла СЦ
Fig. 6. Flaperon control actuators of the wing console actuating cylinder

$$\begin{aligned} \frac{dV_x}{dt} &= \omega_z V_y - \omega_y V_z + \frac{1}{m} [R_x - mg \sin \vartheta], \\ \frac{dV_y}{dt} &= \omega_x V_z - \omega_z V_x + \frac{1}{m} [R_y - mg \cos \vartheta], \\ \frac{dV_z}{dt} &= \omega_y V_x - \omega_x V_y + \frac{R_z}{m}, \end{aligned} \quad (2)$$

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 самолета по осям ОХ, ОУ, ОZ связанной системы координат;

m – масса самолета;

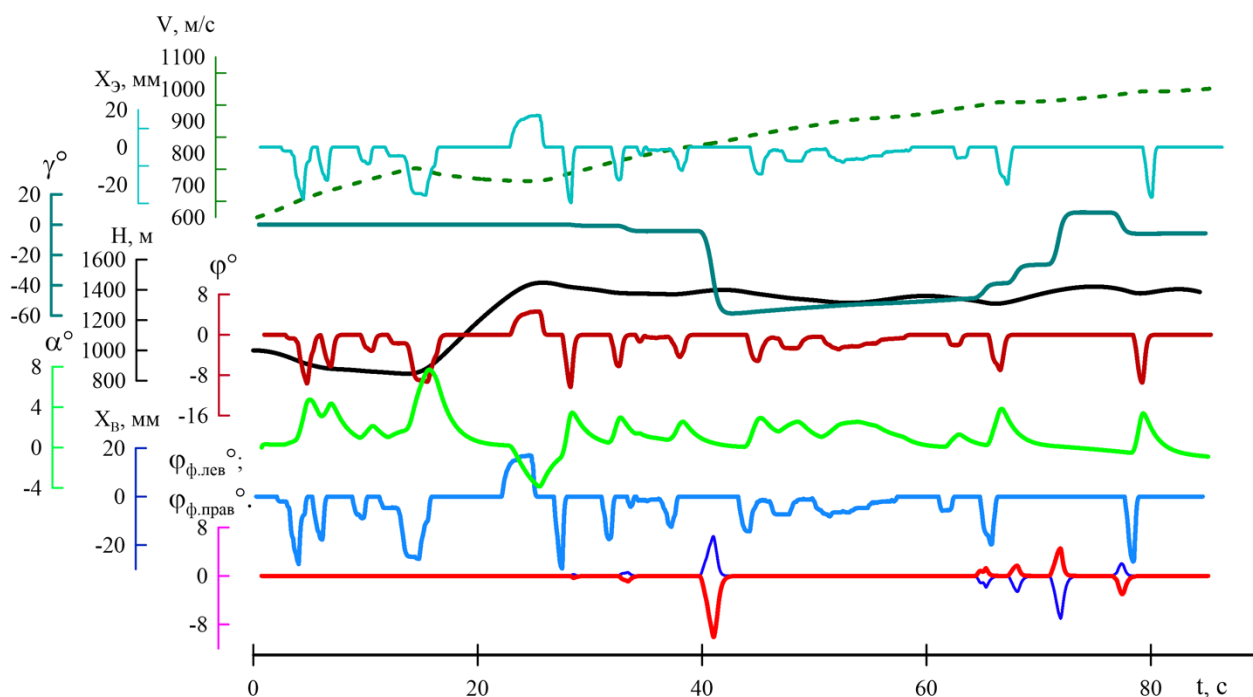


Рис. 7. Кинематические параметры полета самолета
Fig. 7. Kinematic parameters of the aircraft flight

g – ускорение свободного падения;
 R_x, R_y, R_z – составляющие результирующей силы по осям OX, OY, OZ связанной системы координат;
 ϑ – угол тангажа.

$$\begin{aligned} \frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{M_x - (I_z - I_y)\omega_z\omega_y}{I_x}, \\ \frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{M_y - (I_x - I_z)\omega_z\omega_x}{I_y}, \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{M_z - (I_y - I_x)\omega_x\omega_y}{I_z}, \end{aligned} \quad (3)$$

где M_x, M_y, M_z – составляющие аэродинамического момента на оси OX, OY, OZ связанной системы координат;

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

$$\begin{aligned} \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma, \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - \tan \vartheta (\omega_y \cos \gamma + \omega_z \sin \gamma), \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta}, \end{aligned} \quad (4)$$

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

Модель пространственного движения самолета, разработанная в Matlab&Simulink на основании представленных дифференциальных уравнений (2)–(4), позволяет рассчитывать в реальном времени координаты самолета, скорость его полета, углы атаки и скольжения и другие параметры.

В целях оценки достоверности разработанной модели пространственного движения самолета было проведено сравнение кинематических параметров, взятых из результатов реального полета (рис. 7) и результатов имитационного моделирования (рис. 8). На рис. 7 представлены отклонение ручки управления по крену X_e и тангажу X_θ , углы отклонения стабилизатора ϕ и флаперонов ϕ_ϕ , углы атаки

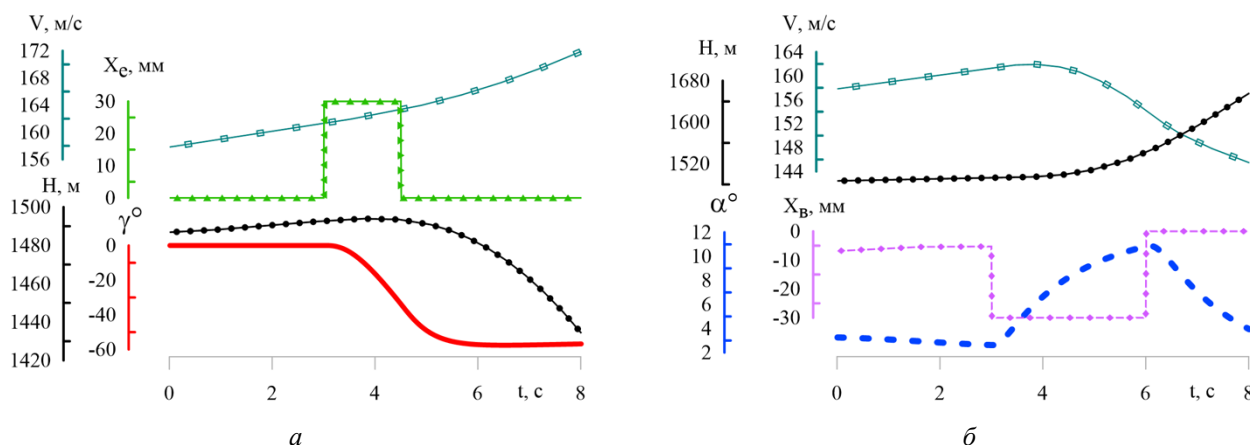


Рис. 8. Результаты имитационного моделирования отклонения РУС в каналах:

a – крена; b – тангажа

Fig. 8. The results of modeling deviation of the control stick
 a – in the roll channel; b – in the pitch channel

и крена, высота и скорость полета. По представленным на рис. 7 зависимостям были выбраны участки с 15-й по 20-ю и с 39-й по 43-ю секунды полета, характер отклонения ручки управления самолетом с которых был смоделирован при использовании разработанной модели.

Результаты моделирования представлены на рис. 8, анализ характера изменения значений углов атаки и крена при отклонении РУС как в реальном полете свидетельствует о том, что при удержании ручки в течение 3 с в положении отклонения на 30 мм увеличение угла атаки при моделировании происходит на 10° (рис. 8, б), при этом в реальном полете при подобном характере отклонения РУС – на 9° , то есть ошибка моделирования равняется 1° . При сравнении параметров в канале крена получили следующий результат: максимальное значение угла крена 60° , а в реальном полете 58° , то есть ошибка 2° . Представленные результаты имитационного моделирования свидетельствуют о достоверности разработанной модели.

Для оценки адекватности функционирования разработанной модели гидросистемы самолета и определения возможности ее дальнейшего использования для исследования динамики пространственного движения самолета было проведено имитационное моделирование изолированной работы ГС.

На разработанной модели контура питания гидросистемы и электрогидравлического РП РПБМ был проведен ряд экспериментов по исследованию влияния внешней нагрузки и открытия окна золотника на скорость перемещения штока. Для проведения этих исследований была отключена линия обратной связи и пошагово изменялась величина шарнирного момента от меньшего к большему для полностью и наполовину открытого окна золотника [13, 14].

По результатам этих исследований была построена нагрузочная характеристика рулевого привода РПБМ (рис. 9), из анализа которой следует, что при нулевой нагрузке со стороны шарнирного момента при уменьшении сечения канала подвода гидрожидкости ($x_{зол}$ – координата положения золотника) вдвое скорость перемещения штока гидроцилиндра изменяется также вдвое.

Подобные исследования были проведены с моделью на номинальном режиме работы ГС, при отказе левой камеры и правой камеры гидроцилиндра, по результатам которых были построены нагрузочные характеристики, представленные на рис. 10. Отказ гидросистемы характеризуется полным выходом системы из строя и отсутствием давления нагнетания в соответствующих полостях. Анализ представленных на рис. 10 характеристик свидетельствует о том, что при отказе

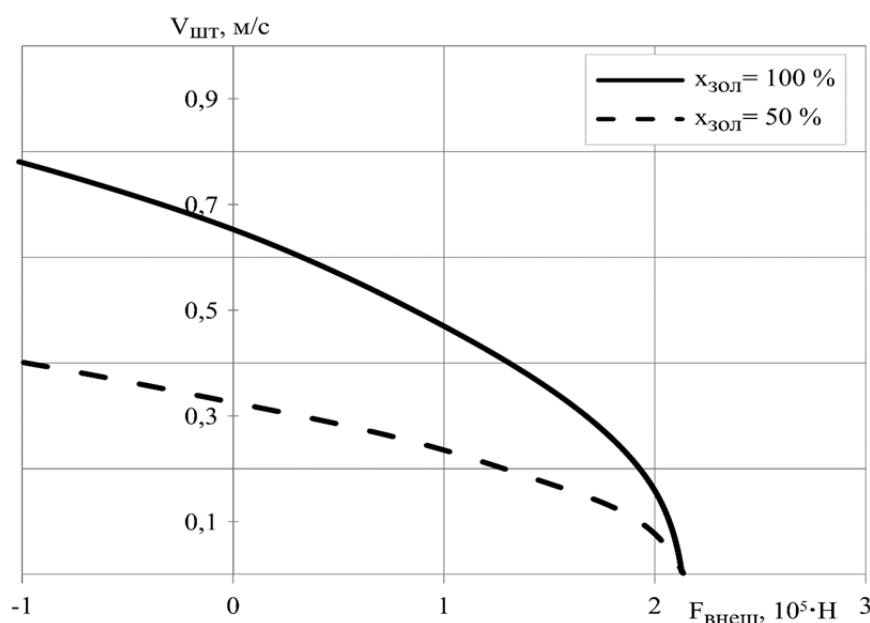


Рис. 9. Нагрузочная характеристика рулевого привода РПБМ
Fig. 9. Load characteristic of the high power control actuator

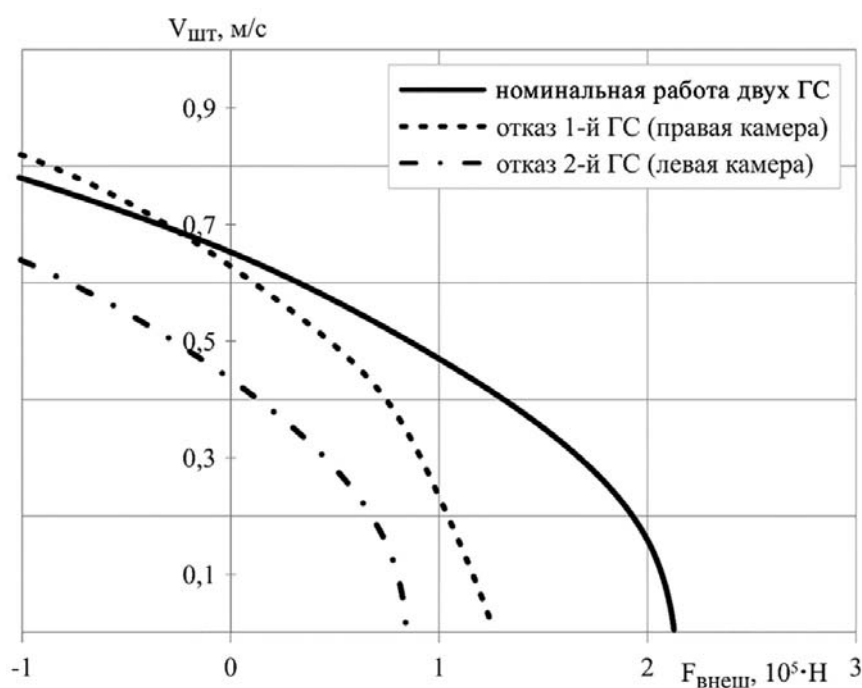


Рис. 10. Нагрузочная характеристика рулевого привода с отказом камеры
Fig. 10. Load characteristics of the control actuator with failed chamber

одной из ГС имеет место уменьшение максимальной нагрузки на штоке и скорости его перемещения. Каждая камера создает свое максимальное усилие, которое для случая отказа первой ГС $F = 120$ кН, а для случая отказа второй ГС – $F = 85$ кН. Разница в этих

значениях обусловлена разной эффективной площадью поршня: для случая отказа 1-й ГС – $A_{эф} = 44,74$ см², для случая отказа 2-й ГС – $A_{эф} = 30,4$ см². При этом нагнетание гидрожидкости в обоих случаях производится

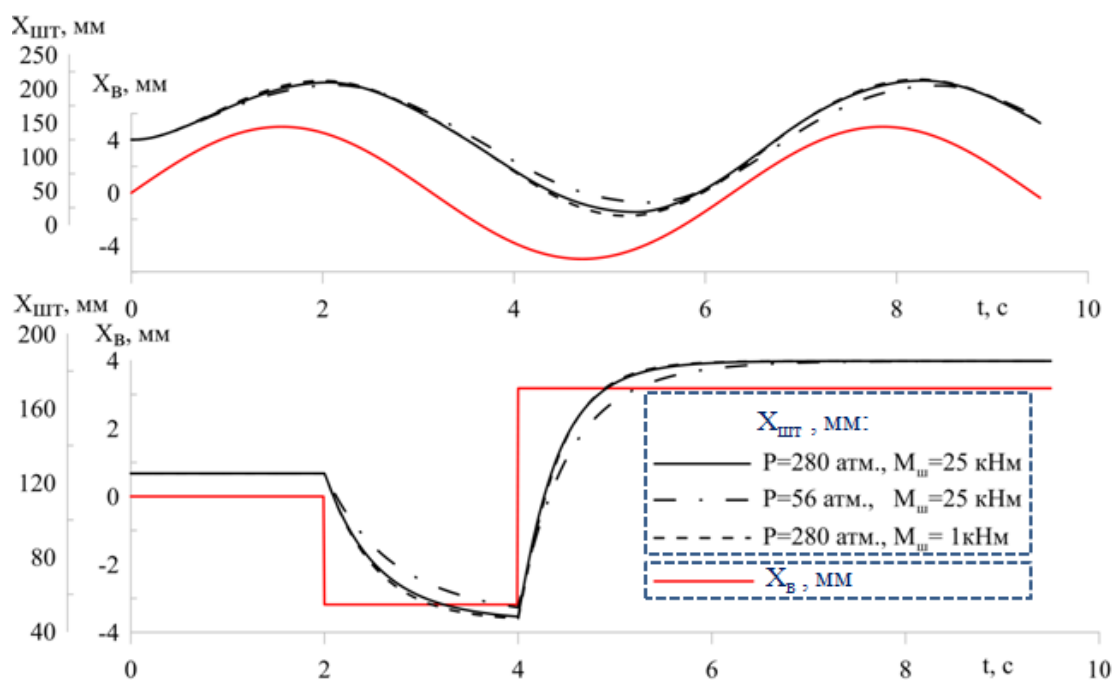


Рис. 11. Результаты имитационного моделирования с различными внешними и внутренними факторами
Fig. 11. The results of simulation modeling with various external and internal factors

в левую полость работоспособной камеры. На скорость перемещения штока влияет такой параметр, как объем полости нагнетания, который в случае отказа 1-й ГС больше, чем в случае отказа 2-й ГС.

С целью проведения экспериментов по изучению влияния на работу гидравлического цилиндра внешних и внутренних факторов было проведено моделирование отклонения стабилизатора при ступенчатом и синусоидальном сигналах с РУС. При этом внешние и внутренние параметры изменялись:

в первом случае давление в гидросистеме, нагнетаемое насосом, $P_{нагн} = 280 \text{ кгс/см}^2$, а значение шарнирного $M_{ш} = 25 \text{ кН·м}$;

во втором случае при $M_{ш} = 25 \text{ кН·м}$ и $P_{нагн} = 56 \text{ кгс/см}^2$;

в третьем случае $P_{нагн} = 280 \text{ кгс/см}^2$ и $M_{ш} = 25 \text{ кН·м}$.

По результатам проведенных экспериментов с различными внешними и внутренними параметрами был построен график зависимости входного сигнала на распределительное устройство гидропривода и положения штока

гидроцилиндра стабилизатора от времени моделирования, который представлен на рис. 11.

Анализ полученных зависимостей свидетельствует о появлении запаздывания в изменении значения положения штока на 16 мм на 5-й секунде моделирования при уменьшении рабочего давления в сравнении с номинальным режимом работы системы. Изменение шарнирного момента в третьем случае влияет на характер изменения положения штока не так существенно, как изменение рабочего давления. Уменьшение шарнирного момента привело к забросу значения координаты штока на 3 мм на 3-й секунде моделирования.

Для оценки влияния функционирования ГС на динамику пространственного движения самолета было проведено имитационное моделирование, в рамках которого формировалось ступенчатое отклонение РУС по тангажу, при этом в одной из реализаций работа ГС не учитывалась. По результатам имитационного моделирования была построена зависимость управляющего сигнала, угла отклонения руля высоты (стабилизатора) и угла

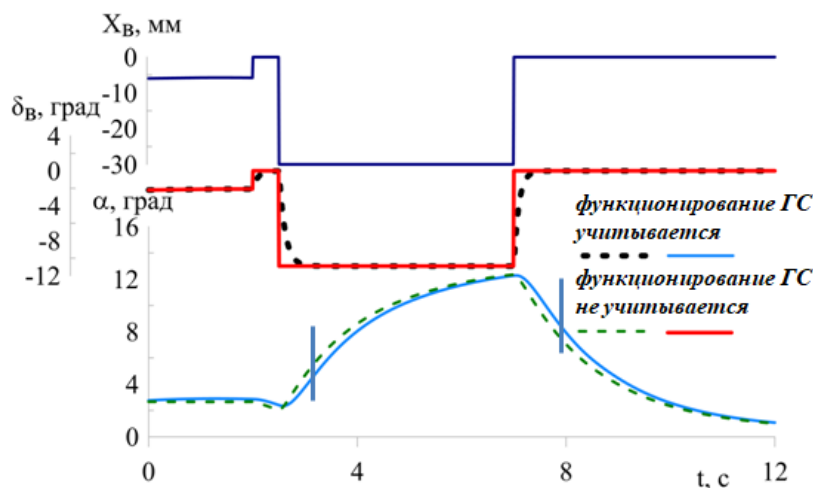


Рис. 12. Результаты имитационного моделирования с учетом работы ГС и при ее отсутствии
Fig. 12. The results of simulation modeling with and without HS operation

атаки самолета с учетом функционирования ГС и при ее отсутствии. График зависимости представлен на рис. 12, на котором видно, что при отсутствии учета функционирования ГС отклонение рулевой поверхности происходит мгновенно (идеально). Наличие модели ГС в модели пространственного движения самолета приводит к появлению запаздывания в изменении отклонения стабилизатора, что приводит к запаздыванию в изменении угла атаки воздушного судна на 3-й и 8-й секундах моделирования на 1° . Запаздывание в отклонении рулей обусловлено работой агрегатов гидравлической системы.

Полученные результаты исследования изолированного функционирования модели гидравлической системы и исполнительных элементов системы управления свидетельствуют об адекватности разработанной модели.

На следующем этапе исследований было проведено имитационное моделирование пространственного движения самолета с учетом функционирования гидросистемы и рулевых приводов.

Было проведено полунатурное моделирование фигуры пилотажа «боевой разворот» с отслеживанием таких параметров, как:

- отклонение ручки управления самолетом по крену и тангажу;
- положения ручки управления двигателями;
- отклонение рулевых поверхностей (стабилизатора и флаперонов);
- угол крена самолета;
- угол атаки;
- проекция скорости самолета на ось Y;
- расход гидравлической жидкости за насосом первой и второй гидросистем.

По результатам проведенных экспериментов построена зависимость указанных параметров от времени моделирования, которая представлена на рис. 13.

С целью имитации отклонения РУС в модели были разработаны законы управления в каналах крена и тангажа. Реализация этого процесса осуществлялась путем разработки PID-регулятора в каждом канале управления [15]. Регулятор в канале тангажа функционирует по формуле

$$X_e = K_n(H - H_{зад}) + K_d \frac{dH}{dt} + K_u \int (H - H_{зад}) dt, \quad (5)$$

где X_e – управляющий сигнал по тангажу;

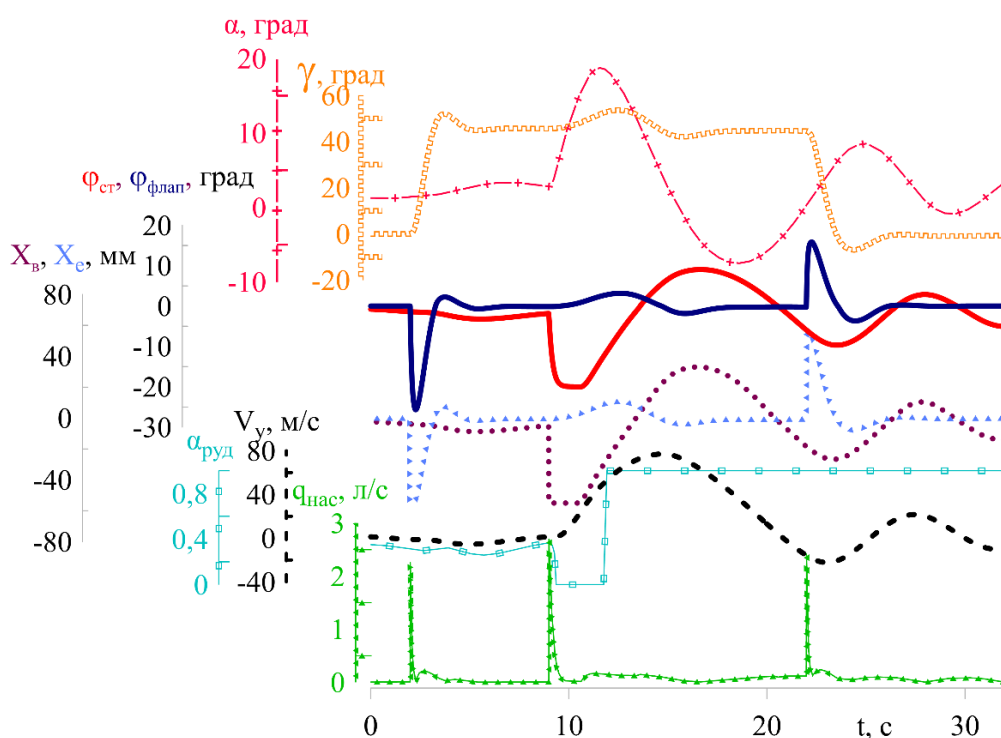


Рис. 13. Результат имитационного моделирования фигуры пилотажа «боевой разворот»
Fig. 13. The results of “combat turn” maneuver simulation modeling

K_n – пропорциональный коэффициент;

H – значение высоты полета в момент моделирования;

$H_{зад}$ – заданное значение высоты полета;

K_δ – дифференциальный коэффициент;

K_u – интегральный коэффициент.

Управление в канале крена осуществляется по заданной программе управления через PID-регулятор, функционирующий по формуле

$$X_e = K_n(\gamma - \gamma_{зад}) + K_\delta \frac{d\gamma}{dt} + K_u \int (\gamma - \gamma_{зад}) dt, \quad (6)$$

где X_e – управляющий сигнал по крену;

γ – значение угла крена в момент моделирования;

$\gamma_{зад}$ – заданное значение угла крена.

В ходе анализа результатов имитационного моделирования выполнения боевого разворота видно, что максимальный потребный расход гидравлической жидкости при энергичном отклонении рулевых поверхностей достигает значения 3 л/с. При этом функцио-

нирование гидравлического насоса дает предполагаемое значение расхода гидрожидкости 3,5 л/с.

Сравнительный анализ изменения динамики пространственного движения самолета при выполнении боевого разворота без учета функционирования ГС показал (рис. 14), что учет работы ГС приводит к меньшей скорости отклонения РП, что в свою очередь приводит к меньшей скорости изменения углов атаки и крена. Максимальное отклонение угла атаки при отсутствии учета функциониро-

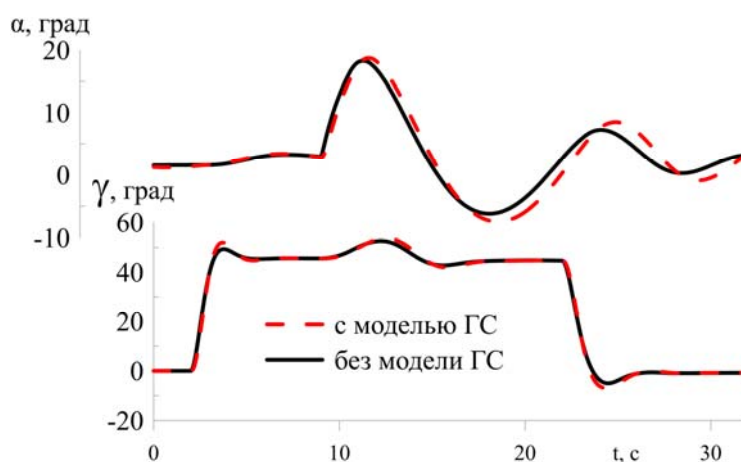


Рис. 14. Результаты имитационного моделирования с учетом функционирования модели ГС и без нее
Fig. 14. The results of simulation modeling with and without the HS model functioning

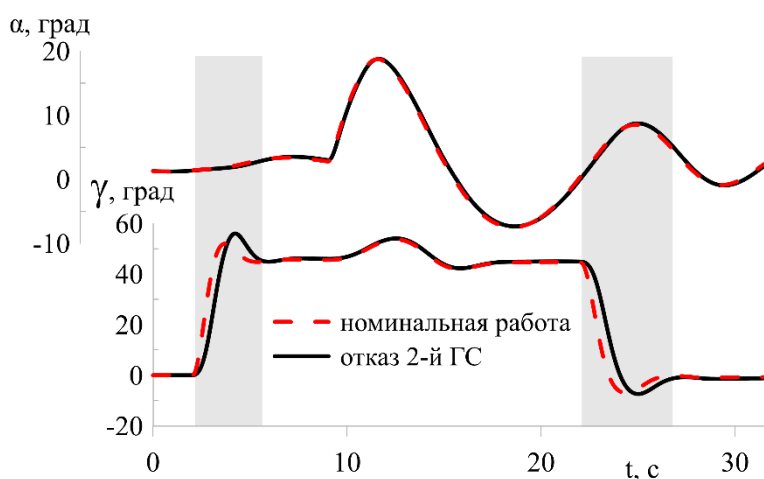


Рис. 15. Результаты имитационного моделирования при номинальной работе и при отказе одной из ГС
Fig. 15. The results of simulation modeling at nominal operation and at failure of one of the HS

вания ГС и РП составляет 2° , максимальный заброс по углу крена при этом достигает 5° [16].

Для оценки функционирования модели с отказом гидросистемы проведено имитационное моделирование боевого разворота при отказе второй гидросистемы самолета. По полученным значениям угла крена и угла атаки было проведено сравнение изменения положения самолета в пространстве. По представленной на рис. 15 зависимости видно, что при отказе одной ГС, следовательно, отказе одной камеры РПБМ и двух СЦ из четырех, которые отклоняют флаперон, на

участках с 2-й по 5-ю секунду моделирования и с 22-й по 26-ю возникает запаздывание по изменению угла крена на 0,5 с и заброс этого параметра на 5° на 4-й секунде исследования. Характер изменения угла атаки при отказе ГС практически такой же, как и при номинальной работе обеих ГС, что обусловлено меньшим снижением мощности рулевого привода РПБМ относительно СЦ, а следовательно, и меньшим запаздыванием в отклонении стабилизатора относительно флаперонов.

Заключение

Таким образом, по результатам проведенных исследований были получены следующие результаты:

- разработана модель контура питания гидравлической системы, позволяющая изменять внутренние параметры каждого элемента с последующей фиксацией изменения результатов моделирования;
- разработана модель функционирования рулевых приводов самолета, учитывающая внешнее воздействие и внутренние факторы, имеющая возможность имитировать отказ составных элементов рулевого привода.

Разработанные модели позволяют оценить изменение характеристик устойчивости и управляемости воздушного судна при отклонении каких-либо параметров гидравлической системы от заданных значений в процессе полета.

Дальнейшее применение данной модели возможно как в процессе эксплуатации самолетов, так и в процессе их разработки и модернизации.

Применение модели в процессе разработки и модернизации позволяет значительно снизить все виды затрат, в особенности временные.

В процессе эксплуатации разработанная модель может применяться:

- в целях внедрения модели в бортовую систему контроля самолета с отслеживанием параметров работы бортовых систем и анализом работоспособности агрегатов в процессе полета;
- использования модели в процессе обработки данных средств объективного контроля по завершении полета, в рамках оперативных видов подготовки.

В случае использования разработанной математической модели в составе авиационного оборудования самолета появляется возможность сравнения расчетных параметров с параметрами самолета в полете. По результатам сравнения предлагается анализировать работоспособность агрегатов гидравлической системы при выполнении полета. При отклонении значений параметров, характеризую-

щих режим работы гидравлической системы, от заданных необходимо выводить информационное сообщение о работоспособности агрегатов системы на индикацию летчика.

В случае применения представленной модели при выполнении объективного контроля целесообразно проводить сравнение параметров, записанных средствами контроля в полете, с расчетными значениями и выводить информацию о техническом состоянии агрегатов гидросистемы на сигналограмме.

Список литературы

1. Ермаков С.А., Оболенский Ю.Г., Сухоруков Р.В. Введение в проектирование систем авиационных рулевых приводов: учеб. пособие. М.: Изд-во ГУП г. Москвы «Окружная газета ЮЗАО», 2011. 343 с.
2. Верещиков Д.В., Николаев С.В., Разуваев Д.В. Системы управления летательных аппаратов: учебник. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. 322 с.
3. Верещиков Д.В., Костин П.С., Ивашков С.С. Системы управления летательных аппаратов. Имитационное моделирование динамики полета летательных аппаратов с использованием Matlab&Simulink: учеб. пособие. Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2023. 168 с.
4. Руппель А.А., Сагандыков А.А., Корытов М.С. Моделирование гидравлических систем в MATLAB: учеб. пособие. Омск: СибАДИ, 2009. 172 с.
5. Матвеев А.М., Пейко Я.Н., Комаров А.А. Расчет и испытания гидравлических систем летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1974. 181 с.
6. 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.

7. **Медведев Д.Д.** Математическое моделирование гидравлического плунжерного насоса малого расхода / Д.Д. Медведев, В.И. Грищенко, Е.А. Ивлиев, В.С. Сидоренко // Известия ТулГУ. Технические науки. 2023. Т. 12. С. 335–342. DOI: 10.24412/2071-6168-2023-12-335-336

8. **Гамынин Н.С.** Гидравлический привод систем управления. М.: Машиностроение, 1972. 376 с.

9. **Константинов С.В., Редько П.Г., Ермаков С.А.** Электрогидравлические рулевые приводы систем управления полетом маневренных самолетов: учеб. пособие. М.: Янус-К, 2006. 313 с.

10. **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

11. **Левицкий С.В., Свиридов Н.А.** Динамика полета: учебник для слушателей ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. М.: Изд-во ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 527 с.

12. **Бюшгенс Г.С.** Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. М.: Наука; Физматлит, 1998. 816 с.

13. **Константинов С.В.** Формирование требований к динамическим характеристикам и базовым параметрам контуров управления рулевого привода перспективного маневренного самолета / С.В. Константинов, И.П. Кузнецов, А.А. Паршин, В.Ю. Шитов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 12. С. 26–40.

14. **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.

15. **Кузнецов В.Е.** Адаптивное управление электрогидравлическими приводами рулевых авиационных комплексов: автореф. дисс. ... докт. техн. наук. СПб., 2017. 32 с.

16. **Николаев С.В., Жиделев А.В.** Оценка достоверности результатов моделирования процессов функционирования авиационных комплексов // Авиакосмическое приборостроение. 2019. № 5. С. 26–33. DOI: 10.25791/aviakosmos.05.2019.637

References

1. **Ermakov, S.A., Obolenskiy, Yu.G., Sukhorukov, R.V.** (2011). Introduction to the design of aircraft rudder actuator systems: Tutorial. Moscow: Izdatelstvo GUP g. Moskvyy “Okruzhnaya gazeta YUZAO”, 343 p. (in Russian)

2. **Vereshchikov, D.V., Nikolayev, S.V., Razuvayev, D.V.** (2018). Aircraft control systems: Textbook. Voronezh: VUNTS VVS “VVA”, 322 p. (in Russian)

3. **Vereshchikov, D.V., Kostin, P.S., Ivashkov, S.S.** (2023). Aircraft control system. Simulation modeling of aircraft flight dynamics using Matlab&Simulink: Tutorial. Voronezh: VUNTS VVS “VVA”, 168 p. (in Russian)

4. **Ruppel, A.A., Sagandykov, A.A., Korytov, M.S.** (2009). Modeling of hydraulic systems in MATLAB: Tutorial. Omsk: SEI SibADI, 172 p. (in Russian)

5. **Matveenko, A.M., Peyko, Ya.N., Komarov, A.A.** (1974). Calculation and testing of aircraft hydraulic systems. Moscow: Mashinostroyeniye, 181 p. (in Russian)

6. **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)

7. **Medvedev, D.D., Grishchenko, V.I., Ivliev, E.A., Sidorenko, V.S.** (2023). Mathematical modeling of low flow hydraulic plunger pump. *Izvestia TulGU. Tekhnicheskie nauki*,

vol. 12, pp. 335–342. DOI: 10.24412/2071-6168-2023-12-335-336 (in Russian)

8. **Gamynin, N.S.** (1972). Hydraulic actuator for control systems. Moscow: Mashinostroyeniye, 376 p. (in Russian)

9. **Konstantinov, S.V., Redko, P.G., Ermakov, S.A.** (2006). Electrohydraulic steering actuators of maneuvering aircraft flight control systems: Tutorial. Moscow: Yanus-K, 313 p. (in Russian)

10. **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)

11. **Levickiy, S.V., Sviridov, N.A.** (2008). Flight dynamics: Textbook for trainees of Zhukovskiy VVIA. Moscow: Izdatelstvo VVIA im. prof. N.Ye. Zhukovskogo, 527 p. (in Russian)

12. **Bushgens, G.S.** (1998). Aerodynamics, stability and controllability of supersonic airplanes. Moscow: Nauka, Fizmatlit, 816 p. (in Russian)

13. **Konstantinov, S.V., Kuznetsov, I.P., Parshin, A.A., Shitov, V.Yu.** (2013). Development of requirements for dynamic characteristics and combat parameters of control loops of the steering drive of a prospective maneuverable aircraft. *Polet. Obsherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, no. 12, pp. 26–40. (in Russian)

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

15. **Kuznetsov, V.E.** (2017). Adaptive control of electrohydraulic actuators of aircraft rudder systems: Abstract of D. tech. Sc. dissertation. St. Petersburg, 32 p. (in Russian)

16. **Nikolaev, S.V., Zhidilev, A.V.** (2019). Evaluation of the reliability of the results of modeling the processes of functioning of aviation complexes. *Aviakosmicheskoye priborostroyeniye*, no. 5, pp. 26–33. DOI: 10.25791/avia kosmos.05.2019.637 (in Russian)

Сведения об авторах

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

Костин Павел Сергеевич, кандидат технических наук, доцент, профессор 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 V. Bratchikov, Cadet, Military Educational and Scientific Center of the Air Force “Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin”, sloupocher@gmail.com.

Pavel S. Kostin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Military Educational and Scientific Center of the Air

Force “Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin”,
texnnik@mail.ru.

Yaroslav G. Khatuntsev, Adjunct, Aviation Complexes and Aircraft Design Chair, Military Educational and Scientific Center of the Air Force “Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin”, hatuntseff.yaroslav@yandex.ru.

Поступила в редакцию	23.05.2025	Received	23.05.2025
Одобрена после рецензирования	02.12.2025	Approved after reviewing	02.12.2025
Принята в печать	21.05.2026	Accepted for publication	21.05.2026