

Новые методические подходы для разработки и исследования системы рулевого привода автономных объектов

А. С. Алексеенков¹, С. В. Константинов^{2✉}, В. Е. Кузнецов³,
А. Н. Лукичев³, Е. В. Ерофеев⁴

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

² Объединенная авиастроительная корпорация – ОКБ Сухого, Москва, Россия

³ Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет
«ЛЭТИ» им. В. И. Ульянова (Ленина), Санкт-Петербург, Россия

⁴ Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского,
г. Жуковский, Московская область, Россия
✉ maestroat@yandex.ru

Аннотация. Рассматриваются основные проблемы, связанные с формированием архитектуры цифровой системы рулевого привода с повышенным уровнем безотказности перспективных автономных объектов. Обосновываются основные методические подходы к разработке математической модели системы рулевого привода, предназначенной для исследования ее динамики с учетом воздействия внешних аэродинамических и упруго-массовых нагрузок при реконфигурации алгоритмов и функциональной структуры. Приводятся результаты моделирования динамики системы рулевого привода и анализ устойчивости замкнутой системы рулевого привода с целью обеспечения требуемого уровня управляемости самолета.

Ключевые слова: электрогидравлический рулевой привод (ЭГРП), блок управления приводом (БУП), математическая модель, система управления полетом (СУП)

Для цитирования: Новые методические подходы для разработки и исследования системы рулевого привода автономных объектов / А. С. Алексеенков, С. В. Константинов, В. Е. Кузнецов, А. Н. Лукичев, Е. В. Ерофеев // Изв. СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2025. Т. 18, № 10. С. 81–99. doi: 10.32603/2071-8985-2025-18-10-81-99.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Original article

New methodological approaches for the development and research of the steering system of autonomous objects

A. S. Alekseenkov¹, S. V. Konstantinov^{2✉}, V. E. Kuznetsov³,
A. N. Lukichev³, E. V. Erofeev⁴

¹ Moscow aviation institute, Moscow, Russia

² United Aircraft Corporation – Sukhoi Design Bureau, Moscow, Russia

³ Saint Petersburg Electrotechnical University, Saint Petersburg, Russia

⁴ Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow region, Russia
✉ maestroat@yandex.ru

Abstract. The article discusses the main problems associated with the formation of the architecture of a digital steering system with an increased level of reliability for a promising maneuverable aircraft. The article substantiates the main methodological approaches for developing a mathematical model of the steering system, which

is intended for studying its dynamics, taking into account the influence of external aerodynamic and elastic-mass loads, while reconfiguring the algorithms and functional structure.

The article presents the results of modeling the dynamics of the steering system and the analysis of the stability of the closed system «Airplane – Control System – Steering System».

Keywords: electrohydraulic steering system (EHSS), drive control unit (BUP), mathematical model, aircraft flight control system (FCS)

For citation: New methodological approaches for the development and research of the steering system of autonomous objects / A. S. Alekseenkov, S. V. Konstantinov, V. E. Kuznetsov, A. N. Lukichev, E. V. Erofeev // LETI Transactions on Electrical Engineering & Computer Science. 2025. Vol. 18, no. 10. P. 81–99. doi: 10.32603/2071-8985-2025-18-10-81-99.

Conflict of interest. The authors declare no conflicts of interest.

Введение. Активное внедрение в практику создания современных и перспективных маневренных самолетов с неустойчивой аэродинамической компоновкой приводит к необходимости разработки методического обеспечения достижения требуемых летно-технических характеристик (ЛТХ) самолета. При этом возникает одна из важнейших проблем – обеспечение устойчивости замкнутого контура «Самолет–система управления полетом (СУП)» в области малых и больших возмущений. Основу СУП современных и перспективных маневренных самолетов составляют цифровые комплексные системы управления (КСУ), одним из наиболее важных элементов которых, определяющих устойчивость замкнутого контура «Самолет–СУП», служат электрогидравлические рулевые приводы (ЭГРП) органов управления самолета [1], [2].

Такие рулевые приводы включают в свой состав электрогидравлические исполнительные механизмы, как правило с дроссельным регулированием скорости, и электронные блоки, которые реализуют функции управления и встроенного контроля исправности компонентов рулевых приводов. При появлении локальных отказов в компонентах рулевых приводов осуществляется реконфигурация структуры привода и системы управления в целом.

Наиболее сложно решение данной задачи для ЭГРП критических рулевых поверхностей, полный отказ которых приводит к катастрофической ситуации. К таким рулевым поверхностям могут быть отнесены в первую очередь органы продольного управления самолета – переднего горизонтального оперения (ПГО), горизонтального оперения (ГО) и элевонов, для управления которыми используются ЭГРП со значительными расходами рабочей жидкости (более 15...50 л/мин) [2].

Основу этих ЭГРП составляют гидравлические агрегаты, одним из важнейших элементов которых служат электрогидравлические сервоприводы (СП), управляющие положением золотника основного гидрораспределителя силового исполнительного механизма привода.

При формировании функциональной структуры ЭГРП указанных ранее аэродинамических поверхностей необходимо выполнить следующие основные мероприятия:

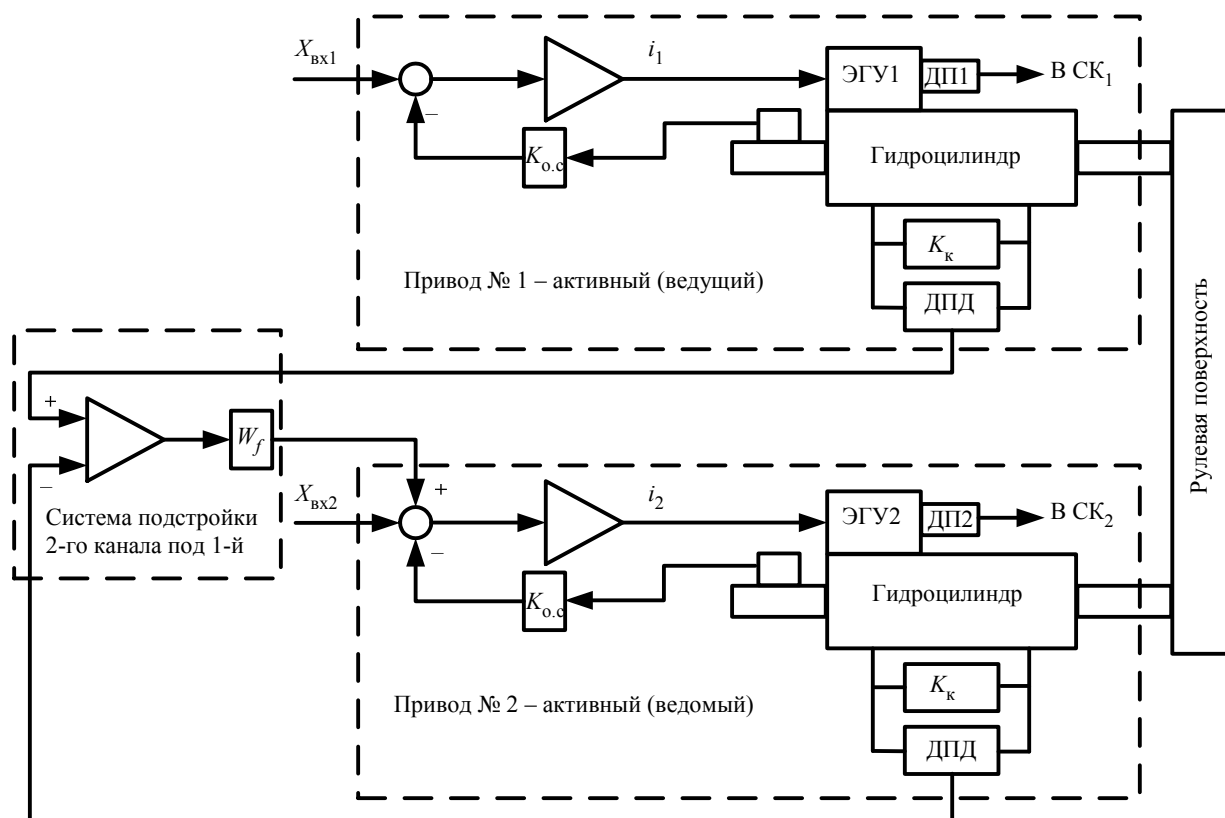
- устранить существенные нелинейности в механических и гидравлических элементах привода посредством конструктивно-технологических решений;
- обеспечить собственную устойчивость контуров управления привода в области малых и сверхмалых сигналов, в которой существенно проявление нелинейных эффектов;
- обеспечить выполнение требований к линейности регулировочных характеристик гидрораспределителей привода в области малых сигналов;
- обеспечить выполнение требований к динамической точности привода в области малых сигналов управления (0.1 %) и высокой стабильности функциональных характеристик привода при наличии возмущающих воздействий;
- обеспечить уровень безотказности привода, соответствующего практически невероятному событию (вероятность полной потери функции управления менее 10^{-8} ч⁻¹) [2].

Эффективным способом реализации указанных проблем служит применение в рулевых приводах ПГО и ГО электрогидравлических усилителей «прямого действия», в которых золотник гидрораспределителя перемещается высокочастотным электромеханическим сервоприводом [2]. Принципы построения систем рулевых приводов для ПГО и ГО подробно рассмотрены в [2].

Методология построения системы рулевого привода управления элевонами. Методология построения систем рулевых приводов управления элевонами перспективного маневренного самолета существенно отличается от архитектуры построения систем рулевых приводов ПГО и ГО. При этом рулевая поверхность – элевон – относится к классу критических органов управления, для которых предъявляемый уровень безотказности (вероятность потери функции управления) составляет менее 10^{-8} ч^{-1} и обеспечение требуемой безопасности управления самолетом может быть обеспечено только использованием общего структурного резервирования системы рулевого привода с одновременной работой 2 следящих рулевых приводов, соединенных с органом управления и подключенных к разным энергетическим системам (централизованным гидросистемам самолета). Для маневренного самолета это реализует принцип суммирования сил на общем выходном звене системы рулевого привода в составе 2 следящих рулевых приводов – рулевой

поверхности элевона. При неодинаковых параметрах компонентов рулевых приводов или при разбросе сигналов управления идентичность рабочих процессов формирования сил в каждом из 2 рулевых приводов нарушается в статических и квазистатических режимах управления. В этом случае даже при отсутствии внешней нагрузки на рулевой поверхности ($F_n = 0$) на выходные звенья рулевых приводов действуют паразитные силы, соизмеримые с силой, максимально развиваемой исполнительным механизмом рулевого привода. Появление сил взаимного нагружения в конструкции между силовыми каналами (выходными звеньями) системы резервированного рулевого привода приводит как к искажению процессов управления рулевой поверхностью, так и к преждевременному снижению прочностных характеристик вследствие накопления усталостных повреждений конструкции.

Рассмотрим основные особенности работы системы рулевого привода элевона маневренного самолета, предполагающего совместную одно-



K_k – клапан кольцевания полостей гидроцилиндров; СК₁, СК₂ – системы контроля привода; ДП1, ДП2 – датчики перемещения золотников электрогидравлических усилителей (ЭГУ); i_1 , i_2 – токи управления в обмотках ЭГУ; W_f – фильтр, ДПД – датчик перепада давления на поршне исполнительного механизма привода, $K_{0.c}$ – коэффициент обратной связи по положению золотника ЭГУ

Рис. 1. Архитектура построения системы рулевого привода управления рулевой поверхностью
Fig. 1. Architecture of the steering surface control system

временную работу двух ЭГРП с включенным контуром по снижению уровня их взаимного силового нагружения, который организуется за счет введения специального алгоритма выравнивания сил на их исполнительных механизмах. При «активной» работе двух ЭГРП алгоритм выравнивания сил строится по принципу измерения давлений нагрузки на поршнях исполнительных механизмов каждого из рулевых приводов посредством датчиков перепадов давления (ДПД) и введения в каналы управления приводами интегральной обратной связи по отклонению давления нагрузки (p_i) от среднего значения $p_{ср} = 0.5(p_{н1} + p_{н2})$, где $p_{н1}, p_{н2}$ – давление нагрузки на поршнях исполнительных механизмов приводов ЭГРП. При этом выходные сигналы датчиков ДПД ($U_{ДПД1}, U_{ДПД2}$) служат мерой нагрузки на поршне исполнительного механизма каждого из рулевых приводов. Наличие интегрального контура по управлению перепадом давления на поршне исполнительного механизма каждого из рулевых приводов повышает точность алгоритма

выравнивания сил и уменьшает уровень взаимного силового нагружения в статических режимах.

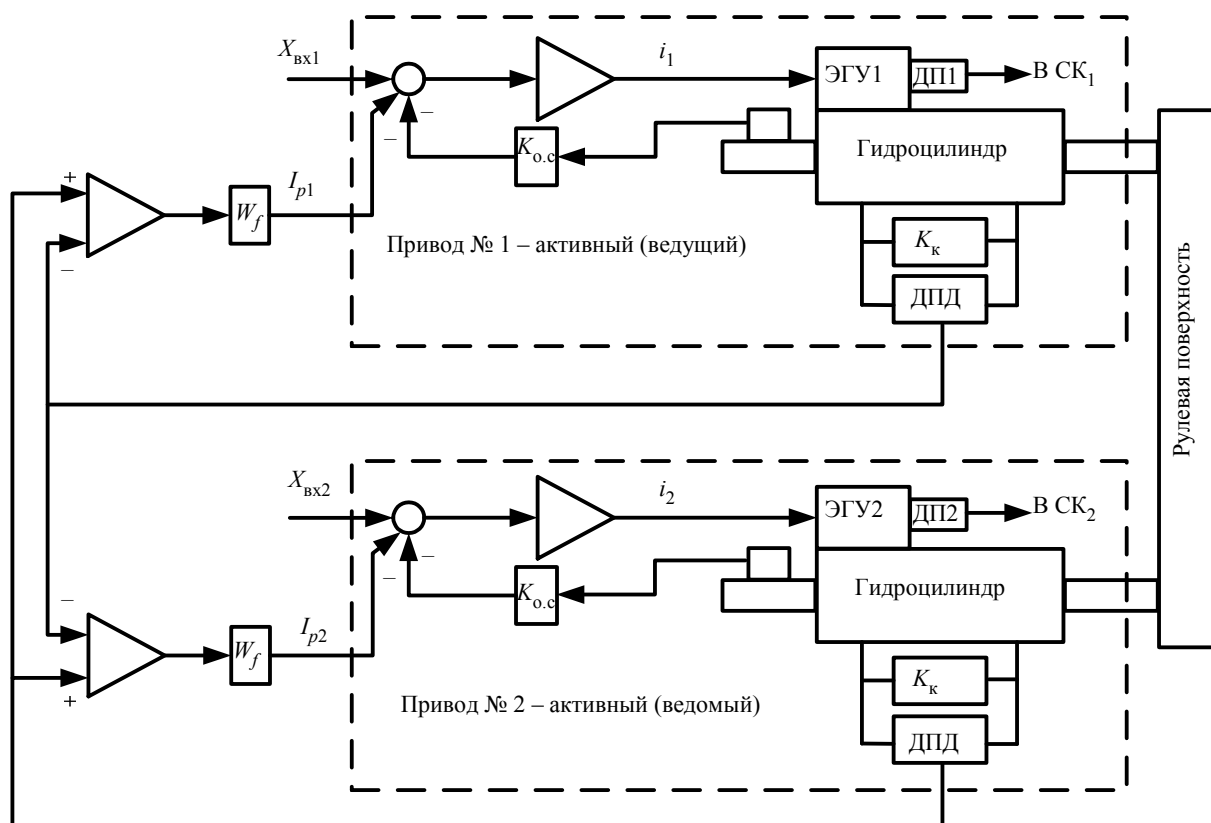
Архитектура построения системы рулевого привода управления рулевой поверхностью с двумя активно работающими следящими рулевыми приводами с общим выходным звеном, на котором суммируются развиваемые исполнительными механизмами приводом силы, сводится к двум основным вариантам. Один из таких вариантов представлен на рис. 1.

Здесь в системе рулевого привода управление рулевой поверхностью осуществляют 2 активно работающих следящих электрогидравлических привода в следующей конфигурации:

– привод № 1 – «ведущий», определяющий движение общего выходного звена (рулевой поверхности);

– привод № 2 – «ведомый», работая активно, формирует требуемую для перемещения рулевой поверхности силу.

«Ведомый» привод подстраивается под «ведущий», минимизируя разность перепадов давлений на поршнях исполнительных механизмов «ведуще-



I_{p1}, I_{p2} – интегральные оценки разности перепадов давления на поршне исполнительного механизма рулевых приводов

Рис. 2. Симметричная структура системы рулевых приводов с интегральными обратными связями по разности давлений нагрузки

Fig. 2. Symmetrical structure of the steering drive system with integral feedback based on the load pressure difference

го» и «ведомого» силовых каналов. В результате сила на выходном звене обоих приводов равномерно распределяется между ними [3], [4].

Другой вариант системы рулевых приводов – использование симметричной структуры с интегральными обратными связями по разности давлений нагрузки, как это показано на рис. 2.

Следует заметить, что на рисунке оба канала системы приводов находятся в одинаковом активном функциональном состоянии и траектория перемещения выходного звена привода соответствует среднему арифметическому из сигналов управления, поступающих на входы рулевых приводов.

Конкретный выбор наиболее рационального варианта архитектуры построения системы рулевого привода элевона самолета непосредственно связан с удовлетворением требованиям по оценке безопасности функции управления.

Для перспективных цифровых систем рулевых приводов необходимо использовать принцип встраивания цифровых микроконтроллеров в позиционный контур управления привода. В этом случае открываются новые возможности улучшения качества управления рулевыми поверхностями за счет реализации более сложных алгоритмов коррекции рабочих процессов без усложнения аппаратной части ЭГРП. При разработке возникает необходимость оценки последствий локальных отказов на безопасность полета и разработки методов подтверждения уровня безотказности. Учитывая, что при стендовых и летных испытаниях практически невозможно подтвердить надежность ЭГРП и его компонентов с точки зрения полной потери функции управления, то предлагается следующий подход к оценке его безопасности:

- количественная оценка безотказности q_k (не более 10^{-8} ч⁻¹) используется для обоснования выбора расчетных видов отказов и оценки вероятности полной потери функции управления;

- влияние выбранных для анализа расчетных видов отказов привода на безопасность полета самолета рассматривается с учетом тяжести их последствий вне зависимости от вероятности их появления.

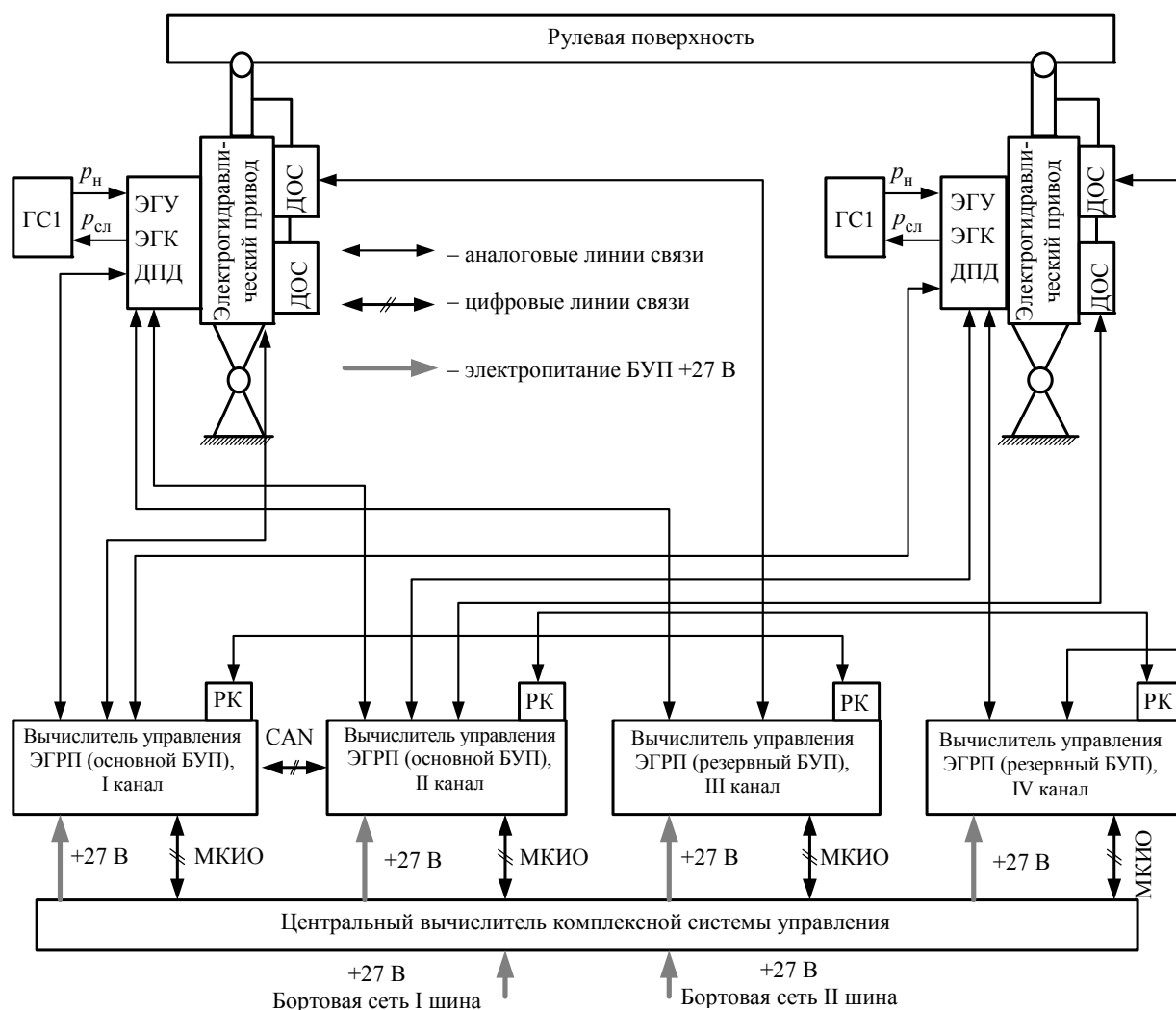
При этом рассматриваются определенные группы состояний системы управления, которые связаны с расчетными видами отказов в приводе и степенью ухудшения ЛТХ самолета в виде уровней (I, II, III) его управляемости [2], [5]. Отказ одной гидравлической системы приводит к уменьшению развиваемой силы выходным звеном привода, которой должно быть достаточно

для перевода самолета с предельного режима полета в безопасную область эксплуатации с обеспечением III уровня управляемости и посадки.

Анализ существующих методов и способов обеспечения стойкости традиционных электронных каналов управления показал невозможность реализации принципа непрерывности управления и инвариантности к действию всего спектра возможных дестабилизирующих факторов и способов их применения. Поэтому для достижения требуемого уровня безотказности управления элевонами необходимо дополнительное выделение отдельных резервных каналов управления привода со своей аппаратно-программной реализацией. Данные резервные электронные каналы управления привода целесообразно располагать в наиболее защищенной зоне от указанных воздействий. В таком случае допустима реализация более простых (резервных) алгоритмов управления, обеспечивающих уровень функциональных характеристик привода, достаточный для выполнения III уровня управляемости самолета в ограниченной области эксплуатационных режимов. При этом гарантируется достижение требуемого уровня безотказности функции управления самолетом (вероятность потери функции управления менее $\sim 10^{-8}$ ч⁻¹, что практически невероятно для перспективного маневренного самолета).

Основная задача при разработке и синтезе основных алгоритмов управления привода – обеспечить уровень функциональных характеристик привода, достаточный для реализации I уровня управляемости самолета во всей области его эксплуатационных режимов, в том числе и при проявлении расчетных видов функциональных отказов [2]. В этом случае целесообразно систему управления для приводов рассматриваемого типа выполнить как децентрализованную микровычислительную систему, конструктивно оформленную для каждого ЭГРП в виде отдельного электронного блока, связанного с КСУ только цифровыми линиями связи (например, CAN, МКИО, ARING, RS485 и др.). При таком методическом подходе указанный ранее электронный блок с основными алгоритмами управления следует рассматривать как штатный блок управления привода (БУП), который с самим ЭГРП образует единый комплекс – систему привода критической рулевой поверхности элевона.

В качестве примера на рис. 3 представлен вариант структурной схемы управления для рассматриваемого типа системы привода, отвечающий ука-



РК – разовая команда; p_n – давление напора; $p_{сл}$ – давление слива; МКИО – мультиплексный канал информационного обмена; ДОС – датчик обратной связи (положение штока гидроцилиндра); CAN – Controller Area Network; ГС1, ГС2 – гидросистемы 1 и 2

Рис. 3. Структурная схема управления элевомом двумя «активно» работающими приводами
Fig. 3. Schematic diagram of elevator control with two «active» actuators

занному методическому и схмотехническому подходу. Заметим, что приведенная на рис. 3 система рулевого привода перспективного маневренного самолета представляет собой многоканальную следящую систему с общим и отдельным резервированием устройств и цепей управления.

Особенность представленной на рис. 3 структурной схемы системы управления элевомом состоит в том, что для обеспечения требований по отказобезопасности введены 2 резервных электронных канала, которые реализованы посредством отдельных резервных электронных блоков, выполняющих функции резервного управления при функциональном отказе электронных блоков основного режима управления. Использование резервных электронных блоков управления, а также связанного с ним принципа разнородного

аппаратно-программного резервирования [2], [6] позволяет обеспечить требуемый уровень безопасности управления критической рулевой поверхностью элевона.

На основании приведенного методического подхода структурная схема на рис. 3 позволяет реализовать основные режимы работы системы привода управления элевомом, представленные в табл. 1.

Ряд схмотехнических решений предлагаемого выше методического подхода был уже представлен в [2], [6] при создании системы рулевого привода нового поколения, соответствующий структурной схеме на рис. 3.

Особенность новых схмотехнических решений, реализованных в ЭГРП, состоит в том, что данный ЭГРП имеет несколько режимов работы:

Табл. 1. Режимы совместной работы электрогидравлических приводов
 Tab. 1. Modes of combined operation of electrohydraulic drives

Наименование режима работы системы привода интерцептора	Конфигурация совместной работы приводов ЭГРП	Условие включения режима	Уровень управляемости объекта
Штатная совместная работа 2 ЭГРП с включенным контуром по снижению уровня их силового взаимного нагружения	«Активный–активный»	Отсутствие функциональных отказов	I
Штатная работа одного ЭГРП с выключенным контуром по снижению уровня их силового взаимного нагружения	«Активный–пассивный» (второй ЭГРП в режиме демпфирования)	Один функциональный отказ или отказ одной гидросистемы	II
Работа ЭГРП от одного резервного блока управления	«Активный–пассивный» (второй ЭГРП в режиме демпфирования)	Два функциональных отказа или один функциональный отказ + отказ одной гидросистемы	III

– «активный» следящий режим – при включенном электрогидравлическом клапане (ЭГК) посредством электрогидравлического усилителя (ЭГУ), получающего сигналы от блоков управления (основной и резервный режимы);

– режим «демпфирование» – при отключенном ЭГК, посредством кольцевания полостей гидродвигателя привода через дроссели клапана включения-демпфирования.

При наличии «активного» режима работы ЭГРП от основного блока управления реализуется режим снижения силового взаимного нагружения между двумя совместно работающими ЭГРП для обеспечения их синхронной работы посредством информации, получаемой от датчиков перепада давления и обрабатываемой согласно схеме на рис. 2.

Для обеспечения заданного следящего положения выходного звена ЭГРП имеет 2-канальный датчик обратной связи, один канал которого подключен к основному блоку управления, а другой – к резервному (рис. 3).

Без учета резервированной механической системы общая оценка безотказности системы рулевого привода управления элевонем на рис. 3

$$q_{РП} \approx (0.72 \dots 1.2) \cdot 10^{-8} \text{ ч}^{-1}.$$

Данная оценка получена при следующих интенсивностях отказов [2], [5], [7]:

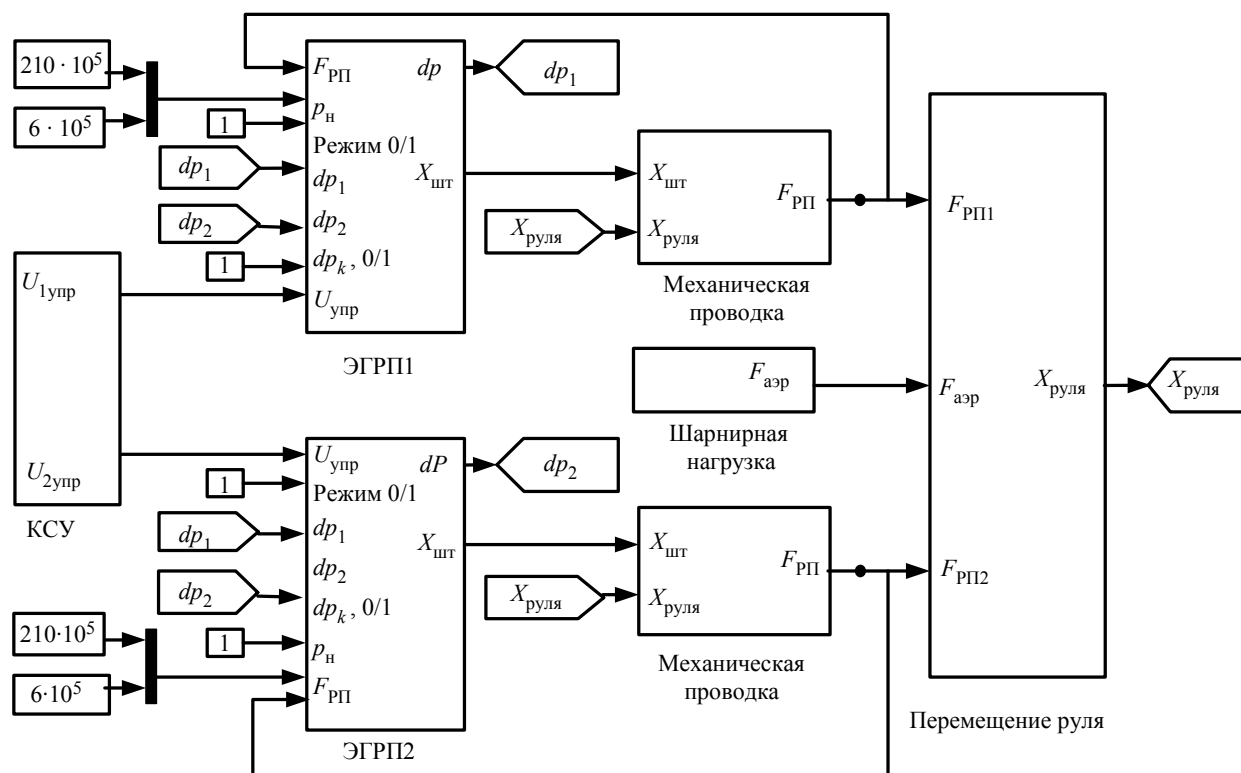
- ЭГРП: $\lambda_{РП} = 10^{-5} \text{ ч}^{-1}$;
- электронный блок основного режима управления: $\lambda_{БУП} = 3 \cdot 10^{-5} \text{ ч}^{-1}$;
- система энергоснабжения – $\lambda_{ЭЛ} = 10^{-9} \text{ ч}^{-1}$.

Приближенная оценка эксплуатационной надежности системы привода $q_1 = 1.7 \cdot 10^{-4} \text{ ч}^{-1}$.

Для подтверждения эффективности принятых схмотехнических решений и оценки динамики системы привода при совместной работе ЭГРП с контуром по снижению уровня их взаимного силового нагружения была разработана математическая модель, позволяющая исследовать различные варианты совместной работы ЭГРП («активный»–«активный», «активный»–«пассивный»), а также получить оценку устойчивости замкнутого контура «Самолет – система управления полетом (СУП)» с учетом воздействий внешних возмущений – аэродинамической нагрузки (шарнирного момента) и упруго-массовой нагрузки от органа управления.

Математическая модель системы рулевого привода элевона. Математическая модель системы рулевого привода элевона предназначена для исследования совместной работы ЭГРП согласно рис. 3, а также получения основных расчетных функциональных характеристик и выбора оптимальных значений параметров в контурах управления привода. В состав общей структуры модели (рис. 4) входят следующие основные компоненты:

- КСУ – комплексная система управления, блок для формирования сигнала задания в СУП;
- ЭГРП1/ЭГРП2 – математические модели электрогидравлических рулевых приводов, которые идентичны по своей структуре;
- механическая проводка – блок, рассчитывающий действующую на рулевую поверхность силу с учетом жесткости проводки;
- шарнирная нагрузка – блок формирования аэродинамической нагрузки, действующей на рулевую поверхность.



$U_{упр}$ – напряжение управления ЭГРП; $U_{1упр}$, $U_{2упр}$ – задающее напряжение для ЭГРП1 и ЭГРП2 соответственно;
 $F_{рп}$ – сила развиваемая рулевым приводом; $F_{аэр}$ – сила аэродинамического сопротивления; $X_{шт}$ – перемещение штока гидроцилиндра; $X_{руля}$ – перемещение руля; dp_1 , dp_2 , dp_k – перепады давления ЭГРП1, ЭГРП2 и клапана кольцевания

Рис. 4. Структурная схема математической модели системы рулевого привода
Fig. 4. Block diagram of the steering system mathematical model

Математическая модель разработана в среде MatLab Simulink. При разработке модели были приняты следующие допущения:

- температура жидкости в процессе работы привода постоянна, однако плотность и вязкость рабочей жидкости задается перед началом моделирования и может учитывать фактическую температуру;
- коэффициент передачи ЭМП не зависит от температуры и описан звеном второго порядка;
- пульсации давления в гидросистеме не учитываются.

Далее рассмотрена структура математической модели привода, а также основных подсистем из обозначенных ранее компонентов, за исключением КСУ и блока формирования нагрузки, поскольку управляющий сигнал формируется в соответствии с требуемым режимом работы, а блок формирования шарнирной нагрузки типовой [8].

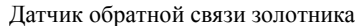
Структура математической модели ЭГРП приведена на рис. 5 и включает:

- электронный блок управления приводом (БУП);
- электрогидравлический усилитель (ЭГУ);

- клапан включения демпфирования (КВД);
- дроссель демпфирования;
- гидроцилиндр (ГЦ);
- датчик перепада давления (ДПД);
- датчик обратной связи рулевого привода;
- датчик обратной связи золотника.

В целом, структура математической модели – типовая для математических моделей ЭГРП [2], [9], за исключением реализации отдельных математических моделей датчиков. Дополнительно в математической модели реализовано переключение режимов работы ЭГРП (с «активного» на «пассивный») в процессе имитационного моделирования.

Электрогидравлический усилитель функционально состоит из двух основных компонентов: электромеханического преобразователя, преобразующего ток управления в перемещение дефлектора, и золотникового гидрораспределителя, формирующего расходы рабочей жидкости в полости гидроцилиндра. За модель движения плунжера золотника (без учета ограничения на максимальный ход) принимается дифференциальное уравнение вида



U_{Π} – напряжение датчика обратной связи рулевого привода; $U_{\text{зол}}$ – напряжение датчика обратной связи золотника; Q_{1d}, Q_{2d} – расходы гидравлической жидкости через дроссель демпфирования, Q_1, Q_2 – расходы гидравлической жидкости через ЭГУ; Q_{1p}, Q_{2p} – расходы гидравлической жидкости через ЭГУ

Fig. 5. Block diagram of the EHA mathematical model

$$X_3 + 2\xi_{\mathfrak{A}\mathfrak{G}\mathfrak{Y}} T_{\mathfrak{A}\mathfrak{G}\mathfrak{Y}} \frac{dX_3}{dt} + T_{\mathfrak{A}\mathfrak{G}\mathfrak{Y}}^2 \frac{d^2 X_3}{dt^2} = K_{\mathfrak{X}\mathfrak{I}} I_{\mathfrak{A}\mathfrak{G}\mathfrak{Y}},$$

где X_3 – положение золотника; $\xi_{ЭГУ}$ – коэффициент демпфирования; $T_{ЭГУ}$ – общая постоянная времени ЭГУ; $K_{ХГ}$ – коэффициент передачи; $I_{ЭГУ}$ – ток в обмотке управления ЭГУ.

На рис. 6 показана структура математической модели четырехщелевого золотникового гидрораспределителя. Особенность модели состоит в учете падения давлений в подводящих и отводящих каналах, а также влияния радиального зазора и перекрытий кромок золотника на выходной расход при расчете проводимостей.

Потери давления в подводящих каналах описываются в соответствии с уравнением

$$p_{\text{Tp}} = \frac{\rho}{2} \left(\frac{n_k}{\mu} \frac{Q_{\text{BX}}}{A_k} \right)^2,$$

где ρ – плотность жидкости; μ – коэффициент расхода; $A_K = \pi \frac{D_K^2}{4}$ – площадь сечения канала диаметром D_K , n_k – поправочный коэффициент; $Q_{\text{вх}}$ – расход в канале. Расходы рабочей жидко-

сти на выходе каждого из четырех рабочих окон формируются в зависимости от проводимости рабочих окон:

$$Q = G \sqrt{|\Delta p_{\text{др}}|} \cdot \text{sign}(\Delta p_{\text{др}}),$$

где G – проводимость окна; $\Delta p_{\text{др}}$ – перепад давления на дросселе. Проводимость окна каждого из дросселей золотника определяется в соответствии с уравнением

$$G = \mu \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot A_{\text{др}},$$

где $A_{\text{др}}$ – площадь окна дросселя. При этом площадь открытия окна дросселя рассчитывается как

$$A_{\text{др}} = \begin{cases} \sqrt{X_{\text{др}}^2 + D^2} \cdot B_s n & \text{при } X_{\text{др}} \geq 0, \\ \left(0.75 \frac{X_{\text{др}} + L_x}{L_x} D + 0.25 D \right) B_s n & \text{при } X_{\text{др}} < 0, \end{cases}$$

где $X_{\text{др}}$ – фактическое открытие окна дросселя; D – радиальный зазор золотника; B_s – ширина окна дросселя (окна имеют прямоугольную форму); n – количество окон; L_y – длина окна дрос-

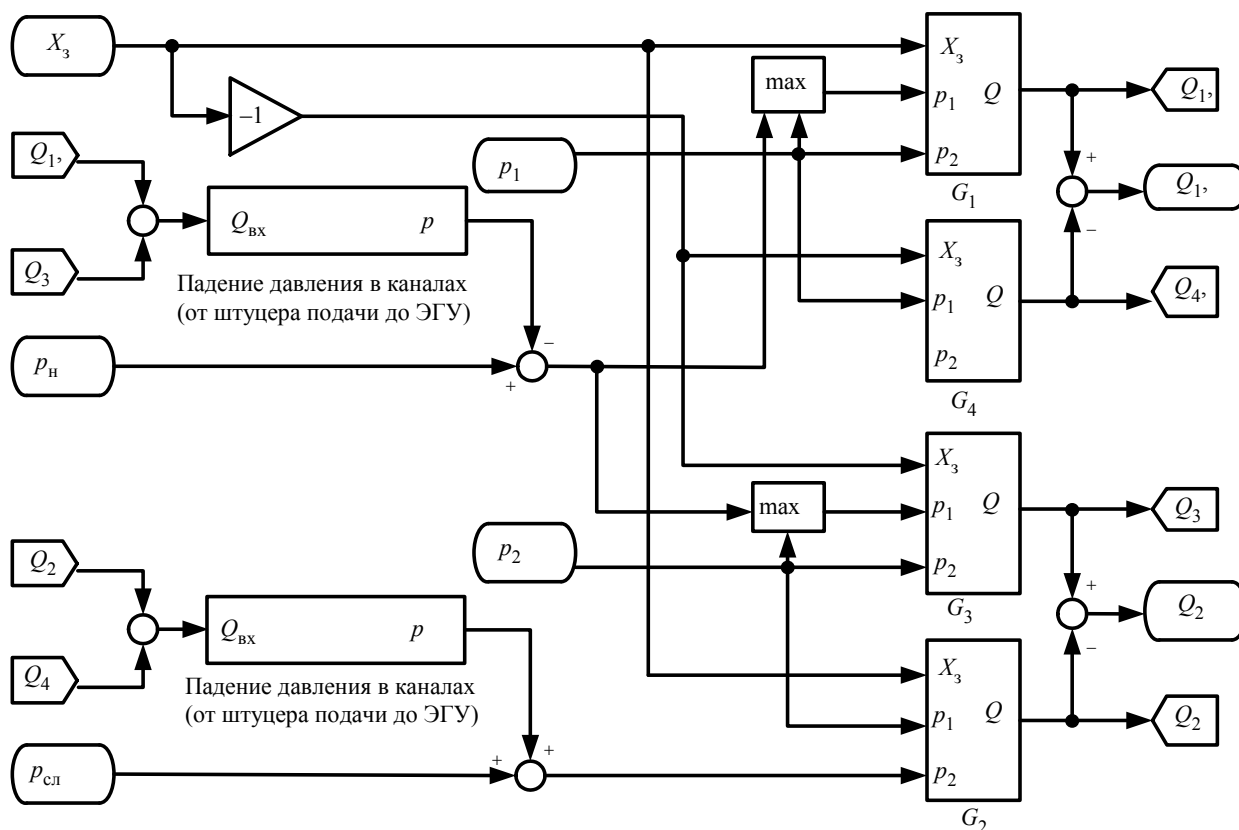


Рис. 6. Структурная схема математической модели золотникового гидрораспределителя
Fig. 6. Block diagram of the mathematical model of a spool hydraulic distributor

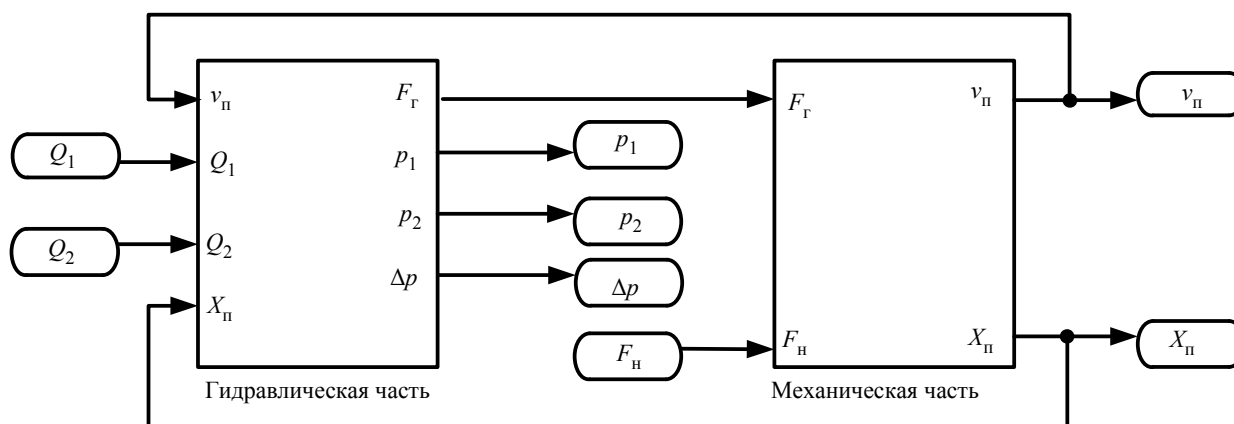


Рис. 7. Структурная схема математической модели гидроцилиндра
Fig. 7. Structural diagram of the hydraulic cylinder mathematical model

сея. Для отрицательных открытий окна используется упрощенная формула расчета площади, полученная эмпирическим путем и дающая удовлетворительную сходимость результатов.

Математическая модель гидроцилиндра описывает перемещение выходного звена привода в зависимости от расхода, поступающего в камеры, и действующей внешней нагрузки. Структура модели представлена на рис. 7. В математическую модель гидроцилиндра входят две основные части: «гидравлическая» и «механическая».

В подсистеме «Гидравлическая часть» (рис. 8) вычисляются давления в полостях гидроцилиндра и развиваемая гидравлическая сила в зависимости от расходов рабочей жидкости, поступающих от ЭГУ, и расхода, идущего на создание скорости движения штока:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{E}{V} (Q_{\text{ЭГУ}} - A_{\text{п}} v_{\text{п}}),$$

где E – модуль объемной упругости; V – объем камеры, в которой происходит сжатие жидкости;

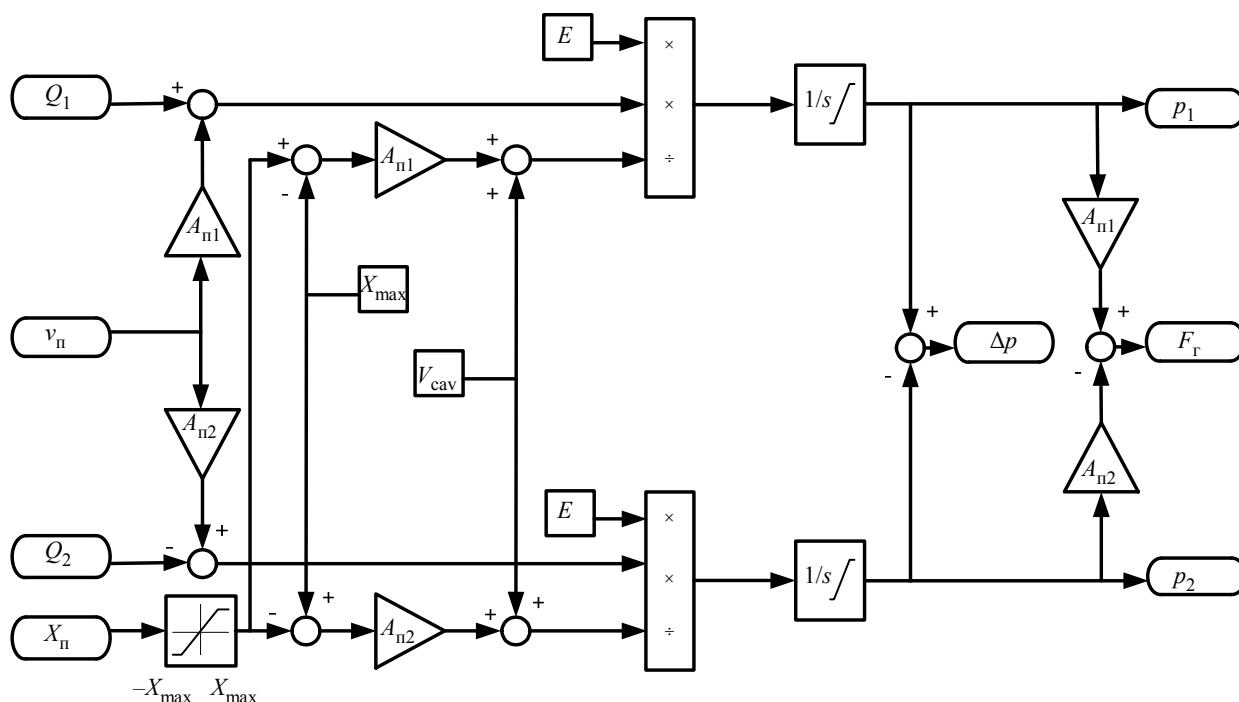


Рис. 8. Структурная схема математической модели «Гидравлическая часть» гидроцилиндра
 Fig. 8. Structural diagram of the mathematical model «Hydraulic part» of the hydraulic cylinder

$Q_{ЭГУ}$ – расход, поступающий от ЭГУ (на рис. 8 соответствует расходам Q_1 и Q_2 для каждой из полостей гидроцилиндра соответственно); A_{Π} – эффективная площадь поршня (на рис. 8 соответствует площадям $A_{\Pi 1}$ и $A_{\Pi 2}$ для каждой из полостей гидроцилиндра соответственно); v_{Π} – скорость перемещения штока. Объем камеры, в которой происходит сжатие жидкости в зависимости от положения штока для каждой из камер гидроцилиндра, определяется как

$$V_1 = (X_{\max} + X_{\Pi}) A_{\Pi 1} + V_{\text{cav}},$$

$$V_2 = (X_{\max} - X_{\Pi}) A_{\Pi 2} + V_{\text{cav}},$$

где X_{\max} – максимальный ход штока; X_{Π} – фактический ход штока; $A_{\Pi 1}$ и $A_{\Pi 2}$ – эффективные площади поршней левой и правой камер соответственно; V_{cav} – объем подводящих каналов.

Гидравлическая сила, развиваемая поршнем, считается как

$$F_{\Gamma} = A_{\Pi 1} p_1 - A_{\Pi 2} p_2,$$

а перепад давления – как

$$\Delta p = p_1 - p_2.$$

В подсистеме «Механическая часть» вычисляется перемещение штока, обладающего собственной массой, под действием внешних сил с учетом сил трения. Особенность модели – учет «посадки»

штока привода на механические упоры в конце хода. Уравнение баланса сил, действующих на шток поршня, может быть представлено в виде

$$F_{\Gamma} - F_{\text{H}} - K_{\text{vf}} \frac{dX_{\Pi}}{dt} - F_{\text{fr}} \left(\frac{dX_{\Pi}}{dt} \right) - F_{\text{Гр}} = m \frac{d^2 X_{\Pi}}{dt^2},$$

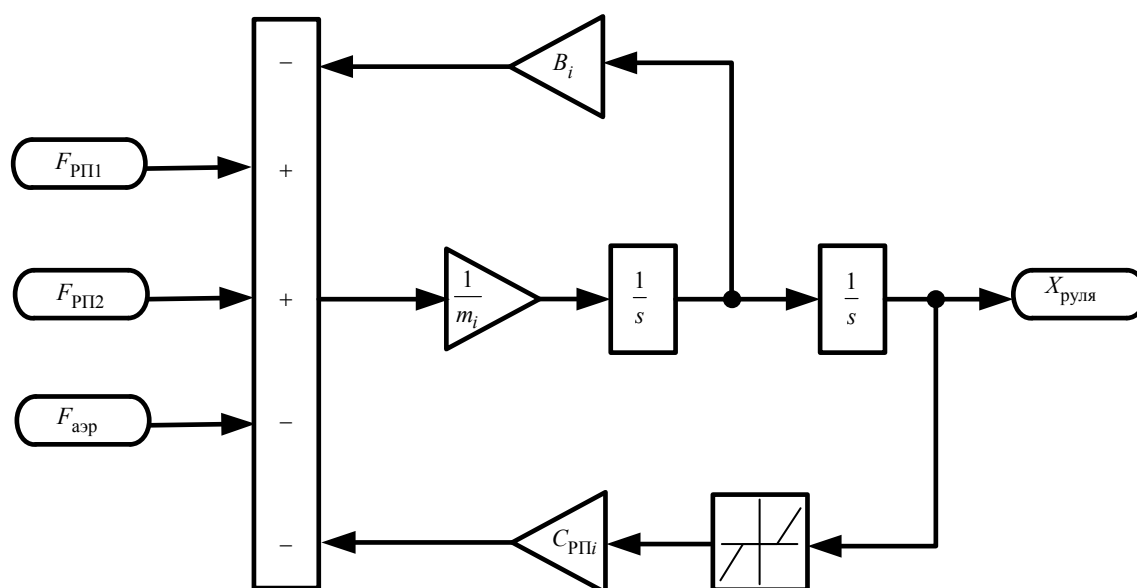
где F_{H} – внешняя сила нагрузки, действующая на шток поршня; K_{vf} – коэффициент вязкого трения (в математической модели задан табличной функцией в соответствии с экспериментальными данными); $F_{\text{fr}} \left(\frac{dX_{\Pi}}{dt} \right)$ – сила сухого трения;

$F_{\text{Гр}}$ – сила, действующая на механических упорах; m – инерционная масса, приведенная к выходному звену ЭГРП. Сила, действующая на механических упорах, вычисляется как

$$F_{\text{Гр}} = \begin{cases} C_{\text{б}} (X_{\Pi} - X_{\max}) & \text{при } X_{\Pi} > X_{\max}, \\ 0 & \text{при } -X_{\max} \leq X_{\Pi} \leq X_{\max}, \\ C_{\text{б}} (X_{\Pi} + X_{\max}) & \text{при } X_{\Pi} < -X_{\max}. \end{cases}$$

где $C_{\text{б}}$ – жесткость механических упоров.

В блоке основного управления происходит замыкание позиционного контура управления, реализация корректирующих систем, в том числе по перепаду давления для снижения силового взаимонагружения. Блок управления имеет в сво-



m_i – инерционная масса, приведенная к выходному звену ЭГРП;

B_i – коэффициент вязкого трения ($i = 1, 2$)

Рис. 9. Структурная схема математической модели движения рулевой поверхности

Fig. 9. Structural diagram of the mathematical model of the steering surface motion

ем составе три функционально разделенных структуры: «пропорциональный регулятор», «адаптивный регулятор» и «синхронизация по перепаду давления», подробно описанные в [2]. Движение рулевой поверхности описывается структурой, представленной на рис. 9.

Значения сил $F_{рп1}$, $F_{рп2}$, приходящие от ЭГРП1 (ЭГРП2) к рулевой поверхности вычисляются с учетом нежесткости проводки:

$$F_{рпi} = C_{рпi} (X_{штi} - X_{руля}),$$

где $C_{рпi}$ – жесткость механической проводки; $X_{штi}$ – положения штока гидроцилиндра, где $i = 1, 2$. Остальные компоненты модели имеют базовую типовую структуру и подробно представлены в [2].

Исследование системы рулевого привода элевона. Наиболее предпочтительной областью использования представленной детализированной математической модели служит исследование системы рулевого привода элевона (рис. 3) на ранних стадиях проектирования и получение объективных оценок эффективности принятых схмотехнических решений. При этом наиболее важна проверка качества функционирования рулевых приводов ЭГРП1, ЭГРП2 (рис. 4) при их совместной работе в режиме «активный–активный» с контролем следующих характеристик и значений параметров:

– максимальной скорости перемещения выходных звеньев рулевых приводов ЭГРП1, ЭГРП2 (рис. 4) в зависимости от величины внешней нагрузки F_H (шарнирного момента) и давления напора p_H (рис. 3) на входе рулевых приводов;

– параметров качества переходных процессов основных элементов рулевых приводов ЭГРП1, ЭГРП2 (рис. 4) и уровня их силового взаимного нагружения при обработке ступенчатых входных сигналов;

– динамических характеристик (АФЧХ) в полосе частот $f = 0.1...30$ Гц и амплитуд входного сигнала $a_{вх} = 0.2-5$ % от максимального значения (с учетом изменения F_H и p_H).

Данные характеристики, параметры и их оценки должны быть получены при следующих условиях:

– наличии упруго-массовой нагрузки от органа управления (элевона), задаваемой в виде величин инерционной массы, приведенной к выходным звеньям рулевых приводов ЭГРП1, ЭГРП2 (рис. 4), и жесткости механической проводки (рис. 12);

– действию внешней нагрузки F_H (шарнирного момента);

– имитации рассогласования между исходными положениями выходных звеньев рулевых приводов ЭГРП1, ЭГРП2 (рис. 4);

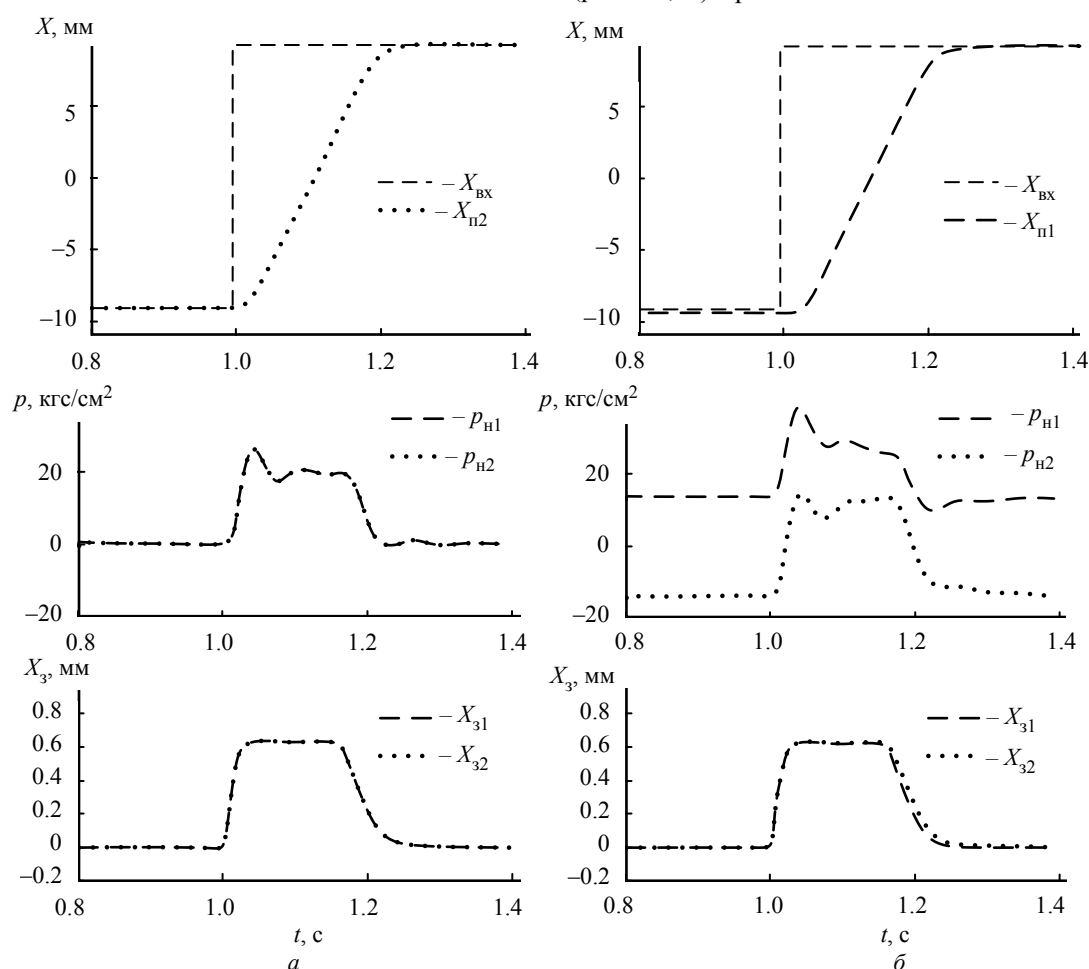
– имитации ступенчатого уменьшения напора p_H (рис. 3, 4) в одной из гидросистем самолета до минимально эксплуатационного уровня при сохранении в другой гидросистеме номинального исходного значения p_H .

Рассмотрим в качестве примера результаты исследования и получения оценок для проекта системы рулевого привода элевона (рис. 3), имеющей нижеследующие значения базовых параметров рулевых приводов ЭГРП1, ЭГРП2 (рис. 4):

- рабочий ход выходного звена $X_{\Pi} = \pm 42$ мм;
- эффективная площадь поршня исполнительного механизма $A_{\Pi} = 20$ см²;
- номинальное значение максимальной скорости выходного звена $v_{\Pi} = 90$ мм·с⁻¹;
- расчетная добротность контура управления ЭГРП $Q_{rp} = 20$ с⁻¹.

Результаты влияния упруго-массовой нагрузки на динамику системы привода при наличии (отсутствии) рассогласования (Δ) между исходными положениями выходных звеньев рулевых приводов ЭГРП1, ЭГРП2 (рис. 4) для случая отработки системой привода (рис. 3) скачкообразного входного сигнала, соответствующего перемещению ее выходного звена $X_{BX} = \pm 9$ мм при давлении напора $p_H = 28$ МПа. Анализ результатов на рис. 10 показал, что наличие упруго-массовой нагрузки с параметрами:

- инерционная масса, приведенная к выходному звену рулевых приводов ЭГРП1, ЭГРП2 (рис. 4) $m = 600$ кг;
- жесткость механической проводки – $C_{rp} = 600$ кг·мм⁻¹;
- действие внешней силы нагрузки $F_H = 0$;
- рассогласование $\Delta = 0$ мм (рис. 10, а), $\Delta = 1$ мм (рис. 10, б) практически не сказывается на каче-



$X_{\Pi 1}, X_{\Pi 2}$ – перемещение выходного звена (мм) ЭГРП1, ЭГРП2;

p_{H1}, p_{H2} – давление нагрузки (кгс/см²) на поршне исполнительного механизма ЭГРП1, ЭГРП2;

X_{31}, X_{32} – перемещение золотника ЭГРП1, ЭГРП2

Рис. 10. Переходные процессы системы привода при отработке ступенчатого входного сигнала

Fig. 10. Transient processes of the drive system during step input signal processing

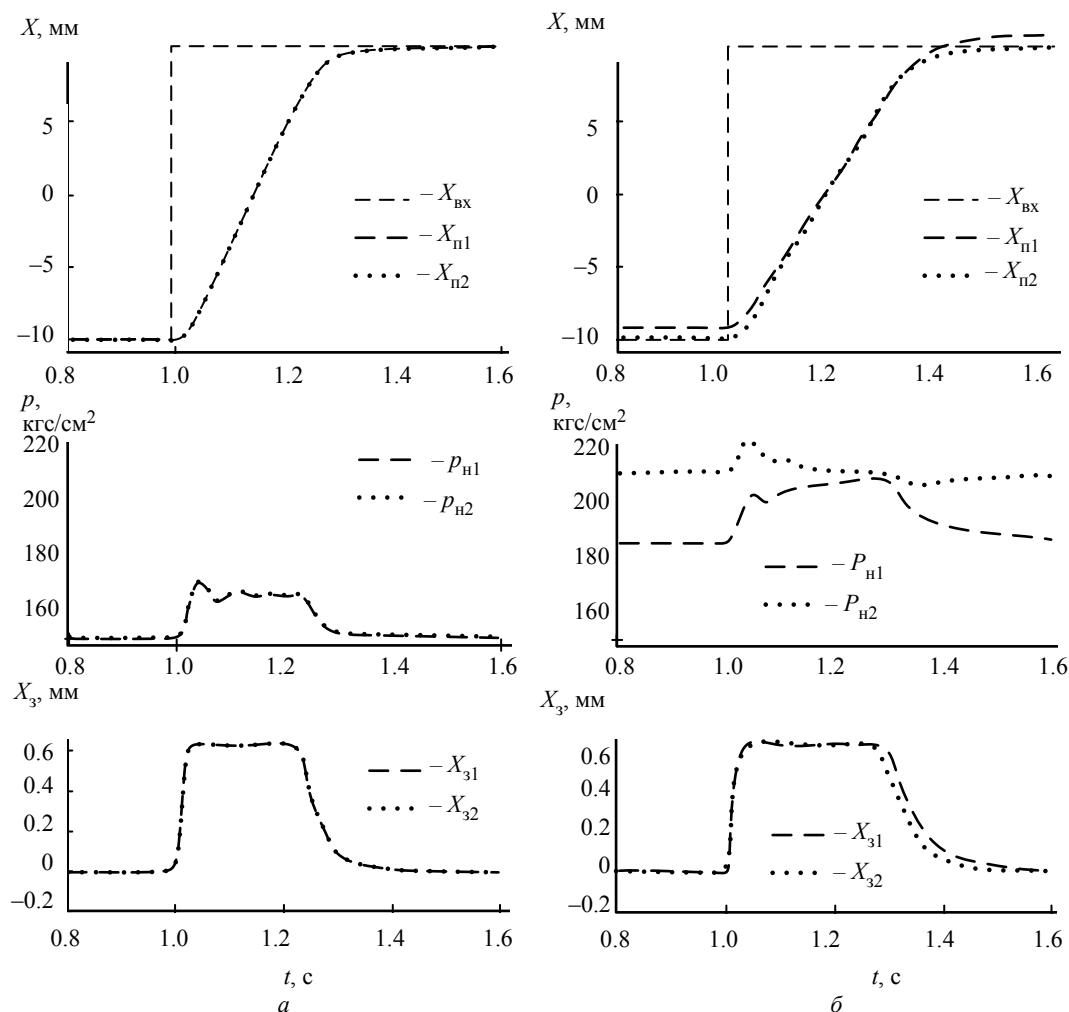


Рис. 11. Переходные процессы системы привода при обработке ступенчатого входного сигнала
Fig. 11. Transient processes of the drive system during step input signal processing

стве функционирования системы привода даже при рассогласовании $\Delta = 1$ мм, когда возникает взаимное силовое нагружение между выходными звеньями рулевых приводов ЭГРП1, ЭГРП2 (рис. 4), уровень которого не выходит за границы установленной зоны нечувствительности в тракте сигналов датчиков ДПД (рис. 3, 8).

При действии на выходное звено системы привода внешней нагрузки F_H (шарнирного момента), имитируемой в виде постоянной составляющей шарнирного момента, никаких существенных особенностей в части оценки качества ее функционирования не возникает.

При этом с ростом величины F_H уменьшается скорость перемещения выходного звена системы привода, сопровождаемая соответствующим ростом времени переходного процесса. Это иллюстрируется рис. 11, где приведены переходные процессы системы привода при обработке ступенчатого входного сигнала и действии внешней постоянной силы $F_H = 60$ кН при $\Delta = 0.1$ мм (рис. 11, а, б соответственно).

Анализ результатов на рис. 10, 11 показал, что при наличии внешних возмущений в виде упруго-массовой нагрузки, F_H и Δ обеспечивается удовлетворительное качество функционирования системы привода и достаточные запасы устойчивости контуров управления рулевых приводов ЭГРП1, ЭГРП2 (рис. 4) без возбуждения остаточных колебаний, а уровень силового взаимного нагружения между ними находится в пределах 15–20 % от максимально развиваемой располагаемой силы на выходном звене указанных выше приводов. При этом максимальная скорость выходного звена системы привода оценивается значениями, приведенными в табл. 2 ($P_H = 28$ МПа):

Табл. 2. Оценка скорости выходного звена при различной нагрузке
Tab. 2. Estimation of the speed of the output link at different loads

F_H , кН	$V_{П}$, мм/с
0	100
60	85
80	60

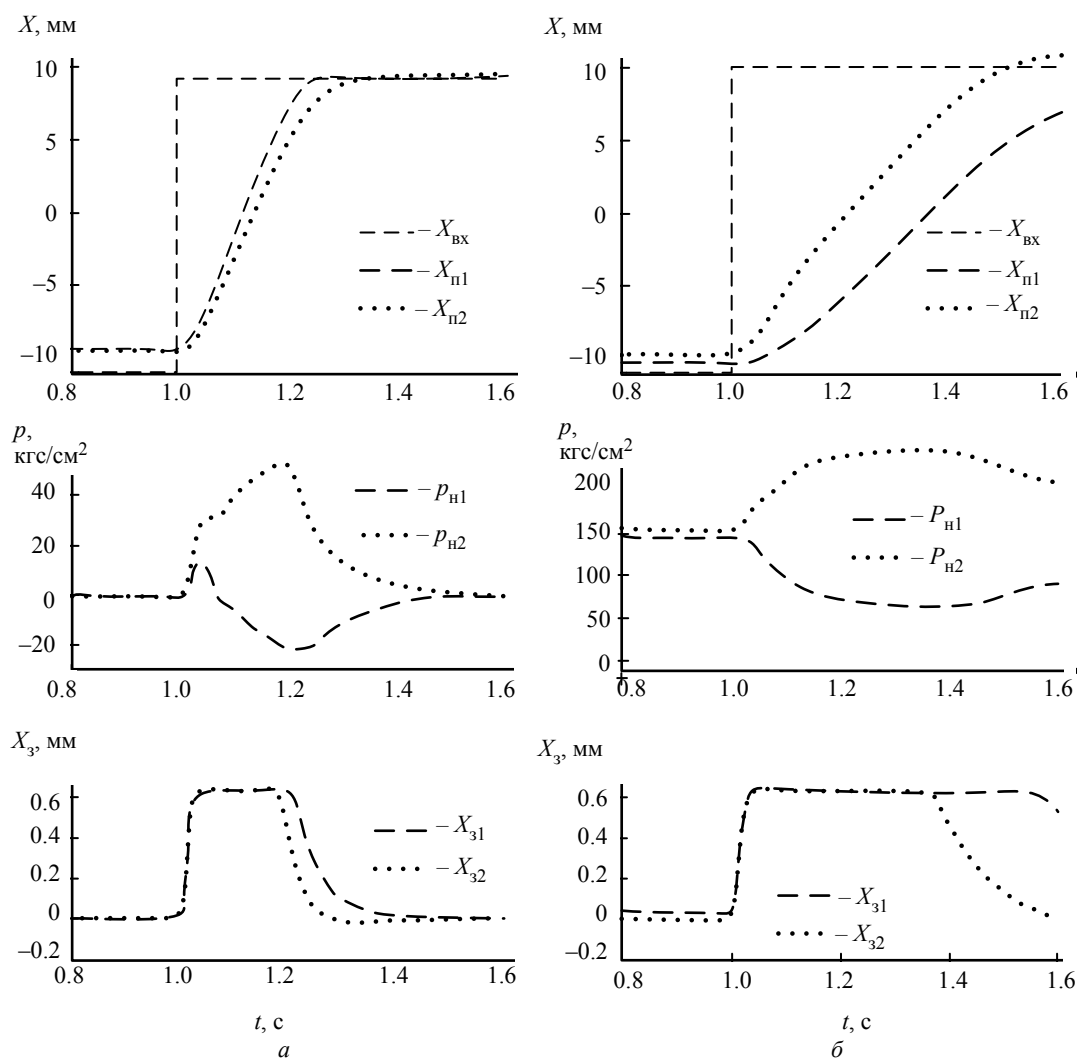
При уменьшении давления напора p_H (рис. 3) в одной из гидросистем самолета до минимального эксплуатационного уровня и сохранении в другой гидросистеме p_H на уровне номинального значения наблюдаются следующие особенности качества функционирования системы привода:

– при $F_H = 0$ и снижении p_H в одной гидросистеме до 10 МПа максимальная скорость выходного звена системы привода уменьшается до 70 мм/с, т. е. на 40 %;

– с ростом значений F_H до уровня 80 кН при одновременном уменьшении p_H в одной гидросистеме до 10 МПа имеет место недопустимое искажение формы перемещения выходного звена привода и повышение силового взаимного нагружения до 40–50 %.

Указанные особенности функционирования системы привода иллюстрируются на рис. 12.

Представленные на рис. 10–12 результаты функционирования системы привода (рис. 3) хорошо согласуются с ее АФЧХ, приведенными на рис. 13, 14 (где L , φ – амплитуда и фаза АФЧХ). Анализ этих характеристик показывает, что принятые значения базовых параметров для рулевых приводов ЭГРП1, ЭГРП2 (рис. 4) и алгоритмы управления обеспечивают выполнение требований к АФЧХ в расчетном диапазоне входных сигналов $a_{вх}$, частот управления f и величин F_H при нахождении значения параметра p_H в допустимых пределах (рис. 13). При уменьшении p_H до минимального эксплуатационного уровня, например 10 МПа, в одной из гидросистем самолета и од-



$X_{Bx} = \pm 9$ мм при давлении напора в I гидросистеме $p_{H1} = 10$ МПа, во II гидросистеме $p_{H2} = 28$ МПа

a – $F_H = 0$, $\Delta = 0$; б – $F_H = 60$ кН, $\Delta = 0$ мм

Рис. 12. Переходные процессы системы привода при отработке ступенчатого входного сигнала
Fig. 12. Transient processes of the drive system during step input signal processing

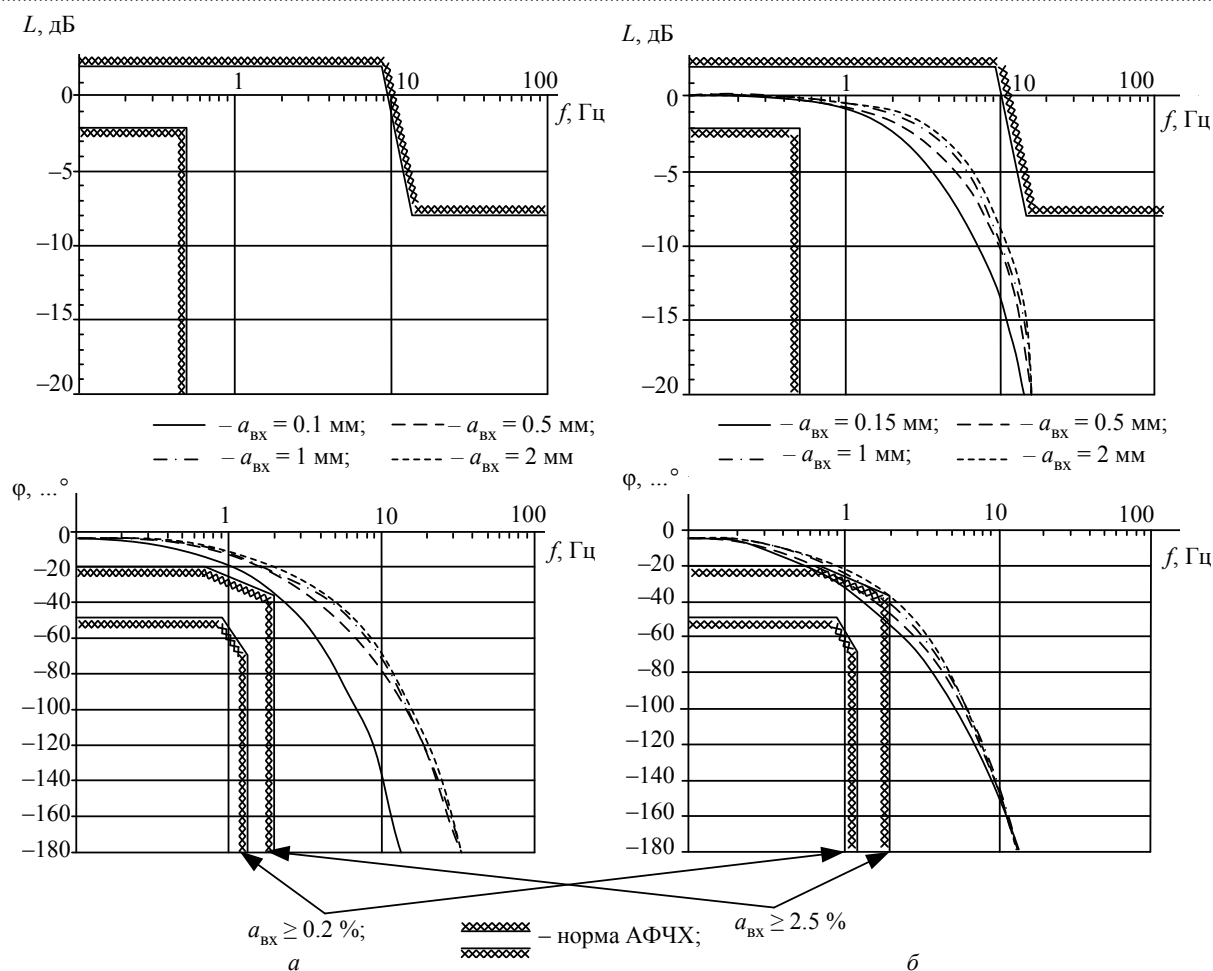


Рис. 13. АФЧХ системы привода при $P_H = 28$ МПа и действии внешней нагрузки F_H :

$a - F_H = 0$; $b - F_H = 80$ кН

Fig. 13. Frequency response of the drive system under external load conditions:

$a - F_H = 0$; $b - F_H = 80$ кН

новременным действием внешней нагрузки $F_H = 60 \dots 80$ кН наблюдается расслоение АФЧХ и нарушение выполнения требований для определенных значений a_{BX} (рис. 14). Это означает, что в замкнутом контуре «Самолет-СУП» возможна потеря устойчивости с возбуждением автоколебаний недопустимого уровня, а в некоторых случаях и неустойчивых предельных циклов [2], [6].

Таким образом, применение на разных этапах проектирования системы рулевого привода элевона (рис. 3) маневренного самолета представленной ранее математической модели позволяет не только получить объективные оценки качества функционирования системы, но также определить эффективность принятых схемотехнических решений и алгоритмов управления применительно к критической рулевой поверхности, с точки зрения обеспечения требуемых запасов устойчивости замкнутой системы «Самолет-СУП» и соответствующих уровней управляемости [1], [5], [7], [10], [11].

Закключение. Оценка направлений развития систем управления полетом маневренных самолетов и систем рулевых приводов в результате выполненных авторами исследований и разработок показывают, что существующая ныне тенденция повышения эффективности управления самолетом неизбежно связана с повышением уровня безотказности системы привода и выбора эффективных схемотехнических решений уже на ранних стадиях разработки.

Для жизненно важных поверхностей управления полетом независимо от кратности резервирования электронных трактов управления необходимо использовать разнородное резервирование при полном выходе из строя штатных электронных каналов управления БУП (рис. 3). На основании проведенных исследований логично заключить, что применение электрогидравлических рулевых приводов с контуром по снижению их силового взаимного нагружения – одно из пер-

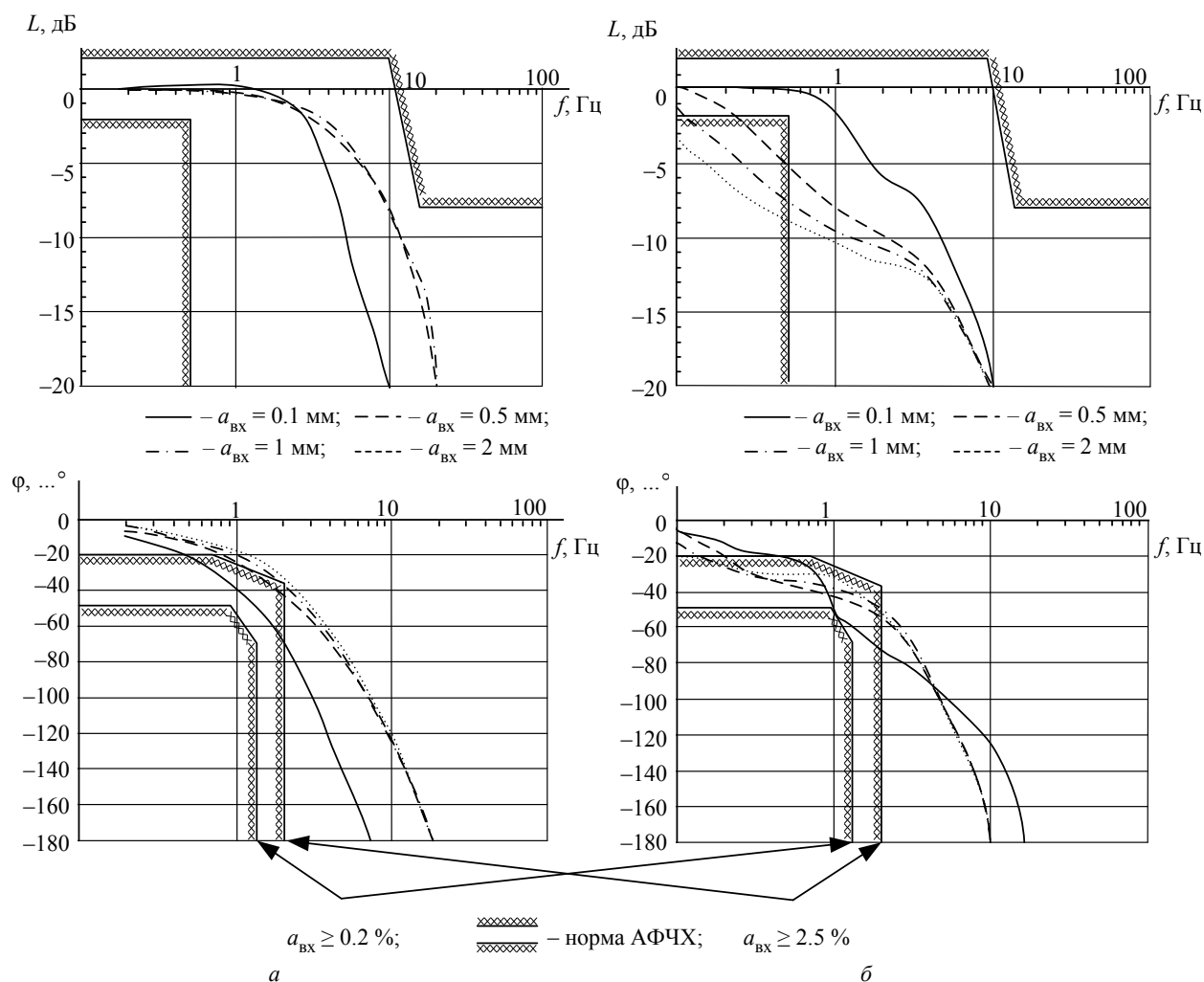


Рис. 14. АФЧХ системы привода при действии внешней нагрузки F_H :
 $a - F_H = 50 \text{ кН}$ и $p_H = 28 \text{ МПа}$ для режима работы «активный–пассивный»;
 $b - F_H = 60 \text{ кН}$, $p_{H1} = 10 \text{ МПа}$, $p_{H2} = 28 \text{ МПа}$
 Fig. 14. Frequency response of the drive system under external load
 $a - F_H = 50 \text{ кН}$ and $p_H = 28 \text{ МПа}$ for the «active–passive» operation mode;
 $b - F_H = 60 \text{ кН}$, $p_{H1} = 10 \text{ МПа}$, $p_{H2} = 28 \text{ МПа}$

спективных направлений развития исполнительных механизмов систем управления маневренных самолетов с повышенным уровнем безотказности и живучести.

Здесь для наиболее эффективных решений технических вопросов разработки целесообразно

использовать математическую модель, позволяющую оценивать влияние технологических допусков, устанавливаемых при изготовлении узлов привода на его выходные характеристики, выбрать необходимые настройки и сформировать оптимальные алгоритмы управления.

Список литературы

1. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов / Г. С. Бюшгенс ред. М.: Издат. отдел ЦАГИ; Пекин: Авиа-издательство КНР, 1995. 772 с.
2. Системы электрогидравлических рулевых приводов комплексов управления полетом самолета / А. С. Алексеенков, С. А. Ермаков, С. В. Константинов, В. Е. Кузнецов, Ю. Г. Оболенский, П. Г. Редько. СПб.: Изд. СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2019. 518 с.
3. Wang L., Maré J.-C. A force equalization controller for active/active redundant actuation system involving

- servo-hydraulic and electro-mechanical technologies / J. of Aerospace Engin. 2014. Vol. 228, no. 10. P. 1768–1787.
4. Chen C.-Y., Liao P.-S., Cheng H.-M. Fuzzy controller design for positioning and synchronization of electrohydraulic system // 2007 IEEE Conf. on Indust. Electronics and Appl. Harbin: Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), 2007. С. 971–976.
5. Алексеева Т. В., Бабанская В. Д., Башта Т. М. Техническая диагностика гидравлических приводов /

под ред. Т. М. Башта. Москва–Пекин: Машиностроение, 1989. 263 с.

6. Перспективы и проблемы создания рулевых приводов с электрическим энергопитанием / С. В. Константинов, В. М. Кувшинов, И. П. Кузнецов, А. А. Паршин, П. Г. Редько, А. И. Стеблин, Л. В. Халецкий // Вестн. Моск. авиационного ин-та. 2013. Vol. 2, № 20. С. 148–158.

7. Башта Т. М., Бабанская В. Д., Головкин Ю. С. Надежность гидравлических систем воздушных судов / под ред. Т. М. Башта. М.: Транспорт, 1986. 279 с.

8. Steinbauer T., Leiprecht G., Havranek W. High performance HIL real time for the Airbus A380 electrical backup hydraulic actuators // 2004 Mini Symp. UKACC Control. Bath: Institution of Engin. and Technol., 2004. P. 71–74.

9. Joshi H. M., Vyas J. J. Mathematical modeling of EHA system for flight control surface actuation // 2016 IEEE Uttar Pradesh Section Intern. Conf. on Electr., Comp. and Electronics Engin. (UPCON). Varanasi: Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), 2016. С. 557–562.

10. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / под ред. Г. С. Бюшгенс. М.: Физматлит, 1998. 816 с.

11. Редько П. Г. Повышение безотказности и улучшение характеристик электрогидравлических следящих приводов. М.: Янус-К, Станкин, 2002. 230 с.

Информация об авторах

Алексеев Артем Сергеевич – канд. техн. наук, доцент кафедры 702 ФГБОУВО «Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)» 125993, Москва, Волоколамское шоссе, д. 4.

E-mail: atovus@yandex.ru

Константинов Сергей Валентинович – д-р техн. наук, профессор, главный конструктор по системам управления, ПАО «ОАК»; ОКБ Сухого, Москва 125284, Поликарпова, 23.

E-mail: maestroat@yandex.ru

Кузнецов Владимир Евгеньевич – д-р техн. наук, профессор кафедры систем автоматического управления СПбГЭТУ «ЛЭТИ».

E-mail: vekuznetsov56@mail.ru.

Лукичев Андрей Николаевич – старший преподаватель кафедры систем автоматического управления СПбГЭТУ «ЛЭТИ».

E-mail: lukichevan@gmail.com

Ерофеев Евгений Валерьевич – начальник установки НИЦ безопасности полетов ЦАГИ, (Российская Федерация, 140180, Московская обл., Жуковский, ул. Жуковского, д. 1); инженер ИПУ РАН (Российская Федерация, 117997, Москва, Профсоюзная ул., д. 65).

E-mail: florobot@yandex.ru

Вклад авторов:

Алексеев А. С. – модель, моделирование.

Константинов С. В. – методология.

Кузнецов В. Е. – методология и алгоритмы.

Лукичев А. Н. – алгоритмы и моделирование.

Ерофеев Е. В. – методология.

References

1. Aerodinamika i dinamika poljota magistral'nyh samoljotov / G. S. Bjushgens red. M: Izdatel'skij otdel CAGI; Pekin : Avia-izdatel'stvo KNR, 1995. 772 s. (In Russ.).

2. Sistemy jelektrogidravlicheskih rulevyh privodov kompleksov upravlenija poletom samoleta / A. S. Alekseenkov, S. A. Ermakov, S. V. Konstantinov, V. E. Kuznecov, Ju. G. Obolenskij, P. G. Red'ko. SPb.: Izd. SPbGJeTU «LjeTI», 2019. 518 s. (In Russ.).

3. Wang L., Maré J.-C. A force equalization controller for active/active redundant actuation system involving

servo-hydraulic and electro-mechanical technologies / J. of Aerospace Engin. 2014. Vol. 228, no. 10. P. 1768–1787.

4. Chen C.-Y., Liao P.-S., Cheng H.-M. Fuzzy controller design for positioning and synchronization of electrohydraulic system // 2007 IEEE Conf. on Indust. Electronics and Appl. Harbin: Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), 2007. P. 971–976.

5. Alekseeva T. V., Babanskaja V. D., Bashta T. M. Tehniceskaja diagnostika gidravlicheskih privodov / pod red. T. M. Bashta. Moskva–Pekin: Mashinostroenie, 1989. 263 s. (In Russ.).

6. Perspektivy i problemy sozdaniya rulevyh privodov s jelektricheskim jenergopitanijem / S. V. Konstantinov, V. M. Kuvshinov, I. P. Kuznecov, A. A. Parshin, P. G. Red'ko, A. I. Steblinkin, L. V. Haleckij // Vestn. Mosk. aviacionnogo in-ta. 2013. Vol. 2, № 20. S. 148–158. (In Russ.).

7. Bashta T. M., Babanskaja V. D., Golovko Ju. S. Nadezhnost' gidravlicheskih sistem vozdušnyh sudov / pod red. T. M. Bashta. M.: Transport, 1986. 279 s. (In Russ.).

8. Steinbauer T., Leiprecht G., Havranek W. High performance HIL real time for the Airbus A380 electrical backup hydraulic actuators // 2004 Mini Symp. UKACC Control. Bath: Institution of Engin. and Technol., 2004. P. 71–74.

9. Joshi H. M., Vyas J. J. Mathematical modeling of EHA system for flight control surface actuation // 2016 IEEE Uttar Pradesh Section Intern. Conf. on Electr., Comp. and Electronics Engin. (UPCON). Varanasi: Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE), 2016. S. 557–562.

10. Ajerodinamika, ustojchivost' i upravljaemost' sverhzvukovyh samoletov / pod red. G. S. Bjushgens. M.: Fizmatlit, 1998. 816 s. (In Russ.).

11. Red'ko P. G. Povyschenie bezotkaznosti i uluchshenie harakteristik jelektrogidravlicheskih sledjashhih privodov. M.: Janus-K, Stankin, 2002. 230 s. (In Russ.).

Information about the authors

Artem S. Alekseenkov – Cand. Sci. (Eng.), Associate Professor of the Department 702, Moscow Aviation Institute (National Research University), 125993, Moscow, Volokolamskoe Shosse, 4.
E-mail: atovus@yandex.ru

Sergey V. Konstantinov – Dr Sci. (Eng.), Professor, Chief Designer of JSC «Sukhoi Company», St. Polikarpova 23a, Moscow, 125284, Russia.
E-mail: maestroat@yandex.ru

Vladimir E. Kuznetsov – Dr Sci. (Eng.), Professor, the Department of Automatic Control Systems of Saint Petersburg Electrotechnical University.
E-mail: vekuznetsov56@mail.ru

Andrey N. Lukichev – Senior Lecturer of the Department of Automatic Control Systems of Saint Petersburg Electrotechnical University.
E-mail: lukichevan@gmail.com

Evgenii V. Erofeev – Head of the flight safety unit of the Research Center in the Central AeroHydrodynamic Institute named after Prof. N. E. Zhukovsky, Zhukovsky Street, TsAGI Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russian Federation, engineer of Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Russian Federation, 117997, Moscow, Profsoyuznaya St., 65.
E-mail: florobot@yandex.ru

Author contribution statement:

Alekseenkov A. S. – model, simulation.

Konstantinov S. V. – methodology.

Kuznetsov V. E. – methodology and algorithms.

Lukichev A. N. – algorithms and modeling.

Erofeev E. V. – methodology.

Статья поступила в редакцию 28.08.2025; принята к публикации после рецензирования 25.10.2025; опубликована онлайн 30.12.2025.

Submitted 28.08.2025; accepted 25.10.2025; published online 30.12.2025.