

На правах рукописи



Терехов Роман Игоревич

**ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К УПРАВЛЯЕМОСТИ
ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЁТОВ ПРИ ОТКАЗАХ В
СИЛОВОЙ ЧАСТИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ**

Специальность 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов (технические науки)

Автореферат
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Жуковский
2025

Работа выполнена в федеральном автономном учреждении «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ») ФГБУ «НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского»

Научный руководитель: **Шелюхин Юрий Федорович**, кандидат технических наук, доцент, научный руководитель НИО-15 «Динамика и системы управления ЛА» ФАУ «ЦАГИ»

Официальные оппоненты: **Гребенкин Александр Витальевич**, доктор технических наук, начальник отдела 901 ПАО «МИЭА»

Чулин Николай Александрович, кандидат технических наук, директор НИИ информатики и систем управления, доцент кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ведущая организация: **Федеральное автономное учреждение «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем» (ФАУ «ГосНИИАС»)**, 125319, г. Москва, ул. Викторенко, д. 7, к. 2

Защита диссертации состоится «02» апреля 2026 г. в 14:00 часов на заседании диссертационного совета 24.2.327.03 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=186328

Автореферат разослан «_____» _____ 2026 г.

Отзывы на автореферат, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, Отдел подготовки кадров высшей квалификации МАИ.

Учёный секретарь диссертационного совета
24.2.327.03, д.т.н., доцент

А.В. Старков

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования. Обеспечение безопасности полёта является важнейшей задачей при создании и эксплуатации авиационной техники. Одной из основных проблем повышения безопасности полётов является вопрос надёжности и отказобезопасности бортовых систем самолёта, что, в свою очередь, определяется их архитектурным построением, уровнем резервирования и надёжности элементов. Отказы в системе управления и взаимодействующих с ней системах (например, гидравлической системы или силовой установки) могут привести к возникновению особых (нештатных) ситуаций в процессе полёта. Внесение изменений в конструкцию самолёта (в частности, в структуру силовой системы управления) значительно усложняется на поздних стадиях проектирования и сопровождается увеличением финансовых затрат. Исходя из этого, **актуальной темой** становится разработка методики формирования структурного построения системы управления для применения на ранних этапах проектирования, которая позволит обеспечить выполнение нормативных требований к характеристикам управляемости самолёта в отказных ситуациях.

Область исследования соответствует следующим пунктам паспорта специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов:

– пункт 1 «Разработка и совершенствование математических моделей, используемых для описания движения и управления летательным аппаратом на различных режимах полета»;

– пункт 3 «Определение требований к характеристикам устойчивости и управляемости жестких и упругих ЛА. Разработка методов их обеспечения»;

– пункт 9 «Разработка алгоритмов управления высокоавтоматизированных ЛА, повышающих безопасность полета, точность управления различных летательных аппаратов, а также обеспечивающих улучшение летно-технических характеристик средствами автоматизации»;

– пункт 10 «Исследование и разработка методов синтеза законов управления движением ЛА в условиях разнообразных неопределенностей, порожденных неполным и неточным знанием свойств объекта управления и условий, в которых он функционирует, а также возможными отказами оборудования и повреждениями конструкции ЛА».

Степень разработанности темы исследования. В диссертации проведён анализ работ, выполненных в зарубежных и отечественных организациях по тематике диссертации, посвященных вопросам рационального построения систем управления для обеспечения требуемого уровня безопасности. Перспективной тенденцией развития силовых систем управления (ССУ) является переход к концепции «более электрического самолёта», предполагающий уменьшение числа гидравлических систем и более широкое использование электрических источников энергии. Одним из вариантов перспективной структуры ССУ может являться переход на две централизованные гидравлические системы с обеспечением аварийного управления при отказе двух гидросистем за счёт серворулей, установленных на рулевых поверхностях.

Целью исследования является разработка подходов к повышению безопасности полётов и сокращению затрат при проектировании систем управления перспективных пассажирских самолётов.

В работе решаются следующие **основные задачи**:

– формирование и обоснование требований к посадочным характеристикам самолёта при отказах в силовой системе управления, разработка вариантов структурного построения силовой системы управления, обеспечивающих требуемые посадочные характеристики в отказных ситуациях;

– разработка методики формирования структуры силовой системы управления на ранних этапах проектирования, обеспечивающей выполнение требований к характеристикам управляемости и посадочным характеристикам самолёта в отказных ситуациях;

– разработка структуры системы управления в концепции «более электрический самолёт» с аварийным электродистанционным сервоуправлением, проведение расчётных и стендовых исследований особенностей аварийного дистанционного сервоуправления для подтверждения соответствия характеристик управляемости самолёта предъявляемым требованиям.

Объектом исследования является высокоавтоматизированный неманевренный самолёт с ЭДСУ.

В качестве **предмета исследования** в работе рассматриваются характеристики управляемости неманевренного самолёта в отказных ситуациях.

Научная новизна результатов исследований:

– разработана математическая модель самолёта с аварийным электродистанционным контуром управления серворулями, учитывающая одновременно особенности динамики серворуля с учётом нелинейных эффектов трения и демпфирования, и особенности реализации электродистанционного управления серворулём;

– разработана методика формирования структурного построения системы управления для обеспечения требуемых характеристик управляемости самолёта при отказах в силовой системе управления;

– разработана структура системы управления перспективного самолёта транспортной категории с двумя гидросистемами и аварийным электродистанционным управлением через серворули на рулевых поверхностях, обоснованы требования к алгоритмической части предлагаемой системы управления.

Теоретическая значимость работы состоит в создании подхода к разработке структурного построения силовой части системы управления самолёта, позволяющего учесть требования к характеристикам управляемости и посадочным характеристикам самолёта в отказных ситуациях на ранних этапах проектирования.

Практическая значимость работы заключается в том, что применение разработанной методики формирования структурного построения системы управления позволит снизить вероятность внесения изменений в конструкцию системы управления самолёта на поздних стадиях проектирования и связанных с этим дополнительных затрат, а также обеспечить выполнение заданных требований к характеристикам самолёта при отказах в силовой системе управления, что в конечном итоге приводит к повышению безопасности полёта. Предлагаемая структура силовой системы управления с двумя гидросистемами и электрическим резервом может быть реализована при разработке перспективного самолёта транспортной категории в соответствии с концепцией «более электрического самолёта».

Методология и методы исследования базируются на компьютерном математическом моделировании как инструменте имитации поведения самолёта и как средстве проведения эксперимента в отказных ситуациях, так как

экспериментирование на реальном объекте сопряжено со значительной степенью риска и требует больших материальных затрат. Компьютерное математическое моделирование проводилось с использованием языка технических вычислений MATLAB и его сопутствующей системы Simulink для моделирования нелинейных динамических систем. Стендовые исследования проводились на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ. Базисом для исследования являлись такие научные дисциплины как динамика полёта, теория автоматического управления, теоретическая механика, методы целочисленного программирования, методы оптимизации на дискретных множествах.

Положения, выносимые на защиту:

1. Подход к формированию структурного построения системы управления для обеспечения требуемых характеристик управляемости самолёта при отказах в силовой системе управления.

2. Структура силовой части системы управления перспективного самолёта транспортной категории с двумя гидросистемами и аварийным электродистанционным управлением через серворули на рулевых поверхностях.

3. Рекомендации по разработке структуры и выбору параметров алгоритмической части системы управления с аварийным электродистанционным управлением через серворули на рулевых поверхностях.

Достоверность работы подтверждается результатами расчётных и стендовых исследований, вошедших в отчёты по теме отработки комплексной системы управления самолёта МС-21-300 в отказных ситуациях. Математическая модель аварийного контура управления через серворули на рулевых поверхностях перспективного самолёта транспортной категории внедрена в программный комплекс пилотажного стенда ПСПК-102 ЦАГИ и получила положительную оценку лётного состава.

Апробация результатов работы. По теме диссертации написано и опубликовано 13 печатных работ, в том числе 4 в периодических изданиях, рекомендованных ВАК, получен 1 патент на изобретение, сделано 10 докладов на международных и всероссийских научных конференциях. Список работ приведён в конце автореферата.

Личный вклад автора. Все результаты, представленные в диссертации, получены автором лично или при его непосредственном участии. Совместно полученные результаты представлены с согласия соавторов. При непосредственном участии автора проведены экспериментальные исследования характеристик управляемости перспективного пассажирского самолёта при отказах в силовой части системы управления, на основании которых автором лично разработана методика формирования структурного построения силовой части системы управления, обеспечивающая выполнение требований безопасности полета. Автором разработана инновационная структура силовой системы управления регионального самолёта транспортной категории в концепции «более электрического самолёта» с двумя централизованными гидросистемами и использованием аварийного дистанционного сервоуправления. Автором выполнен широкий спектр расчётных исследований по обоснованию структуры и выбору параметров алгоритмической части контура аварийного сервоуправления для обеспечения возможности безопасного завершения полета. При непосредственном участии автора и в соответствии с разработанной автором методикой проведены экспериментальные исследования на пилотажном

стенде с участием летного состава по подтверждению правильности результатов расчетных исследований.

Объем и структура работы. Диссертация состоит из введения, четырёх глав и заключения. Объём работы составляет 178 страниц, в том числе 68 рисунков. Список литературы содержит 74 наименования.

Основное содержание работы

Во **введении** обоснована актуальность темы диссертации, сформулированы научная новизна и практическая значимость диссертационной работы, обозначена цель работы и сформулированы задачи исследований, определены положения, выносимые на защиту.

В **первой главе** выполнен обзор положений системного подхода к порядку проектирования систем управления самолётов для обеспечения сертификационных требований безопасности, проведен анализ требований отечественных и зарубежных норм лётной годности к системам управления в части обеспечения безопасности полётов. На основании нормативных документов и рекомендательных циркуляров определены численные критерии к характеристикам управляемости самолёта для обеспечения безопасного продолжения и завершения полёта, а также отдельные требования к компонентам системы управления при отказе всех двигателей.

Проведённый анализ вариантов структурного построения силовой части систем управления современных пассажирских самолётов позволяет выявить ряд сходных и различных технических решений, обеспечивающих выполнение требований норм лётной годности. Для этого в силовой части систем управления используется не менее трёх независимых энергоканалов, при этом важную роль играет распределение потребителей системы управления по энергоканалам.

Во **второй главе** представлена структура разработанной полной математической модели самолёта с системой управления, необходимой для проведения расчётных и стендовых исследований по оценке влияния отказов в силовой части системы управления на характеристики устойчивости и управляемости самолёта на всех режимах и этапах полёта. Основными особенностями данной модели являются:

- представление коэффициентов аэродинамических сил и моментов от планера самолёта с учётом посекционного отклонения всех органов управления и механизации крыла;
- учёт динамики двигательной установки (изменения тяги и оборотов двигателей) при отказах двигателя, а также при переходе с режима прямой тяги на режим реверса;
- учёт влияния состояния поверхности ВПП на характеристики торможения самолёта на этапе послепосадочного пробега;
- математические модели рулевых приводов с учётом влияния шарнирного момента, давления подачи в гидросистеме, сухого трения и демпфирования пассивного рулевого привода на динамику отклонения рулевых поверхностей;
- математические модели элементов гидросистемы, учитывающие ограничение по располагаемым значениям расходов в гидросистеме для используемых источников питания.

В **третьей главе** на примере перспективного магистрального самолёта с двумя двигателями рассматривается методика формирования структурного построения силовой системы управления. Для управления самолётом используются следующие органы управления: переставной стабилизатор и две секции руля высоты для балансировки и управления в продольном канале, два элерона для балансировки и

управления в поперечном канале, один руль направления для балансировки и управления в путевом канале (опционально рассматривается вариант применения двухсекционного руля направления), пять пар многофункциональных интерцепторов, которые могут использоваться для управления в поперечном канале (секции 2-5) и торможения самолёта в воздухе (секции 2-5) и на земле (все секции), предкрылки и закрылки в составе системы механизации крыла. Рассматривается классическое построение силовой части системы управления с тремя независимыми гидросистемами (ГС1, ГС2, ГС3) и применением ЭГРП и гидромоторов для перемещения основных рулевых поверхностей.

При отказе двух ГС, управление самолётом осуществляется за счёт ограниченного набора рулевых поверхностей, ЭГРП которых запитаны от единственной работоспособной гидросистемы. При этом отказ двух ГС может быть следствием отказа двух двигателей. В нормативных документах отсутствуют требования к дистанции планирования самолёта при отказе всех двигателей. Тем не менее, возможность достижения подходящей ВПП в такой ситуации может оказаться определяющим фактором успешного завершения полёта. Дистанция планирования самолёта зависит в том числе и от конфигурации самолёта после отказа двух двигателей, которая, в свою очередь, определяется структурным построением системы управления. В целях повышения безопасности полёта целесообразно реализовать такое структурное построение силовой части системы управления, которое позволяет обеспечить максимально возможную дальность планирования (с учётом выполнения всех остальных требований к маневренным возможностям самолёта). Иными словами, рекомендуется сформировать следующее требование к системе управления самолёта: *«Структурное построение системы управления самолёта должно обеспечивать по возможности наибольшую дальность планирования в случае отказа всех двигателей.»*

В случае, если отказ всех двигателей и двух соответствующих ГС приводит к потере управления хотя бы одним элероном, он автоматически отклоняется под действием шарнирного момента. Для компенсации возникающей асимметрии, второй элерон необходимо отклонить в такое же положение. По результатам расчётных исследований видно, что отклонение двух элеронов на угол, соответствующий нулевому шарнирному моменту ($\delta_{эл} \approx -11^\circ$), приводит к уменьшению аэродинамического качества самолёта на 0.3–0.8, и, как следствие, сокращению дальности планирования с высоты 11 км до высоты 1 км на 4–7 км (в зависимости от веса и центровки самолёта). Такая разница может являться определяющей с точки зрения возможности достижения пригодной для посадки ВПП и обеспечения безопасности завершения полёта. Таким образом, для обеспечения максимальной дальности планирования при отказе всех двигателей рекомендуется обеспечить возможность управления двумя элеронами от гидросистемы, сохраняющей работоспособность при отказе двух двигателей.

Отказ двух гидросистем негативно влияет на посадочные характеристики самолёта, поскольку может привести к отказам механизации крыла, воздушных тормозов, реверса двигателей и, как следствие, к увеличению посадочной дистанции. При этом действующие нормативные документы не содержат требований к посадочным дистанциям самолёта при отказах в системе управления. В целях повышения безопасности полёта и обеспечения возможности безопасного

завершения полёта в отказных ситуациях необходимо разработать требование к предельно допустимому увеличению посадочных дистанций во всех отказных ситуациях, не относящихся к категории практически невероятных. Данное требование может быть сформулировано следующим образом:

«При любых отказах систем самолёта, приводящих к увеличению посадочной дистанции и не отнесённых к событиям практически невероятным, должна обеспечиваться возможность остановить самолет на дистанции не более чем в 2 раза длиннее полученной при определении ее в соответствии с п.25.125 АП-25».

При несоответствии самолёта данному требованию, возникает риск выкатывания самолёта за пределы ВПП при посадке в отказной ситуации, что может привести к возникновению аварийной или даже катастрофической ситуации, что недопустимо с точки зрения требований АП-25 к безопасности полёта.

Основным подходом при решении задачи соответствия предлагаемому требованию является повышение степени резервирования систем, функционирование которых оказывает наиболее значительное влияние на посадочные характеристики самолёта. Целесообразно обеспечить возможность выполнения заданных требований уже на ранних стадиях проектирования самолёта и его систем, что может быть достигнуто за счёт специальной методики формирования структурного построения силовой системы управления.

При разработке методики формирования структурного построения силовой системы управления для обеспечения требований безопасности полёта используется разработанное ранее в МАИ понятие критериальных параметров подсистем, т.е. таких параметров, которые наиболее полно отражают функциональные возможности подсистем.

Для оценки эффективности управляемости самолёта в продольном канале предлагается использовать значение располагаемого приращения нормальной перегрузки $\Delta n_{\text{урасп}}$, которое можно оценить по следующей формуле:

$$\Delta n_{\text{урасп}} = \frac{\Delta m_{zB}}{\sigma_n c_{yГП}}. \quad (1)$$

Суммарная эффективность руля высоты Δm_{zB} рассчитывается следующим образом:

– без отказов:

$$\Delta m_{zB} = \Delta m_{zB}(\delta_{\text{вправ}}, \alpha, M, \delta_3) + \Delta m_{zB}(\delta_{\text{влев}}, \alpha, M, \delta_3), \quad (2)$$

– при отказе одной секции руля высоты:

$$\Delta m_{zB} = \Delta m_{zB}(\delta_{\text{вработ}}, \alpha, M, \delta_3) + \Delta m_{zB}(\delta_{\text{вотк}}, \alpha, M, \delta_3), \quad (3)$$

где $\delta_{\text{вотк}}$ – положение отказавшей секции руля высоты;

– при отказе стабилизатора:

$$\Delta m_{zB} = \Delta m_{zB}((\delta_{\text{вправ}} - \delta_{\text{вбал}}), \alpha, M, \delta_3) + \Delta m_{zB}((\delta_{\text{влев}} - \delta_{\text{вбал}}), \alpha, M, \delta_3), \quad (4)$$

где $\delta_{\text{вбал}}$ – балансировочное отклонение руля высоты при отказе стабилизатора, которое можно оценить следующим образом:

$$\delta_{\text{вбал}} = - \frac{m_{z0}(\alpha_{REF}, \delta_{\text{предкр}}, \delta_{\text{закр}}) + m_{z\varphi}(\varphi_{\text{отк}})}{m_z^{\delta_B}}. \quad (5)$$

Наиболее критичным случаем является отказ стабилизатора в крейсерской конфигурации на большой скорости полёта, соответствующий наибольшему отклонению стабилизатора на пикирование. Поскольку потребное балансирующее положение руля высоты будет направлено на кабрирование, наиболее критичным случаем будет определение максимальной располагаемой нормальной перегрузки $n_{y \text{ расп max}}$.

Для оценки эффективности управляемости самолёта в поперечном канале предлагается использовать значение установившейся угловой скорости крена $\omega_{x \text{ уст}}$, которое можно оценить следующим образом:

$$\omega_{x \text{ уст}} = \frac{\Delta m_{x \text{ эл}} + \Delta m_{x \text{ инт}}}{m_x^{\omega_x}} \cdot \frac{2V}{l} \cdot \frac{180}{\pi}. \quad (6)$$

При двух работающих элеронах:

$$\Delta m_{x \text{ эл}} = (\Delta m_{x \text{ эл}}(\delta_{\text{элпрmax}}, \alpha, M, \delta_3) - \Delta m_{x \text{ эл}}(\delta_{\text{элевmin}}, \alpha, M, \delta_3)) \cdot \xi_{\text{эл}}(M, q). \quad (7)$$

При отказе одного элерона, приводящем к его отклонению по шарнирному моменту, принимается, что второй элерон необходимо отклонить симметрично, для устранения возмущающего момента крена. Тогда в случае, если знак отклонения работающего элерона соответствует знаку отклонения отказавшего элерона по шарнирному моменту:

$$\Delta m_{x \text{ эл}} = (-\Delta m_{x \text{ эл}}(\delta_{\text{элМш0}}, \alpha, M, \delta_3) - \Delta m_{x \text{ эл}}(\delta_{\text{элmin}}, \alpha, M, \delta_3)) \cdot \xi_{\text{эл}}(M, q), \quad (8)$$

где $\delta_{\text{элМш0}} < 0$ – положение отказавшего элерона, соответствующее нулевому шарнирному моменту.

Суммарная эффективность интерцепторов $\Delta m_{x \text{ инт}}$, используемых для управления по крену, рассчитывается для каждого отказного случая следующим образом:

$$\Delta m_{x \text{ инт}} = K_{m_{\text{совм}}}(\delta_{\text{инт2}}, \delta_{\text{инт3}}, \delta_{\text{инт4}}, \delta_{\text{инт5}}) \cdot \sum_{i=2}^5 K_{\text{инт}i} \cdot \Delta m_{x \text{ инт}i}(\delta_{\text{инт}i \text{ max}}, \alpha, M, \delta_3), \quad (9)$$

где:

$K_{m_{\text{совм}}}(\delta_{\text{инт2}}, \delta_{\text{инт3}}, \delta_{\text{инт4}}, \delta_{\text{инт5}})$ – коэффициент, учитывающий эффективность совместного отклонения тех или иных секций интерцепторов;

$K_{\text{инт}i}$ – коэффициент работоспособности i -й секции интерцепторов (равен 0 или 1 в зависимости от работоспособности соответствующей гидросистемы);

$\delta_{\text{инт}i \text{ max}}$ – максимальный угол отклонения i -й секции интерцепторов в режиме управления по крену (в «элеронном» режиме).

Для оценки управляемости самолёта в путевом канале предлагается использовать значение предельно допустимой скорости бокового ветра, на которой самолёт может быть сбалансирован рулём направления, с учётом располагаемых возможностей поперечного управления для компенсации момента крена, возникающего при скольжении и при отклонённом руле направления:

$$W_{\text{доп}} \approx V \cdot \min(\beta_{\text{max}}, \beta_{\text{комп}}). \quad (10)$$

Значение максимального угла скольжения, на котором самолёт может быть сбалансирован рулём направления β_{max} , оценивается следующим образом:

$$\beta_{\text{max}} = -\frac{\Delta m_{y \text{ рн}}}{m_y^{\beta}}. \quad (11)$$

Величина $\Delta m_{y_{PH}}$ рассчитывается следующим образом:

$$\Delta m_{y_{PH}} = \sum_{i=1}^2 K_{PHi} \cdot \Delta m_{y_{PHi}} (\delta_{PHmax\ i}, \alpha, M, \delta_3), \quad (12)$$

где K_{PHi} – коэффициент работоспособности i -й секции руля направления.

Максимальное значение угла скольжения $\beta_{комп}$, на котором обеспечивается компенсация возникающего от скольжения момента крена за счёт сохраняющих работоспособность органов поперечного управления, можно оценить следующим образом:

$$\beta_{комп} = -\frac{\Delta m_{x_{эл}} + \Delta m_{x_{инт}} + \Delta m_{x_{PH}}}{m_x^\beta}. \quad (13)$$

Отказ предкрылков или закрылков приводит к необходимости захода на посадку в нештатной конфигурации и на повышенной скорости. Это, в свою очередь приводит к увеличению посадочной дистанции, но, в то же время, и к увеличению располагаемых маневренных возможностей. Скорость захода на посадку можно оценить следующим образом:

$$V_{REF} = 1.23 \cdot \sqrt{\frac{2G}{c_{yS} \rho S}}. \quad (14)$$

Угол атаки на скорости захода на посадку на линейном участке зависимости $c_{y\alpha}(\alpha)$ можно оценить следующим образом:

$$\alpha_{REF} = \frac{0.66c_{yS} - c_{y0}}{c_y^\alpha}. \quad (15)$$

При этом при заходе на посадку должна обеспечиваться безопасность от посадки на носовую стойку шасси, а также должна быть обеспечена возможность выровнивания или уход на второй круг без касания хвостовой частью фюзеляжа поверхности ВПП, что накладывает следующие ограничения:

$$\alpha_{min\ REF} > \vartheta_{ст} + 3^\circ, \quad (16)$$

$$\alpha_{max\ REF} > \vartheta_{max\ кас} + 3^\circ - \frac{\Delta n_{y\ потр}}{n_y^\alpha}. \quad (17)$$

Величина посадочной дистанции самолёта складывается из дистанции воздушного участка и длины пробега:

$$L_{пос} = L_{в.у.} + L_{проб}. \quad (18)$$

Длина воздушного участка может быть оценена следующим образом:

$$L_{в.у.} = \frac{Y_a}{(X_a - P_{пос})_{ср}} \left(\frac{V_{REF}^2 - V_{кас}^2}{2g} + H_{пос} \right) = \frac{c_{y\alpha REF} q S}{(c_{x\alpha REF} q S - P_{пос})_{ср}} \left(\frac{V_{REF}^2 - V_{кас}^2}{2g} + H_{пос} \right). \quad (19)$$

Длина пробега вычисляется следующим образом:

$$L_{проб} = \int_{V_{кас}}^0 \frac{V dV}{g n_{xa}(V)} = \int_{V_{кас}}^0 \frac{V dV}{g \left(\frac{P}{mg} - \mu_{пр} - (c_{x\alpha пр} - \mu_{пр} c_{y\alpha пр}) \frac{\rho S V^2}{2mg} \right)}. \quad (20)$$

При учёте времени задержки применения торможения колес на пробеге $\Delta t_{торм}$, длину пробега необходимо увеличить на величину, равную произведению скорости самолёта при касании ВПП (в м/с) на время задержки:

$$L_{\text{проб}} = L_{\text{проб}} + V_{\text{кас}} \Delta t_{\text{горм}} \quad (21)$$

Для рассматриваемого самолёта с тремя независимыми гидросистемами формируются матрицы распределения гидропитания для каждого потребителя таким образом, что число столбцов матрицы соответствует количеству приводов на рулевой поверхности. Возможные варианты распределения органов управления по гидросистемам определяются совокупностью вариантов заполнения рассматриваемых матриц распределения гидропитания. При формировании возможных вариантов матриц распределения гидропитания необходимо учитывать следующие практические соображения:

1) при установке на рулевой поверхности двух рулевых приводов, они должны запитываться от разных гидросистем;

2) поскольку принимается допущение, что один рулевой привод имеет достаточную эффективность для обеспечения работоспособности соответствующего органа управления, порядок распределения гидросистем в паре приводов значения не имеет и рассматривается как один вариант (например, «1–2» и «2–1»);

3) для гидропитания рулей высоты, секций руля направления, а также механизации (предкрылков и закрылков) должны использоваться разные пары источников, чтобы при любом сочетании отказов двух гидросистем хотя бы одна секция рулей и одна поверхность механизации (либо предкрылки, либо закрылки) сохраняли работоспособность;

4) для гидропитания интерцепторов, используемых в управлении по крену (секции 2–5), должны использоваться все три гидросистемы, чтобы при любом сочетании отказов двух гидросистем хотя бы одна пара секций интерцепторов сохраняли работоспособность.

С учётом вышеуказанных практических соображений, общее количество возможных вариантов распределения гидропитания $N_{\text{вар_общ}} = 629856$ вариантов.

Сокращение количества рассматриваемых вариантов распределения гидропитания можно провести путём разделения задачи формирования структурного построения силовой системы управления на три отдельных этапа.

На этапе 1 целесообразно рассмотреть следующие задачи:

1) обеспечение требуемой эффективности поперечного управления;

2) обеспечение максимальной дальности планирования при отказе всех двигателей;

3) обеспечение требуемых посадочных дистанций.

Данные три задачи связаны с распределением гидропитания между интерцепторами, элеронами и механизацией. Каждая задача может быть рассмотрена либо в виде задачи обеспечения граничных условий, либо в виде задачи оптимизации (минимизации или максимизации) заданного функционала. Одновременное решение нескольких задач оптимизации может привести к появлению нескольких вариантов структурного построения системы, каждый из которых оптимален только по одному из параметров. Поэтому целесообразно выделить первую задачу в качестве оптимизационной, а вторую и третью рассмотреть в виде задач обеспечения граничных условий.

Первая задача формулируется в виде задачи обеспечения максимальной эффективности поперечного управления при всех сочетаниях отказов гидросистем,

т.е. максимизации минимального значения установившейся угловой скорости крена для всех возможных отказных ситуаций:

$$\max_{k=1,2,3}(\min(\omega_{\text{уст}k})), \quad (22)$$

где k – номер сохраняющей работоспособность гидросистемы.

Обеспечение максимальной дальности планирования при отказе всех двигателей достигается за счёт сохранения работоспособности элеронов при условии, что по одному приводу на каждом элероне запитываются от сохраняющей работоспособность при отказе всех двигателей гидросистемы ГСЗ.

Отказ двух гидросистем должен приводить к увеличению посадочной дистанции не более чем в 2 раза, т.е.:

$$\max_{k=1,2,3}(L_{\text{пос}k}) \leq 2 \cdot L_{\text{расп}}, \quad (23)$$

где $L_{\text{расп}}$ – посадочная дистанция для сухой ВПП без отказов.

В случае отказа всех двигателей сохраняется работоспособность одной гидросистемы (в рассматриваемом примере – ГСЗ) с использованием аварийных источников энергии. Аварийные источники энергии имеют ограниченную производительность, которая значительно ниже производительности основных гидронасосов с приводом от маршевых двигателей. Таким образом, для ГСЗ целесообразно реализовать минимально необходимый набор потребителей. Данное условие может быть записано в виде:

$$\min(N_{\text{потр}} |_{k=3}). \quad (24)$$

Рассматриваемая задача относится к задачам целочисленного программирования с целочисленными переменными. Для решения задачи оптимизации с заданными ограничениями предлагается использовать метод суррогатной оптимизации (surrogate optimization). Данный метод позволяет:

- оперировать с функциями, не являющимися гладкими (не выполняется условие непрерывности второй производной);
- решать задачу оптимизации в целочисленной постановке (переменные могут являться целыми числами) с заданными границами переменных и с учётом нелинейных ограничений типа неравенств;
- находить глобальное решение (при достаточном числе итераций).

Алгоритм суррогатной оптимизации, который может быть применен для решения рассматриваемой практической задачи, входит в состав программного пакета MATLAB в расширении Global Optimization Toolbox.

По результатам оптимизации для рассматриваемого пассажирского самолёта определен вариант распределения гидропитания между интерцепторами, элеронами и механизацией, при котором реализуется минимальное значение установившейся угловой скорости крена на режиме захода на посадку с двумя отказавшими гидросистемами $\omega_{\text{уст} \min} = 14.7$ град/с, а максимальное значение посадочной дистанции в отказной ситуации $L_{\text{пос}} = 1824$ м. Поскольку в рассматриваемой задаче гидросистемы №1 и №2 являются эквивалентными, выбранному в результате оптимизации варианту соответствует второй вариант, при котором все потребители гидросистемы №1 и №2 зеркально меняются местами.

На этапе 2 решается задача обеспечения требуемой эффективности путевого управления, которая определяется в виде задачи максимизации минимальной

величины допустимого бокового ветра, определяемого из условий балансировки самолёта при отказах гидросистем:

$$\max_{k=1,2,3}(\min(W_{z\text{доп}k})). \quad (25)$$

В результате расчётов определён вариант гидропитания двух секций руля направления, при котором наибольшая величина допустимого бокового ветра при отказе двух гидросистем составляет $W_{z\text{доп max}}=8.9$ м/с.

На этапе 3 решается задача обеспечения требуемой эффективности продольного управления, которая определяется величиной максимального приращения располагаемой нормальной перегрузки при отказах гидросистем:

$$\max_{k=1,2,3}(\min(\Delta n_{\text{ураспmax}k})). \quad (26)$$

Наибольшая величина максимального приращения располагаемой нормальной перегрузки, определяемая при наихудшем варианте отказа двух гидросистем, составляет $\Delta n_{\text{ураспmax}}=0.67$.

Варианты структурного построения системы управления, выбранные в соответствии с предлагаемой методикой и показанные на рисунке 1, обеспечивают наименьшую степень ухудшения характеристик управляемости и посадочных характеристик самолёта, а также выполнение требований к безопасному завершению полёта при всех возможных сочетаниях отказов двух гидросистем.

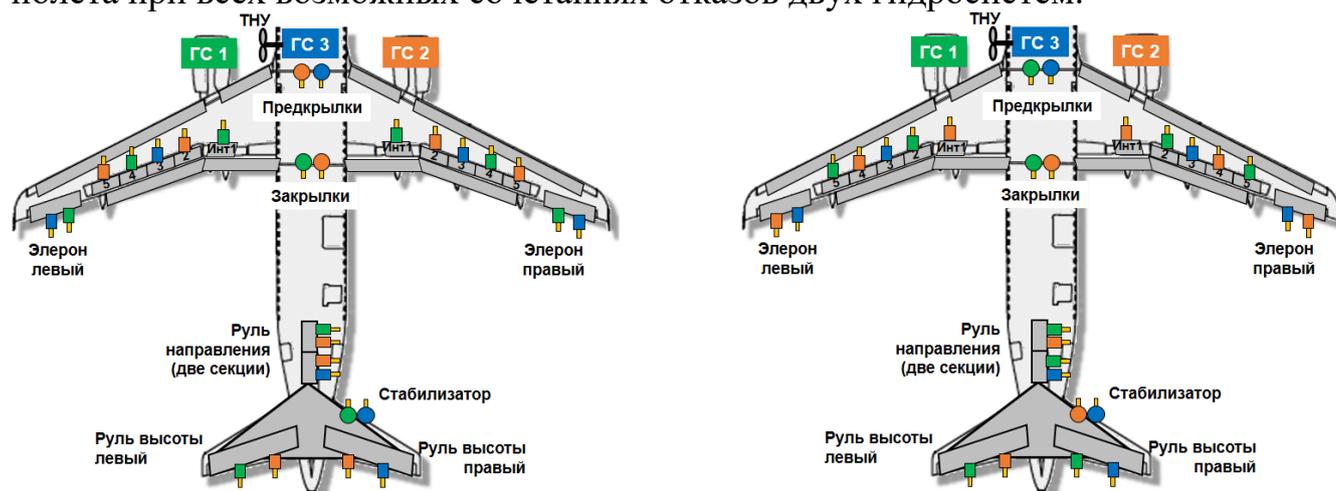


Рисунок 1 – Выбранные варианты распределения гидропитания рулевых приводов

В четвертой главе рассматривается инновационный вариант построения силовой части системы управления регионального самолёта транспортной категории с двумя гидросистемами и использованием аварийного дистанционного сервоуправления, обеспечивающего безопасное завершение полёта при отказе двух гидросистем.

Под сервоуправлением самолётом понимается схема, при которой рычаги управления в кабине самолёта связаны не с основными поверхностями управления, а с серворулями. Серворуль представляет собой небольшую аэродинамическую поверхность, установленную на концевой части органа управления. Отклонение серворуля приводит к возникновению шарнирного момента, который, в свою очередь, отклоняет рулевую поверхность. До настоящего времени сервоуправление самолётом реализовывалось за счёт механической связи между рычагом управления и серворулём. Представляет большой интерес исследование возможности аварийного электродистанционного сервоуправления применительно к перспективным самолётам транспортной категории, в целях обеспечения разнородного

резервирования в силовой части системы управления. Поскольку собственный шарнирный момент серворуля, который требуется пересилить при его отклонении, значительно меньше, чем шарнирный момент основной рулевой поверхности, для перемещения серворуля можно использовать электромеханический привод (ЭМП) небольшой мощности, с малой массой и габаритами.

Структура ЭДСУ с аварийным сервоуправлением представлена на рисунке 2 для перспективного регионального самолёта с двумя двигателями и двумя ГС. Балансировка и управление самолётом осуществляется двумя секциями руля высоты в продольном канале, двумя элеронами в поперечном канале и односекционным рулём направления в путевом канале. На каждой секции основных рулевых поверхностей установлены по два ЭГРП, запитанные от двух независимых гидросистем, и серворуль с ЭМП. При отказе двух гидросистем все ЭГРП переходят в пассивный режим (режим кольцевания) и происходит переключение на аварийное сервоуправление.

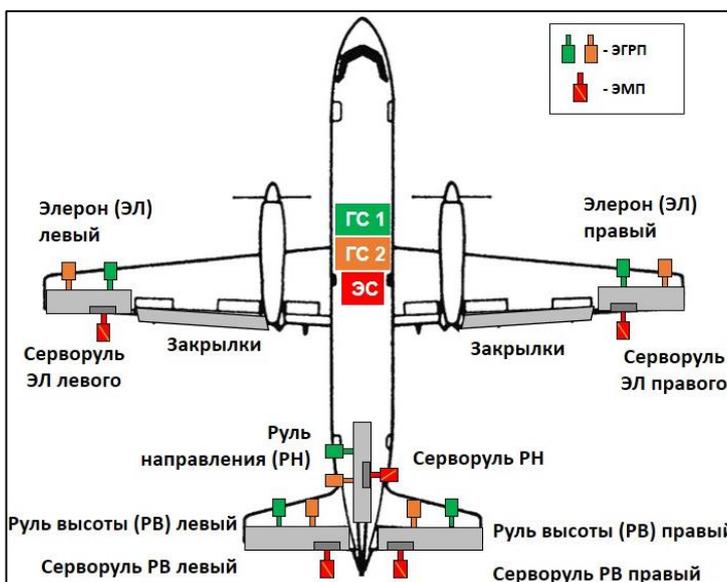


Рисунок 2 – Структура системы управления регионального самолёта с аварийным электродистанционным сервоуправлением

Для проведения расчётных и стендовых исследований динамики самолёта при сервоуправлении, необходимо использовать математическую модель движения рулевой поверхности с учётом нелинейных особенностей, вызываемых эффектами трения и демпфирования от работающих в пассивном режиме электрогидравлических рулевых приводов, а также аэродинамического демпфирования, возникающего при отклонении органа управления в набегающем воздушном потоке.

Уравнение вращения органа управления относительно оси вращения $O_{o.y.}$ может быть записано следующим образом:

$$I_{z_{o.y.}} \ddot{\delta}_{o.y.} = M_{ш\text{ ср.о.у.}} - M_{ш\text{ о.у.}} - F_{тр} d_{o.y.} - F_{д} d_{o.y.} - M_{aэр.д.} \quad (27)$$

Шарнирный момент $M_{ш\text{ ср.о.у.}}$, приводящий в движение рулевую поверхность при отклонении серворуля, рассчитывается следующим образом:

$$M_{ш\text{ ср.о.у.}} = m_{ш}^{\tau_{o.y.}} \tau_{ср.о.у.} q S_{o.y.} b_{a.o.y.} \quad (28)$$

Собственный шарнирный момент рулевой поверхности $M_{ш\text{ о.у.}}$, препятствующий её вращению при управлении серворулём, рассчитывается следующим образом:

$$M_{ш\text{ о.у.}} = m_{ш\text{ о.у.}} (\alpha_{o.y.} / \beta_{o.y.}, \delta_{o.y.}) q S_{o.y.} b_{a.o.y.} \quad (29)$$

Сила трения рассчитывается с разделением фаз движения (покой, движение, страгивание) по признаку малости скорости и с учётом Штрибек-эффекта (момент страгивания превышает момент сухого трения) следующим образом:

$$F_{\text{тр}} = \begin{cases} F_{\text{ср.о.у.}}, & |\dot{\delta}_{\text{о.у.}}| < \varepsilon, |F_{\text{ср.о.у.}}| \leq k_{\text{стр}} F_{\text{трзад}} \\ k_{\text{стр}} F_{\text{трзад}} \text{sign}(F_{\text{ср.о.у.}}), & |\dot{\delta}_{\text{о.у.}}| < \varepsilon, |F_{\text{ср.о.у.}}| > k_{\text{стр}} F_{\text{трзад}} \\ F_{\text{трзад}} \text{sign}(\dot{\delta}_{\text{о.у.}}), & |\dot{\delta}_{\text{о.у.}}| \geq \varepsilon \end{cases} \quad (30)$$

Демпфирующая сила, препятствующая движению рулевой поверхности при работе ЭГРП в режиме демпфирования (пассивном режиме), определяется как:

$$F_{\text{д}} = k_{\text{д}} n_{\text{пр}} \dot{\delta}_{\text{о.у.}}^2 \text{sign}(\dot{\delta}_{\text{о.у.}}). \quad (31)$$

Коэффициент демпфирования рулевого привода $k_{\text{д}}$ определяется конструкцией ЭГРП. Величина данного коэффициента оказывает значительное влияние на характеристики управляемости самолёта в режиме сервоуправления.

Аэродинамическое демпфирование рулевых поверхностей обычно определяется в ходе расчётов самолёта на флаттер. В настоящей работе коэффициент аэродинамического демпфирования рассчитывается приближённо, по методике РДК-43 на основании геометрических параметров хвостового оперения. Составляющая аэродинамического демпфирования при вращении рулевой поверхности $M_{\text{аэрд.}} (без учёта изгиба и кручения)$ оценивается следующим образом:

$$M_{\text{аэрд.демф.}} = \rho \int_{z_1}^{z_2} \Omega_4 b^3 dz \cdot V \cdot \dot{\delta}. \quad (32)$$

Коэффициент Ω_4 зависит от соотношения $b_{\text{р}}/b$ хорды рулевой поверхности к хорде крыла или оперения, а также от степени аэродинамической компенсации рулевой поверхности, характеризуемой отношением $b_{\text{о.к}}/b_{\text{р}}$.

Математическая модель движения рулевых поверхностей под действием шарнирного момента, представленная уравнениями (27)–(32), реализована в среде MATLAB/Simulink в составе полной математической модели динамики самолёта с системой управления. Математическая модель ЭМП серворуля представлена в виде апериодического звена первого порядка с добротностью 20 1/с и ограничением по скорости ± 30 °/с.

При отказе двух гидросистем должен автоматически обеспечиваться безопасный переход на режим аварийного сервоуправления. Для самолёта без переставного стабилизатора в установившемся режиме полёта отклонение руля высоты соответствует балансировочному положению. При переходе на аварийное сервоуправление и нулевом угле отклонения серворуля, руль высоты начинает перемещаться под действием шарнирного момента, что приводит к возникновению возмущающего момента тангажа. При возникновении кабрирующего момента и невмешательстве лётчика в управление самолёт может выйти за пределы эксплуатационной области по углу атаки или нормальной перегрузке, что может привести к возникновению опасной ситуации. Для обеспечения безопасности перехода на аварийное сервоуправление необходимо при полёте в основном режиме управления отклонять серворули таким образом, чтобы суммарный шарнирный момент на руле высоты в балансировочном положении был близок к нулю. Это может быть реализовано двумя способами:

1) с использованием обратной связи на ЭМП серворуля с датчика усилий на ЭГРП:

$$\tau_{\text{срвосн}} = k_{\text{о.с.}} F_{\text{ЭГРП}}. \quad (33)$$

2) с использованием программного отклонения серворуля по режимам полёта:

$$\tau_{\text{ср в осн}} = \frac{m_{\text{ш в}} (\alpha_{\text{ГО}} \cdot \delta_{\text{в бал}})}{m_{\text{ш}}^{\tau_{\text{в}}}} \quad (34)$$

Помимо обеспечения безударности перехода на аварийное управление, обнуление шарнирного момента на руле высоты позволяет снизить нагрузку на ЭГРП. В основном режиме управления может быть реализовано программное отклонение серворуля по законам (33) или (34) для отслеживания не только балансировочного, но и текущего положения руля высоты в процессе маневров. Как показано на рисунке 3, отклонение серворуля позволяет заметно снизить суммарный шарнирный момент на руле высоты и, тем самым, уменьшить нагрузку на ЭГРП в основном режиме управления.

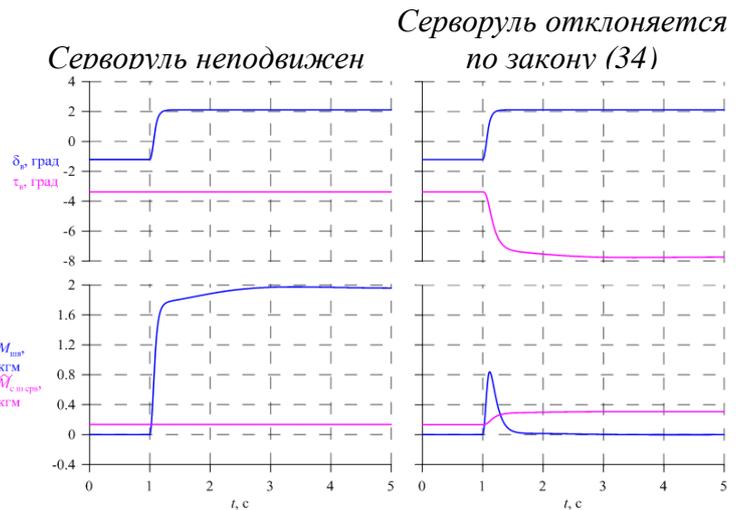


Рисунок 3 – Уменьшение шарнирного момента на руле высоты за счёт отклонения серворуля

Управляемость самолёта в режиме аварийного сервоуправления должна обеспечивать безопасное завершение полёта. В результате расчётных исследований были выбраны и обоснованы законы управления серворулём и их параметры.

В продольном канале управления, для обеспечения безопасного завершения полёта в соответствии с рекомендациями АМС CS-25, располагаемый диапазон нормальной перегрузки должен составлять не менее 0.8...1.3 ед. перегрузки. Для обеспечения требуемых значений нормальной перегрузки, диапазон потребных углов отклонения серворуля должен составлять не менее $\tau_{\text{в max}} = \pm 12.5^\circ$.

Сервоуправление характеризуется увеличением запаздывания между управляющими действиями лётчика и перемещением рулевой поверхности. На рисунке 4 приведены ЛФЧХ тракта управления рулём высоты в режиме нормального управления с амплитудами отклонения рычага управления $\text{Amp} = 0.5 X_{\text{в max}}$ (соответствует приращению нормальной перегрузки $\Delta n_y = \pm 0.3$) и $\text{Amp} = X_{\text{в max}}$ (соответствует предельным отклонениям руля высоты), а также в режиме аварийного сервоуправления при различных значениях коэффициента k_d , для режима захода на посадку в штатной посадочной конфигурации на штатной скорости. Видно, что переход на режим аварийного сервоуправления приводит к значительному увеличению фазового запаздывания.

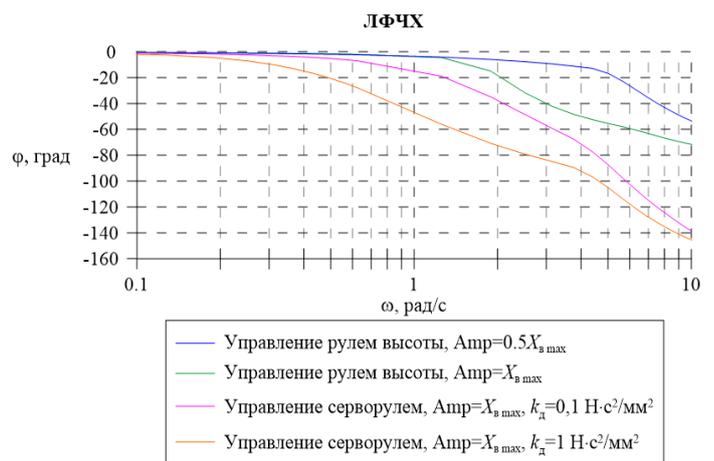


Рисунок 4 – ЛФЧХ тракта управления рулём высоты в режимах нормального управления и аварийного сервоуправления

Величина фазового запаздывания в значительной степени зависит от величины коэффициента демпфирования k_d .

В соответствии с требованиями MIL-STD-1797A, фазовое запаздывание между отклонением рычага управления и соответствующей рулевой поверхностью должно определяться при всех возможных амплитудах перемещения рычага управления, вплоть до максимальной, на частотах до 2 рад/с, и на этапах захода на посадку не должно превышать 15° для Уровня 1, 30° для Уровня 2 и 60° для Уровня 3 ПХ.

Уменьшение величины фазового запаздывания в режиме аварийного сервоуправления может быть достигнуто путём автоматизации управления, а именно, за счёт введения в закон управления серворулём руля высоты форсирующего префильтра и демпфера тангажа. Закон управления серворулём руля высоты в итоге принимает следующий вид:

$$\tau_{\text{вком}} = K_{\text{хв}} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} X_{\text{в}} + K_{\omega_z} \omega_z. \quad (35)$$

Минимально допустимые значения коэффициента демпфирования k_d должны выбираться с учётом безопасности от возникновения флаттера рулевой поверхности. Расчёты на флаттер в настоящей работе не проводятся. Однако, на основании опыта проектирования систем управления в ЦАГИ, для предварительной оценки требований к минимально допустимым значениям коэффициента демпфирования в пассивном режиме работы ЭГРП может быть использовано следующее эмпирическое правило: в режиме демпфирования выходной шток ЭГРП должен перемещаться с максимальной располагаемой скоростью $\dot{x}_{\text{штmax}}$ при

действии внешней нагрузки, составляющей 10-20% от максимального располагаемого усилия рулевого привода F_{max} . Для рассматриваемого самолёта минимально допустимые значения коэффициента демпфирования ЭГРП руля высоты составляют $k_{d\text{minв}} = 1.6 \text{ Н} \cdot \text{с}^2 / \text{мм}^2$. В ходе расчётных исследований определены значения параметров закона управления (35) для выполнения требований к фазовому запаздыванию не более 60°: $T_1 = 0.4 \text{ с}$, $T_2 = 0.1 \text{ с}$, $K_{\omega_z} = 1 \text{ с}$ (см. рисунок 5).

Запаздывание реакции самолёта на управляющие действия лётчика может стать причиной РЮ. Одним из критериев, позволяющим оценить характеристики управляемости и тенденцию к РЮ в продольном канале управления самолётом транспортной категории, который широко используется в практике, является критерий «Bandwidth-Phase Delay», основанный на анализе частотной характеристики разомкнутой системы «самолёт-система управления» по углу тангажа. Данный критерий определяет уровень пилотажных характеристик самолёта

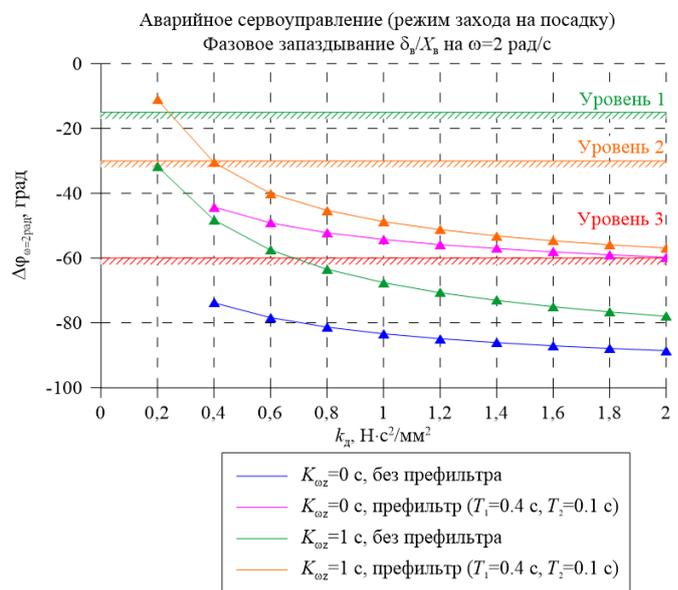


Рисунок 5 – Зависимости величины фазового запаздывания от коэффициента демпфирования при сервоуправлении рулём высоты

и тенденцию к РЮ на основании двух параметров: фазового запаздывания по углу тангажа $\tau_{p\theta}$ и характерной частоты $\omega_{BW\theta}$, определяющей полосу пропускания по углу тангажа. Параметры $\tau_{p\theta}$ и $\omega_{BW\theta}$, в свою очередь, определяются по частотной характеристике разомкнутой системы «самолёт-система управления» по углу тангажа.

В ходе расчётных исследований по определению данных критериев показано, что при переходе на режим аварийного сервоуправления, даже с учётом наличия в законе управления (35) демпфера тангажа и форсирующего префильтра, фазовое запаздывание по углу тангажа составляет $\tau_{p\theta} > 0.33$ с, что не удовлетворяет требованиям критерия. Улучшение характеристик управляемости в режиме аварийного сервоуправления может быть достигнуто за счёт увеличения скорости перемещения серворуля. Увеличение максимальной скорости ЭМП с 30 град/с до 60 град/с позволяет уменьшить величину фазового запаздывания по углу тангажа $\tau_{p\theta}$ с 0.33 с до 0.22 с (см. рисунок 6), что соответствует Уровню 2 ПХ.

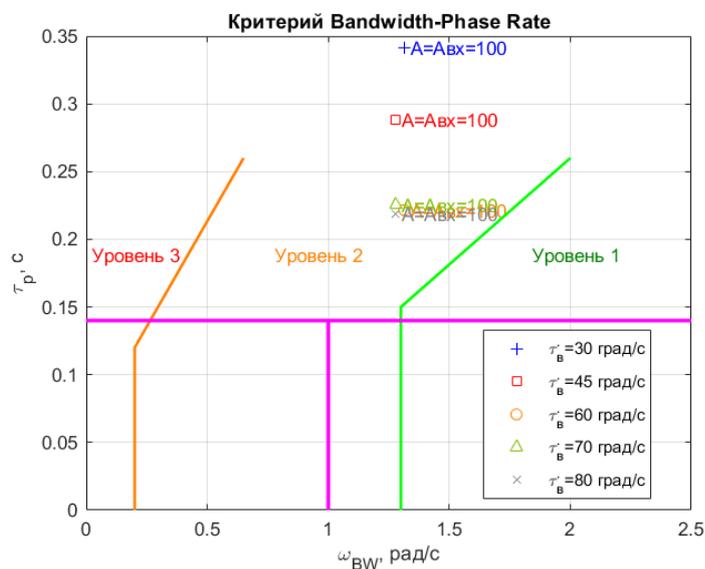


Рисунок 6 – Результаты расчётов критерия «Bandwidth-Phase Delay» при вариации максимальной скорости ЭМП серворуля

В соответствии с рекомендациями АМС CS-25, эффективность **путевого** управления для обеспечения безопасного завершения полёта должна быть достаточна для выполнения захода на посадку в условиях бокового ветра под 90° величиной до 5.14 м/с (10 узлов). На основании проведенных расчётов балансируемых характеристик самолёта на режиме захода на посадку с боковым ветром и с учётом запаса на возможность выполнения маневров по курсу не менее 10%, потребные отклонения серворуля руля направления определены равными $\tau_{н\max\text{бал}} = \pm 10^\circ$.

Для обеспечения удовлетворительных характеристик устойчивости и управляемости самолёта в путевом канале и для уменьшения фазового запаздывания, необходимо применение демпфера рыскания и форсирующего префильтра в законе управления серворулём руля направления, который принимает следующий вид:

$$\tau_{н\text{ком}} = K_{Xн} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} X_n + K_{\omega_y} \frac{T_{\omega_y} s}{T_{\omega_y} s + 1} \omega_y. \quad (36)$$

Для обеспечения требований к фазовому запаздыванию между отклонением педалей и отклонением руля направления с учётом минимально допустимых значений коэффициента демпфирования ЭГРП руля направления, оцениваемых по эмпирической зависимости и составляющих $k_{\text{д.мин}} = 5.7 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{мм}^2$, в результате проведенной вариации параметров закона управления серворулём (см. рисунок 7) выбирается префильтр с постоянными времени $T_1=0.4 \text{ с}$, $T_2=0.1 \text{ с}$, а также следующие параметры постоянной времени виражного фильтра $T_{\text{оу}}$ и коэффициента демпфера рыскания $K_{\text{оу}}$: $T_{\text{оу}}=3 \text{ с}$; $K_{\text{оу}}=1 \text{ с}$. Дополнительное уменьшение величины фазового запаздывания возможно реализовать за счёт увеличения скорости захода на посадку.

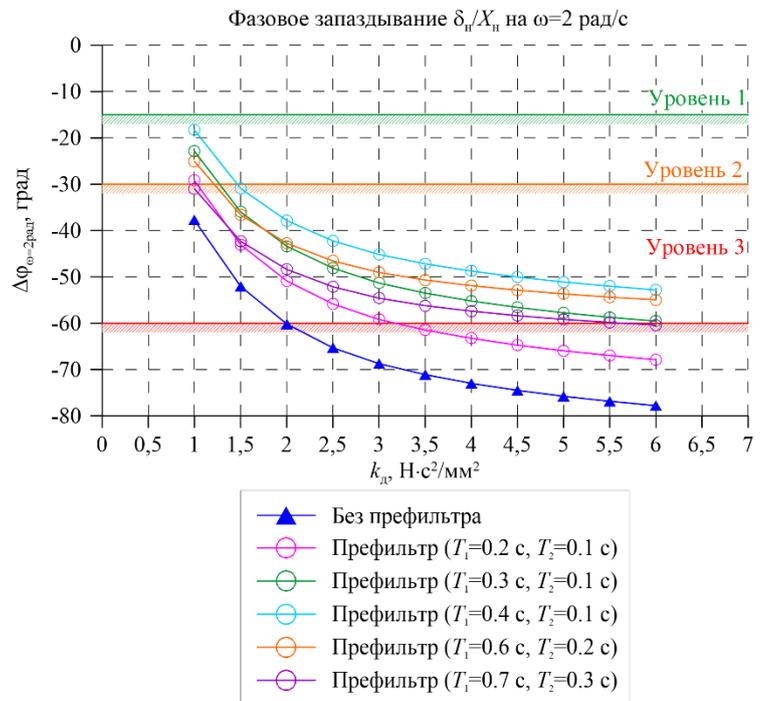


Рисунок 7 – Зависимости величины фазового запаздывания от коэффициента демпфирования при сервоуправлении в путевом канале для различных постоянных времени префильтра

В соответствии с рекомендациями АМС CS-25, для обеспечения безопасного завершения полёта эффективность **поперечного** управления должна быть достаточна для перекладки самолёта из установившегося разворота с креном 30° в разворот с креном 30° противоположенного направления за время не более 11 с, что обуславливает производные требования к максимальным углам отклонения серворулём $\tau_{\text{э макс}}$, а также к коэффициенту демпфирования $k_{\text{д}}$. Закон управления серворулями элеронов включает форсирующий префильтр и имеет следующий вид:

$$\tau_{\text{э ком}} = K_{X_3} \frac{T_1 s + 1}{T_2 s + 1} X_3 \quad (37)$$

Результаты расчётов времени перекладки самолёта из установившегося разворота с креном 30° в разворот с креном 30° противоположенного направления ($t_{\text{пер}}$), а также величины фазового запаздывания между отклонением рычага управления по крену и отклонением элеронов на частоте 2 рад/с в зависимости от коэффициента демпфирования $k_{\text{д}}$ представлены на рисунке 8. Из приведенных результатов видно, что для выполнения требований к времени перекладки при полёте на скорости V_{REF} , максимальные углы отклонения серворулём элеронов $\tau_{\text{э макс}}$ должны составлять не менее 17° . При этом величина коэффициента демпфирования $k_{\text{д}}$ для обеспечения фазового запаздывания не более 60° должна составлять $k_{\text{д}} \leq 1 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{мм}^2$. Однако для рассматриваемого самолёта минимально допустимые значения коэффициента демпфирования ЭГРП элеронов, оцениваемые по эмпирической зависимости составляют $k_{\text{д.мин.в}} = 1.4 \text{ Н}\cdot\text{с}^2/\text{мм}^2$.

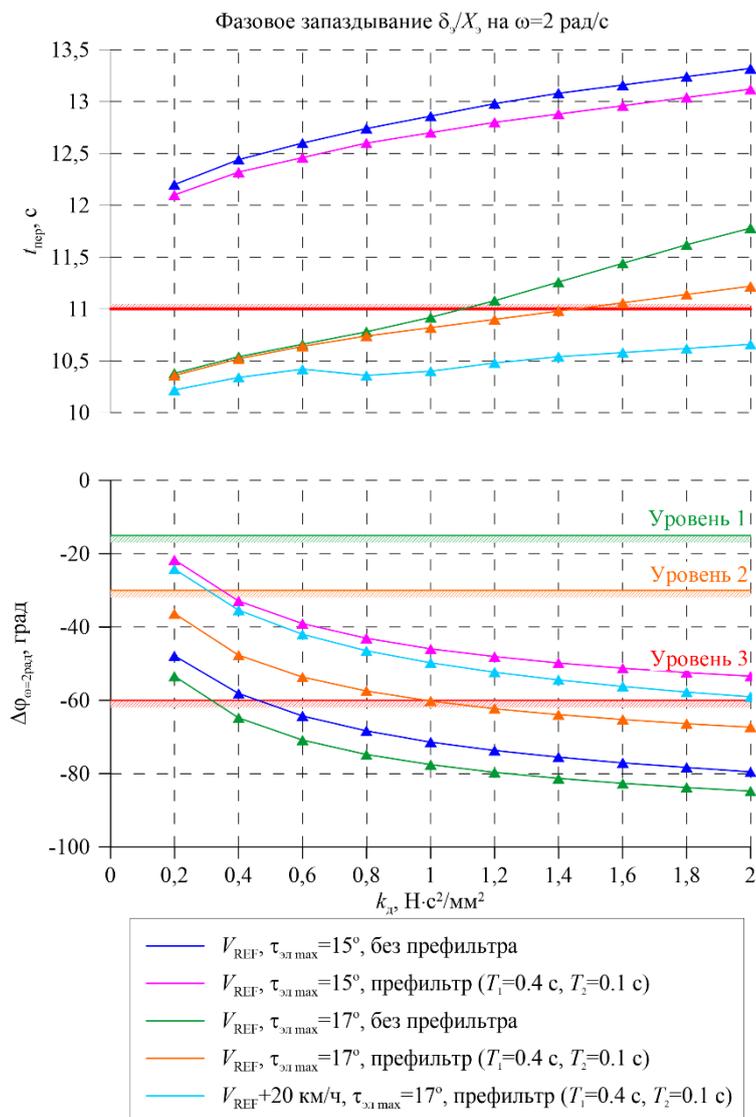


Рисунок 8 – Результаты расчётов времени перекладки по крену и величины фазового запаздывания между отклонением рычага управления по крену и отклонением элеронов в зависимости от коэффициента демпфирования

положения ILS в трёх сценариях:

- 1) заход на посадку без дополнительных возмущений;
- 2) заход на посадку со смещением относительно глиссады в вертикальной плоскости ± 15 м и/или в горизонтальной плоскости ± 80 м до расстояния $X=-2000$ м до торца ВПП (см. рисунок 9);
- 3) заход на посадку с постоянным боковым ветром $W_z=5$ м/с.

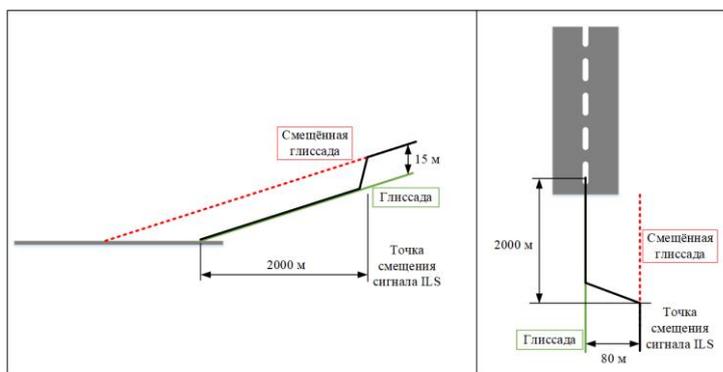


Рисунок 9 – Условия смещения глиссады для стендового моделирования

Требуемые значения коэффициента демпфирования k_d в режиме аварийного сервоуправления могут быть обеспечены при заходе на посадку на повышенной скорости $V_{REF}+20$ км/ч, при которой для выполнения требований к времени перекладки максимальные углы отклонения серворулей элеронов $\tau_{э \max}$ также должны составлять не менее 17° , при этом величина коэффициента демпфирования для обеспечения фазового запаздывания не более 60° должна составлять $k_d \leq 2 \text{ Н} \cdot \text{с}^2 / \text{мм}^2$.

Для оценки пилотажных характеристик самолёта и правильности выбора параметров контура аварийного сервоуправления на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ были проведены **стендовые исследования** управляемости самолёта в режиме аварийного сервоуправления с участием лётчиков-испытателей ЛИИ им. Громова.

В ходе стендовых исследований рассматривалась задача захода на посадку с использованием планок

Результаты стендового моделирования захода на посадку со смещением сигнала ILS по вертикали и по горизонтали от глиссады на величину $ILS_Z=+15$ м, $ILS_Z=-80$ м представлены на рисунке 10. Заход на посадку выполнялся на повышенной скорости $V_{REF}+20$ км/ч=230 км/ч, обеспечивающей меньшее запаздывание реакции самолёта на отклонение органов управления.

По оценкам лётчика, управляемость самолёта в режиме аварийного сервоуправления на повышенной скорости захода на посадку $V_{REF}+20$ км/ч соответствует рейтингу $PR=4.5...5$ по шкале Купера-Харпера. Имеется некоторая склонность к раскачке самолёта лётчиком преимущественно в поперечном канале управления, соответствующая рейтингу $3...3.5$ по шкале PIOR. Полученные лётные оценки подтверждают правильность результатов расчётных исследований и возможность безопасного завершения полёта в режиме аварийного сервоуправления.

Заключение

В диссертационной работе достигнуты следующие основные результаты:

1. Разработана методика формирования структурного построения силовой системы управления для применения в том числе на ранних этапах проектирования, которая позволяет обеспечить выполнение нормативных требований к управляемости и системе управления самолёта в отказных ситуациях. В ходе реализации разработанной методики поставлена и решена задача целочисленного программирования с использованием суррогатной оптимизации для выбора распределения потребителей системы управления по энергосистемам. Применение данной методики помогает избежать необходимости внесения изменений в конструкцию самолёта (а именно, структуру силовой системы управления и взаимосвязанные системы энергоснабжения) на поздних стадиях проектирования и сопутствующего увеличения финансовых затрат.

2. Сформированы два новых требования к системе управления самолёта: требование по обеспечению максимально возможной дальности планирования после отказа всех двигателей и требование к предельно допустимому увеличению посадочной дистанции самолёта при отказах систем энергопитания. Предложены практические рекомендации по обеспечению выполнения разработанных требований на этапе формирования структурного построения системы управления. Учёт данных требований позволит повысить безопасность полёта самолётов транспортной категории в отказных ситуациях.

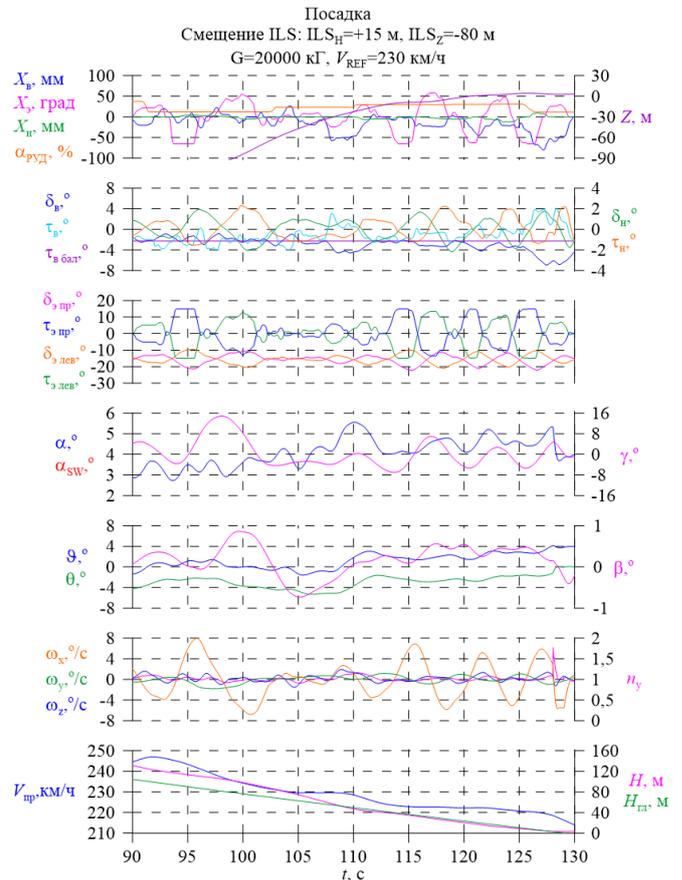


Рисунок 10 – Результаты стендового моделирования захода на посадку со смещением сигнала ILS на величину $ILS_Z=+15$ м, $ILS_Z=-80$ м

3. Разработан инновационный вариант построения силовой системы управления регионального самолёта транспортной категории с двумя централизованными гидросистемами и использованием аварийного дистанционного сервоуправления, обеспечивающего безопасное завершение полёта при отказе двух гидросистем. По сравнению с существующими схемами сервоуправления в продольном канале с механической связью, предлагаемая структура аварийного дистанционного сервоуправления не требует механического резерва и может быть реализована на перспективном самолёте транспортной категории.

4. Сформированы требования к системе управления самолётом с аварийным сервоуправлением. Составлена математическая модель динамики самолёта с учётом нелинейных особенностей сервоуправления. Проведен широкий спектр расчётных исследований по обоснованию структуры и выбору параметров алгоритмической части контура аварийного сервоуправления, а также обоснованию требований к коэффициенту демпфирования ЭГРП, с учётом действующих нормативных требований и рекомендательных циркуляров.

5. Проведены стендовые исследования на пилотажном стенде ПСПК-102 ЦАГИ с участием лётного состава для подтверждения соответствия характеристик управляемости самолёта в режиме аварийного сервоуправления требованиям к возможности безопасного завершения полёта. По оценкам лётчика, управляемость самолёта в режиме аварийного сервоуправления на выбранном режиме захода на посадку соответствует рейтингу $PR=4.5\dots 5$ по шкале Купера-Харпера. Имеется некоторая склонность к раскачке самолёта лётчиком преимущественно в поперечном канале управления, соответствующая рейтингу $3\dots 3.5$ по шкале PIOR. Полученные лётные оценки подтверждают правильность результатов расчётных исследований и возможность безопасного завершения полёта в режиме аварийного сервоуправления.

Список публикаций по теме диссертационной работы

Публикации в рецензируемых изданиях:

- 1) Терехов Р.И. Оценка параметров аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом с учётом нелинейных особенностей динамики органов управления // Вестник Московского авиационного института, 2022, Т.29. №1, С. 211–225 (№545 Перечня ВАК по состоянию на 10.06.2024 г.).
- 2) Терехов Р.И. Исследование особенностей аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом в продольном канале. // Труды МАИ. 2017. №96, С. 1–22 (№1843 Перечня ВАК по состоянию на 20.09.2017 г.).
- 3) Баженов С.Г., Дементьев А.А., Диденко Ю.И., Лазурин Г.А., Терехов Р.И. Обеспечение инвариантности и расширение набора функций комплексной системы управления самолетом транспортной категории в случае многомерного управления // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. LV №3. 2024. С. 59–75 (№2840 Перечня ВАК по состоянию на 10.06.2024 г.).
- 4) Баженов С.Г., Диденко Ю.И., Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф. Синтез алгоритмов системы дистанционного управления самолетом с аварийным сервоуправлением // Ученые записки ЦАГИ. 2024. Т. LV №4. 2024. С. 39–54 (№2840 Перечня ВАК по состоянию на 10.06.2024 г.).

Патент на изобретение:

- 1) Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф., Диденко Ю.И., Глубокая М.Г., Козьяйчев А.Н. Система

дистанционного управления региональным самолётом. Патент на изобретение №2795074. 28 апреля 2023 г.

Прочие публикации по теме диссертационной работы:

- 1) Баженов С.Г., Лазурин Г.А., Терехов Р.И. Обеспечение инвариантности и расширение набора функций комплексной системы управления самолетом в случае многомерного управления. Материалы XIII Всероссийского съезда по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. 2023.
- 2) Терехов Р.И. Оценка необходимой степени автоматизации аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом. Материалы XIV Всероссийской мультikonференции по проблемам управления (МКПУ-2021). 2021. С. 156–157.
- 3) Брагазин В.Ф., Терехов Р.И. Оценка влияния отказов гидросистем перспективного магистрального самолёта на посадочную дистанцию. 15-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». Сборник тезисов. 2016. С. 78–79.
- 4) Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф. Исследование особенностей аварийного дистанционного сервоуправления региональным самолётом. Тезисы 17-й Международной конференции «Авиация и космонавтика». 2018. С. 52–53.
- 5) Терехов Р.И. Построение структуры силовой части системы управления магистрального самолёта для обеспечения максимальной дальности планирования при отказе двигателей. Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2018. С. 182.
- 6) Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф. Особенности аварийного дистанционного сервоуправления самолётом транспортной категории. Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2018. С. 183
- 7) Терехов Р.И., Шелюхин Ю.Ф. Оценка параметров форсирующих префильтров на управляющие сигналы лётчика при аварийном дистанционном сервоуправлении. Материалы XXXII Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2021. С. 93
- 8) Брагазин В.Ф., Козьяйчев А.Н., Терехов Р.И. Исследование особенностей движения самолёта МС-21 по скользкой ВПП. Материалы XXIX Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2018. С. 69.
- 9) Ольдаев Е.В., Терехов Р.И. Расчётные исследования устойчивости и управляемости перспективного магистрального самолёта с КСУ при отказе всех двигателей. XXIV Научно-техническая конференция по аэродинамике. Материалы конференции. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2013. С. 193
- 10) Борисов М.В., Грибовский Д.Н., Ольдаев Е.В., Терехов Р.И. Стендовые исследования устойчивости и управляемости перспективного магистрального самолёта с КСУ при отказах гидросистем. Материалы XXV Научно-технической конференции по аэродинамике. Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского. 2014. С. 69.