

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(национальный исследовательский университет)»
МАИ (НИУ)

На правах рукописи



Смагин Андрей Андреевич

**МЕТОДИКА ВЫБОРА РАЦИОНАЛЬНЫХ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ
СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЕТА ПО ЗЕМЛЕ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
кандидат технических наук,
доцент Клягин Виктор Анатольевич

Москва – 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
ГЛАВА 1 АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ВОПРОСА. ПОСТАНОВКА ЦЕЛЕЙ И ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ	19
1.1 Структурная схема взлетно-посадочных устройств. Влияние систем шасси на движение по земле.....	19
1.2 Существующие подходы к проектированию.....	25
1.3 Степень разработанности темы исследования.....	26
1.4 Математическая постановка задачи.....	31
ГЛАВА 2 ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ПО ЗЕМЛЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ	33
2.1 Методика выбора проектных решений системы управления движением по земле.....	33
2.2 Критерии методики.....	34
2.3 Матрицы проектных решений.....	37
2.4 Модуль выбора проектных решений системы торможения колес.....	40
2.5 Модуль выбора проектных решений системы поворота колес передней опоры.....	44
2.6 Модуль математического моделирования движения по земле.....	49
2.7 Верификация модулей методики по тестовым примерам.....	51
ГЛАВА 3 ЦЕЛЕВАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ	61
3.1 Построение математической модели.....	61
3.2 Матрица МРС – матрица расчетных ситуаций.....	70
3.3 Блок-схемы и графики модулей корректировки.....	75
ГЛАВА 4 ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ	82

4.1	Верификация математической модели по летному эксперименту.....	82
4.2	Пример работоспособности методики.....	92
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....		109
ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ		
ОБОЗНАЧЕНИЙ.....		112
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....		113
ПРИЛОЖЕНИЕ А.	Структурная схема взлетно-посадочных устройств.....	121
ПРИЛОЖЕНИЕ Б.	Матрица проектных решений системы торможения колес.....	122
ПРИЛОЖЕНИЕ В.	Матрица проектных решений механизма поворота колес передней опоры.....	124
ПРИЛОЖЕНИЕ Г.	Матрица проектных решений системы управления движением по земле.....	126
ПРИЛОЖЕНИЕ Д.	Блок-схемы и алгоритмы методики.....	127
ПРИЛОЖЕНИЕ Е.	Акт внедрения.....	131

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Создание перспективных ЛА ставит перед проектировщиками самолетов новые задачи и вскрывает определенные проблемы, связанные, в частности, с компоновкой взлетно-посадочных устройств, которые должны обеспечивать устойчивость и управляемость при движении по земле в диапазоне скоростей от нуля до скорости отрыва.

Большинство современных самолетов оснащается трехопорным шасси с носовой опорой. В случае соблюдения общепринятых рекомендаций по геометрическим пропорциям шасси в процессе компоновки ЛА, во всем диапазоне эксплуатационных ограничений и скоростей самолет имеет предсказуемый отклик на управляющий сигнал, при торможении отсутствует склонность к прогрессирующим курсовым колебаниям, требующая постоянных импульсных воздействий летчика, при отказе одной из систем управления движением по земле сохраняется возможность удержания самолета на ВПП. Общепринятой [31] геометрией трехопорного шасси с носовой опорой считается такая, при которой развесовка составляет порядка 85...92% на основные опоры и 15...8% на переднюю, база имеет длину в 30...40% от длины фюзеляжа, а колея составляет 30...35% размаха крыла. При соблюдении этих пропорций соотношение базы к колее составляет от 1,5 до 2. Такая геометрия обеспечивает достаточную устойчивость и управляемость при движении по земле в случае использования системы управления движением по земле, состоящей из механизма поворота колес передней опоры системы торможения колес основных опор с возможностью дифференциального торможения.

Ограничения, накладываемые принятыми проектными решениями в части внешнего облика современных самолетов, их КСС и компоновки в некоторых ситуациях приводят к нестандартным соотношениям базы b и колеи k (Рисунки В.1, В.3). В частности, это утверждение верно для тяжелых БПЛА схемы «летающее крыло» или сверхзвуковых административных самолетов.

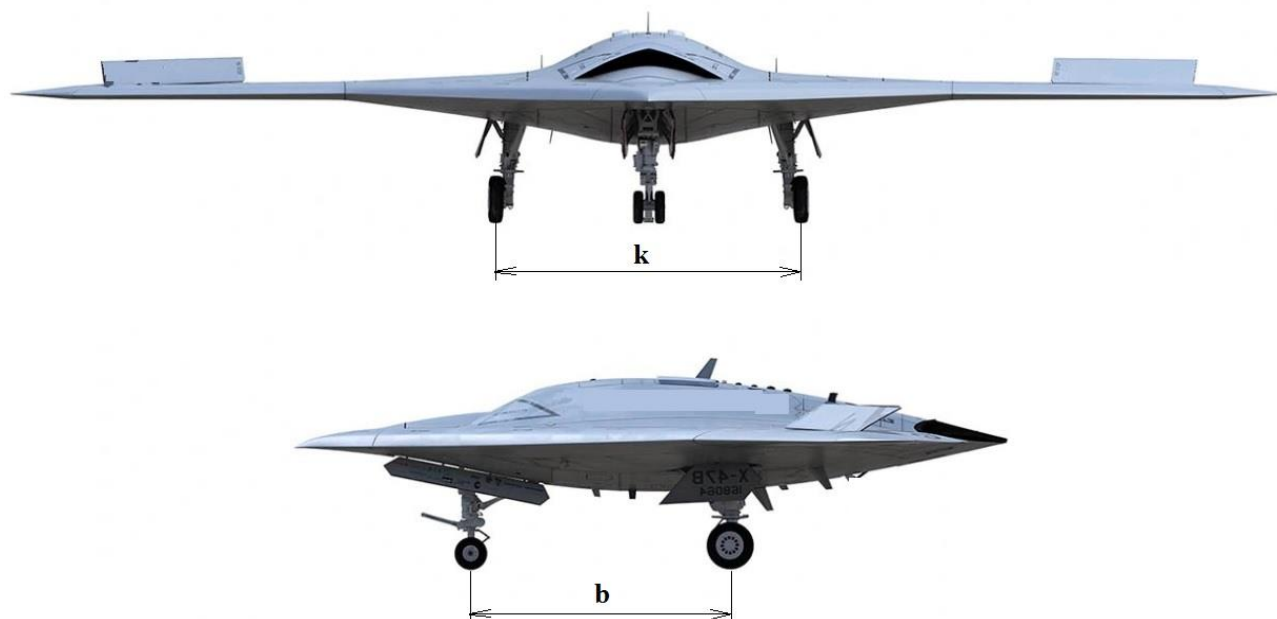


Рисунок В.1 - Геометрические параметры шасси БПЛА схемы
«летающее крыло»

Особенностью компоновки летающего крыла с умеренными углами стреловидности (Рисунок В.2) является отступление от классических общепринятых геометрических параметров шасси, что обусловлено взаимным расположением опор шасси и центра масс, исходя из общепринятого распределения весов между опорами шасси. Отсутствие фюзеляжа и малое плечо органов управления по тангажу для обеспечения управляющего момента при создании взлетного угла атаки исключает возможность компоновки основных опор шасси на большом расстоянии от центра масс таких ЛА. В свою очередь, при таких ограничениях по базе, попытка подобрать значение колеи, не превышающей базу, дает чрезмерно узкую колею, опасную с точки зрения боковой устойчивости самолета. Таким образом, одной из ключевых особенностей геометрии шасси летающего крыла с умеренными углами стреловидности является нестандартное соотношение базы и колеи: база превышает колею или практически равна ей, то есть отношение базы к колее лежит в диапазоне от 0,5 до 1.



Рисунок В.2 - Компоновка БПЛА схемы «летающее крыло»

Изменение пропорций шасси, в свою очередь, приводит к ухудшению характеристик движения по земле. Значительный размер колеи провоцирует тенденцию самолета к резким уводам в курсовом канале при малейшей несимметрии тормозных сил на колесах, а малая продольная база делает самолет избыточно чувствительным к повороту колес передней опоры в силу уменьшенного радиуса разворота. Повышенная чувствительность и специфический отклик на управляющий сигнал при движении по земле усложняют наземную эксплуатацию тяжелых БПЛА схемы «летающее крыло».

Второй характерный пример-сверхзвуковые самолеты административного назначения, проекты которых обсуждаются на современных международных авиасалонах. Компоновка этого класса ЛА оптимизирована под соблюдение правила площадей, а профилировка и конструкция их крыла исключает вероятность уборки шасси внутрь его консольной части. Для сверхзвуковых самолетов административного назначения преобладает узкая колея при значительной базе (Рисунок В.3), то есть отношение базы к колее лежит в диапазоне от 2 до 4. Такое соотношение наравне с высокими взлетно-посадочными

скоростями делает особо критичным отказ механизма поворота колес, поскольку эффективности дифференциального торможения колес при малой скорости будет недостаточно для выдерживания направления движения.

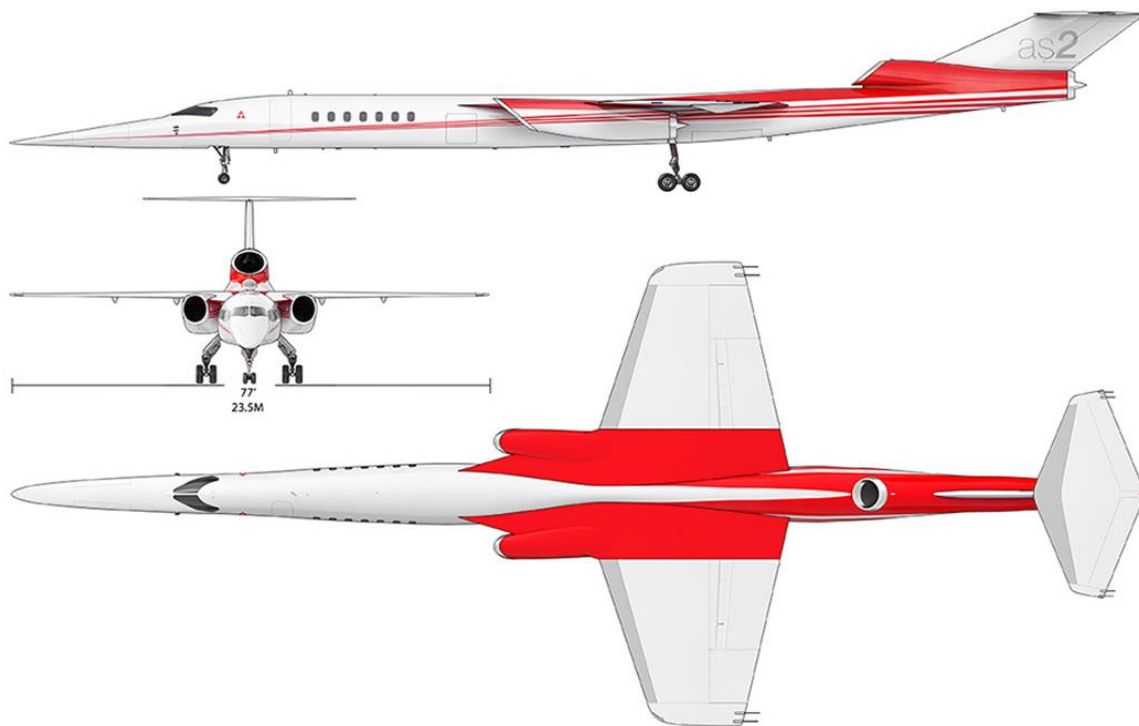


Рисунок В.3 - Геометрия шасси сверхзвукового административного самолета

Влияние соотношения базы b и колеи k на особенности движения по земле для вышеперечисленных типов самолетов показано на Рисунке В.4.

Таким образом, отклонение от стандартных пропорций потребовало включения в методику проектирования нового инструмента в виде целевой математической модели, позволяющей заранее оценивать характеристики движения по земле на тех стадиях проектирования, когда проектировщик формирует массив проектных решений для систем, влияющих на управление движением по земле (эскизно-технический проект, Рисунок В.5). Следует отметить, что для самолетов с классической геометрией методика также позволяет оценивать характеристики движения по земле и оптимизировать проектные решения СУДЗ.

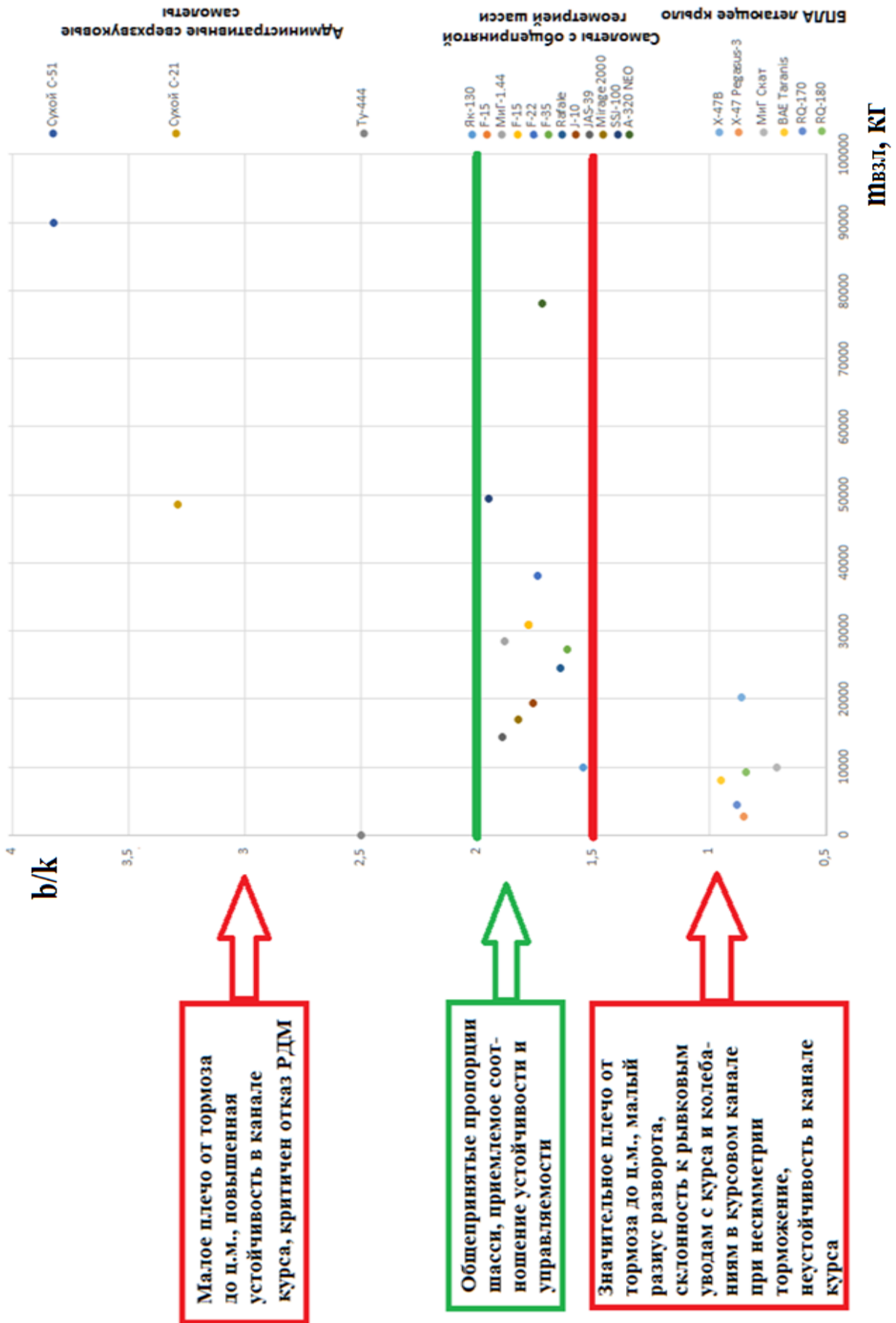


Рисунок В.4 - Пропорции шасси различных типов самолетов

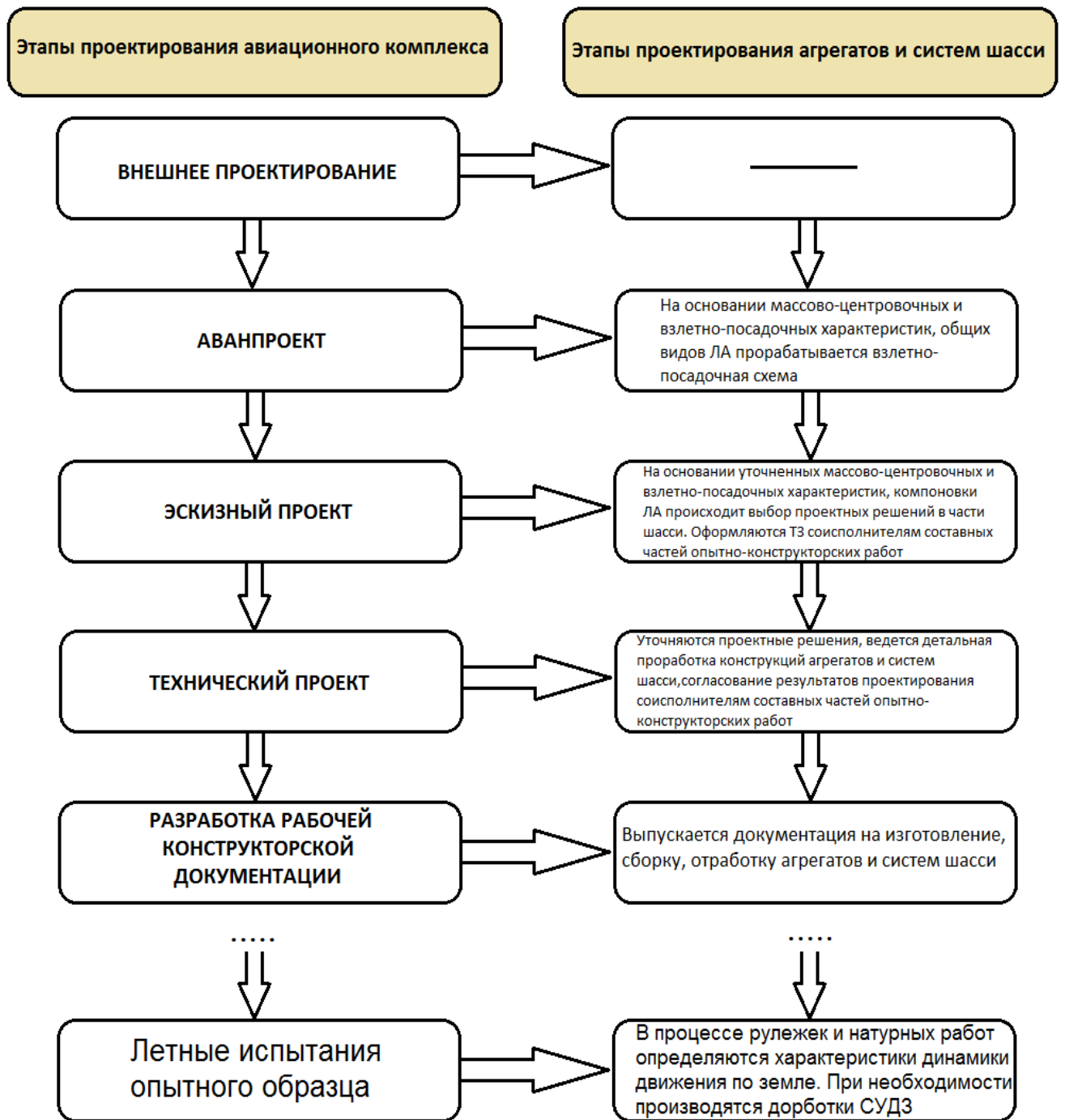


Рисунок В.5 – Этапы проектирования авиационного комплекса

Под проектными решениями подразумеваются типы и конструктивные параметры исполнительных механизмов систем, способы управления исполнительными механизмами и настройки параметров управления (временные задержки, передаточные функции, коэффициенты чувствительности), схемно-компоновочные решения для силовых приводов.

Проводимая на этапе выбора проектных решений оценка эксплуатационных ограничений и характеристик устойчивости/управляемости движения по земле с использованием имитационного математического моделирования дает возможность корректировать принятие решений на стадиях разработки изделий, что требует на порядок меньших временных и финансовых затрат, чем устранение замечаний по результатам реальных испытаний созданных «в металле» образцов техники.

Такой подход особенно актуален в случае наличия у проектируемого ЛА следующих особенностей:

1. Нестандартная геометрия шасси, обеспечивающая повышенную курсовую «чувствительность» самолета к повороту передней опоры (малые радиусы разворота) и торможению колес основных опор (находятся на значительном плече от центра масс, возмущающие моменты при малейшей несимметрии процесса торможения создают затруднения с выдерживанием курса).

2. Сниженная эффективность аэродинамических органов управления в канале курса при взлете/посадке схемы ввиду отказа от вертикального оперения для схемы «летающее крыло», что создает повышенную нагрузку на системы шасси в плане сохранения направления движения на земле.

Степень разработанности темы исследования

Концептуальные вопросы компоновки шасси и выбора их геометрических параметров были рассмотрены в учебниках Г. И. Житомирского [31], М.А. Погосяна [49] (МАИ). Комплексный обзор методик выбора кинематических и компоновочных решений, расчета прочности агрегатов, жесткости амортизационной системы приводятся в работах N. Currey [73] (Lockheed Martin Corp.), Н. Conway [70] (Short Brothers Ltd.). Вопросами проектирования и испытаний систем торможения, их конструктивными и принципиальными схемами занимались сотрудники ПАО «АК Рубин» Коконин С.С., Крамаренко Е.И. [34]. Комплексные автоматизированные методики выбора параметров гидроагрегатов шасси и амортизаторов предложены Беспаловым В.А. [3] (НАО «Гидромаш»). Основы проектирования систем управления движением по земле и выбор

параметров убирающихся шасси описаны в работах Н.А. Кондрашова [36] (МАИ), им же предложены энергетические критерии оценки совершенства систем. Современные тенденции в части электрификации систем шасси, а также примеры практической реализации этих решений отражены в цикле статей Y. Shang, W. Hao [77] (Beihang University). Новейшие алгоритмы управления тормозной системой предложены в работах Жукова А. Д. и Богачевой Н.А. [5, 6, 7] (СПб ГУАП), Торопова А.Н и Панферова С. В. [59] (ЮУрГУ).

Вопросами моделирования динамики движения ЛА по земле занимались Кубланов М.С. [39, 40, 41, 42] (МГТУ ГА), предложивший методику моделирования различных видов шасси, Бехтина Н. Б. [4] (МГТУ ГА), изучавшая взаимодействие шин с ВПП, Ларькин Е. И. [45] (ЦАГИ), предложивший формульные зависимости для определения проскальзывания шин при торможении, Шумилов И. С. [66] (МГТУ им. Баумана), разработавший метод и формульные зависимости для моделирования тормозных систем. Работы Мозоляко А.В. и Акимова А.Н. [46] (МГТУ ГА), Бондарца А. Я и Креенко О. Д. [11, 12] (ЮФУ), Гамулина М.А. [17] (МГТУ ГА), Гребенкина А. В. [24, 25] (МГТУ ГА), Лигума Д. В. [26] (УВАУ ГА) охватывают современные методики компьютерного моделирования движения по ВПП применительно к расследованию летных происшествий и оценке влияния критических отказов на безопасность полетов.

Проведенный анализ работ показал, что в настоящее время выбор проектных решений СУДЗ осуществляется без оценки характеристик устойчивости и управляемости при движении по земле, которые фактически определяются лишь на летных испытаниях. Это связано с тем, что существующие рекомендации по выбору геометрических и жесткостных параметров трехопорного шасси позволяют проектировщикам обеспечить приемлемый уровень характеристик для ЛА со «стандартной» геометрией шасси. Однако в последнее время появляется все больше современных ЛА, где компоновочные ограничения исключают возможность реализации этих рекомендаций в полном объеме, соответственно, требуется достаточно подробная оценка характеристик движения по земле с последующей доработкой систем шасси в случае необходимости. Применение

данного подхода при проектировании самолетов со стандартной геометрией шасси дает возможность дополнительного улучшения характеристик движения по земле и расширения диапазона эксплуатационных ограничений.

В части систем шасси малое внимание уделяется их комплексированию и взаимодействию: агрегаты систем шасси, как правило, являются покупными изделиями, для изготовления которых разработчик адресует исполнителю ТЗ на составную часть опытно-конструкторских работ. На данном этапе необходима достаточная степень полноты исходных данных, обеспечить которую не всегда возможно без предварительного имитационного моделирования работы систем шасси.

Моделирование динамики движения ЛА по земле учитывает комплексную работу аэродинамических органов управления, тягу двигателей, внешние факторы, но не воспроизводит подробно алгоритмическое взаимодействие между системами шасси в рамках общего контура управления и не применяется на этапах проектирования шасси, что создает предпосылки для разработки целевой математической модели, позволяющей проектировщику оценить обеспечиваемые спроектированной СУДЗ характеристики и ограничения при движении по земле.

Цель и задачи исследования

Целью исследования является разработка методики выбора рациональных проектных решений для формирования облика систем управления движением самолета по земле с использованием подхода имитационного моделирования.

Проектировщик, базируясь на исходных данных в виде геометрических характеристик, жесткостных параметров амортизаторов и шин, предполагаемого взаимодействия систем шасси, экономических и энергетических ограничений, сможет выбирать рациональную совокупность проектно-конструкторских решений в части силовых приводов управления системами шасси, взаимодействия систем, и проводить предиктивную оценку характеристик устойчивости/управляемости ЛА, эксплуатационных ограничений при движении по земле. В рамках подхода, таким образом, будет решаться:

-проектировочная задача, то есть формирование и оптимизация облика системы управления движением по земле, обеспечивающего удовлетворение требований ТТЗ по базированию;

- поверочная задача, то есть оценка обеспеченных при данном облике шасси характеристик, и, при необходимости, коррекция проектных решений.

Для достижения поставленной в исследовании цели требуется решить ряд промежуточных задач:

- Сформировать матрицы проектных решений, влияющих на облик шасси, а также определить граничные условия их использования;

- Разработать целевую математическую модель для исследования динамики движения самолета по ВПП, воспроизводящую неоднородность и рельеф покрытия ВПП, параметры амортизационной системы, массово-инерционные свойства самолета, геометрические параметры шасси, а также взаимодействие и управление подсистемами СУДЗ;

- Провести отладку и верификацию математической модели путем сопоставления результатов натурных испытаний ЛА с выходными данными моделирования в процессе виртуальных испытаний;

- Разработать «матрицу виртуальных испытаний» для оценки характеристик устойчивости/управляемости и эксплуатационных ограничений при движении по земле, и провести оценку характеристик в рамках верификации методики;

- Определить влияние проектных решений на движение по земле по результатам «виртуальных испытаний» математической модели и сформулировать обобщающие рекомендации;

- Разработать методику (критерии и алгоритмы) выбора рациональных проектных решений с использованием математического моделирования.

Таким образом, в рамках методики должна быть решена задача выбора минимальных по массе исполнительных механизмов для систем управления движением по земле при условии гарантированного математическим моделированием соответствия требованиям по базированию ЛА.

Объект и предмет исследования

Объект исследования-система управления движением самолета по земле, состоящая из подсистемы торможения колес и подсистемы поворота колес передней опоры для трехопорного шасси с носовой опорой.

Предмет исследования-влияние проектных решений системы управления движением по земле на динамику движения самолета по земле.

Научная новизна исследования

Научная новизна состоит в создании новой методики выбора проектных решений для систем управления движением по земле самолета с трехопорным шасси.

Предложен усовершенствованный алгоритм проектирования, в рамках которого стадии выпуска рабочей конструкторской документации предшествуют виртуальные испытания, позволяющие оценивать характеристики и ограничения со степенью подробности, которая ранее обеспечивалась лишь в процессе приемосдаточных испытаний агрегатов и систем шасси в составе самолета. Методика устанавливает связь между выбранными проектными решениями и обеспечиваемыми характеристиками движения по земле, позволяя разработчику выбрать направление оптимизации СУДЗ.

Кроме того, автором введены новые критерии оценки рациональности проектных решений в части отдельных систем шасси и предложены систематизированные матрицы проектных решений для систем.

Теоретическая значимость исследования

Теоретическая значимость работы заключается в решении задачи формирования рациональных проектных решений СУДЗ с использованием целевой математической имитационной модели. Выбор проектных решений для подсистем осуществляется по предложенным автором критериям, отражающим удельную эффективность исполнительных приводов.

Практическая значимость исследования

Предложенная методика позволяет получить следующие практические преимущества:

- Уменьшить дистанцию пробега за счет повышения эффективности работы тормозной системы (поднять уровень среднего замедления с учетом обеспечения характеристик устойчивости и управляемости).

- Повысить устойчивость и управляемость ЛА (понижить порог чувствительности шасси) при движении по ВПП с неоднородными сцепными свойствами (нерасчищенный снег, лед).

- Расширить область допустимых условий эксплуатации с точки зрения ограничений по величине бокового ветра

- Увеличить безопасность полетов, в том числе и при возникновении аварийных ситуаций в процессе движения (разрушение шин, отказы подсистем шасси);

- Исключить курсовые колебания самолета, предельным случаем которых является сход с ВПП и боковое капотирование;

- Добиться повышения весовой отдачи за счет выбора рациональной конфигурации и типа силовых приводов.

Методология и методы исследования

В работе используются расчётно-теоретические методы исследования. Декомпозиция задач, построение векторов проектных решений базируются на принципах системного подхода и технического анализа развития авиационной техники.

Задача выбора вектора проектных решений сформулирована как задача многокритериальной оптимизации, решение которой проводится поблочно с использованием разработанных алгоритмов интерпретации результатов математического моделирования. Верификация математической модели проведена с использованием экспериментально-практических методов, состоящих в сопоставлении результатов летного эксперимента с расчетными данными.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся следующие научные положения:

- методика формирования проектных решений в части СУДЗ при наличии ограничений по условиям базирования, конструктивных и энергетических ограничений;

- построение алгоритмов и математической модели, используемых для выбора решений, а также оценки обеспечиваемых характеристик;

- результаты виртуальных испытаний и верификации математической модели и алгоритмов методики;

- результаты практической апробации методики.

Степень достоверности результатов

Достоверность обосновывается применением сертифицированного пакета прикладного программного обеспечения (ADAMS-2013 с приложениями для инженерного анализа), а также верификацией математической модели путем сравнения полученных результатов моделирования с результатами летного эксперимента. Верификация проводилась с использованием методов математической статистики и путем построения коридоров погрешностей. Формульные зависимости отдельных модулей методики верифицированы путем сравнения результатов расчета с параметрами фактически созданных конструкций. Среднее значение погрешностей составляет 4...6%.

Апробация результатов работы

Основные положения работы были доложены на следующих научно-технических конференциях:

- International Russian Automation Conference RusAutoCon 2020;

- 1-ая международная конференция Unmanned Aerial Vehicles (МАИ-2020, в рамках недели «Молодежь и будущее авиации и космонавтики»);

- International Symposium on Sustainable Aviation ISSA-2020;

- Молодежь и будущее авиации и космонавтики-2022 (в рамках AEROSPACE SCIENCE WEEK-2022);

- XLVIII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения-2022»;

Публикации автора по теме диссертации

Теоретические положения, прикладные аспекты и результаты исследования опубликованы автором в 3 научных статьях в рецензируемых научных изданиях из перечня ВАК [28, 57, 58], 1 научной статье, входящей в МСЦ WEB OF SCIENCE [75], а также содержатся в тезисах докладов (4 работы) на научно-технических конференциях всероссийского и международного значения.

Структура и объем работы

Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы (76 наименований работ отечественных и зарубежных авторов) и 5 приложений. Общий объем диссертации – 147 страниц, включая 68 Рисунков.

Во введении обоснована актуальность проблемы формирования проектных решений для СУДЗ самолетов с нестандартными соотношениями базы и колеи шасси с учетом предиктивной оценки влияния выбранных решений на характеристики движения по земле, приведены статистические данные по пропорциям геометрии шасси для различных типов самолетов. Дан краткий анализ существующего подхода к проектированию шасси и имеющихся путей решения проблемы. Приведены примеры типов самолетов, для которых по компоновочным ограничениям невозможно использование стандартной геометрии трехопорного шасси, сформулированы особенности динамики движения таких ЛА по земле. Сделан вывод о том, что для подобных ЛА выбор проектных решений для систем шасси на ранних стадиях проектирования без предиктивной оценки их влияния на динамику движения по земле не является рациональным. Показана универсальность методики и ее применяемость на самолетах со стандартной геометрией шасси, указаны получаемые практические преимущества.

Сформулирована цель и задачи исследования, научная новизна, теоретическая и практическая значимость работы, дана общая характеристика диссертации.

В первой главе рассмотрен состав систем шасси современного самолета, сформулирована степень влияния этих систем на характеристики и ограничения при движении по земле. На основании этого анализа выбран перечень систем,

проектные решения для которых в дальнейшем будут рассматриваться в исследовании. Раскрыта комплексная проблема выбора проектных решений для систем шасси исходя из оценки их влияния на движение по земле. Проведен обзор состояния вопроса и рассмотрена степень разработанности темы исследования и смежных с ней аспектов, касающихся систем шасси, в формате обзора тематической литературы и источников.

Во второй главе описана методика выбора проектных решений, изложены алгоритмы и формульные зависимости методики. Приведены и обоснованы критерии, используемые в методике. Приведена систематизация потенциально возможных проектных решений в матрицы проектных решений. Проведена поблочная верификация модулей методики на тестовых примерах.

В третьей главе описано построение математической модели и матрицы расчетных ситуаций, приведены алгоритмы интерпретации результатов моделирования.

В четвертой главе помещены результаты верификации математической модели и показан пример практического применения методики.

В заключении подведены итоги, описаны основные результаты проведенной работы и сделан вывод об их соответствии поставленным целям и задачам.

ГЛАВА 1 АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ВОПРОСА. ПОСТАНОВКА ЦЕЛЕЙ И ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ

1.1 Структурная схема взлетно-посадочных устройств. Влияние систем шасси на движение по земле

Состав ВПУ современного самолета схематично приведен в Приложении А. Рассмотрим более подробно системы шасси, отвечающие за движение по земле (Таблица 1.1):

Таблица 1.1 - Состав систем шасси

Наименование системы	Аббревиатура	Функции
система торможения колес	СТК	Многорежимная система, обеспечивающая: -торможение ЛА на стартовой позиции; -антиблокировочное торможение во время руления, при прерванном взлете, на послепосадочном пробеге; -дифференциальное торможение колес
подсистема аварийного торможения колес	САТК	Однорежимное торможение колес при отказе СТК, антиюзловая автоматика как правило не функционирует
подсистема стояночного и буксировочного торможения	ССБТ	Торможение колес при буксировке ЛА, удержание колес в заторможенном состоянии на стоянке
механизм поворота колес передней опоры	МПК	-Поворот колес передней опоры для управления направлением движения по земле с переменным передаточным числом по скорости; -демпфирование автоколебаний типа «шимми»

Наибольший интерес с точки зрения выбора проектных решений представляют именно системы торможения колес и поворота передней опоры, поскольку работа этих двух систем обеспечивает управление самолетом при движении по земле и определяет характеристики и ограничения наземного движения.

Рассмотрим более подробно системы поворота колес передней опоры и системы торможения.

МПК большинства современных самолетов представляет собой электрогидравлическую (реже-электрическую) систему с дистанционным управлением. Исполнительный силовой привод обеспечивает поворот колес передней опоры с переменным по скорости передаточным числом.

СТК является, как правило, многорежимной электрогидравлической системой с дистанционным управлением (реже-электрической, иногда-

пневматической), состоящей из нескольких подсистем с варьируемыми значениями максимального тормозного момента, функцией дифференциального торможения колес и устройствами антиюзовой автоматики. Основным исполнительным устройством является тормозное колесо с многодисковым аксиально-поршневым тормозом (на самолетах и БПЛА малой размерности встречаются однодисковые и барабанные тормоза).

В настоящее время подавляющее большинство самолетов оснащается системами шасси с гидравлическим приводом, поскольку гидропривод имеет удельные мощности в 3...5 раз превосходящие аналогичный электропривод [77]. Тем не менее, опыт компаний Boeing, Airbus, холдинга Safran и отечественного холдинга «Технодинамика», ведущих исследования в рамках концепции «более электрического самолета» (БЭС), доказывает возможность внедрения электроприводов в системы шасси, что подтверждается созданием образцов электрических тормозов колес, электроприводов колес для автономного руления, патентных разработок систем управления поворотом колес передней опоры с электроприводом.

Высокая степень комплексирования систем современных ЛА, в особенности беспилотных комплексов, требует автоматизации всех без исключения подсистем шасси. Структурная схема автоматизации представлена на Рисунке 1.1. Система автоматизации состоит из объекта автоматизации (силовые привода СУДЗ) и системы управления этим объектом (сама СУДЗ). Благодаря алгоритмическому взаимодействию между объектом автоматизации и комплексной системой управления ЛА обеспечивается требуемый результат функционирования объекта, характеризующийся параметрами движения по земле x_1, x_2, \dots, x_n (скорость, замедление, угловая скорость вращения, боковое смещение и т.п.).

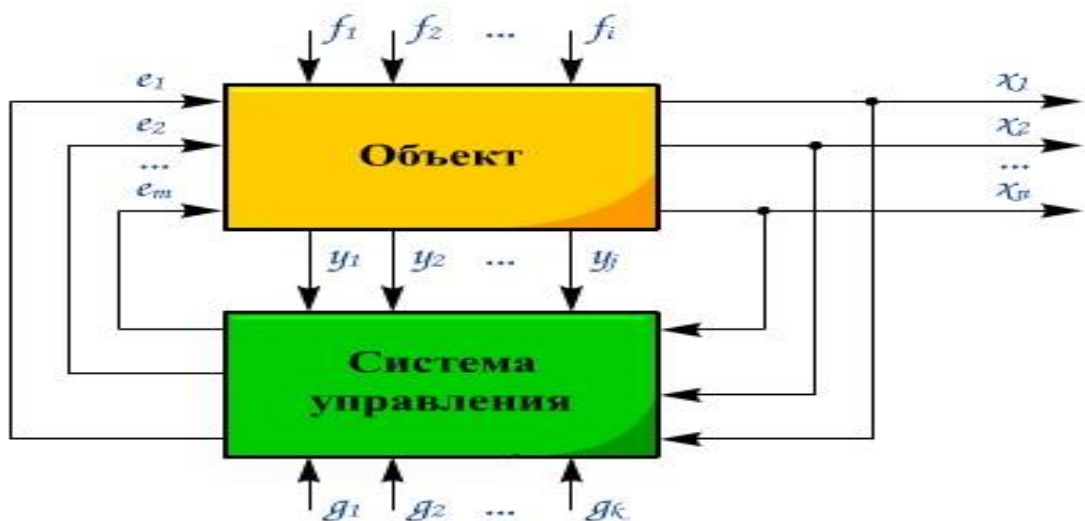


Рисунок 1.1 - Структурная схема системы автоматизации

Кроме этих основных параметров, работа комплексного объекта автоматизации характеризуется рядом вспомогательных параметров y_1, y_2, \dots, y_i , которые также должны контролироваться и регулироваться (например, поддерживаться постоянными). К такого рода параметрам можно отнести давление в гидросистеме, напряжение в электросети и т.п.

В процессе движения на объект оказывают влияние возмущающие воздействия f_1, f_2, \dots, f_i , вызывающие отклонения параметров x_1, x_2, \dots, x_n от их требуемых значений. Информация о текущих значениях $x_1, x_2, \dots, x_n, y_1, y_2, \dots, y_i$ поступает в систему управления и сравнивается с предписанными им значениями g_1, g_2, \dots, g_k , в результате чего система управления вырабатывает управляющие воздействия E_1, E_2, \dots, E_m для компенсации отклонений выходных параметров.

Характерная для вновь создаваемых ЛА автоматизация систем шасси также требует оценки и проверки алгоритмов, передаточных функций методами математического моделирования до этапа летных испытаний ввиду критического влияния работы СУДЗ на безопасность полетов. В частности, в данной работе рассматривается автоматическое управление поворотом колес передней опоры, построенное на базе функции отслеживания четырех параметров движения.

В явном виде характеристики, описывающие динамику движения ЛА при наземном движении не регламентируются ни для военных, ни для гражданских ЛА, однако они связаны с регламентируемыми ТЗ взлетно-посадочными характеристиками и косвенным образом задают конструкционные и эксплуатационные ограничения (Таблица 1.2).

Влияние систем управления в курсовом канале на движение ЛА по земле характеризуется величинами управляющих сил и моментов относительно центра масс. Рисунок 1.2 иллюстрирует значение максимального управляющего момента в канале курса от различных систем для тяжелого БПЛА схемы «летающее крыло».

Таблица 1.2 – Взаимосвязь характеристик движения и проектных решений

Характеристика/параметр наземного движения	Определяется исходя из	Влияет на
a_t – тормозное замедление	$L_{впп}$ – длина взлетно-посадочной полосы $k_{сц}$ – коэффициент сцепления шин с ВПП	Энергоемкость тормоза, настройки антиюзовой автоматики, тип покрытия ВПП и погодные условия посадки (осадки)
$V_{нт}$ – скорость начала торможения	$L_{впп}$, a_t	Энергоемкость тормоза
ω_y – угловая скорость вращения ЛА относительно оси У	$B_{впп}$ – ширина ВПП, J_y – момент инерции самолета относительно оси У	Ограничения по составляющей бокового ветра, привод системы поворота колес передней опоры, режимы дифференциального торможения колес шасси, частотные характеристики управления движением по земле
dz/dt -изменение бокового отклонения от оси ВПП	$B_{впп}$, J_y , $L_{кр}$ – размах крыла	Ограничения по составляющей бокового ветра, привод системы поворота колес передней опоры, режимы дифференциального торможения колес шасси
$d_x/d\delta_{пош}$ – передаточная функция управления поворотом передней опоры	ω_y , dz/dt	Привод системы поворота колес передней опоры, частотные характеристики управления движением по земле
$d_x/d\psi_{торм}$ – передаточная функция управления торможением колес	a_t , ω_y , dz/dt	Настройки антиюзовой автоматики, режимы торможения

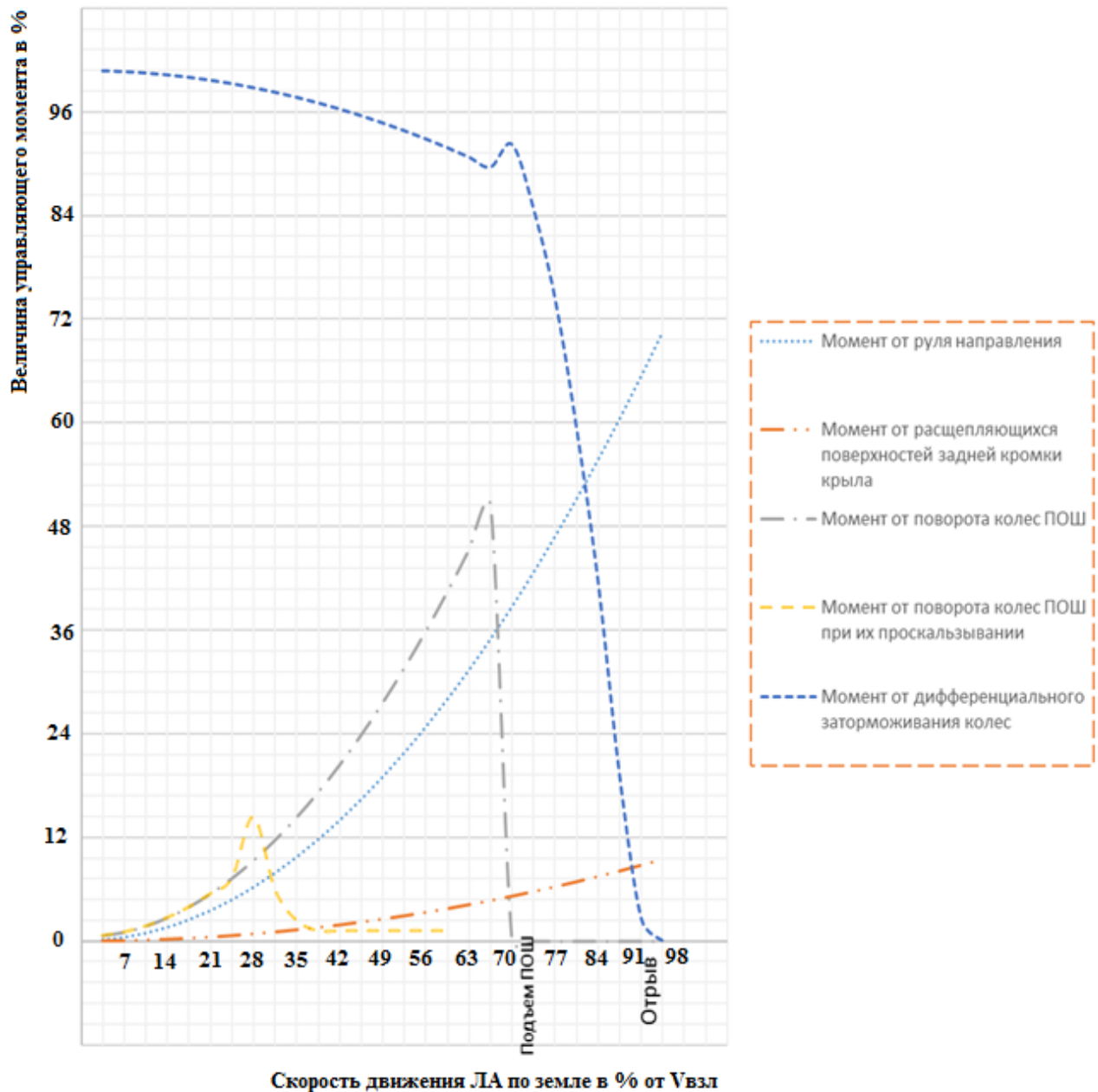


Рисунок 1.2 - Зависимости управляющих моментов от скорости движения по земле (для различных способов управления)

По анализу графиков Рисунка 1.2 можно сделать вывод о том, что во всем диапазоне скоростей движения по земле СУДЗ обеспечивают существенно большие значения величин управляющих моментов, чем аэродинамические поверхности. Например, аэродинамические поверхности, отклоненные на максимальные углы, в диапазоне малых скоростей будут иметь меньшую эффективность, чем повернутые на 3-5 градусов колеса передней опоры. В случае отклонения колес ПОШ на чрезмерные углы величина управляющего момента скачкообразно увеличивается, а затем резко снижается, так как начинается

проскальзывание шин. Управляющий момент, развиваемый дифференциальным торможением, напротив, будет максимальным на околонулевых скоростях, а затем постепенно снижаться ввиду разгрузки от подъемной силы, поскольку он пропорционален вертикальной нагрузке на опоры. Скачок на соответствующем графике обусловлен дополнительной загрузкой опор в момент отклонения управляющих поверхностей на кабрирование для создания взлетного угла атаки, после чего начинается интенсивный прирост подъемной силы и, как следствие, снижение момента до нуля при отрыве самолета от ВПП.

Рассмотрим возможные пути улучшения характеристик устойчивости и управляемости при наземном движении:

а) изменение геометрии шасси в части компоновки опор относительно центра масс (зачастую оказывается невозможным при жестких компоновочных ограничениях);

б) изменение жесткостных параметров амортизационной системы и шин (зачастую затруднительно, так как требования к ним определяются из соображений энергоемкости при заданной массе)

в) доработка конструкции агрегатов и систем шасси, добавление новых функций;

г) изменение способов управления системами шасси, отработка алгоритмов и способов взаимодействия подсистем;

д) изменение требований к наземной инфраструктуре: повышение классности аэродрома, использование катапультного взлета, посадка на аэрофинишер (зачастую сопряжено с затратами, превышающими ожидаемую выгоду от внедрения разрабатываемого ЛА).

Следовательно, целесообразно рассматривать варианты в) и г), как наиболее приемлемые для разработчиков авиационных комплексов.

Параметры КСС шасси, амортизационные характеристики, взлетно-посадочная схема в рамках данной работы рассматриваются как исходные данные, так как они определяются проектировщиком ранее, на стадии объемно-весовой компоновки ЛА.

1.2 Существующие подходы к проектированию

Рассмотрим характерные этапы существующих подходов к выбору проектных решений в части систем торможения и поворота колес передней опоры. Типовые этапы проектирования изложены в Таблице 1.3: [3, 34, 73]

Таблица 1.3 – Этапы выбора проектных решений СТК

Этап	Исходные данные	Результат
1.Определение общих требований к системе торможения	Тормозное замедление (исходя из НД или косвенно из ТЗ, какая величина больше), тип и характеристики энергоносителя на борту (гидравлика/электроснабжение)	Тип антиюзовой системы, тип привода тормоза, состав и схема системы
2.Расчет статических нагрузок на опоры	Взлетно-посадочная схема, массово-центровочные данные	Нагрузки на колеса основных и передней опор
3.Определение энергоемкости тормозов	Массовые характеристики, скорость начала торможения	Значение кинетической энергии, поглощаемой тормозом
4.Выбор колес из каталога производителя/формирование ТЗ на новое колесо	Энергоемкость тормоза, статическая нагрузка, диапазон скоростей качения, требования к тормозному моменту (косвенно из ТЗ)	Типоразмер колеса и шины/ТЗ на новый типоразмер колеса и шины

Применительно к МПК этапы выбора проектных решений можно представить в Таблице 1.4 [3, 36, 70, 73]:

Таблица 1.4 – Этапы выбора проектных решений МПК

Этап	Исходные данные	Результат
1.Определение общих требований к системе поворота колес	Радиус разворота (косвенно из ТЗ), тип и характеристики энергоносителя на борту (гидравлика/электроснабжение)	Тип, конструктивная и кинематическая схема МПК, состав и схема системы
2.Расчет статических нагрузок на опоры	Взлетно-посадочная схема, массово-центровочные данные	Нагрузки на основные и переднюю опоры
3.Определение внешней нагрузки на МПК при повороте	Массовые характеристики, скорость движения, желаемые углы поворота	Момент внешних сил, приложенный к МПК
4.Выбор параметров привода МПК	Зависимости момента внешних сил от скорости и угла поворота передней опоры	Потребляемая электрическая мощность или давление в гидросистеме МПК, диаметры силовых элементов привода МПК

Исходя из анализа порядка проектирования можно сделать вывод об отсутствии на этапе выбора проектных решений инструмента оценки характеристик устойчивости и управляемости самолета при движении по земле, которые фактически определяются лишь на летных испытаниях. В свою очередь, предлагаемая автором методика подразумевает оценку данных характеристик именно на стадии проектирования, что отличает ее от имеющихся подходов к проектированию.

1.3 Степень разработанности темы исследования

Вопросы, связанные с формированием обликов взлетно-посадочных устройств, компоновкой и конструктивно-силовой увязкой шасси в общем контексте проектирования ЛА, освещены в работах Житомирского Г. И. [31], а также Погосяна М. А., Лисейцева Н.К., Стрельца Д. Ю. [49]. Приведены сведения по компоновкам, конструктивно-силовым и кинематическим схемам шасси, дан подробный обзор конструктивных решений реализации шасси, общие сведения по составу и функциям систем шасси. Из зарубежных авторов, предлагающих концептуальный подход к выбору схемы и параметров шасси исходя из компоновочных ограничений самолета, следует отметить монографию Norman S/ Currey [73].

Общий конструктив и типовой состав шасси самолетов последних поколений рассмотрен в работе Капустина А.В. [33]. Применительно к шасси БПЛА представляют интерес труды Фетисова В.С., Неугодниковой Л.М. [60], а также Ганина С.М. и Карпенко А.В. [18]. Из зарубежных авторов следует отметить Austin R. [74], который уделяет внимание шасси в контексте создания комплекса БПЛА, в частности, приводит сведения по специфике схем шасси для поршневых БПЛА.

Сведения по составу, принципам работы и назначению элементов систем шасси приводятся в работах Conway H.G. [70], Norman S. Currey [73]. Эта монография является базовым основанием для проектировщиков шасси самолетов различных классов, поскольку содержит комплекс методик расчета агрегатов и

систем шасси, описания проектных решений в части систем шасси, в работе также приводятся целесообразные границы применения тех или иных решений. Подробное описание систем управления шасси, а также комплексные рекомендации по выбору оптимального облика шасси содержится в работе Кондрашова Н.А [36]. Им впервые введено понятие энергетического критерия оценки совершенства систем шасси, также предложена методика оценки плотности компоновки шасси. Рассмотрены методики анализа совершенства конструктивно-проектировочных решений шасси по этим критериям. В той же работе автором рассматриваются прикладные аспекты построения систем управления движением по земле. Современные тенденции развития системы поворота колес передней опоры изложены в статьях Z. Ming [78, 79] и W. Aping [76], а также W. Donald [71]. Описание гидропневматических устройств шасси содержится в трудах Дубинского В. И. [30]. Основы проектирования, работы и эксплуатации гидравлических приводов, широко применяемых в рассматриваемых системах шасси, рассмотрены в работах Попова Д. Н. [51]. Подробные сведения по тормозным системам шасси самолетов, расчету колес и тормозных систем, классификация и логика работы алгоритмов антиюзовой автоматики колес, методика теплового расчета тормоза приводятся в работе сотрудников ПАО «АК Рубин» Коконина С.С., Крамаренко Е.И., Матвеев А.М. [34]. Следует особенно отметить техническую новизну и актуальность работ, связанных с изучением новых алгоритмов управления тормозными системами шасси, в частности, перспектив использования нейросетевых регуляторов авиационной антиюзовой автоматики (статьи Бондарец А.Я. [11, 12], Торопова А.Н. [59]) и управления торможением колес на базе нечетких регуляторов (Коновалов А.С. [37], Бураков М.В. [13, 14, 15]), которые согласно выводам авторов дают существенное сокращение (на 15...30%) тормозной дистанции. Ввиду большой сложности отладки подобных алгоритмов управления перспективные схемы антиюзовой автоматики в настоящее время еще не дошли до стадии практического применения в авиации, однако приведенные авторами оценочные характеристики в результате их внедрения делают данное направление актуальным и востребованным [52, 53].

Прикладные аспекты электрификации силовых приводов СУДЗ приводятся в работах Z. Ming, L. Chuang, Wu Xin [78, 79], Гарганеева А. Г. [19], описывающих экономический эффект от перехода на электрические общесамолетные системы. В статье W.Нao [76] предложено два альтернативных вектора развития систем управления колесами передней опоры, построенных на базе силовых электроприводов с цифровым электродистанционным управлением. Цикл статей авторского коллектива из КНР Shuai W., Shang Y., Xiaochao L. посвящен проработке инженерной концепций электрификации силовых приводов торможения колес и их расчету [77].

В диссертационной работе сотрудника НАО «Гидромаш» Беспалова В.А [3] предложена комплексная методика проектирования шасси самолета. Методика построена на базе взаимной увязки нагрузок, параметров амортизационной системы, жесткостных характеристик, анализа ресурсных показателей. Автор предложил пакет программного обеспечения для динамического расчета амортизаторов и системы уборки-выпуска шасси, расчета автоколебаний типа «шимми». В методике приводится схема расчетов для взаимной увязки определяемых параметров и сокращения количества итераций на ранних стадиях проектирования шасси.

Работы Бойко О. Г. посвящены методике проектирования систем шасси самолета с учетом ресурса и обеспечиваемой надежности [8, 9, 10].

По результатам анализа работ, посвященных вопросам формирования облика шасси, проектирования их агрегатов и систем, можно сделать следующее обобщение. Несмотря на наличие современных (в т.ч. автоматизированных) методик в части выбора геометрических параметров шасси, выбора кинематических и компоновочных решений, расчета прочности агрегатов, жесткости амортизационной системы, энергоемкости амортизаторов и тормозных систем, кинематического анализа схем уборки и выпуска, на ранних стадиях проектирования не уделяется достаточное внимание оценке характеристик устойчивости и управляемости самолета при движении по земле. Это связано с тем, что методические рекомендации по выбору геометрических и жесткостных

параметров трехпорного шасси в узком диапазоне варьирования этих параметров для большинства самолетов способны обеспечить приемлемый для летного состава или оператора БПЛА уровень характеристик (то есть во всем диапазоне эксплуатационных ограничений и скоростей самолет имеет предсказуемый отклик на управляющий сигнал, при торможении отсутствует склонность к прогрессирующим курсовым колебаниям, требующая постоянных импульсных воздействий летчика, при отказе одной из систем управления движением по земле сохраняется возможность удержания самолета на ВПП). Однако для тех типов ЛА, где компоновочные ограничения исключают возможность реализации этих рекомендаций, требуется достаточно подробная оценка характеристик движения по земле с последующей доработкой систем шасси в случае необходимости. Кроме того, малое внимание уделяется комплексированию (увязке в общий контур управления с определенными функциями и обеспечиваемыми характеристиками) систем шасси. Проектирование ЛА и агрегатов шасси выполняется, как правило, различными организациями, что требует достоверности и подробности исходных данных на проектирование, направляемых самолетостроительным предприятием соисполнителю составной части ОКР, но для этих целей математическое моделирование работы систем шасси на ранних этапах проектирования разработчиками ЛА не применяется.

Теперь рассмотрим работы по направлению моделирования работы систем шасси, а также моделирования движения ЛА по земле. В части общего математического моделирования движения самолета по земле известны труды Лапшина Э.В. [43, 44], Гребенкина А.В. [24, 25, 26] и Подружина Е. Г. [50]. Вопросы теории автоматического управления авиационными системами достаточно подробно изложены в трудах Попова П.М. [52, 53]. В частности, в монографии Попова П.М. предложена методика определения частотных характеристик систем автоматического управления, даны общие методические указания по построению математических моделей таких систем на базе дифференциальных уравнений.

Вопросы моделирования неровностей ВПП рассмотрены в монографии Кубланова М.С. и Бехтиной Н.Б [40], ими же предложена комплексная методика определения коэффициента сцепления колес шасси с ВПП для математического моделирования, верифицированная по данным летных экспериментов с участием самолетов ТУ-154Б и Ил-96-300. Аэродинамическая составляющая и ее влияние на работу шасси описана в статье Гамулина М.А. [17]. Математическое моделирование динамики качения упругой шины описывается в трудах ученого ЦАГИ Ларькина Е.И. [45], а динамика сцепления колеса с ВПП описана в работах [62, 63, 68]. В диссертационной работе сотрудника МАДИ Х.Х. Йехиа [20] рассмотрена методика оценки параметров рельефа покрытия аэродрома на динамику взаимодействия гражданских воздушных судов с ВПП. Им рассмотрены нормативные документы, регламентирующие неравномерность рельефа и покрытия ВПП, средства их измерения, а также предложены математические модели взаимодействия шасси с неровной поверхностью на основе спектральной плотности неровности поверхности ВПП.

Моделирование посадки в различных диапазонах ожидаемых условий эксплуатации описано в монографии Гришина А.А. и Ковалевского С.А. [21, 22, 32]. Моделирование отказов шасси рассматривается Гребенкиным А.В. [24, 25, 26], выкатка за пределы ВПП и динамика поведения ЛА при этом-в статье Мозоляко А.В. и Акимова А.Н. [46]. В диссертации сотрудника МГТУГА Жучкова М.Ю. [32] приводится подход к решению прикладных задач взлета и посадки тяжелых пассажирских воздушных судов, обладающих индивидуальными эксплуатационными особенностями, построенный на принципе математического моделирования движения по земле.

Моделированию работы и стендовым испытаниям тормозных систем (в том числе их полунатурному исследованию алгоритмов их работы) посвящены работы Шумилова И.С. [66] и Богачева Н.А [5, 6, 7].

Сведения по инженерному анализу агрегатов и систем с использованием пакетов программного обеспечения, работающих на базе метода конечных элементов, приводятся в монографиях Гончарова П. С., Артамонова И. А.,

Халитова Т. Ф., Денисихина С. В., Сотника Д. Е., Алямовского А. А. [21, 22, 54, 61].

Вопросы верификации математических моделей шасси освещены в работах Кубланова М.С. [39]. В монографии Попова П.М., Попова С.П. [53] предложена методика верификации оптимального управления системами, а также описаны современные методы оптимизации проектных решений на базе аппарата математического анализа.

Анализируя эту группу работ, можно сделать вывод о том, что несмотря на охват широкой проблематики математического и полунатурного моделирования работы систем шасси, а также математического моделирования движения самолета по земле, подробное моделирование работы систем шасси не используется для решения задачи выбора проектных решений. Моделирование применяется в основном в сфере расследования авиационных происшествий для имитации представляющих опасность для самолета и экипажа ситуаций, а также для сертификации авиационной техники.

Подводя итоги, можно сформулировать комплексную проблему оценки на этапе проектирования влияния проектных решений систем управления движением по земле на характеристики движения ЛА, особенно актуальную для самолетов с измененными пропорциями шасси. Формирование проектных решений должно осуществляться по специальной методике, позволяющей заранее оценивать и при необходимости доводить до приемлемого уровня характеристики и ограничения при движении по земле.

1.4 Математическая постановка задачи исследования

В рамках методики требуется найти вектор проектных решений для СУДЗ $X\{x_1 \dots x_n\}$, который обеспечит удовлетворение требований ТТЗ и нормативной документации по взлетно-посадочным характеристикам и эксплуатационным ограничениям $C_{\text{треб}}\{c_1 \dots c_p\}$ при минимальной массе исполнительных механизмов СУДЗ:

$$\begin{cases} \overline{X}_{\text{судз}} = \operatorname{argmin} m_{\text{им судз}}(\overline{X}, \overline{C}) \\ \overline{C} \leq \overline{C}_{\text{треб}} \\ \overline{X} \in \overline{X}_{\text{кр}} \end{cases} \quad (1)$$

где $\overline{X}_{\text{судз}}$ – искомый вектор проектных решений;

$m_{\text{им судз}}$ – масса исполнительных механизмов СУДЗ;

\overline{C} – полученные в результате моделирования характеристики и эксплуатационные ограничения;

$\overline{C}_{\text{треб}}$ – требования ТТЗ и нормативной документации по характеристикам и эксплуатационным ограничениям;

\overline{X} – вектор варьируемых проектных решений;

$\overline{X}_{\text{кр}}$ – конструктивно реализуемые на данном ЛА проектные решения.

ГЛАВА 2 ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ПО ЗЕМЛЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

2.1 Методика выбора проектных решений системы управления движением по земле

Методика имеет модульную структуру и состоит из модулей подсистем СУДЗ (рассмотрены в п.п. 2.4 - 2.5), где выполняется их расчет, оптимизация по удельным критериям и выбор проектных решений в части конструкции исполнительных агрегатов, модуля динамики (п. 2.6), служащего для «виртуальных испытаний» СУДЗ, и модулей корректировки (п. 3.3), предназначенных для интерпретации результатов моделирования и устанавливающих связь между динамикой движения и проектными решениями. Общая блок-схема предлагаемой методики приведена в Приложении Д.

Исходные данные для методики определяются на этапе эскизного проекта и служат для выполнения расчетов модуля СТК, для последующих модулей исходными данными служат результаты работы предыдущих модулей. Первоначальный выбор проектных решений и их последующее варьирование осуществляется на базе предложенных автором матриц проектных решений (п. 2.3). Выходными данными методики является достаточный для перехода к этапу технического проекта массив проектных решений, верифицированных при помощи имитационного моделирования.

Для принятия проектных решений СУДЗ предлагается выполнять поэтапную оптимизацию проектных решений и их проверку путем математического моделирования. Первоначальный выбор возможных проектных решений осуществляется из соответствующих матриц проектных решений (далее МПР) по известным на данном этапе ограничениям (и возможности конструктивной реализации). Далее производится расчет с целью получения областей существования и оптимизация по удельным критериям исполнительных агрегатов (колеса для СТК, привод управления передней опорой для МПК). Полученный вектор проектных решений «замораживается» и проходит испытания в модуле «Динамика» на базе целевой математической модели. При удовлетворении

требованиям ТТЗ по базированию производится упрощенная отработка и оптимизация управления СУДЗ с целью возможного повышения характеристик (настройка передаточной функции по углу поворота передней опоры, задержки управляющего сигнала, настройка параметров тормозной системы). В случае неудовлетворения требованиям по базированию при помощи модулей корректировки, входящих в методику, проектировщик сначала стремится обеспечить требуемые характеристики за счет настройки управления СУДЗ, но если настройка не позволяет обеспечить выполнение требований по базированию, то производится доработка конструкции в сторону повышения массы и повторная оценка в модуле «Динамика».

2.2 Критерии методики

Оптимизация проектных решений проводится поэтапно в каждом из модулей методики (модуль системы торможения, модуль механизма поворота колес, модуль моделирования динамики) на базе критериев выбора проектных решений.

Поблочная декомпозиция оптимизационной задачи представлена таким образом: требуется определить такую совокупность проектных решений $X\{x_1...x_n\}$, при которой для каждой подсистемы СУДЗ достигается максимум частных критериев K_1, K_2 , а критерии K_3, K_4 стремятся к своим граничным значениям при удовлетворении требованиям ТТЗ и нормативной документации по характеристикам и эксплуатационным ограничениям $C\{c_1...c_p\}$ (Рисунок 2.1).

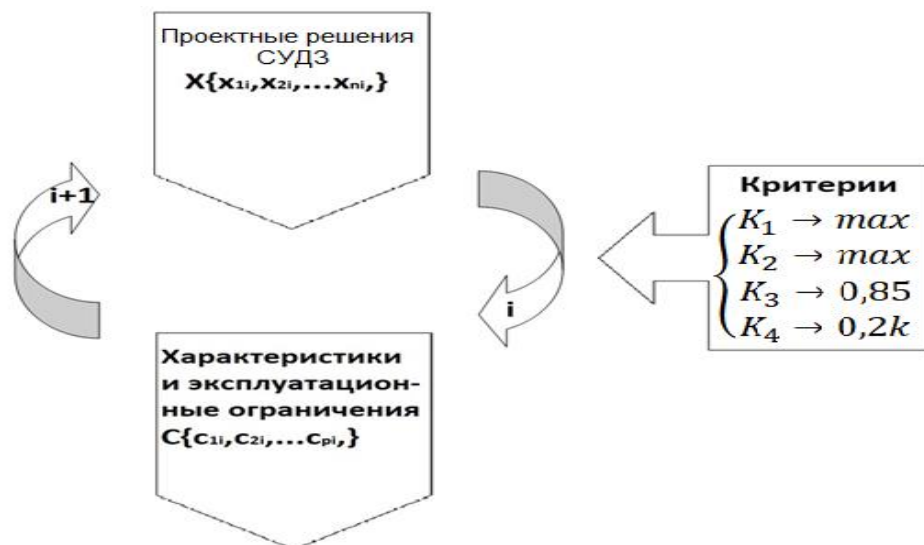


Рисунок 2.1 - Итерационный процесс формирования облика шасси

Для выбора проектных решений в методике предлагается четыре критерия, из которых K_1 и K_2 являются частными для отдельных подсистем и отражают весовое совершенство их исполнительных механизмов, а K_3 и K_4 являются основными, характеризующими работу СУДЗ в части соответствия требованиям по характеристикам и ограничениям при движении по земле (Таблица 2.1):

Таблица 2.1 – Критерии рациональности

Система/подсистема	Тип критерия	Критерий	Физический смысл	Примечание
Система торможения колес	Частный критерий удельного весового совершенства	$K_1 = E_{\text{к}} / \Sigma m_{\text{кол}}$ - отношение поглощаемой тормозами кинетической энергии к общей массе тормозных колес	Удельная кинетическая энергия, поглощаемая единичной массой исполнительного агрегата системы торможения	Определяется типоразмером колес, типом теплопоглотителя, распределением теплопоглотителя между колесами, типом тормоза, рабочим давлением тормоза
Система поворота колес передней опоры	Частный критерий удельного весового совершенства	$K_2 = M_{\text{расп}} / m_{\text{мпк}}$ - отношение располагаемого момента привода МПК к его массе	Удельный управляющий момент, реализуемый единичной массой исполнительного привода МПК	Определяется типом привода МПК, рабочим давлением, диапазоном углов поворота передней опоры
СУДЗ	Основной критерий целевой эффективности	$K_3 = L_{\text{проб теор мин}} / L_{\text{проб}}$ - отношение модели теоретически минимально достижимой длины тормозного пути на пробеге к фактически полученной при моделировании	Эффективность СУДЗ в части торможения относительно теоретического минимума тормозного пути при заданных сцепных свойствах покрытия	Отражает качество работы антиюзовой автоматики и уровень потерь эффективности торможения на дифференциальное растормаживание (при курсовом управлении)
	Основной критерий целевой эффективности	$K_4 = \Delta Z$ - максимальное по модулю отклонение ЛА от оси ВПП при развитии колебательного процесса	Эффективность СУДЗ в части курсового управления при удержании траектории движения	Отражает уровень устойчивости и управляемости в курсовом канале при совместной работе торможения и поворота колес.

Обоснуем целесообразность выбора критериев.

Главной функцией системы торможения является поглощение кинетической энергии самолета при посадке, рулении или прерванном взлете. Именно величина поглощаемой энергии при прочих равных является основной характеристикой, описывающей совершенство исполнительного агрегата системы торможения.

Наиболее крупногабаритные и тяжелые агрегаты системы-тормозные колеса, вес которых в сборе может достигать порядка одного процента от взлетного веса самолета. Компонировочный объем, занимаемый колесами, также значителен, но его значение определяется не только типоразмером колеса, а еще и кинематической схемой уборки-выпуска, поэтому в качестве делителя в критерии выбрана именно совокупная масса колес. Критерий чувствителен к изменению проектных решений: материал теплопоглотителя и типоразмер колеса влияют на характеристики энергоемкости, прочие проектные решения – на весовую отдачу тормоза. По физическому смыслу критерий K_1 является удельной кинетической энергией, поглощаемой единичной массой исполнительного агрегата системы торможения.

Основной задачей системы управления поворотом колес передней опоры является создание управляющего момента в канале курса при наземном движении самолета, при этом самым крупногабаритным и тяжелым агрегатом системы является МПК. Именно оптимизация этого агрегата определяет эффективность системы. Эффективность курсового управления прямо пропорциональна величине управляющего момента, поэтому в качестве делимого в критерии принята его величина. В то же время, МПК занимает существенно меньший компоновочный объем, чем передняя опора, поэтому делителем в критерии принята именно масса МПК. Критерий чувствителен к изменению проектных решений: весовая отдача каждого возможного варианта МПК (рейка-шестерня, поводковые цилиндры, шарнирные цилиндры, редукторная схема) будет менять делитель критерия, а кинематические параметры МПК и выбранный тип привода влияют на значение управляющего момента. По физическому смыслу критерий K_2 является удельным управляющим моментом, реализуемым единичной массой исполнительного привода МПК.

Основным назначением СУДЗ является безаварийное управление ЛА при наземном движении, которое характеризуется эффективностью торможения (чем ближе уровень замедления ЛА к теоретически достижимому максимуму, тем лучше) и эффективностью курсового управления (недопустимы прогрессирующие

курсовые колебания со сходом с ВПП), что определяет выбор предложенных критериев K_3 и K_4 соответственно.

2.3 Матрицы проектных решений

Применительно к предлагаемой методике варьируемые (выбираемые) проектные решения сведены автором в разработанные им матрицы проектных решений (МПР) для каждой подсистемы. По результатам анализа источников [31, 34, 36, 49, 68, 69, 70] и прототипов реальных конструкций проведена систематизация известных проектных решений в части агрегатов и подсистем СУДЗ в соответствующие матрицы, приведенные в приложениях Б, В, Г. Структура матриц смешанная и содержит следующую информацию:

- наименование варьируемого проектного решения (например, тип тормозного механизма);
- возможные варианты (значения) для данного проектного решения;
- наглядное графическое отражение для каждого варианта проектного решения;
- диапазоны обеспечиваемых каждым проектным решением характеристики (например, быстродействие срабатывания привода) или расчетные коэффициенты/константы к данному проектному решению для выполнения дальнейших расчетов согласно методике и настройки целевой математической модели;
- степень влияния данного проектного решения на другие (в случае косвенного влияния на характеристики движения по земле) или на характеристики движения по земле (в случае прямого влияния на них)

Выбор проектных решений из первых строк матриц ведется построчно на основании ограничений и исходных данных проектировщика (взлетно-посадочная и кинематическая схемы шасси, массово-центровочные характеристики). Для тех проектных решений, которые не определяются однозначно из исходных данных или не заданы жестко, правило выбора первого приближения состоит в том, что по

каждой строке выбирается наиболее эффективный вариант из конструктивно возможных на проектируемом ЛА (самый быстродействующий, самый энергоемкий, самый компактный и т.п.). На этапе интерпретации результатов математического моделирования модули корректировки позволяют выбрать направление изменения проектных решений в случае неудовлетворения требованиям ТТЗ

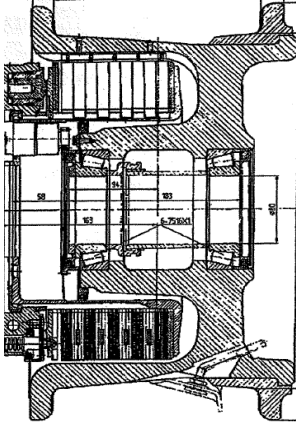
Рассмотрим типовой пример использования МПР в части тормозной системы. Предположим, что требуется задаться первичным набором проектных решений для ЛА типа «турбовинтовой разведывательный БПЛА сверхбольшой продолжительности полета» взлетной массой 14000 кг. Основной тип источника энергии на борту – гидросистема. Согласно взлетно-посадочной схеме, он оснащается двухколесными основными опорами и одноколесной носовой, имеет взлетно-посадочные скорости 140...160 км/ч и базируется на бетонированных ВПП аэродромов 2-го класса. Тормозной парашют и реверс тяги конструкцией не предусмотрен. Исходя из исходных данных однозначно определяется компоновка колес на ООШ – по два тормозных колеса на каждой опоре, и количество колес на ПОШ – 1 штука. Ввиду малой потребной энергоемкости на каждое колесо основной опоры (из приведенной массы и посадочной скорости – 3544 КДж) и малого уровня потребного тормозного замедления (относительное замедление не более 0,1), оснащение передней опоры тормозными колесами не требуется, а малая энергонагруженность колес позволяет выбрать однодисковые тормоза с гидравлическим приводом. Типичный для такого тормоза теплопоглотитель-фрикционные полимеры, ввиду попарной установки на оси целесообразна полувыносная компоновка тормоза (полностью вписанный однодисковый тормоз практически нереализуем). Малая энергонагруженность позволяет отказаться от системы охлаждения и теплозащитного экрана.

Таким образом, путем выборки из МПР СТК получим первичный набор проектных решений СТК для рассматриваемого примера, который можно записать в виде (Таблица 2.2):

Таблица 2.2 - Первичный набор проектных решений СТК

Проектные решения	Значения проектных решений
Кол-во тормозных колес на 1 ООШ	2
Компоновка колес на ООШ	Одноосная 
Кол-во колес на ПОШ	1
Кол-во тормозных колес на ПОШ	0
Тип тормоза	Однодисковый 
Привод тормоза	Гидравлический Быстродействие привода 0,15...0,2с Время затормаживания 1,0...1,2 с Время растормаживания 0,7...0,85 с
Материал <u>теплопоглотителя</u>	Фрикционные полимеры Удельная энергоемкость от 75 до 120 кДж/кг Перепад температур до 380 °С Плотность 2000...2500 кг/м ³ Удельная теплоемкость 0,12...0,16 кКал/кг*°С 

Продолжение Таблицы 2.2 - Первичный набор проектных решений СТК

Проектные решения	Значения проектных решений
Компоновка тормоза	Полувывносной Ширина колеса лимитирована шириной шины и шириной тормоза 
Охлаждение тормозов	Отсутствует Максимальная удельная энергоемкость-по нижней границе
Термозащитный экран	Отсутствует Диапазон рабочих температур уменьшается на 70 °С
Прочие средства торможения	Отсутствуют

2.4 Модуль выбора проектных решений системы торможения колес

Модуль СТК (блок-схема приводится в Приложении Д) предназначен для выбора типоразмеров колес и тормозов. В данном модуле оптимизация ведется по критерию максимума поглощаемой кинетической энергии, отнесенному к общей массе тормозных колес.

Исходя из взлетно-посадочной схемы и массово-центровочных характеристик изделия производится определение стояночных нагрузок на опоры (для передней опоры учитывается динамическая загрузка при торможении). Рассчитывается приходящаяся на долю тормозной системы кинетическая энергия самолета при посадке и прерванном взлете. Далее выбирается величина зарядного давления шин по диапазону взлетно-посадочных скоростей и по удельному давлению на ВПП.

Для тормозных колес выбирается тип тормоза, материал теплопоглотителя, после чего исходя из энергонагруженности тормоза определяется необходимая масса и объем теплопоглотителя. Варьируя распределение теплопоглотителя и его материал, проектировщик может получить более выгодное в весовом плане решение, чем путем простого подбора колес по статическим показателям. Так, например, в некоторых случаях использование тормозных колес на передней опоре позволяет уменьшить энергонагруженность колес основных опор и существенно уменьшить их типоразмер, в результате суммарная масса тормозных колес окажется меньше, чем при установке на передней опоре нетормозных колес.

На основании этих данных производится определение размерностей колес и тормозов, далее ведется построение областей существования колес передней и основных опор, после чего составляется матрица каталожных типоразмеров колес, принадлежащих областям существования. По максимуму критерия K_1 отыскивается наиболее рациональный вариант типоразмеров колес.

Расчетные зависимости модуля «СТК» представлены ниже. Расчет начинается с определения нагрузок на опоры, расчетная схема приведена на Рисунке 2.2.

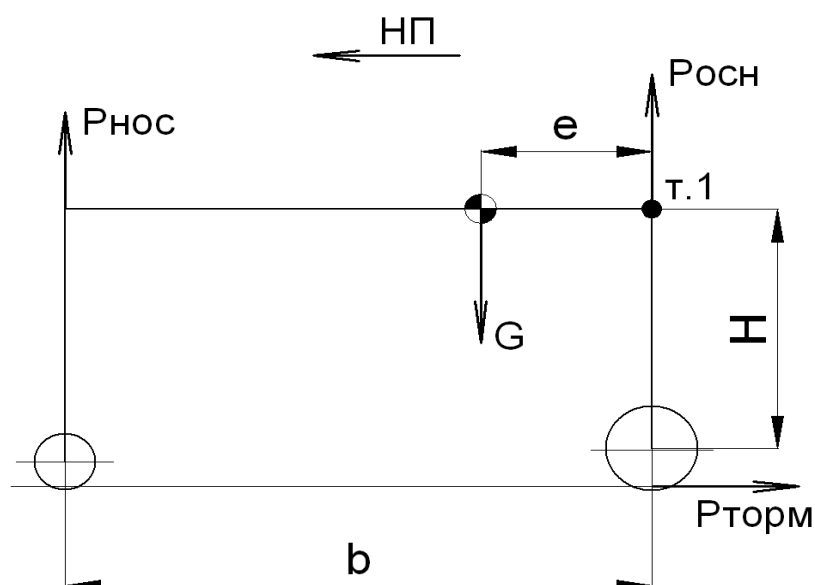


Рисунок 2.2 - Расчетная схема к определению стояночных нагрузок на опоры

Реакции на опоры определяются из системы уравнений (2.1):

$$\begin{cases} \Sigma P_Y: P_{\text{нос}} + P_{\text{осн}} - G = 0 \\ \Sigma M_{(\text{отн. ц.м.})}: P_{\text{нос}} \times (b - e) - P_{\text{осн}} \times e = 0 \end{cases} \quad (2.1)$$

Из найденных по формулам (2.1) для различных вариантов весов и центровок нагрузок $P_{\text{нос}}$ и $P_{\text{осн}}$ выбираются соответствующие максимальные значения стояночных нагрузок $P_{\text{ст.взл}}^{\text{max}}$. Типоразмер тормозного колеса ограничен размерностью шины и размерностью тормозных дисков. Между двумя этими диаметрами, каждый из которых имеет определенную область существования, лежит область существования колеса с шиной. Аналогичное утверждение справедливо и для ширины колеса: она определяется шириной шины и шириной тормоза. Определим область возможных габаритов шины [34]. Преобразуем формулу, выразив ширину шины, и получим расчетную зависимость (2.2):

$$B = \frac{P_{\text{ст.взл}}^{\text{max}}}{kD(p_0 + 1)} \quad (2.2),$$

где:

$P_{\text{ст.взл}}^{\text{max}}$ – максимальная стояночная нагрузка на колесо, кг;

B – ширина профиля шины, см;

D – внешний диаметр шины, см;

p_0 – зарядное давление шины, кг/см²;

k – коэффициент пропорциональности ($k=0,25$ для шин диаметром до 110 см, $k=0,23$ для шин диаметром свыше 110 см).

Начальное значение диаметра шины установим исходя из анализа каталога колес, взяв его равным максимальному диаметру колеса с близкой по величине стояночной нагрузкой, конечное – равное минимальному диаметру колеса с близкой стояночной нагрузкой. Шаг изменения диаметров для удобства расчета удобно брать равным 1 см.

Согласно рекомендациям [34], массу теплопоглотителя (в кг), представленного совокупностью вращающихся и невращающихся тормозных дисков, изготовленных из одинакового материала, можно определить по формуле (2.3):

$$m = \frac{k_p E_{\text{макс}}}{I * C * (t_2 - t_1)} \quad (2.3),$$

где:

$k_p = 0,85$ – коэффициент рассеивания тепла;

$E_{\text{макс}}$ – максимальная поглощаемая тормозом колеса энергия, кгс*м;

$I=427$ кг*м/ккал – механический эквивалент тепла;

$c=0,24$ ккал/(кг*°С) – удельная теплоемкость материала дисков (для моноуглеродных тормозных дисков, обеспечивающих значительное снижение веса тормоза);

$t_1 = 30$ °С (°С) – типовая начальная температура теплопоглотителя;

$t_2 = 680$ °С(°С) – типовая конечная температура теплопоглотителя.

Основной объем тормоза, занимаемый пакетом фрикционных дисков, можно определить по формуле (2.4):

$$V_T = \frac{m}{\rho} \quad (2.4)$$

В то же время, объем толстостенного полого цилиндра, образованного пакетом тормозных дисков, связан с габаритными размерами пакета зависимостью (2.5):

$$V_T = \pi * (R_d^2 - r_d^2) * B_d \quad (2.5),$$

где

V_T – объем пакета тормозных дисков, мм³;

R_d – радиус по средней линии шлицов вращающихся тормозных дисков, мм;

r_d – радиус по средней линии шлицов невращающихся тормозных дисков, мм;

B_d – ширина пакета тормозных дисков (за вычетом нажимного и опорного дисков), мм

Параметры, входящие в формулу (2.5), проиллюстрированы на Рисунке 2.3.

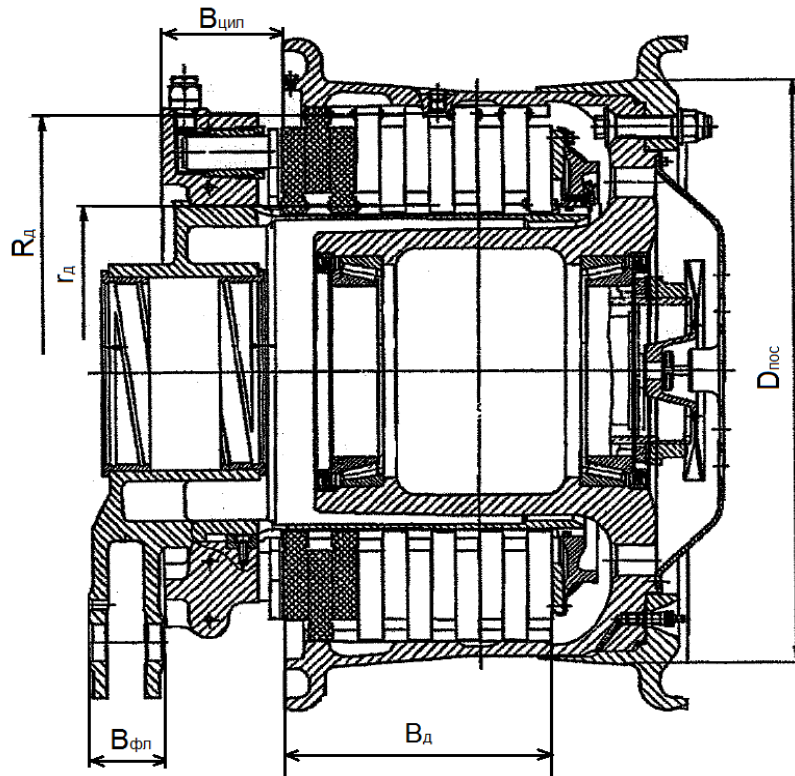


Рисунок 2.3 - Основные геометрические параметры тормоза

Значение r_d задается с учетом компоновочных особенностей колеса (установка в оси электровентильатора охлаждения и др.). Варьируя значение R_d , получаем по формуле (2.5) различные значения ширины пакета тормозных дисков B_d .

По результатам анализа конструкции колес-прототипов близкой размерности, для классической компоновки тормозного колеса с учетом размещения термозащитного экрана, получена следующая зависимость (2.6) между внешним радиусом тормоза R_d и посадочным диаметром под шину $D_{\text{пос}}$:

$$D_{\text{пос}} = 2(R_d + \delta_k) \quad (2.6),$$

где $\delta_k = (40 \dots 47)$ мм – толщина конструкции колеса, учитывающая толщину барабана под установку термозащитного экрана и шлицев.

Полученные в результате расчета по формулам (2.2-2.6) габариты шин и тормозов (в случае тормозных колес) изображаются графически, после чего внутри полученной области возможного существования колес выбираются из каталогов освоенные промышленностью стандартные типоразмеры колес (с учетом ограничений по их характеристикам несущей способности, скорости качения и др.). Для каждого из них рассчитывается значение критерия K_1 , окончательным выбором является такая совокупность колес передней и основных опор, которая обеспечивает максимум критерия K_1 .

2.5 Модуль выбора проектных решений механизма поворота колес передней опоры

В модуле МПК производится оптимизация исполнительного механизма поворота колес передней опоры. Блок-схема модуля приведена на Рисунке 2.4.

В начале данного модуля, после определения стояночных нагрузок на опоры, проводится расчет величин внешних сил, действующих на отклоняемую часть ПОШ во время установившегося разворота. Этот расчет позволяет определить величину требуемого управляющего момента МПК.

На основании требуемого момента и требований по радиусу разворота на заданном классе аэродрома из матрицы схемных решений выбираются возможные типы конструктивного исполнения МПК, для каждого из них определяется значение критерия K_2 , окончательным вариантом является такой конструктив МПК, который обеспечивает максимум этого критерия.

Расчетные зависимости модуля МПК приведены ниже.

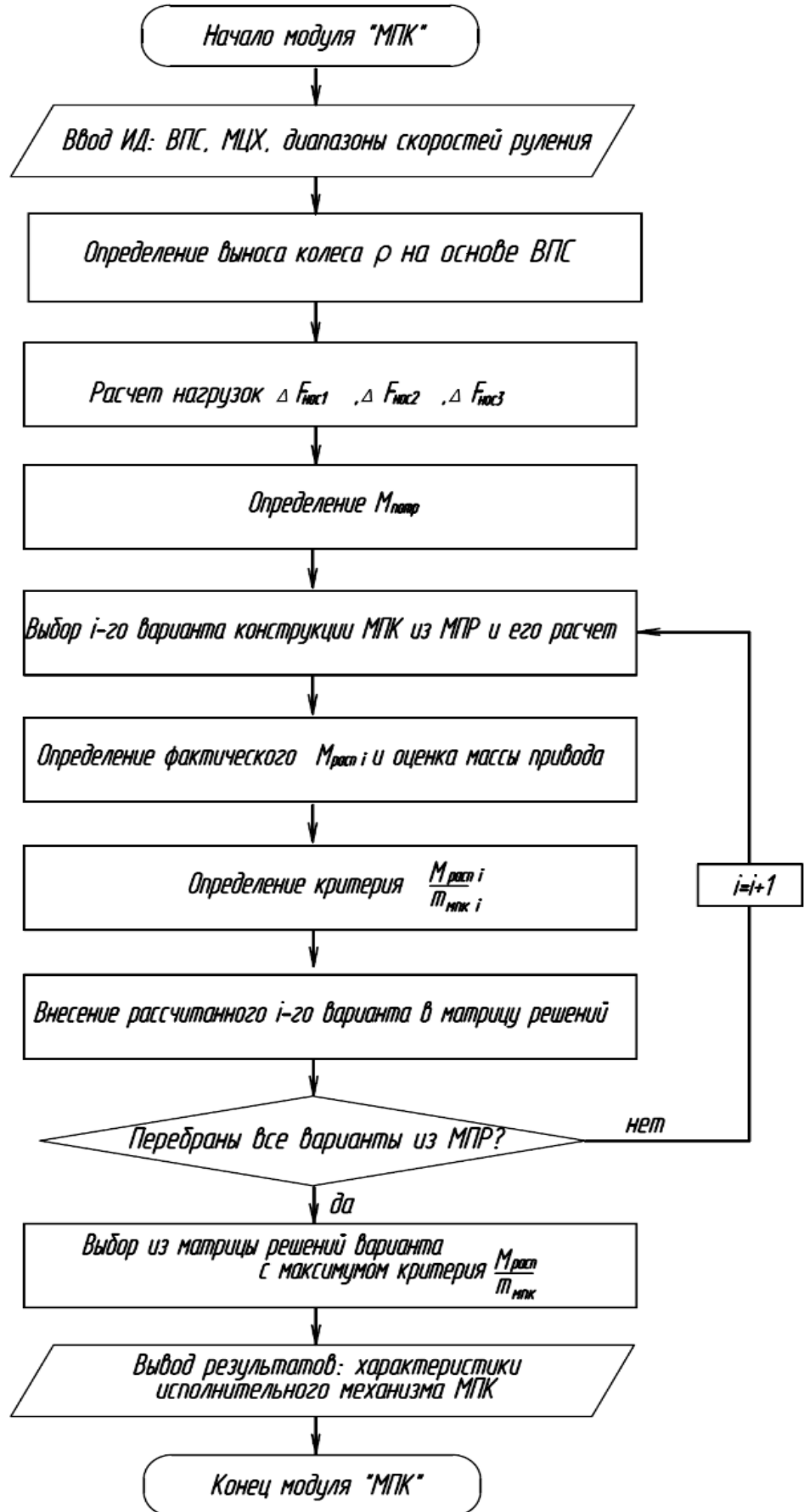


Рисунок 2.4 - Блок-схема модуля «МПК»

При расчете внешних сил, действующих на привод МПК, принимается, что колеса основных и передней опоры не имеют бокового скольжения, коэффициенты сопротивления качению колес основных опор одинаковы и можно пренебречь влиянием аэродинамических сил. Расчетная схема приведена на Рисунке 2.5.

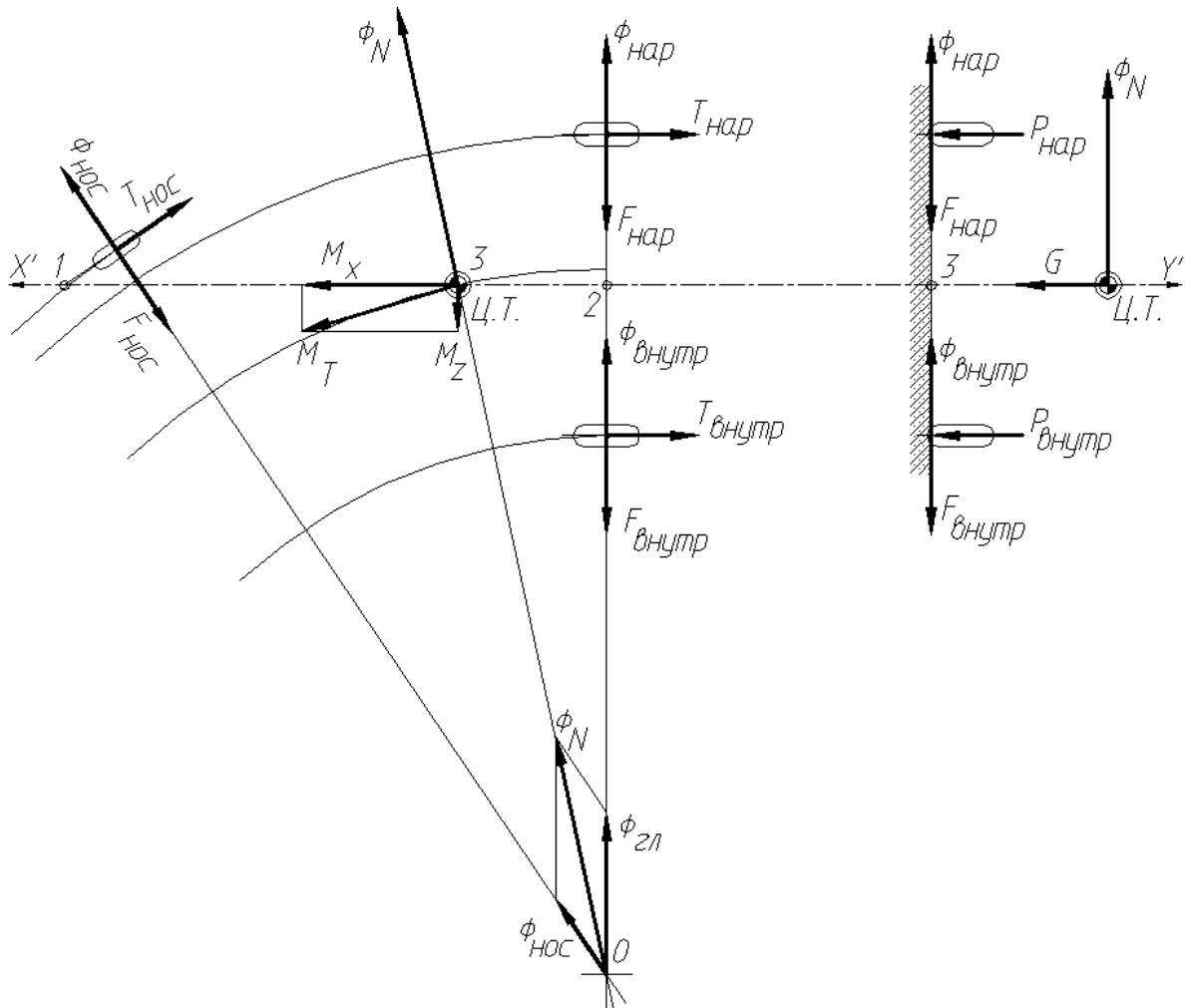


Рисунок 2.5 – Расчетная схема к определению внешних нагрузок на МПК

Момент образуется боковой силой, приложенной к колесам передней опоры на плече ρ относительно оси поворота отклоняемой части (2.7):

$$M_{расп} \geq M_{потр} \times \eta = F_{нос} \times \rho \times \eta \quad (2.7)$$

Боковая сила состоит из трех компонентов (2.8):

$$F_{нос} = \Delta F_{нос1} + \Delta F_{нос2} + \Delta F_{нос3} \quad (2.8)$$

Первый компонент (2.9) — часть горизонтальной реакции земли на переднюю опору, уравнивающей действие одной из составляющих Φ_{noc} центробежной силы инерции Φ_N .

$$\Delta F_{noc1} = -\Phi_{noc} = \frac{\Phi_N \times \sin \alpha}{\sin \delta_{noc}} \quad (2.9)$$

Так как

$$\Phi_N = \frac{G \times V^2}{g \times R_{ц.т.}} \quad (2.10)$$

где g — ускорение свободного падения, а

$R_{ц.т.}$ — радиус кривизны траектории движения ц.т. самолета, то получим:

$$\Delta F_{noc1} = \frac{G \times V^2 \times \sin \alpha}{g \times R_{ц.т.} \times \sin \delta_{noc}} \quad (2.11)$$

Второй компонент — часть горизонтальной реакции земли, уравнивающей действие момента $M_{y'}$ который возникает вследствие перераспределения вертикальных нагрузок P_Y на главных опорах под влиянием центробежной силы инерции Φ_N .

$$\Delta F_{noc2} = \frac{M_{y'}}{(b + \rho) \times \cos \delta_{noc} - \rho} \quad (2.12)$$

где

$$M_{y'} = M_{x'} \times f_{главн}$$

$$M_{x'} = M_T \times \cos \alpha \quad (2.13)$$

$$M_T = \Phi_N \times h$$

Окончательно получим:

$$\Delta F_{\text{нос}_2} = \frac{G \times V^2 \times h \times \cos \alpha \times f_{\text{главн}}}{g \times R_{\text{ц.м.}} \times [(b + \rho) \times \cos \delta_{\text{нос}} - \rho]} \quad (2.14)$$

Третий компонент боковой силы уравнивает момент от силы сопротивления движению передней опоры $T_{\text{нос}}$ (2.15):

$$\Delta F_{\text{нос}_3} = \frac{T_{\text{нос}} \times (b + \rho) \times \sin \delta_{\text{нос}}}{(b + \rho) \times \cos \delta_{\text{нос}} - \rho} \quad (2.15)$$

где

$$T_{\text{нос}} = P_{\text{нос}} \times f_{\text{нос}}$$

$$P_{\text{нос}} = \frac{G}{b} \times (e + h \times f_{\text{сам}}) + \frac{M_{z'}}{b} \quad (2.16)$$

$$M_{z'} = M_T \times \sin \alpha$$

$$f_{\text{сам}} = \frac{G \times f_{\text{главн}} + P_{\text{нос}} \times (f_{\text{нос}} - f_{\text{главн}})}{G}$$

Таким образом, можно приближенно заменить $f_{\text{сам}} \cong f_{\text{главн}}$ и окончательно получим:

$$\Delta F_{\text{нос}_3} = \frac{G \times f_{\text{нос}} \times (b + \rho) \times \sin \delta_{\text{нос}}}{b \times [(b + \rho) \times \cos \delta_{\text{нос}} - \rho]} \times \left(e + h \times f_{\text{гл}} + \frac{h \times V^2 \times \sin \alpha}{g \times R_{\text{ц.м.}}} \right) \quad (2.17)$$

При этом в расчетных формулах:

$$\alpha = \text{arctg} \frac{e \times \sin \delta_{\text{нос}}}{(b + \rho) \times \cos \delta_{\text{нос}} - \rho} \quad (2.18)$$

$$R_{\text{ц.м.}} = \frac{(b + \rho) \times \cos \delta_{\text{нос}} - \rho}{\sin \delta_{\text{нос}} \times \cos \alpha} \quad (2.19)$$

Приведенные формулы (2.7-2.19) позволяют рассчитать момент от внешних сил, действующих на отклоняемую часть ПОШ.

Определение располагаемого момента привода производится по результатам его конструктивной проработки (задается величина давления в

приводе, площадь поршня или момент от привода относительно оси поворота стойки) с учетом коэффициентов запаса на трение, приведенных в МПР МПК.

Далее производится оценка массы привода. Расчет масс механизма поворота колес проводится по статистической формуле (2.20), предложенной автором на основании анализа ряда конструкций приводов поворота передней опоры отечественных и зарубежных самолетов со взлетными весами, не превышающими 40 000 кгс.

$$m_{\text{МПК}} = \frac{M_{\text{потр}} k \rho_{\text{мат}} k_{\text{тип}} k_{\text{тр}} k_{\text{кол}} k_{\rho}}{p_{\text{гс}} b} \quad (2.20),$$

где $M_{\text{потр}}$ – величина потребного момента привода в кгс*м;

ρ -вынос колеса/колес передней опоры относительно оси вращения стойки в м; $\rho_{\text{мат}}$ –плотность основного конструкционного материала передней опоры в кг/м³;

$k_{\text{тип}}$ – коэффициент учета типа исполнительного механизма привода МПК;

$k_{\text{тр}}$ -коэффициент запаса на потери момента МПК на трение;

$k_{\text{кол}}$ -коэффициент учета количества приводов МПК;

$p_{\text{гс}}$ – номинальное значение давления в гидросистеме в кгс/см²;

k_{ρ} - коэффициент учета объемной доли материала данной плотности;

b – величина базы шасси в м;

k – величина колеи шасси в м.

Полученные величины располагаемого момента и массы привода позволяют для каждого варианта определить величину критерия рациональности K_2 . Результатом оптимизации является вариант с максимальным значением критерия.

2.6 Модуль математического моделирования движения по земле

Модуль построен на базе математической модели, описывающей работу СУДЗ при движении ЛА по земле. Он позволяет имитировать различные случаи

движения из составленной автором матрицы расчетных ситуаций (МРС) и служит для оценки соответствия обеспечиваемых при выбранных проектных решениях характеристик и ограничений при движении по земле требованиям ТТЗ. Блок-схема модуля приводится на Рисунке 2.6. Подробное описание математической модели дано в главе 3.

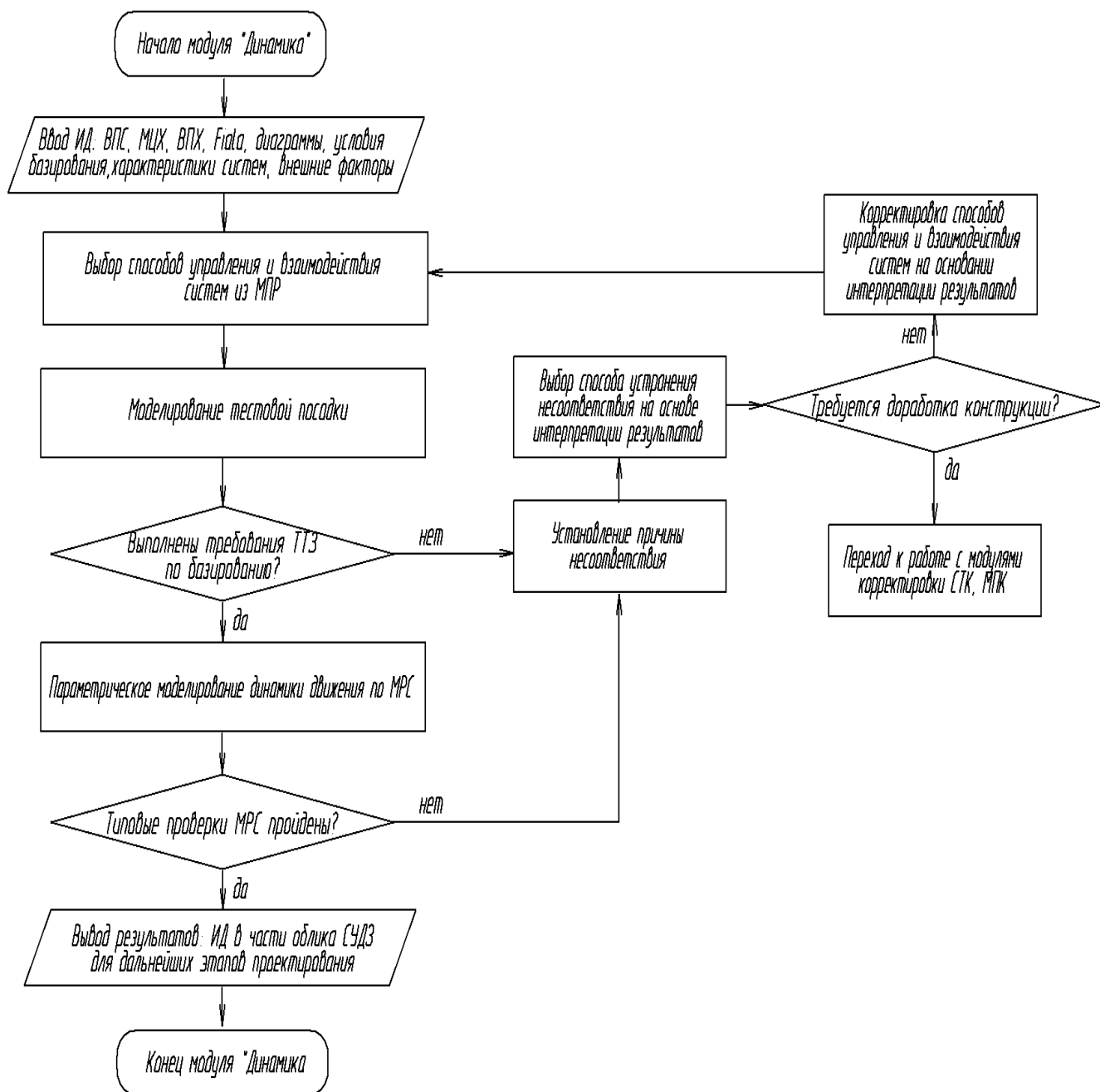


Рисунок 2.6 – Блок-схема модуля «Динамика»

Оценка и оптимизация работы СУДЗ ведется по двум основным критериям (2.21) и (2.22) при ограничениях (2.23) и (2.24), Рисунок 2.7:

$$K_3 = L_{\text{проб теор мин}} / L_{\text{проб модели}} \rightarrow 0,85 \text{ – для торможения} \quad (2.21)$$

$$K_4 = \Delta z < \frac{B_{\text{ВПП}}}{2} - \frac{L_{\text{кр}}}{2} \cos \delta \rightarrow 0,2k \text{ – для курсового управления} \quad (2.22)$$

$$L_{\text{проб модели}} < LB_{\text{ПП}} \quad (2.23)$$

$$\Delta z < \frac{B_{\text{ВПП}}}{2} - \frac{L_{\text{кр}}}{2} \cos \delta \quad (2.24)$$

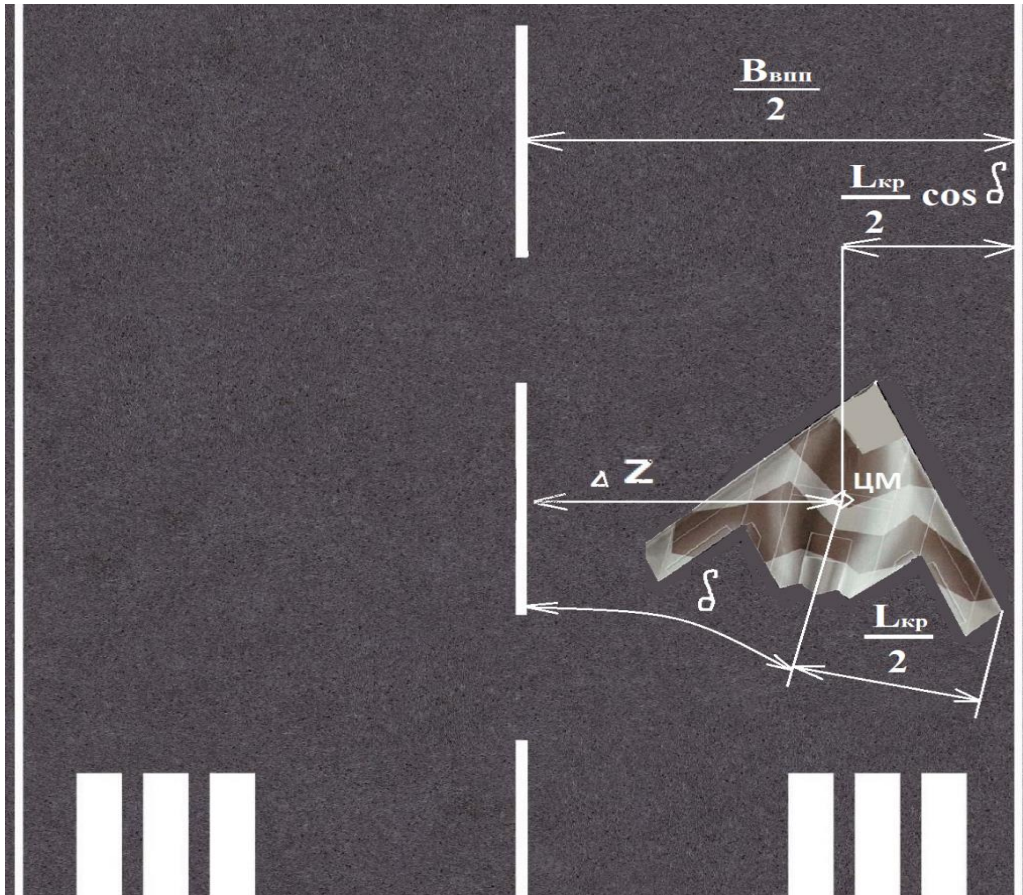


Рисунок 2.7 – Пояснения к граничным значениям критериев

2.7 Верификация модулей методики по тестовым примерам

2.7.1 Верификация модуля СТК

Верификация модуля СТК производится на примере колес шасси тяжелого двухдвигательного истребителя. Целью верификации является определение расчетных типоразмеров колес и массы теплопоглотителя для последующего

сравнения с фактически реализованными на самолете. Энергоемкость тормозных колес, взлетно-посадочные характеристики и величины стояночных нагрузок, используемых для первичного выбора типоразмеров колес, в процессе верификации не вычисляются, считаем их значения заранее известными.

Исходя из условий базирования ЛА, прочности покрытия БВП и диапазона взлетно-посадочных скоростей примем следующие значения максимальных рабочих давлений в шинах колес: 19 кгс*см²-для ООШ; 12 кгс*см²-для ПОШ.

Исходя из взлетно-посадочной схемы ЛА и его МЦХ определим максимальные значения расчетных стояночных нагрузок на основные и переднюю опору.

Далее определим области существования типоразмеров колес с шинами основных опор согласно формулам на основании взлетно-посадочных характеристик изделия (2.2-2.6).

Поскольку у рассматриваемого ЛА передняя опора двухколесная, основные опоры одноколесные, для расчета будем использовать нагрузку на колесо основной опоры равной нагрузке на ООШ, на колесо передней опоры-равное 50% нагрузки на ПОШ. Так как тормозные колеса установлены лишь на основных опорах шасси, примем что каждое из них воспринимает 50% от общей кинетической энергии, приходящейся на тормоза колес. Начальное значение диаметра шины установим исходя из анализа каталога колес, взяв его равным максимальному диаметру колеса с близкой по величине стояночной нагрузкой, конечное-равное минимальному диаметру колеса с близкой стояночной нагрузкой. Шаг изменения диаметров для удобства расчета примем равным 1 см. Результаты расчета по формуле (2.2) графически изображены на Рисунке 2.8 с учетом наложения компоновочных ограничений. Область существования типоразмеров колес заштрихована.

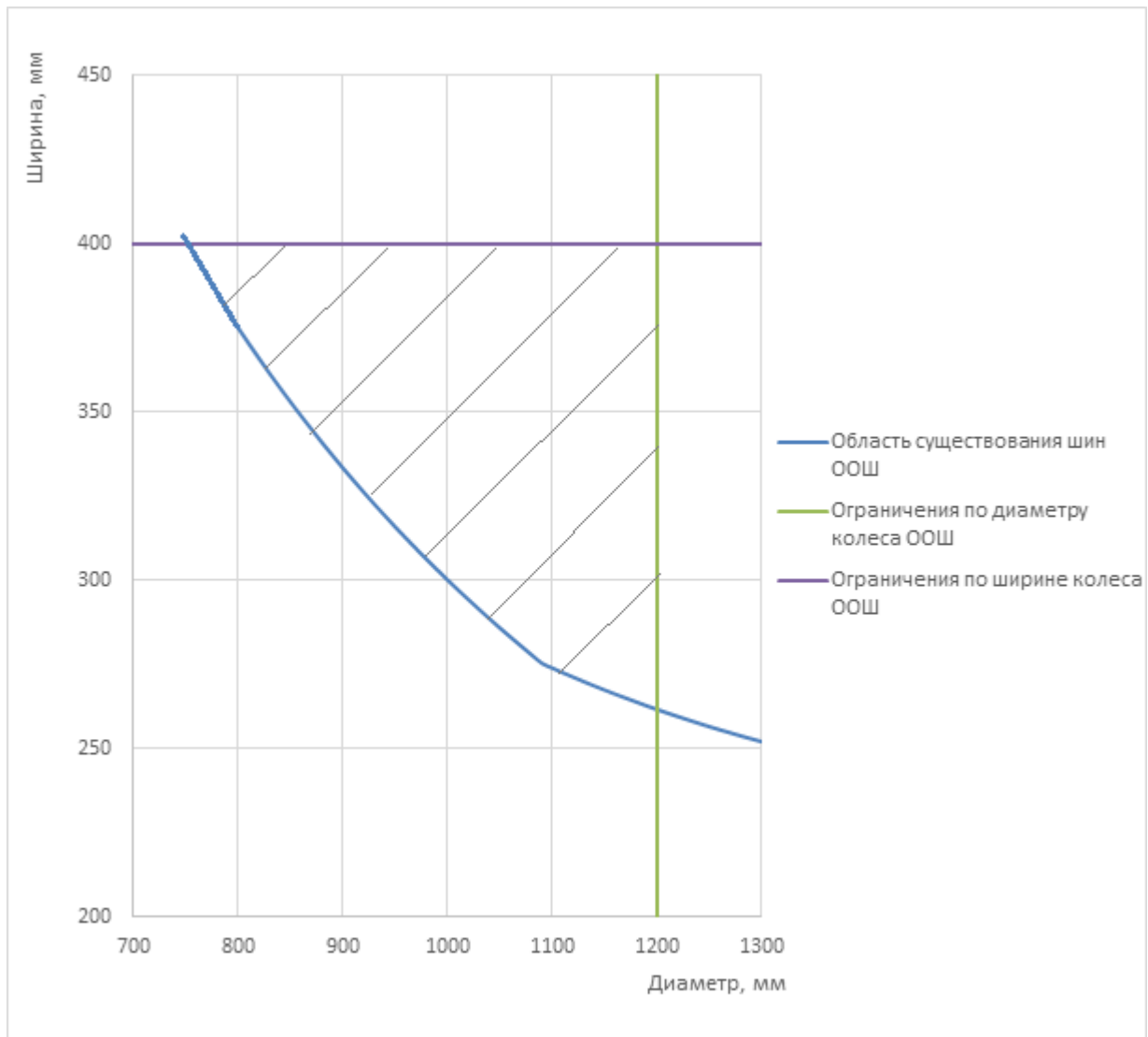


Рисунок 2.8 - Область существования типоразмеров колеса основной опоры

Для тормозного колеса еще одной границей является минимально потребная ширина колеса исходя из размещения теплопоглотителя тормоза. По формуле (2.3) определим потребную массу теплопоглотителя: $m = 39,56$ кг

Для реального изделия масса теплопоглотителя колеса составляет 41,13 кг, то есть погрешность расчета в данном случае равна 3,8%.

Далее проведем расчеты по формулам (2.4-2.6) для определения ограничений по габариту тормоза.

Итоговая область существования колеса ООШ с учетом наложения компоновочных ограничений примет вид (Рисунок 2.9):

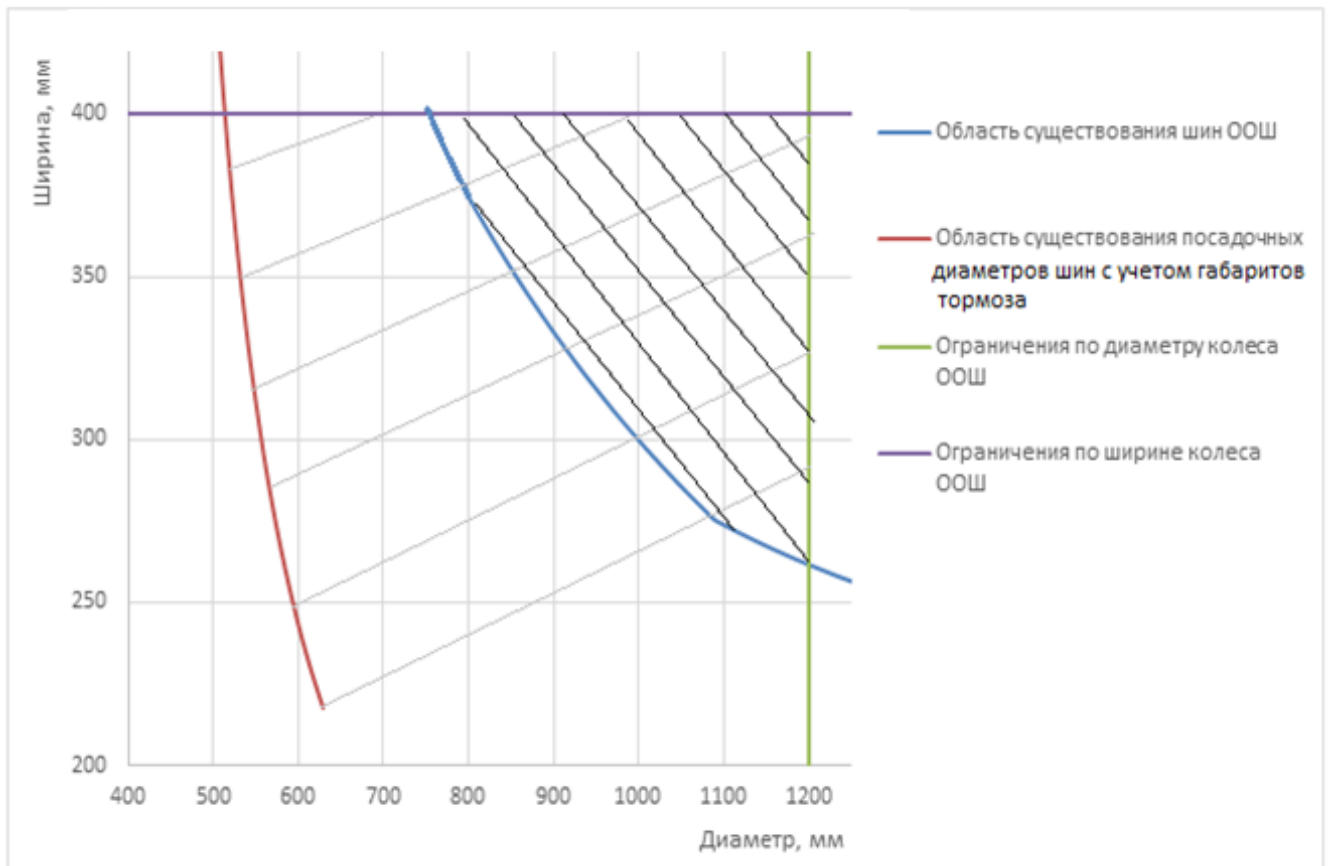


Рисунок 2.9 - Область существования типоразмеров колеса основной опоры с учетом габаритов тормоза

Она лежит внутри фигуры, заштрихованной двойной штриховкой серого и черного цветов. Ограничение по габариту тормоза (область правее и выше красной кривой, серая штриховка) в данном примере практически не влияет на выбор размерности колеса ввиду того, что ширина колеса позволяет разместить весь теплопоглотитель внутри габаритов колеса.

Далее исходя из полученных ограничений выберем из каталога авиационных тормозных колес из каталога типоразмер, принадлежащий области существования и имеющий максимальное значение критерия K_1 . Таким колесом является КТ262, для которого значение критерия $K_1=21,32 \times 10^3$ кгс*м/кг.

Аналогично произведем определение области существования типоразмеров колеса с шиной передней опоры.

Результаты расчета с учетом компоновочных ограничений графически изображены на Рисунке 2.10 (область существования заштрихована).

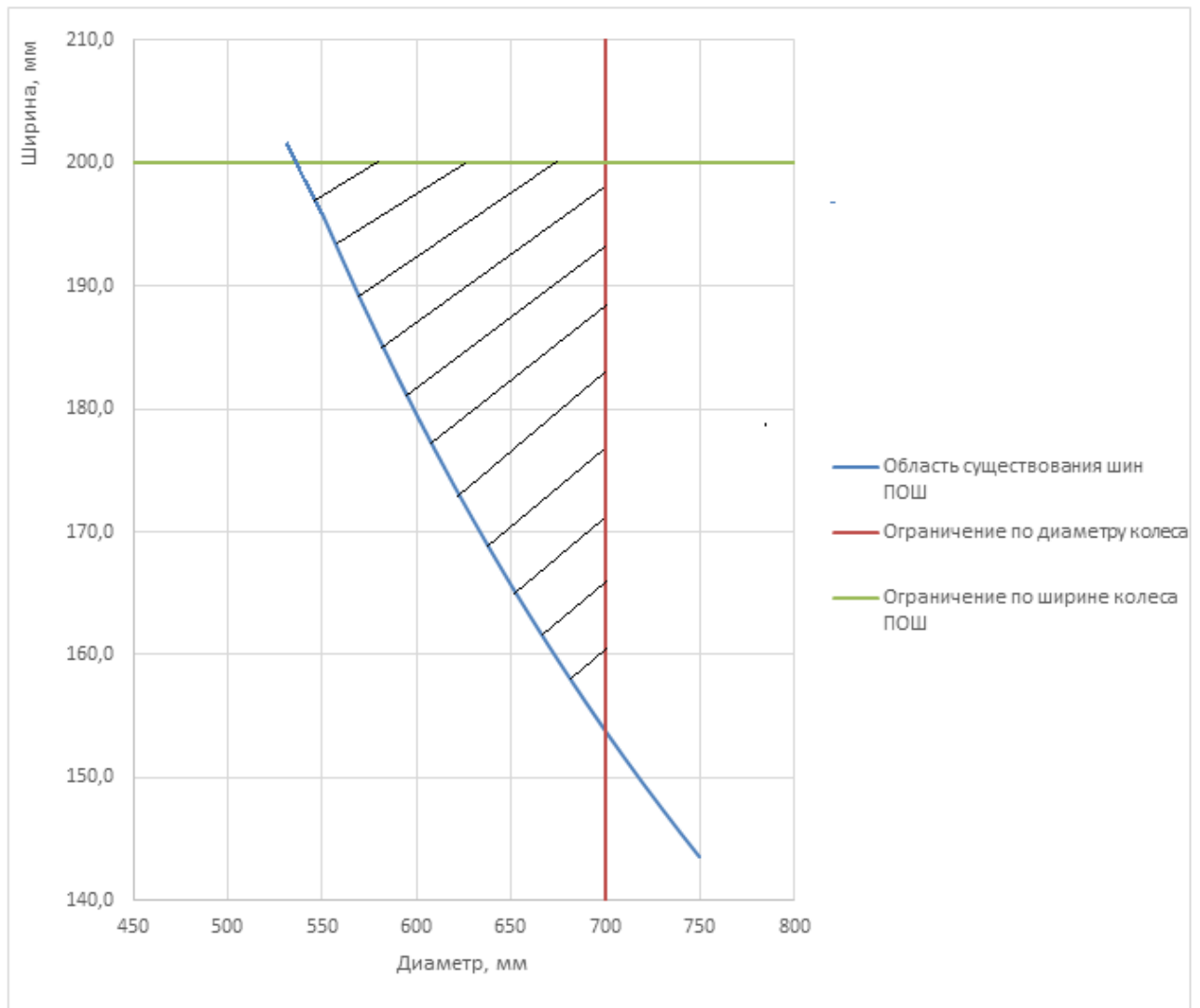


Рисунок 2.10 - Область существования типоразмеров колес передней опоры

Поскольку колеса ПОШ в торможении не участвуют, следует выбирать из каталога нетормозных авиационных колес принадлежащий области существования вариант минимальной массы при соблюдении ограничений (на величину критерия K_1 влияет только масса ввиду нулевой энергоемкости нетормозных колес). Таким колесом является КН35, масса которого составляет 14 кг.

Таким образом, по результатам верификации получена погрешность в определении массы теплопоглотителя 3,8%. Полученные при решении тестового примера типоразмеры колес полностью совпадают с использованными на изделии.

2.7.2 Верификация модуля МПК

Верификацию проведем на примере двухдвигательного самолета оперативно-тактической авиации, имеющего стандартные пропорции шасси и МПК схемы «рейка-шестерня». Целью верификации является сопоставление расчетного момента привода и его массы, используемых для определения величины критерия K_2 , с фактически полученными на изделии.

Выполним расчет внешнего момента, приложенного к приводу МПК в результате действия внешних сил на отклоняемую часть ПОШ. Расчет выполним при выполнении самолетом установившегося разворота согласно модулю МПК, для скоростей качения до 200 км/ч (на больших скоростях курсовое управление осуществляется аэродинамическими поверхностями) и варьируя углы поворота во всем диапазоне (от 0 до 45° в режиме «руление» и от 0 до 5° в режиме «взлет-посадка»), для возможных весов и центровок ЛА, а также для случаев качения с торможением и без. Алгоритмически режим «взлет-посадка» активируется на скоростях свыше 50 км/ч. Минимальная скорость для расчета режима «руление» составляет 5 км/ч, так как для неподвижного самолета возможно существенное изменение внешнего момента, приложенного к МПК, под действием сил трения во время страгивания с места неподвижных колес основных опор в результате поворота передней опоры. Алгоритмически режим «руление» выключается после скорости 60 км/ч (от 50 до 60 км/ч происходит бесступенчатая перенастройка алгоритмов управления). Результаты расчета по формулам (2.7-2.19), отражающие случаи максимального нагружения, отражены в виде кривых зависимости момента привода от скорости при различных углах поворота ПОШ на графиках (Рисунки 2.11-2.12).

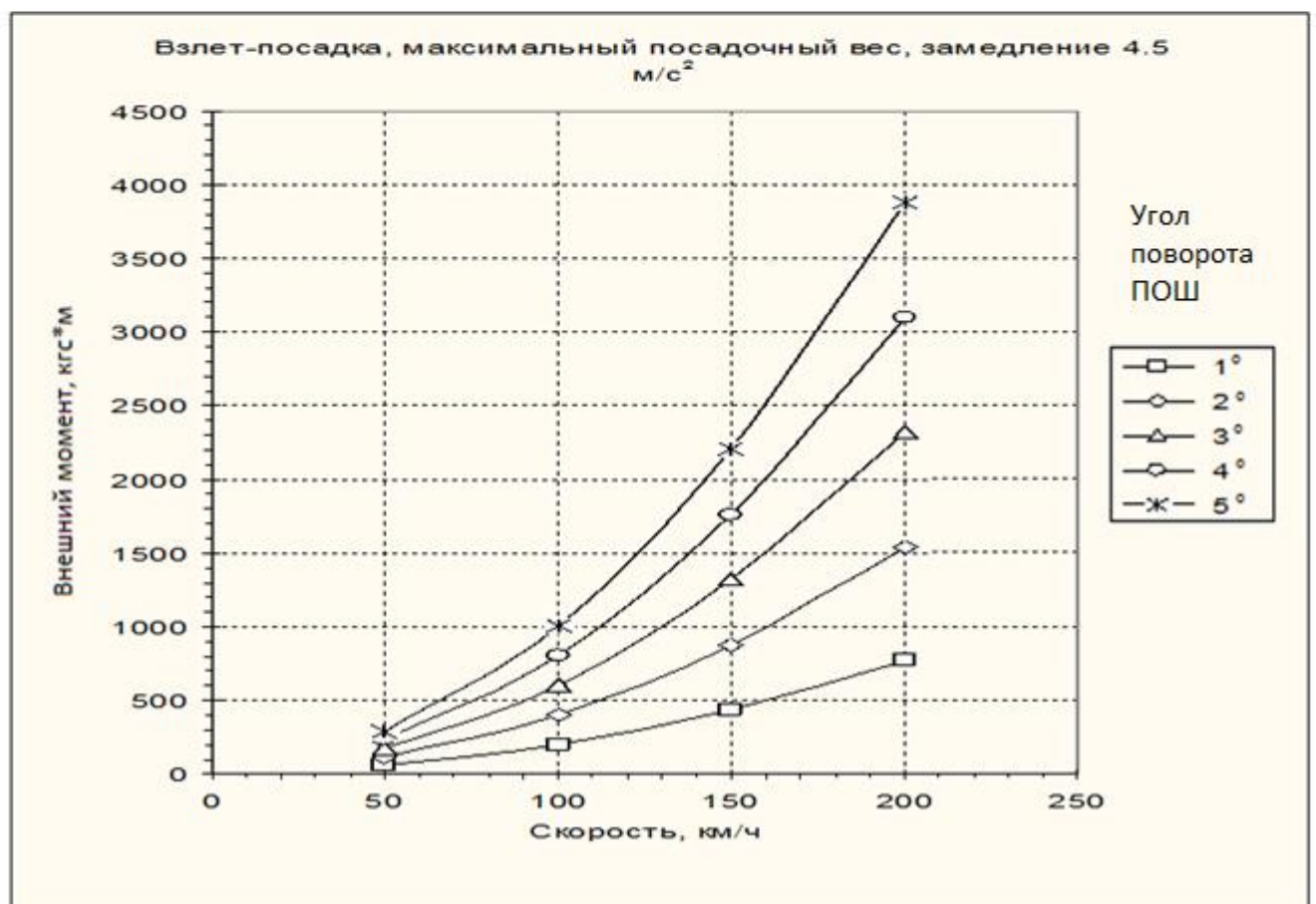
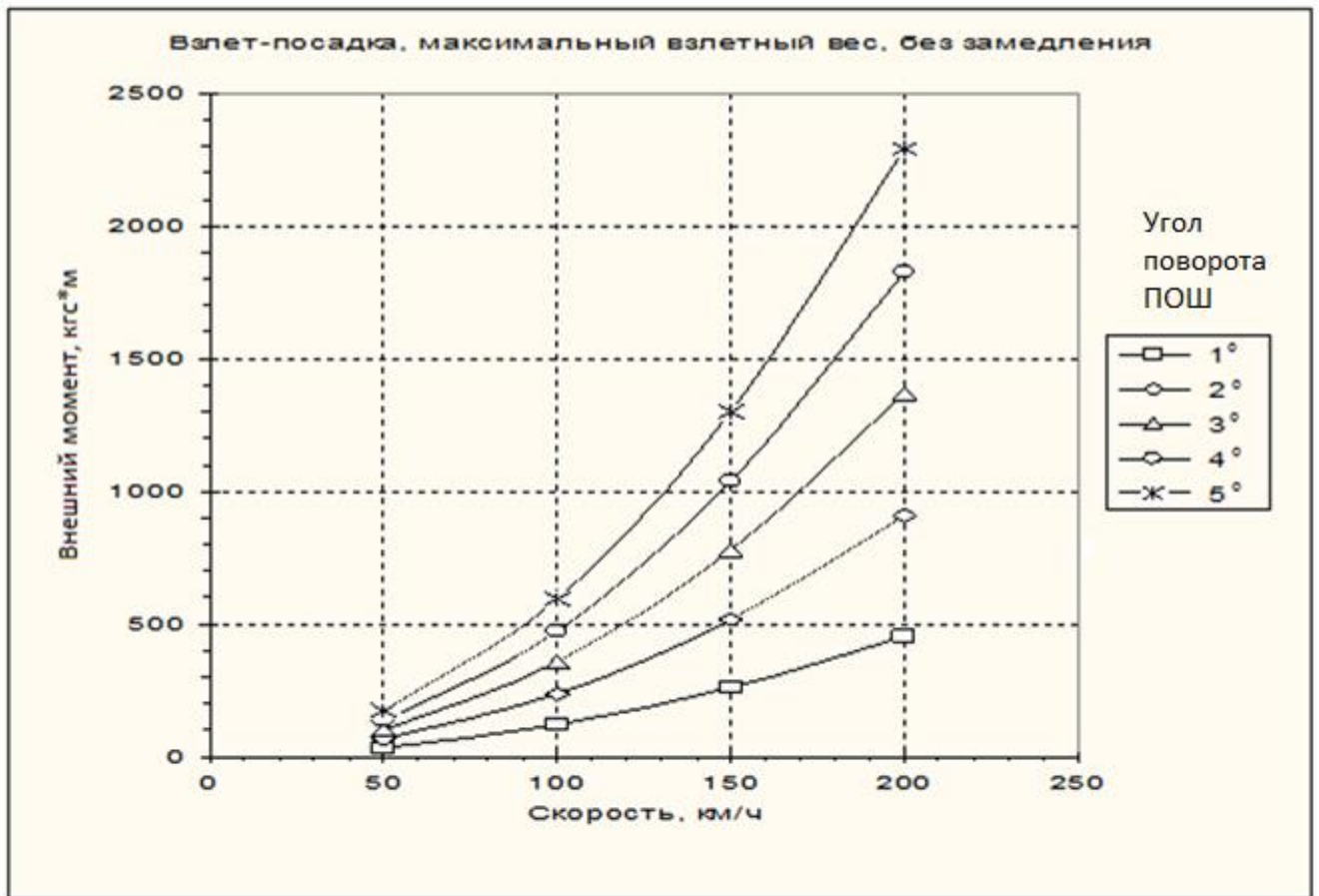


Рисунок 2.11 – Расчетные нагрузки на МРК в режиме «взлет-посадка»

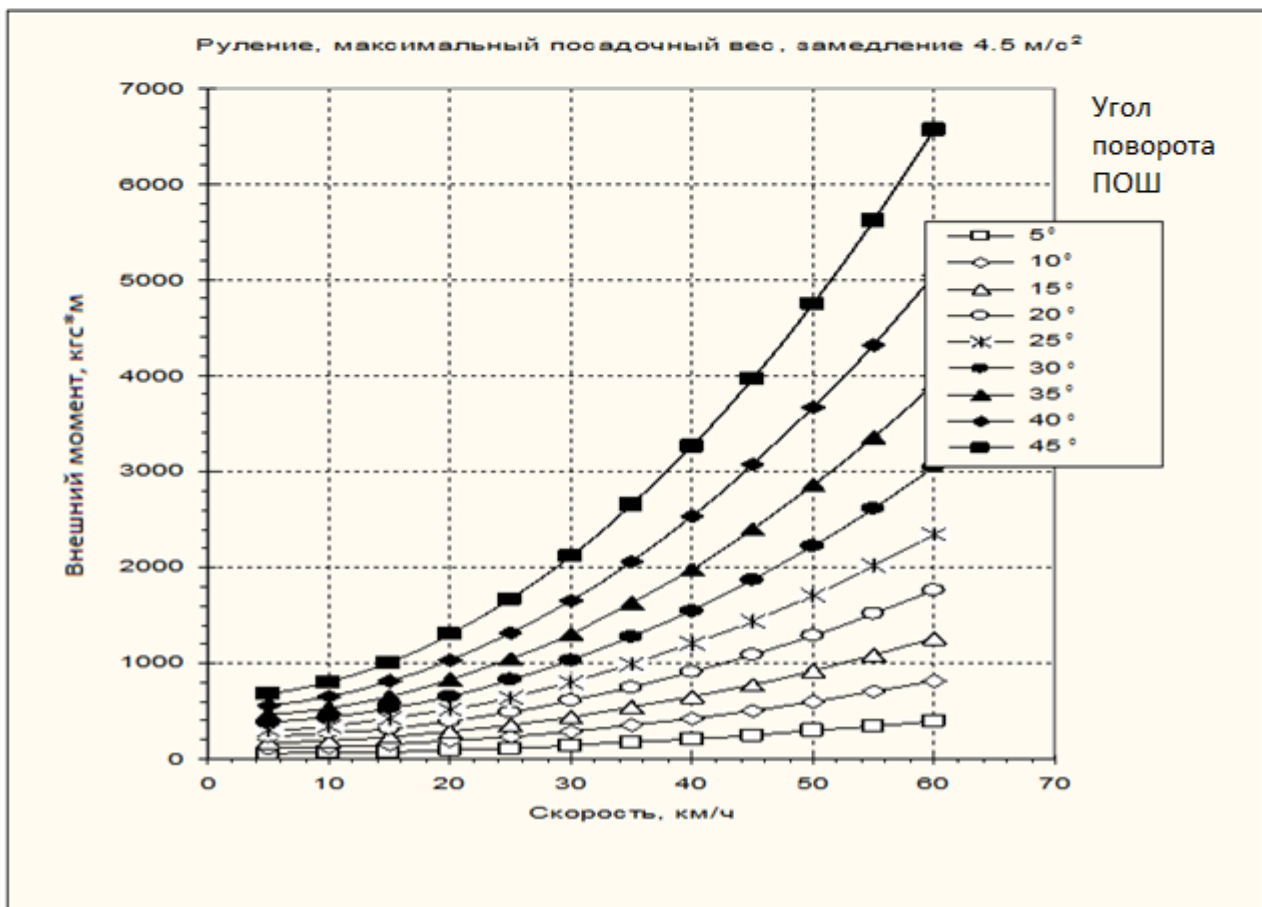
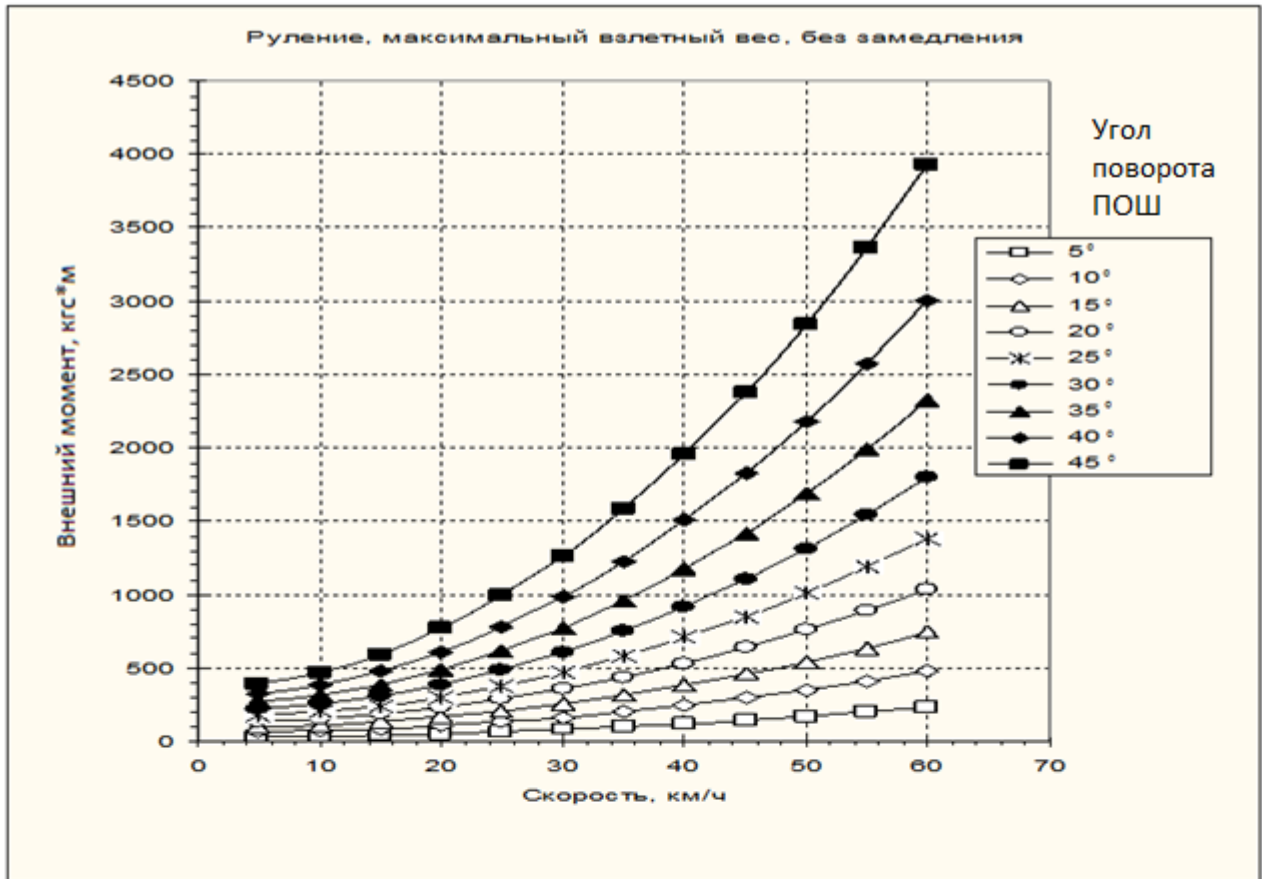


Рисунок 2.12 – Расчетные нагрузки на МРК в режиме «руление»

Для данного ЛА, имеющего выраженный угол наклона передней опоры, определяющим с точки зрения величины управляющего момента на ПОШ является не боковой ветер (ввиду наличия ВО), а требование к повороту ПОШ на месте при заторможенных колесах ООШ. Так как при отклонении поворотной части ПОШ носовая часть самолета смещается, то происходит перемещение колес ООШ. Сопротивление, которое оказывают колеса ООШ при перемещении, влияет на суммарный момент от внешних сил, приложенный к поворотной части ПОШ. Ниже приводятся результаты оценки момента на ПОШ, проведенной автором дополнительно в программном комплексе ADAMS при предельно передней центровке и предельном взлетном весе для двух случаев: колеса ООШ не заторможены и могут свободно перекачиваться; колеса ООШ заторможены и могут перемещаться по поверхности ВПП только путем проскальзывания.

Зависимость суммарного момента от внешних сил от угла поворота отклоняемой части ПОШ показаны на Рисунке 2.13.

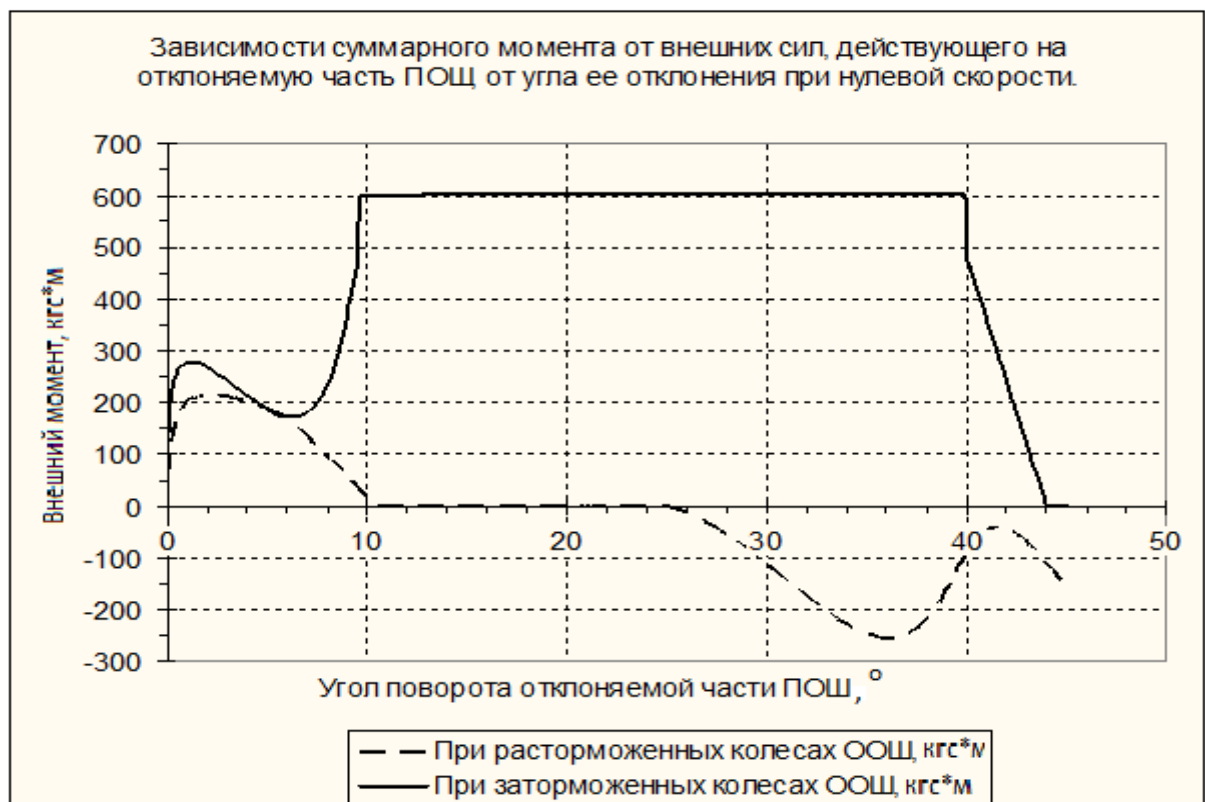


Рисунок 2.13 – Момент внешних сил при повороте ПОШ на стоящем ЛА

На основании анализа графиков 2.11-2.13 окончательно выбирается требуемое значение привода 600 кгм, поскольку оно обеспечивает разворот ПОШ при стоянке с заторможенными колесами, а также позволяет управлять ЛА на взлетно-посадочных скоростях путем отклонения ПОШ на углы 1...2 градуса при максимальной нагрузке. Фактическое значение момента составляет 629 кгм. Погрешность составляет 4,6 %

Зная тип и параметры привода МПК данного ЛА, произведем расчет его массы по формуле (2.20) для типа рейка-шестерня, 2 привода, материал-титановый сплав. Расчетное значение массы привода 42,61 кг. При этом фактическое значение массы привода МПК данного ЛА составляет 40,5 кг. Погрешность расчета 4,9%.

Аналогично произведем верификацию по другому самолету оперативно-тактической авиации с МПК типа «поворотные цилиндры».

В данном случае ввиду более заднего диапазона эксплуатационных центровок определяющим является обеспечение управляемости ЛА в диапазоне скоростей руления на полных углах отклонения ПОШ и в диапазоне больших скоростей на углах до 1...2 градусов. Исходя из этого ограничения выберем значение управляющего момента равным 480 кгс*м. У реального ЛА значение момента МПК составляет 499 кгс*м, то есть погрешность расчета 3,81%

Произведем расчет массы привода МПК (2 цилиндра, материал-сталь) для данного ЛА по формуле (2.20). Расчетное значение массы привода составляет 24,57 кг. Реальная масса 25,75 кг, то есть погрешность расчета составила 4,6%.

Таким образом, при верификации расчетной части модулей методики по тестовым примерам погрешности расчета не превысили 5%, что является достаточной точностью в практике инженерных расчетов.

ГЛАВА 3. ЦЕЛЕВАЯ МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

3.1 Построение математической модели

Заранее оговорим, что математическая модель создана для среднеразмерных ЛА (взлетной массой от 5000 до 45000 кг), оснащенных трехопорным шасси с носовой опорой при числе колес на опоре не более двух и системой управления движением по земле в виде управляемой передней опоры и тормозов колес основных опор.

Целевая математическая модель воспроизводит работу СУДЗ, в том числе взаимодействие подсистем, физику качения и торможения колес. Модель построена в программном комплексе ADAMS 2013 на базе следующих **исходных данных и входных параметров**:

1. Геометрические характеристики ВПУ (база, колея, высота центра масс над землей).
2. Алгоритмы управления/взаимодействия систем, идентичные используемым на реальном ЛА, включая различные поправки, передаточные функции и формульные зависимости.
3. Коэффициенты, учитывающие запаздывание управляющего сигнала в результате преобразований и дешифровок его в комплексе средств связи и управления или рассогласование управляющего сигнала и работы исполнительного механизма.
4. Массово-центровочные характеристики ЛА
5. Диаграммы обжатия амортизаторов шин и опор шасси в результате действия нагрузки.

Модель учитывает следующие **факторы**:

1. Динамика качения шин по твердому покрытию, в том числе учитывающая боковой увод при действии боковых нагрузок и вызванное этим смещение пятна контакта.

2. Функции проскальзывания и имитация работы датчиков антиюзовой автоматики, что достоверно воспроизводит формирование управляющих сигналов при включении тормозной системы.

3. Неоднородность покрытия ВПП, выраженная как колебаниями рельефа, так и разницей коэффициентов сцепления при наезде на препятствия типа луж, обледенелых, заснеженных участков и т.п.

4. Воздействие внешних аэродинамических сил и моментов (приведенных к центру масс модели), как от действия ветра, так и вызванное отклонением аэродинамических поверхностей, в каналах курса, рысканья, крена. Задается в формате Табличных значений (зависимости сил и моментов от скорости).

5. Воздействие перераспределения нагрузок между опорами в результате торможения, а также изменения его центровки.

При разработке модели приняты следующие **допущения**:

1. Упругостью и деформациями планера, влиянием гироскопических моментов колес пренебрегаем.

2. Изменение коэффициента трения между тормозными дисками в зависимости от их нагрева, изменение коэффициента трения качения в зависимости от скорости качения не учитывается.

3. Инерционность частей планера учтена в моменте инерции самолета.

4. Возмущающие и управляющие аэродинамические силы/моменты, а также сила тяги двигателя считаются приложенными к центру масс ЛА.

Интерфейс целевой математической модели динамики движения показан на Рисунке 3.1.

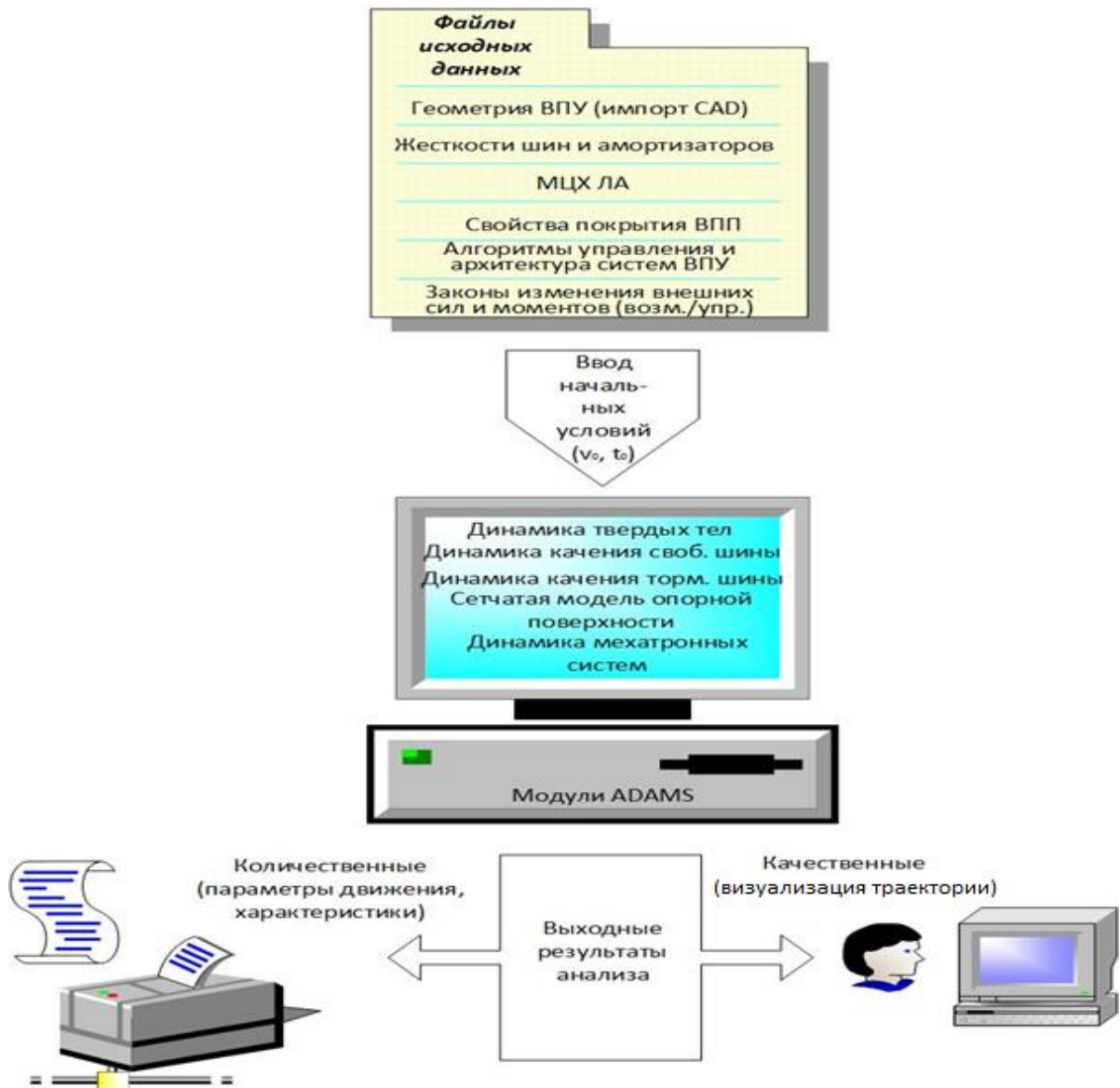


Рисунок 3.1 – Интерфейс целевой математической модели

Динамика движения ЛА в математической модели в ADAMS-2013 описывается системой из шести дифференциальных уравнений: три уравнения движения центра масс и три уравнения вращения самолета относительно центра масс.

Динамика качения колеса с упругой шиной моделируется встроенными средствами ADAMS с использованием следующих зависимостей, отражающих ее упругие и демпфирующие свойства при изменении нагрузки на колесо или наезде на препятствия [34]:

$$\begin{cases} M_{\text{сц}} = [F_N + F_D][R_0 - \delta_{\text{пн}}](\mu + \Delta\varphi); \\ \Delta\ddot{\varphi} = -\frac{J_k + J}{J_k J} [C_\varphi \Delta\varphi + q_\varphi \Delta\dot{\varphi}] + \frac{1}{J} M_{\text{сц}} + \frac{1}{J_k} M_T; \\ \dot{\omega}_k = \frac{1}{J_k} [C_\varphi \Delta\varphi_k + q_\varphi \Delta\dot{\varphi} - M_T], \end{cases} \quad (3.1)$$

где $M_{\text{сц}}$ - момент сцепления колеса с опорной поверхностью, Н•м;

F_N - нормальная реакция шины на обжатие, Н;

F_D - демпфирующая составляющая реакции шины на обжатие, Н;

$\delta_{\text{пн}}$ - обжатие пневматика, м;

R_0 - радиус необжатой шины колеса, м;

$\Delta\varphi$ - угол закручивания наружной части шины относительно центральной, рад;

ω_k - угловая скорость вращения центральной части шины/обода колеса (измеряется датчиком угловой скорости), рад/с;

J_k - момент инерции центральной части шины с ободом и тормозом, Н•м•с²;

J - момент инерции наружной части шины, Н•м•с²;

C_φ - тангенциальная жесткость шины, Н•м;

q_φ - коэффициент демпфирования шины в тангенциальном направлении, Н•м•с;

M_T - тормозной момент на колесе, Н•м;

μ - коэффициент сцепления шины с опорной поверхностью.

Динамика качения тормозных колес учитывается введением функции относительного проскальзывания s , определяющей при неизменной вертикальной нагрузке на колесо коэффициент сцепления колеса с поверхностью ВПП.

Относительное проскальзывание определяется как относительная разность поступательной скорости оси колеса и тангенциальной скорости точек, лежащих на его наружной поверхности [34, 67]:

$$s = 1 - V_x / V_\tau \quad (3.2)$$

где V_x - поступательная скорость колеса (линейная скорость движения его оси), м/с; V_τ - тангенциальная скорость колеса (скорость расположенной на наружной поверхности колеса точки), м/с.

Зависимость коэффициента сцепления μ от относительного проскальзывания колеса s для различных видов покрытия твердой опорной поверхности приведена на Рисунке 3.2 [23, 33]. Кривые описаны сопряжением парабол и гипербол.

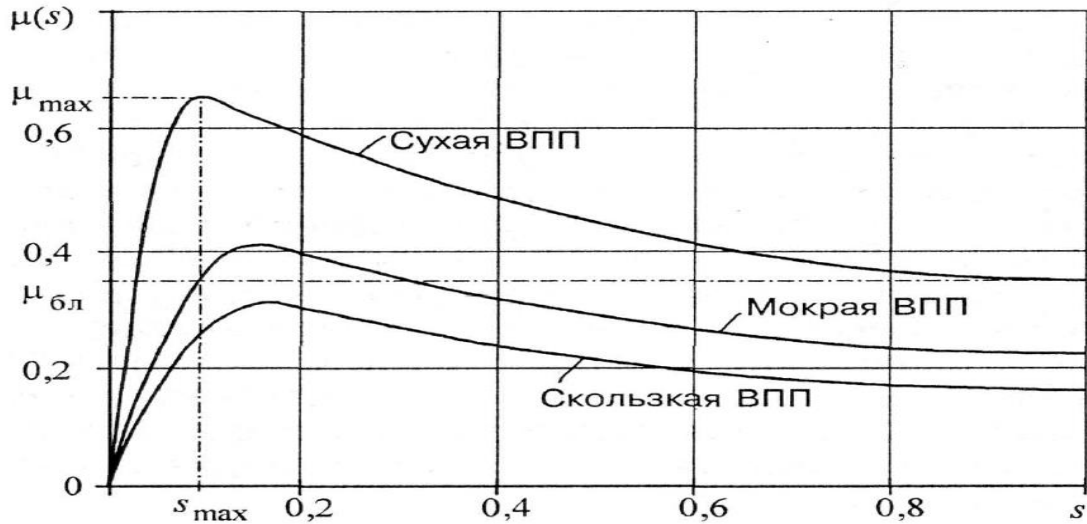


Рисунок 3.2 - Зависимость коэффициента сцепления от относительного проскальзывания

Качению свободной шины колеса соответствует нулевое значение относительного проскальзывания, а полной блокировке (юз колеса) соответствует $s=1$. Максимум значения коэффициента сцепления обеспечивается при величине тормозного момента, равной моменту сцепления шины с ВПП. У заблокированного колеса снижается как продольный, так и поперечный (отвечающий за путевую управляемость) коэффициент сцепления, что создает предпосылку к сходу ЛА с ВПП. По этой причине алгоритмы управления тормозной системой настраиваются под торможение на грани максимума коэффициента сцепления без наступления блокировки колес.

Математическое описание алгоритмов управления тормозной системы ЛА построено на базе двухконтурной тормозной системы с функцией антиюзовой автоматики и определяется следующими компонентами:

- Значение тормозного момента, развиваемого тормозом колеса. Определяется значением давления в тормозе, которое, в свою очередь, определяется значением сигнала управления давлением $U11$ ($U21$).

$U11$ - сигнал управления давлением левого колеса первой подсистемы;

$U21$ - сигнал управления давлением правого колеса первой подсистемы.

- Зависимость значения давления в тормозе P11 (P21) от значения сигнала управления давлением U11(U12):

$P11 = 24 * (U11 - 2) * W_d$ – давление в первой подсистеме левого колеса;

$P21 = 24 * (U21 - 2) * W_d$ – давление в первой подсистеме правого колеса,

где W_d – передаточная функция, обеспечивающая изменение давления с заданной скоростью.

- Коэффициент сцепления колеса с поверхностью ВПП. В процессе торможения сила сцепления шины каждого колеса с поверхностью ВПП определяется выражением:

$F_{сц1} = G1 * \mu_{сц1}$ – сила сцепления левого колеса;

$F_{сц2} = G2 * \mu_{сц2}$ – сила сцепления правого колеса,

где $G1$ ($G2$) – вертикальная нагрузка на колесо левой (правой) опоры;

$\mu_{сц1}$ ($\mu_{сц2}$) – коэффициент сцепления колеса левой (правой) опоры.

Значение коэффициента сцепления $\mu_{сц}$ при торможении зависит от следующих параметров:

V_s – скорость движения самолёта (центра масс);

μ_{max} – коэффициент трения при нулевой скорости самолета (модель движения ЛА обеспечивает возможность задания отдельно для колеса правой и левой опоры коэффициента μ_{max} для любого участка ВПП для моделирования состояния ВПП (сухая: $\mu_{max} = 0,55 \dots 0,78$; мокрая: $\mu_{max} = 0,26 \dots 0,42$; обледенелая и т.п.) в диапазоне значений от 1 до 0,01). Текущее значение $\mu_{сц}$ рассчитывается для каждого колеса отдельно.

s – проскальзывание колеса

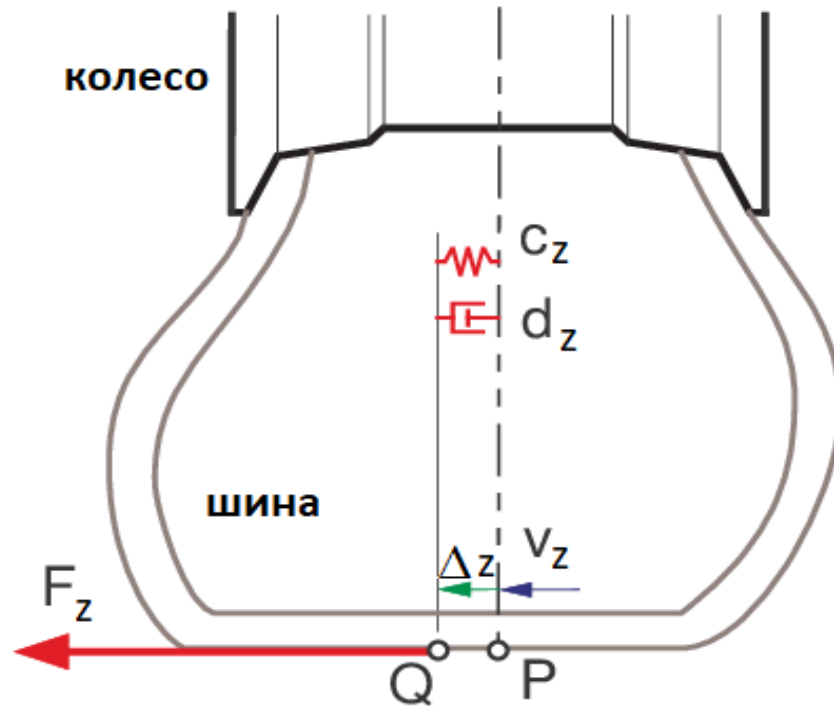
- Частота сигнала датчика антиюзовой автоматики, подаваемого на вход алгоритма СУТК от датчика угловой скорости каждого тормозного колеса:

$F11 = 138 * \omega_{k1} / (2 * \pi)$ Гц - сигнал датчика колеса левой опоры;

$F21 = 138 * \omega_{k2} / (2 * \pi)$ Гц - сигнал датчика колеса правой опоры.

Боковой увод и деформация шин под действием боковых сил имитируются встроенными средствами Adams-2013, при этом модель шины, показанная на Рисунке 3.3, учитывает перемещение центра пятна контакта шины на величину Δz под воздействием боковой силы F_z со скоростью V_z . Боковая жесткость шины c_z и демпфирующие свойства (коэффициент демпфирования) d_z задаются исходя из

матрицы жесткости шины, которая определяется поставщиком шин по результатам стендовых испытаний шины.



Алгоритм автоматического управления поворотом колес передней

Рисунок 3.3 - Модель бокового увода шины

опоры построен встроенными средствами ADAMS на базе функции динамического отслеживания изменения четырех параметров движения: скорости качения самолета, угловой скорости самолета при вращении относительно оси Y связанной СК, угла курса ЛА и линейного отклонения от оси ВПП Δz . Для отладки алгоритма используются коэффициенты чувствительности к изменению параметров («весовые коэффициенты»). Он настроен таким образом, что стремится минимизировать линейное отклонение ЛА от оси ВПП в процессе движения.

В алгоритм управления поворотом колес передней опоры заложена передаточная функция изменения располагаемого угла поворота по скорости качения. Пример такой функции приведен на Рисунке 3.4.

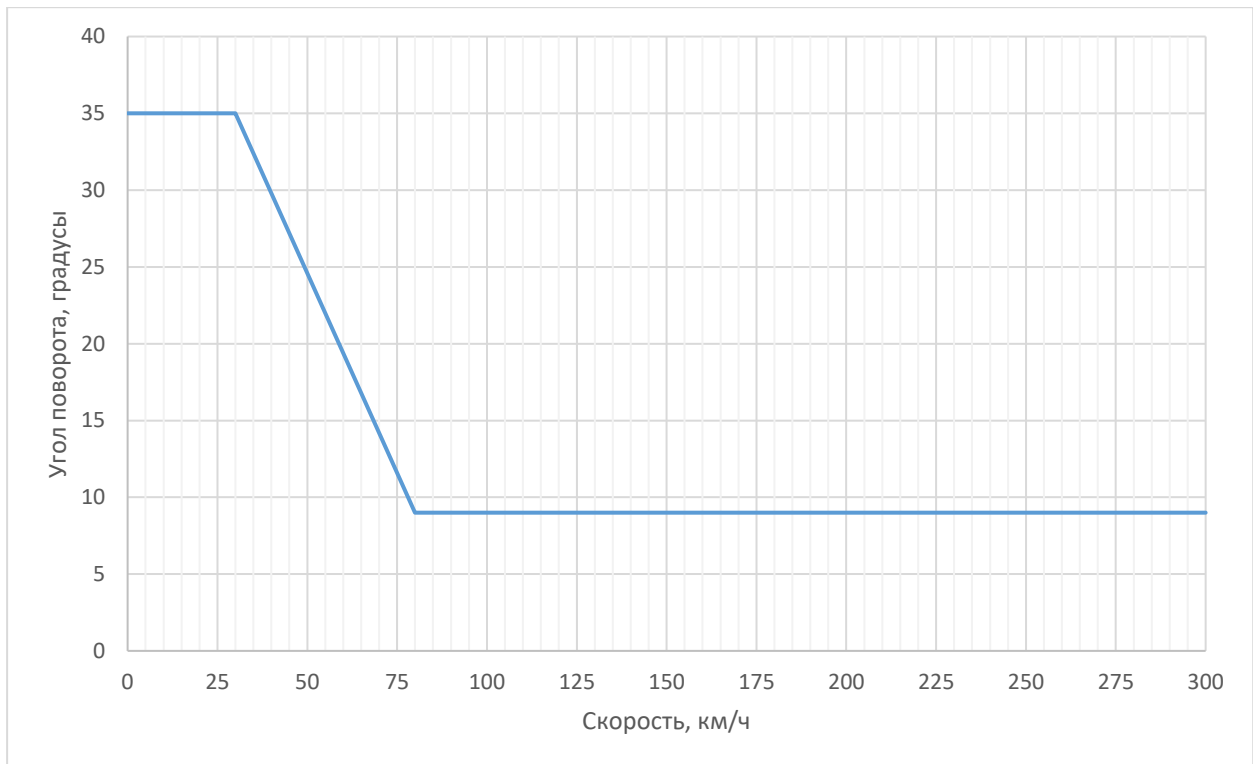


Рисунок 3.4 - передаточная функция располагаемого угла поворота МПК

Интерфейс работы с математической моделью позволяет выводить описывающие динамику движения данные (линейные и угловые скорости, линейные и угловые отклонения от осевой линии ВПП, замедления, пройденный путь, параметры работы тормозной системы, параметры качения и ряд других) данные в количественной (графиками/Таблицами) и качественной (анимированное движение ЛА с трассировкой траектории) формах. Пример рабочего окна программы при обработке результатов симуляции одной из расчетных ситуаций (торможение с разницей коэффициентов сцепления колес ООШ с ВПП) показан на Рисунке 3.5.

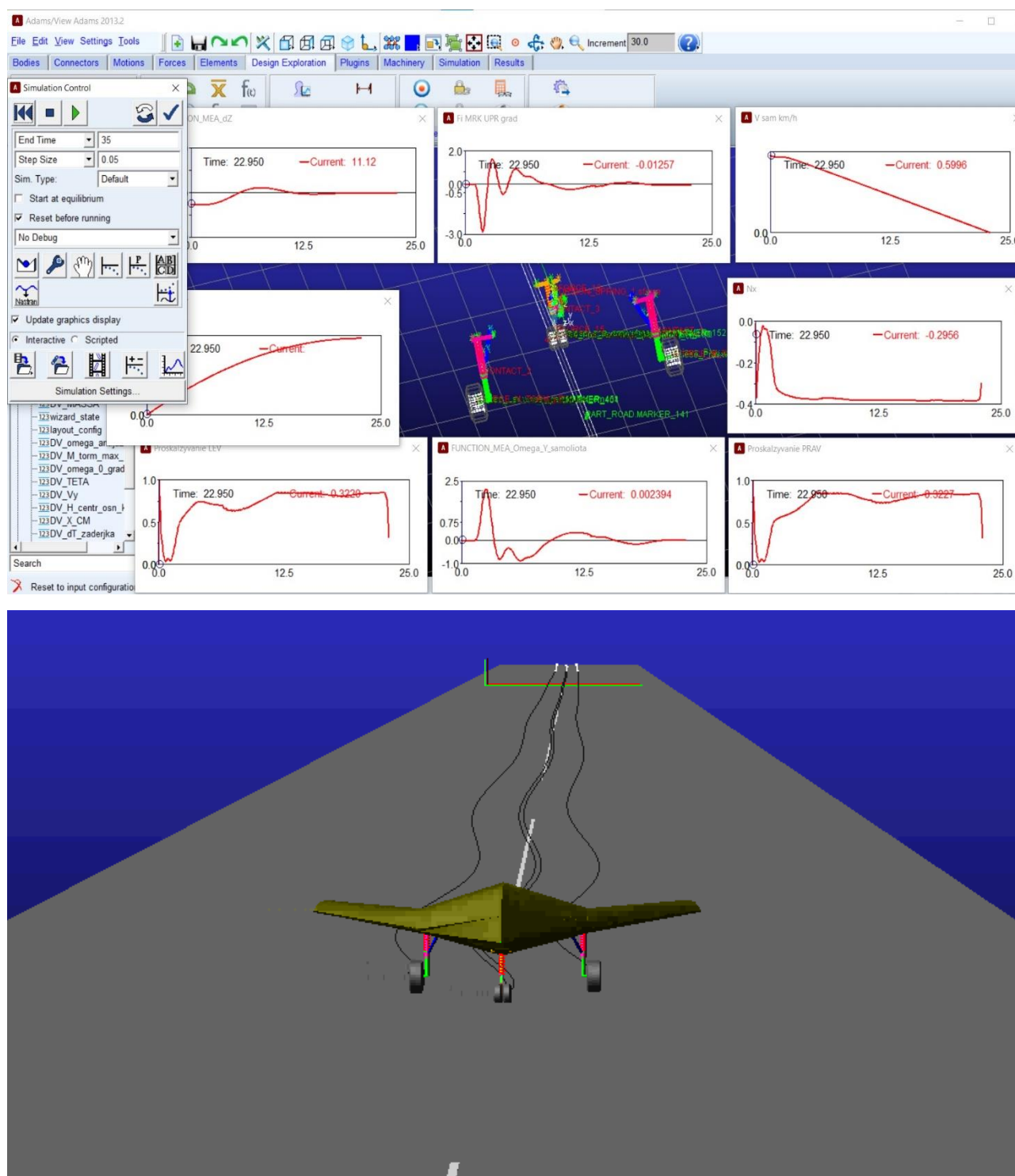


Рисунок 3.5 - Рабочее окно программы при обработке результатов моделирования

К основным расчетным параметрам, которые целевая модель способна выводить в количественном виде, можно отнести: текущее давление в тормозе каждого колеса; текущую угловую скорость вращения каждого колеса (в т.ч. нетормозного); текущее угловое ускорение каждого колеса (в т.ч. нетормозного);

текущий угол поворота передней опоры; текущую скорость движения самолета; пройденный ЛА путь; ускорения и перегрузки для ЦМ ЛА; угловые скорости вращения и угловые ускорения ЛА; текущие обжатия шин колес и амортизаторов; заданный курс самолета; текущее курсовое отклонение самолета; текущую угловую скорость изменения курса;

3.2 Матрица расчетных ситуаций

Для оптимизации работы систем управления движением по земле разработана матрица расчетных ситуаций, представляющая собой набор параметрических тестов для математической модели, позволяющих оценить эффективность систем шасси по критериям K_3 и K_4 . Матрица (Таблица 3.1) составлена на основании анализа эксплуатационной документации ЛА исходя из типовых критических ситуаций, внешних возмущений и внешних воздействующих факторов, способных спровоцировать потерю управляемости при движении по земле, а также на основании анализа специализированной литературы [12, 16, 24, 27, 30, 35, 40, 41, 42]. В зависимости от специфики базирования ЛА и ожидаемых условий эксплуатации, проектировщик, используя функционал настроек математической модели, может выполнять любые виртуальные испытания согласно содержанию матрицы, в том числе комбинируя их.

Градация влияния коэффициентов сцепления шин с ВПП на путевое управление ЛА приведена в Таблице 3.2 [16, 27, 38].

Неравномерность рельефа/препятствие	Осадки (коэффициенты сцепления – в Таблице 3.2)	Несимметрия препятствий и осадков на ВПП	Покрытие подстилающей поверхности	Ветровая активность	Отказы систем	Отклонение аэродинамических управляющих поверхностей	Прочие факторы
Ступенька встречная (наезд) 10...50 мм	Дождь морозящий (без аквапланирования шин)	Правая ООШ	Бетон	Попутный ветер 1...15 м/с	Отказ МПК в нейтральном положении	Канал крена 0...100%	Учет прямой тяги силовой установки
Ступенька попутная (съезд) 10...50 мм	Дождь умеренный (на грани аквапланирования шин)	Левая ООШ	Асфальт	Встречный ветер 1...15 м/с	Заклинивание МПК в повернутом положении 1...100% хода	Канал тангажа 0...100%	Реверс тяги силовой установки
Колея-канавка глубиной 50 мм параллельная	Дождь ливневый (аквапланирование шин)	ПОШ	Грунтовая ВПП	Боковой ветер под 90 градусов левый 1...15 м/с	Отказ обоих тормозов	Канал рысканья 0...100%	Выпуск тормозного парашюта
Колея-канавка глубиной 50 мм под углом 45 градусов к оси ВПП	Мокрый снег	Правая ООШ и ПОШ	Грунтовая ВПП с травой	Боковой ветер под 90 градусов правый 1...15 м/с	Отказ тормоза правого на затормаживание		
Уклон ВПП продольный	Рыхлый снег	Левая ООШ и ПОШ			Отказ тормоза левого на затормаживание		
Уклон ВПП поперечный	Утрамбованный снег	Все опоры шасси			Отказ тормоза правого на растормаживание		
	Заснеженный лед				Отказ тормоза левого на растормаживание		
	Чистый лед						

Таблица 3.1 -Матрица расчетных ситуаций

Код	Лёд и снег			Эксплуатационные значения
	Измеренный коэффициент сцепления по SFT	Нормативный коэффициент сцепления	Расчётная эффективность торможения	
1	2	3	4	5
5	0,40 и выше	0,42 и выше	Хорошая	Воздушное судно произведет посадку без особых трудностей путевого управления.
4	0,39-0,36	0,41-0,40	Хорошая-средняя	Воздушное судно произведет посадку без особых трудностей путевого управления.
3	0,35-0,30	0,39-0,37	Средняя	Ухудшение путевого управления.
2	0,29-0,26	0,36-0,35	Средняя-плохая	Ухудшение путевого управления.
1	0,25-0,18	0,34-0,31	Плохая	Плохое путевое управление.
9	0,17 и ниже	0,3 и ниже	Ненадежная	Путевое управление не контролируется.

Таблица 3.2 - Градация влияния коэффициентов сцепления шин с ВПП на путевое управление ЛА

Матрица расчетных ситуаций (МРС) отражает следующие факторы:

1. Неравномерность рельефа ВПП и препятствия. Несколько нормируемых видов препятствий, создающие лобовые и боковые ударные воздействия на шасси ЛА, имитируют возможные особенности покрытия аэродрома. Ступенчатые уступы имитируют отклонения в укладке плит аэродромного покрытия, препятствия колеевого типа имитируют нанесенный слой снега, продавленный другими летательными аппаратами или аэродромной спецтехникой. Такого рода препятствия, особенно если они не одиночны, а самолет движется на большой скорости, провоцируют периодические обжатия амортизаторов, меняя сцепные свойства шин, и оказывают усложняющее воздействие на работу тормозов. Рельефность ВПП задается индивидуально для каждой прямоугольной ячейки, совокупность которых описывает подстилающую поверхность. Этот функционал модели позволяет описать дефекты аэродрома, отклонения покрытия от нормы в результате отсутствия аэродромной уборочной техники или повреждения, полученные в результате нанесения удара по аэродрому.

2. Осадки. Нормируемые коэффициенты сцепления для разных типов осадков определяют доступную эффективность торможения. Чем выше коэффициент сцепления, тем лучше сцепные свойства шин и выше уровень среднего замедления на пробеге. Кроме того, он отражает и силы бокового сцепления колес с подстилающей поверхностью, которые определяют степень путевой устойчивости и управляемости ЛА. В предельных ситуациях при экстремально низких значениях коэффициента сцепления торможение осуществляется практически только накатом, изменение курса лишь аэродинамическими поверхностями. Модель позволяет имитировать неоднородность покрытия ВПП, поскольку подстилающая поверхность имитируется набором прямоугольных ячеек с задаваемыми индивидуально для каждой ячейки коэффициентами сцепления. Эта настройка позволяет имитировать неоднородность уборки аэродрома спецтехникой или повреждения, полученные в ходе удара по нему авиационными средствами поражения.

3. Несимметрия препятствий и осадков. В начальный момент времени позволяет задавать воздействия неоднородности рельефа и покрытия не только для всех трех опор шасси, но и симитировать наезд на них одной или двумя опорами шасси. Такая несимметрия является контрольным случаем проверки характеристик устойчивости и управляемости самолета в курсовом канале, особенно на этапе торможения при пробеге. Для имитации несимметрии задаются различные свойства ячеек покрытия вблизи места приземления самолета (или начала его разбега), сопоставимые по размерам с колеёй шасси.

4. Тип покрытия подстилающей поверхности позволяет задавать свойства сцепления основного участка ВПП. Несмотря на то, что тяжелые ЛА эксплуатируются в подавляющем большинстве случаев с бетонных ВПП, существует возможность имитировать грунтовую поверхность (например, при посадке ЛА со смещением от оси бетонной полосы после ее вывода из строя или при выкатке за бетонную ВПП), а также асфальтированную поверхность, которая по своим свойствам близка к покрытию ВПП палубы авианесущих кораблей.

5. Ветровая активность – заложена в упрощенной форме как переменный по скорости и времени суммарный возмущающий момент аэродинамических сил, приложенный к центру масс ЛА. Функционал модели позволяет ввести зависимость изменения этого момента, но его вычисление должно производиться отдельно по результатам аэродинамических исследований или CFD-расчетов с использованием метода конечных элементов.

6. Отказы систем описывают потенциально возможные нештатные ситуации по системам шасси на основании типового перечня отказов шасси из руководств по летной эксплуатации военных самолетов. При этом из всей совокупности таких ситуаций моделируются лишь те, которые способны повлиять на путевую устойчивость, управляемость и торможение ЛА: отказы МПК и тормозной системы. Среди отказов не имитируется разрушение шин, поскольку это сложный динамический процесс, связанный со скачкообразным изменением диаграммы обжатия шины, ее сцепных свойств, геометрии и коэффициента трения качения.

7. Отклонение аэродинамических поверхностей задается приложенным к центру масс ЛА переменным по времени и скорости моментом. Расчет этого момента выполняется отдельно и не реализован в предлагаемой математической модели.

8. Прочие факторы представляют собой приведенные к центру масс ЛА или к его отдельным частям сосредоточенные силы и моменты (реверс тяги, тормозной парашют и др.), переменные по времени и скорости. Их расчет выполняется отдельно, в модель можно заложить лишь заранее полученную зависимость их изменения.

3.3 Блок-схемы и графики модулей корректировки

Для установки связи между проектными решениями и полученными по математической модели характеристиками в методике предложены модули корректировки (Рисунки 3.6-3.7).

Общий принцип корректировочных модулей для каждой из систем-предложить проектировщику наиболее рациональную доработку системы под удовлетворение требований общих критериев K_3, K_4 с минимальным ухудшением частных критериев K_1, K_2 . Начальная доработка состоит в изменении управляющих настроек системы, в случае если этого оказывается недостаточно для удовлетворения требованиям ТТЗ, предлагается конструктивное изменение исполнительных механизмов системы. Оно, в свою очередь, уже приводит к изменению массы конструкции.

Корректировочный модуль для МПК включает в себя Таблицу 3.3 для настройки коэффициентов чувствительности упрощенного алгоритма автоматического управления поворотом колес и номограммы (Рисунки 3.8-3.9) для определения потребного момента привода поворота колес в зависимости от скорости и угла поворота.

Корректировочный модуль для СТК включает в себя номограмму эффективности тормозной системы в зависимости от типа антиюзовой автоматики (Рисунок 3.10).

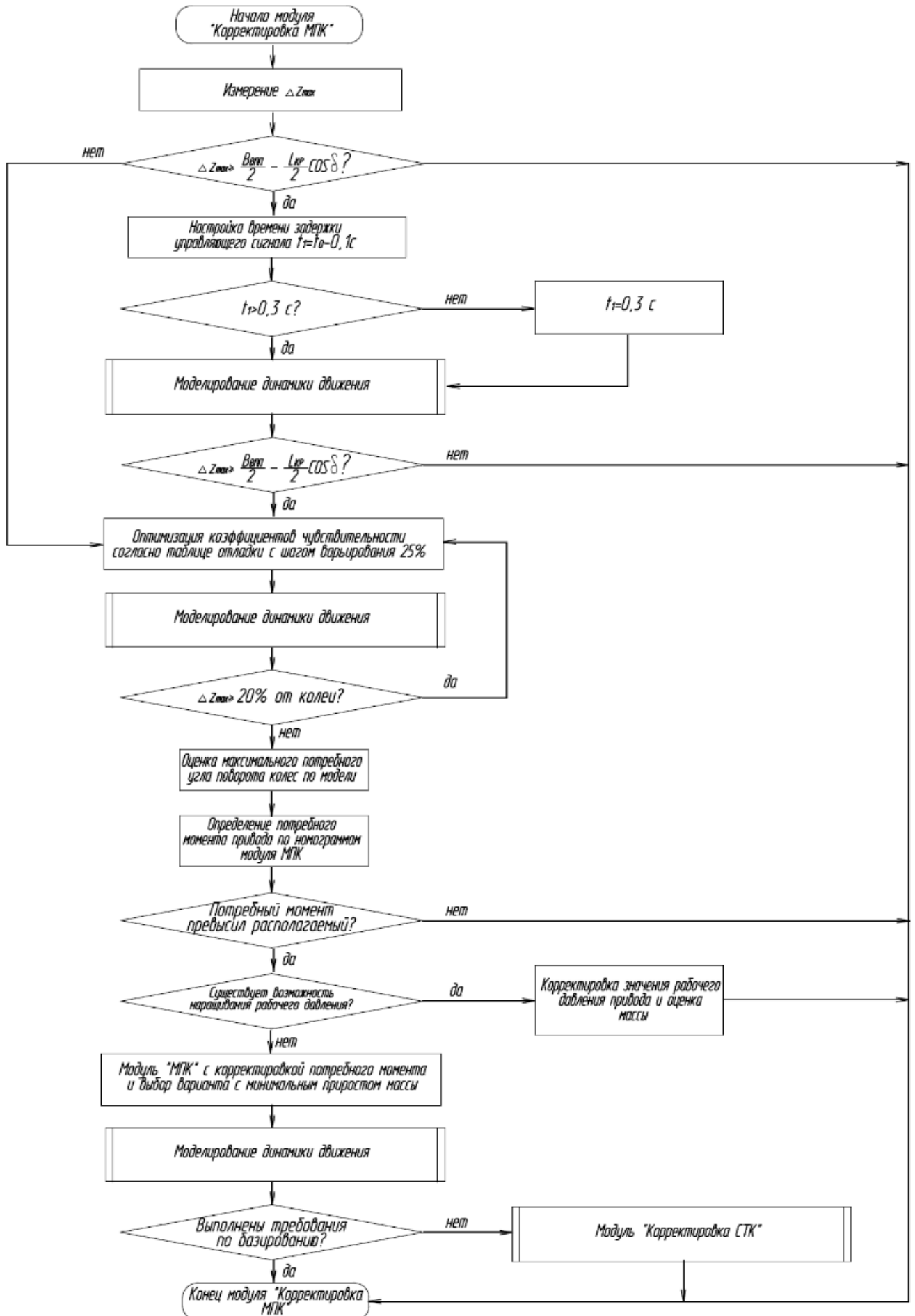


Рисунок 3.6 - Блок-схема корректировочного модуля для МПК

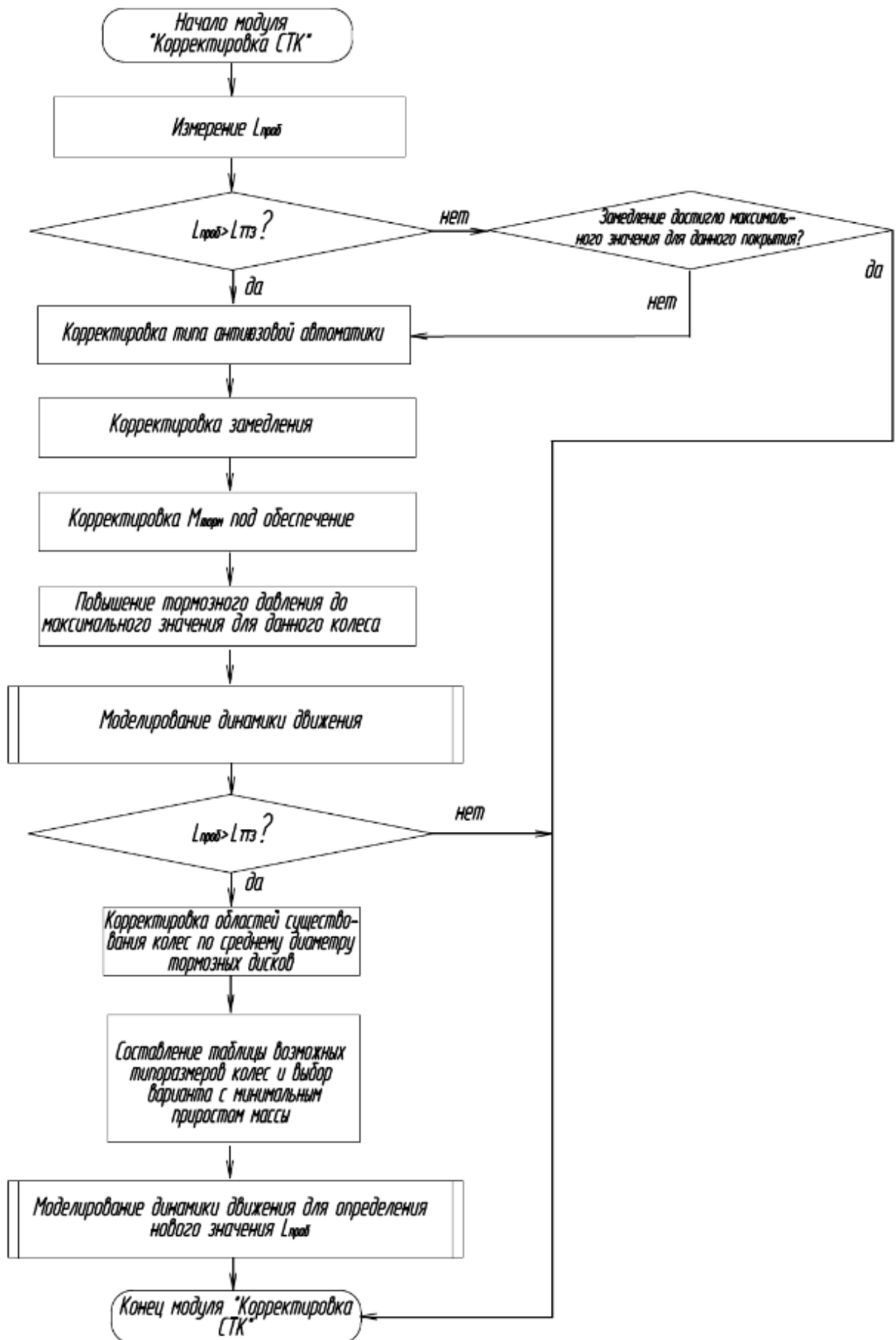


Рисунок 3.7 - Блок-схема корректировочного модуля для СТК

Таблица 3.3. Коэффициенты чувствительности алгоритма МПК

Коэффициент чувствительности	Номинальное значение	Граничные значения	влияние на $L_{\text{торм}}$	влияние на ΔZ	влияние на $t_{\text{возвр}}$	влияние на углы МПК
КЧ Δz	0,4	0-нет возврата к оси ВПП; 1 и более - расходящиеся колебания и сход с ВПП	\nearrow КЧ Δz $\nearrow L_{\text{торм}}$	\nearrow КЧ Δz $\nearrow \Delta Z$	\nearrow КЧ Δz $\searrow t_{\text{возвр}}$	\nearrow КЧ Δz \nearrow углы МПК
			\searrow КЧ Δz $\searrow L_{\text{торм}}$	\searrow КЧ Δz $\searrow \Delta Z$	\searrow КЧ Δz $\nearrow t_{\text{возвр}}$	\searrow КЧ Δz \searrow углы МПК
КЧ V	1	0-нет возврата к оси ВПП; 3 и более - расходящиеся колебания и сход с ВПП	\nearrow КЧ V $\nearrow L_{\text{торм}}$	\nearrow КЧ V $\nearrow \Delta Z$	\nearrow КЧ V $\searrow t_{\text{возвр}}$	\nearrow КЧ V \nearrow углы МПК
			\searrow КЧ V $\searrow L_{\text{торм}}$	\searrow КЧ V $\searrow \Delta Z$	\searrow КЧ V $\nearrow t_{\text{возвр}}$	\searrow КЧ V \searrow углы МПК
КЧ $\phi_{\text{курс}}$	18	10 и менее - расходящиеся колебания и сход с ВПП; 40 и более-время привода к центру ВПП сопоставимо со временем пробег	\nearrow КЧ $\phi_{\text{курс}}$ $\searrow L_{\text{торм}}$	\nearrow КЧ $\phi_{\text{курс}}$ $\searrow \Delta Z$	\nearrow КЧ $\phi_{\text{курс}}$ $\nearrow t_{\text{возвр}}$	\nearrow КЧ $\phi_{\text{курс}}$ \searrow углы МПК
			\searrow КЧ $\phi_{\text{курс}}$ $\nearrow L_{\text{торм}}$	\searrow КЧ $\phi_{\text{курс}}$ $\nearrow \Delta Z$	\searrow КЧ $\phi_{\text{курс}}$ $\searrow t_{\text{возвр}}$	\searrow КЧ $\phi_{\text{курс}}$ \nearrow углы МПК
КЧ ω_y	4	2,6 и менее-колебательное срабатывание МПК с превышением располагаемых углов поворота; 7,5 и более - расходящиеся длиннопериодические колебания и сход с ВПП	\nearrow КЧ ω_y не влияет (менее 0,5%)	\nearrow КЧ ω_y $\nearrow \Delta Z$	\nearrow КЧ ω_y $\nearrow t_{\text{возвр}}$	\nearrow КЧ ω_y \searrow углы МПК
			\searrow КЧ ω_y не влияет (менее 0,5%)	\searrow КЧ ω_y $\searrow \Delta Z$	\searrow КЧ ω_y $\searrow t_{\text{возвр}}$	\searrow КЧ ω_y \nearrow углы МПК

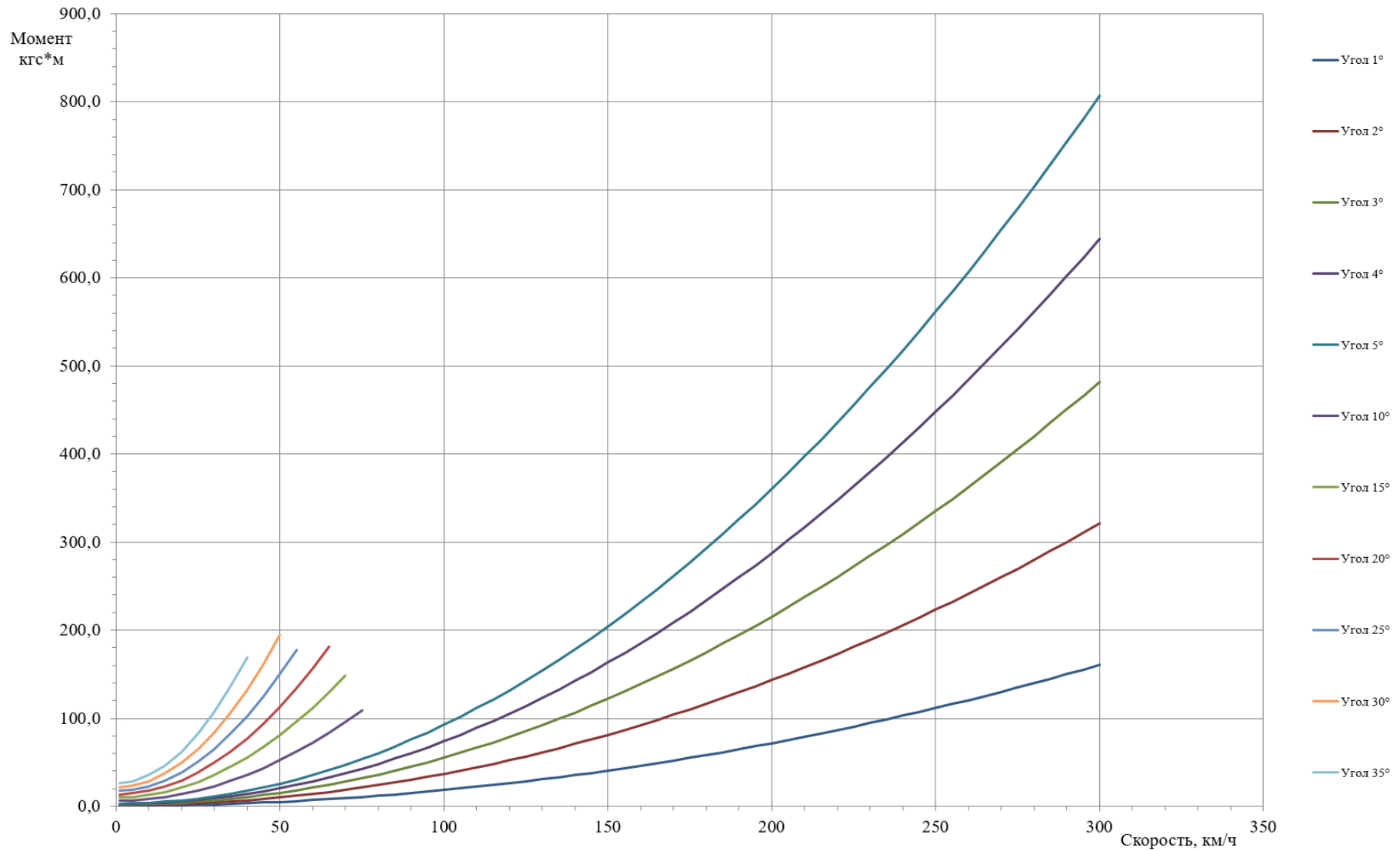


Рисунок 3.8 - Номограмма для определения потребного момента привода МПК без учета инерционной загрузки передней опоры

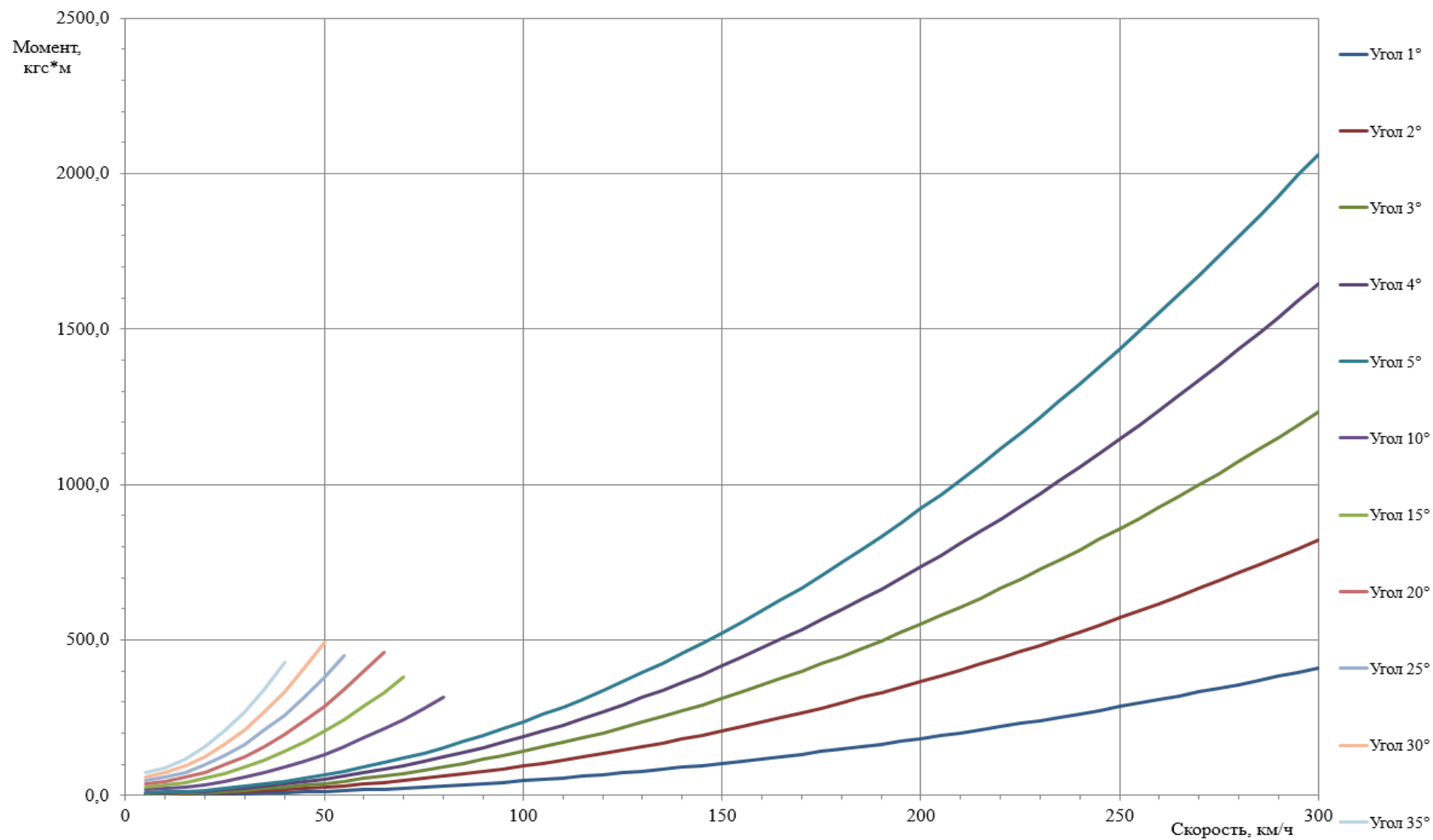


Рисунок 3.9 - Номограмма для определения потребного момента привода МПК с учетом инерционной загрузки передней опоры

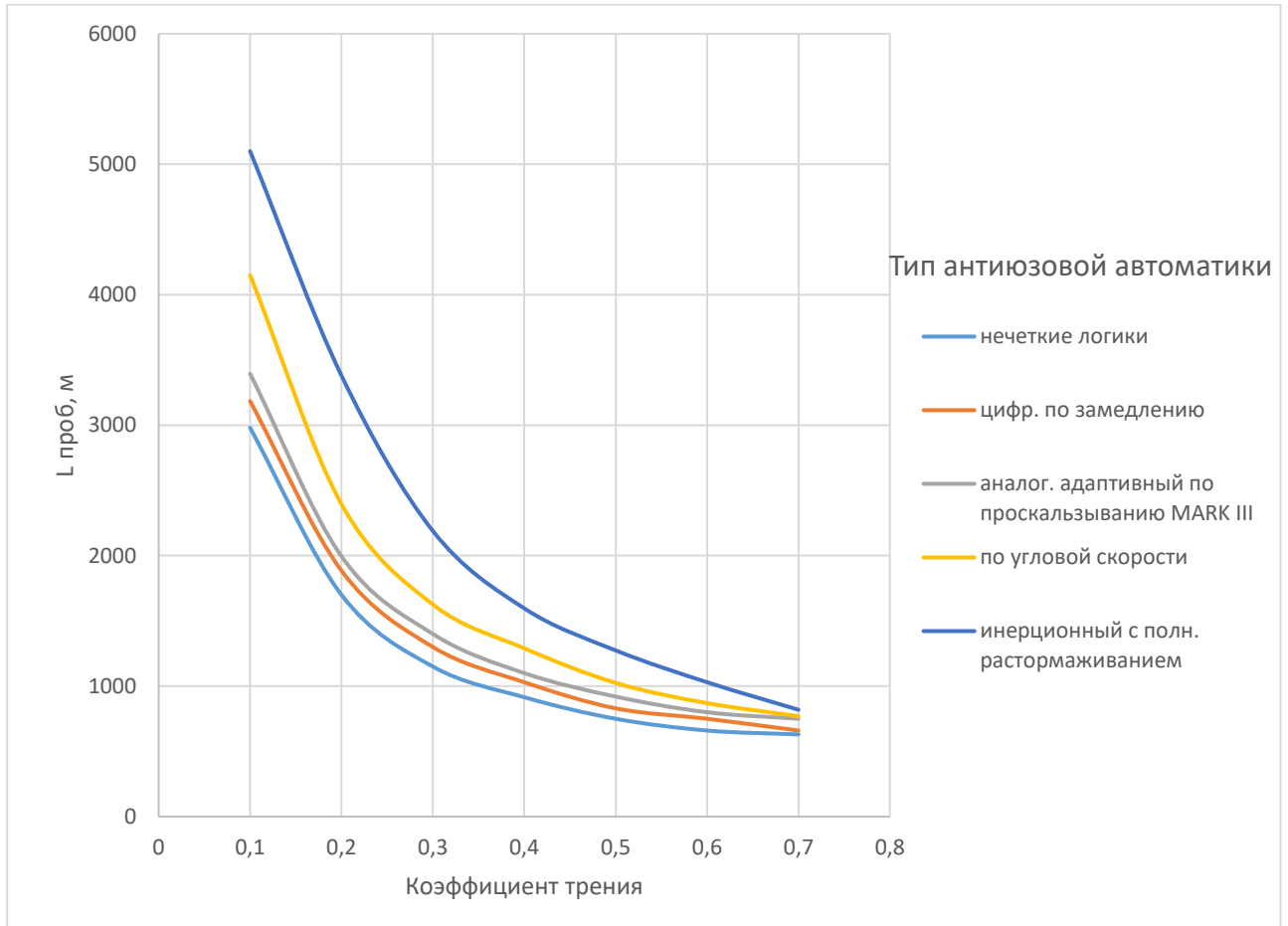


Рисунок 3.10 - Номограмма эффективности тормозной системы в зависимости от типа антиюзовой автоматики

ГЛАВА 4. ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ

4.1 Верификация математической модели по летному эксперименту

Верификация математической модели динамики движения ЛА по земле, как основного инструмента методики, производилась путем сопоставления результата записи средств бортовых измерений (СБИ) с борта летательного аппарата и результатов математического моделирования движения по ВПП с аналогичными условиями (пробег с торможением в штилевую погоду, отсутствие уклона аэродрома, покрытие сухой бетон, равные значения исходного смещения от оси ВПП при посадке, одинаковые скорости начала торможения ЛА и посадочные массы).

Для верификации выбрано 9 основных параметров, описывающих динамику движения и используемых для выполнения расчетов и оптимизации: длина пробега, отклонение от оси ВПП, скорость качения ЛА, замедление при торможении, угловые скорости колес передней и основных опор, угол поворота колес ПОШ и угловая скорость вращения самолета относительно оси Y связанной СК.

Верификация выполнена двумя способами. Первый способ состоял в построении коридоров погрешности параметров по времени пробега [65]. Второй способ подразумевал статистическую обработку результатов моделирования [64]. На Рисунках 4.1-4.8 показаны результаты моделирования, на Рисунках 4.9-4.17 отражены коридоры погрешностей, в Таблице 4.1 приводится обобщение результатов верификации.

За начало отсчета принят момент перед касанием (ЛА находится на высоте 0,5 м над ВПП), за окончание – остановка ЛА. Существенные расхождения математической модели с экспериментом в первые 2 секунды от начала отсчета, заметные на графиках 4.1-4.8, обусловлены неустановившимся характером движения ЛА при посадочном ударе и раскрутке колес.

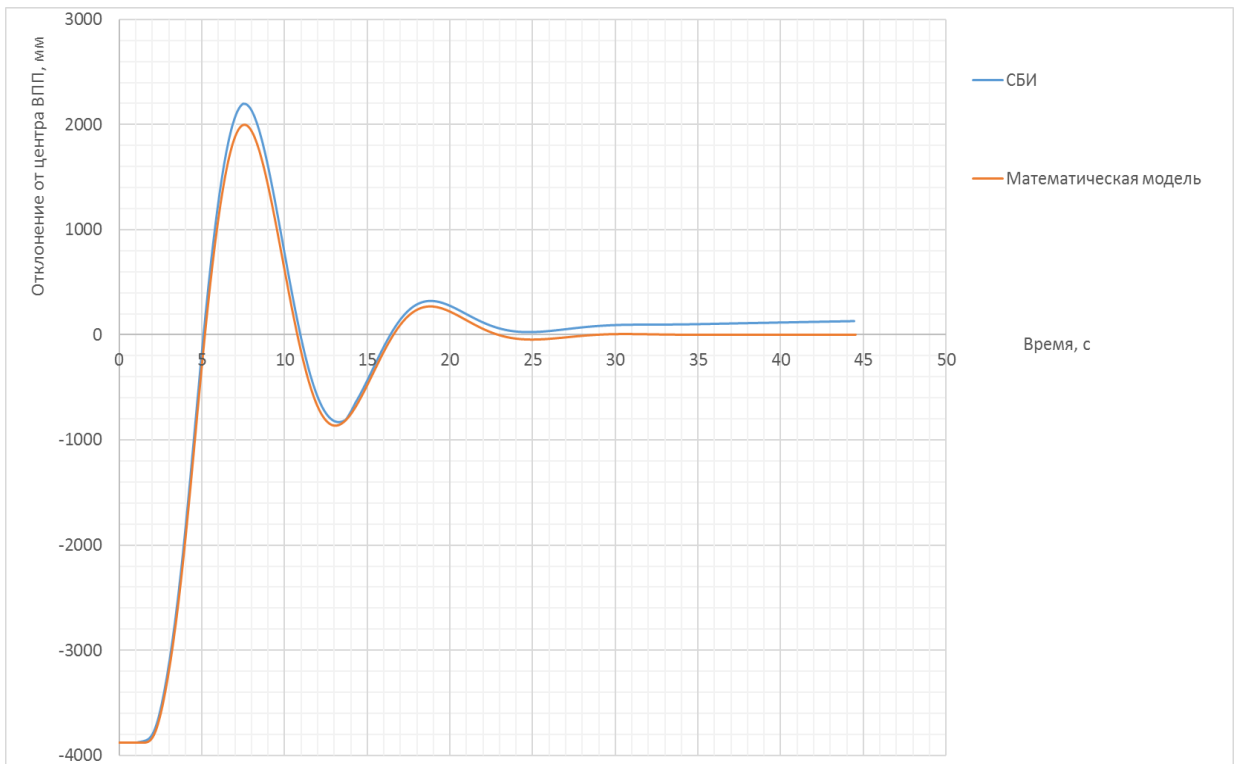


Рис.

Рисунок 4.1 - Сопоставление моделирования и летного эксперимента по отклонению от оси ВПП

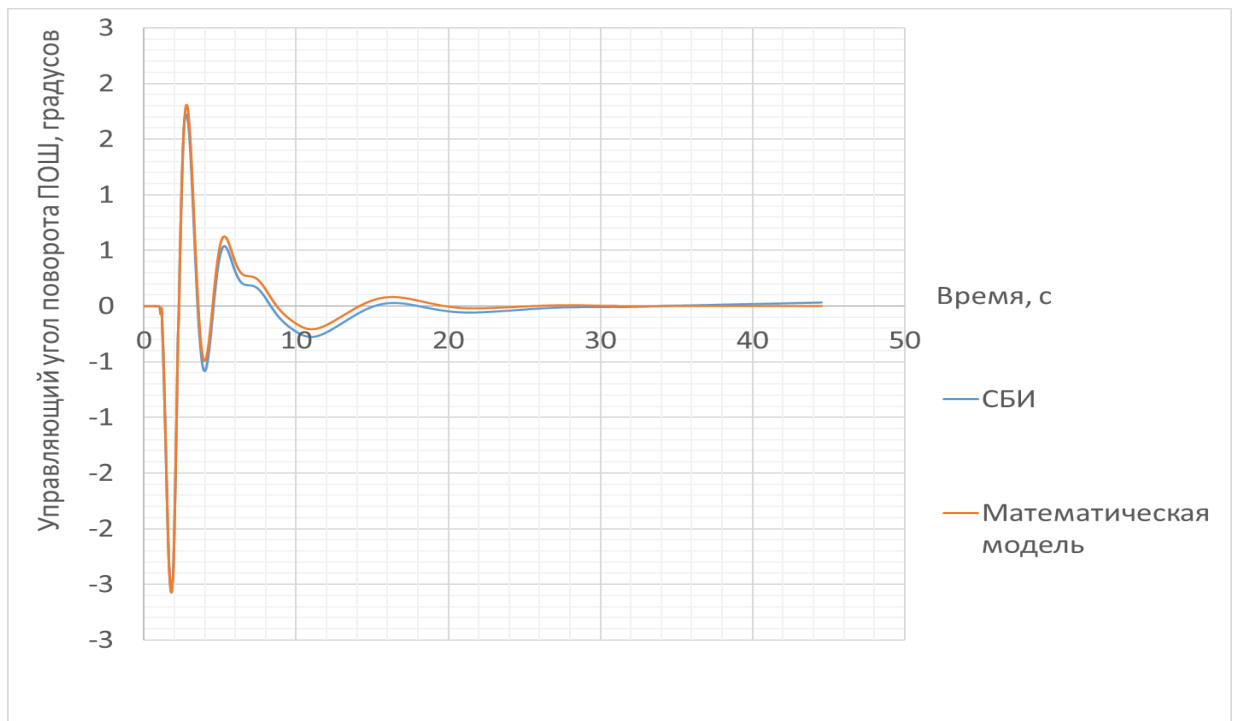


Рисунок 4.2 - Сопоставление моделирования и летного эксперимента по углу поворота передней опоры

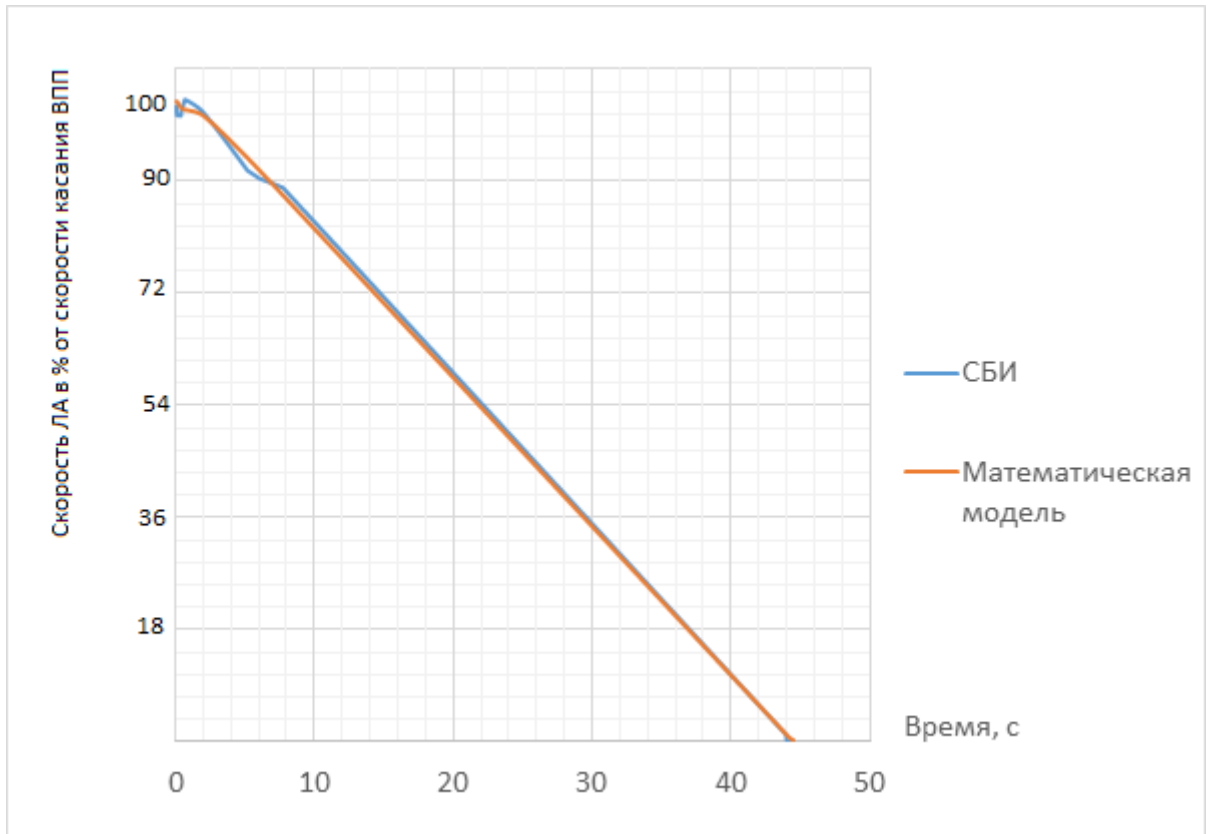


Рисунок 4.3 - Сопоставление моделирования и летного эксперимента по скорости качения ЛА

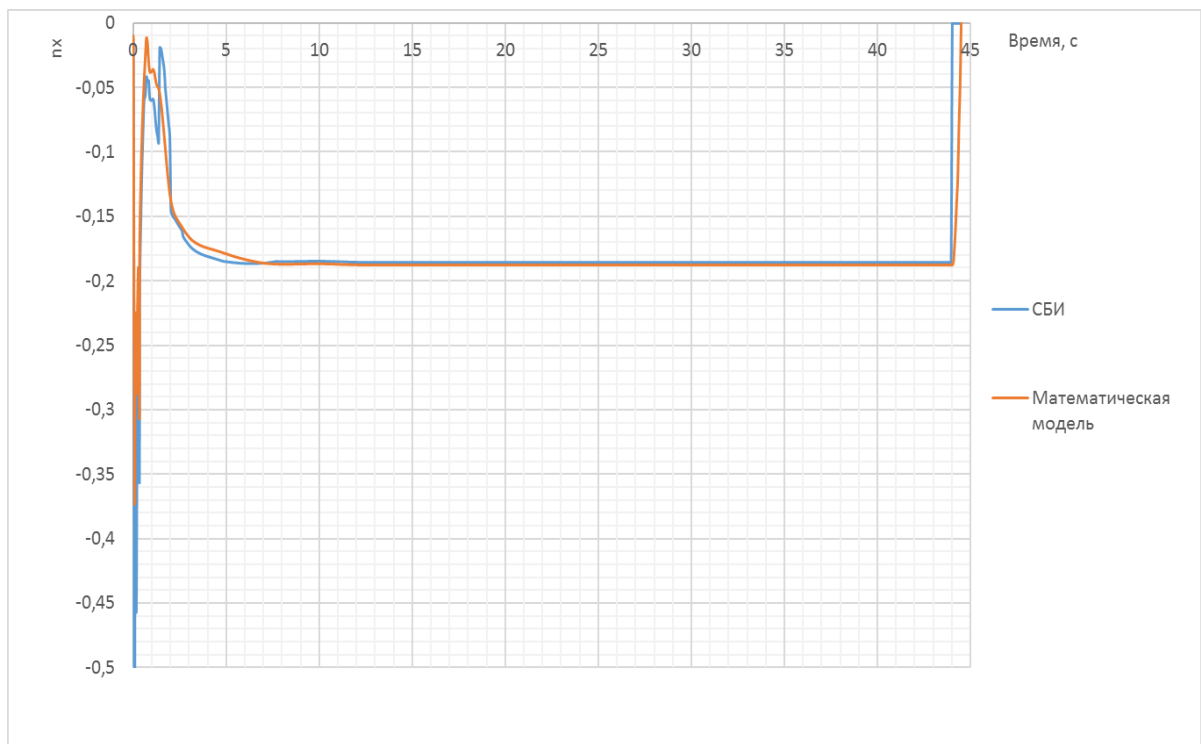


Рисунок 4.4 - Сопоставление моделирования и летного эксперимента по тормозному замедлению

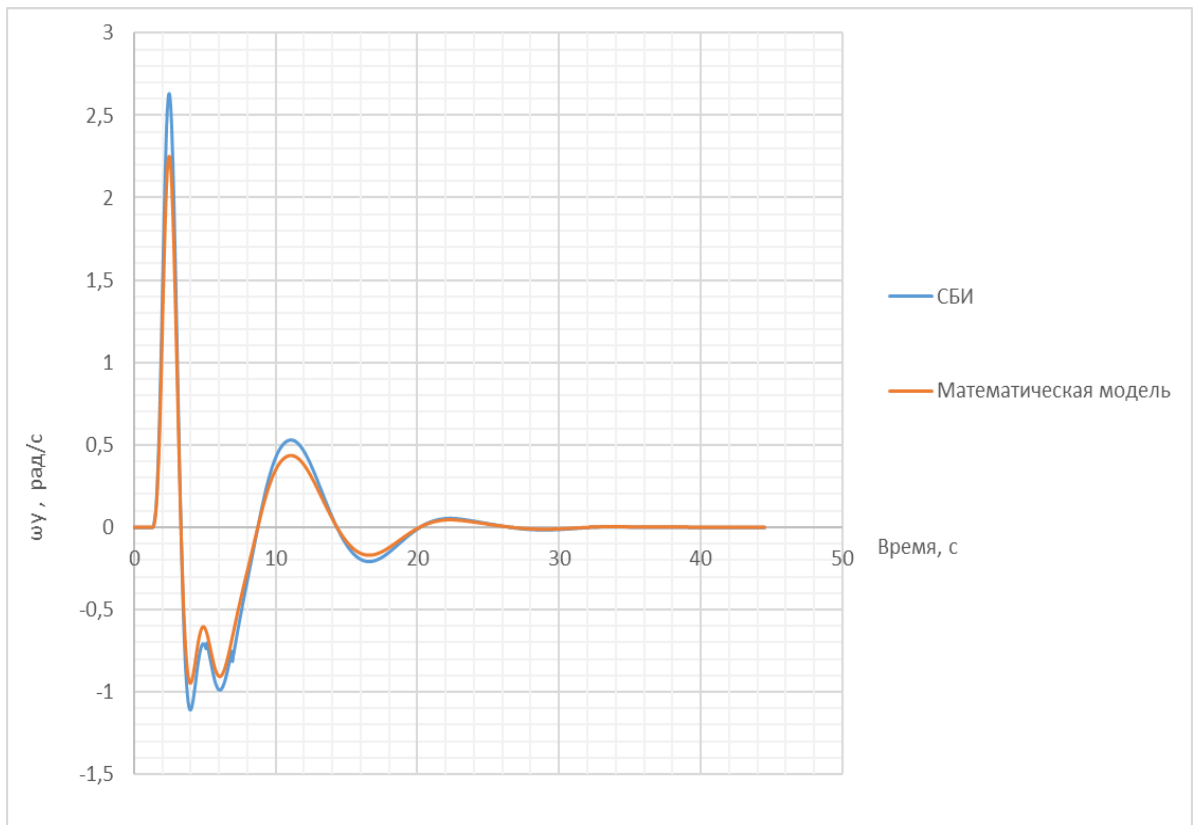


Рисунок 4.5 - Сопоставление моделирования и летного эксперимента по угловой скорости вращения ЛА относительно оси У

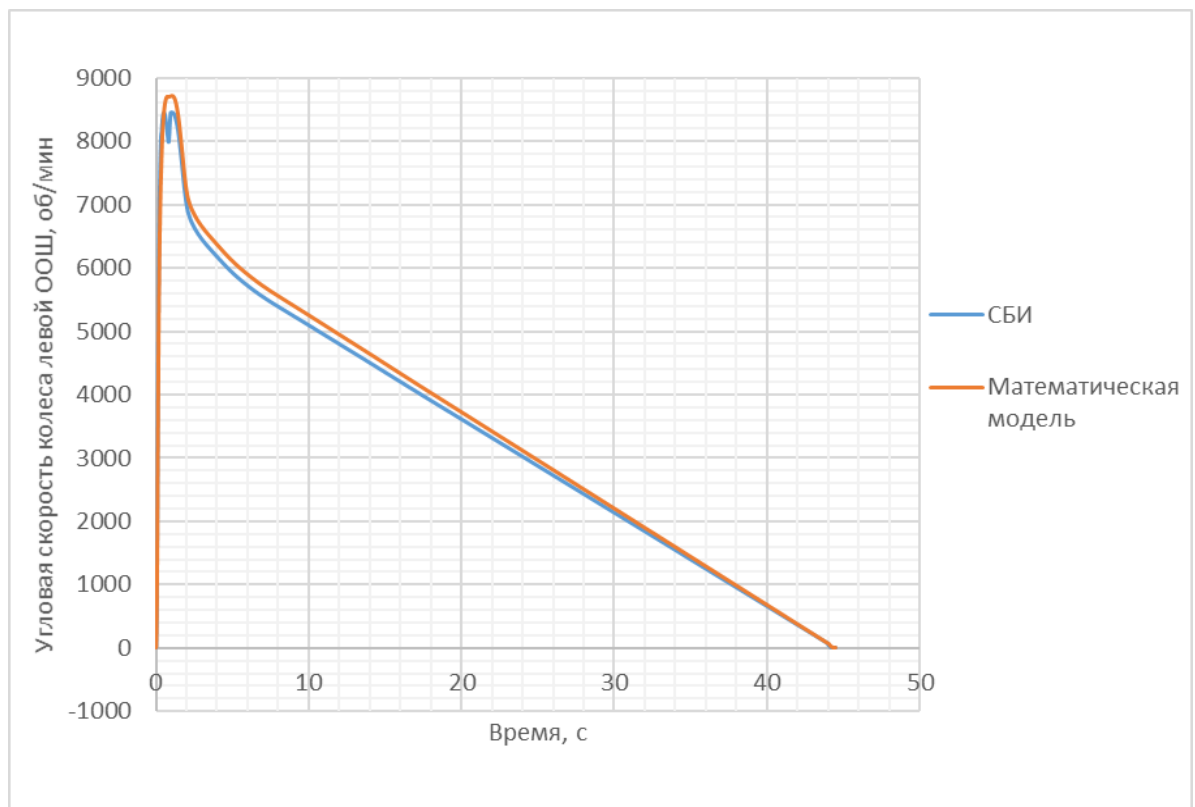


Рисунок 4.6 - Сопоставление моделирования и летного эксперимента по угловой скорости вращения колеса левой основной опоры

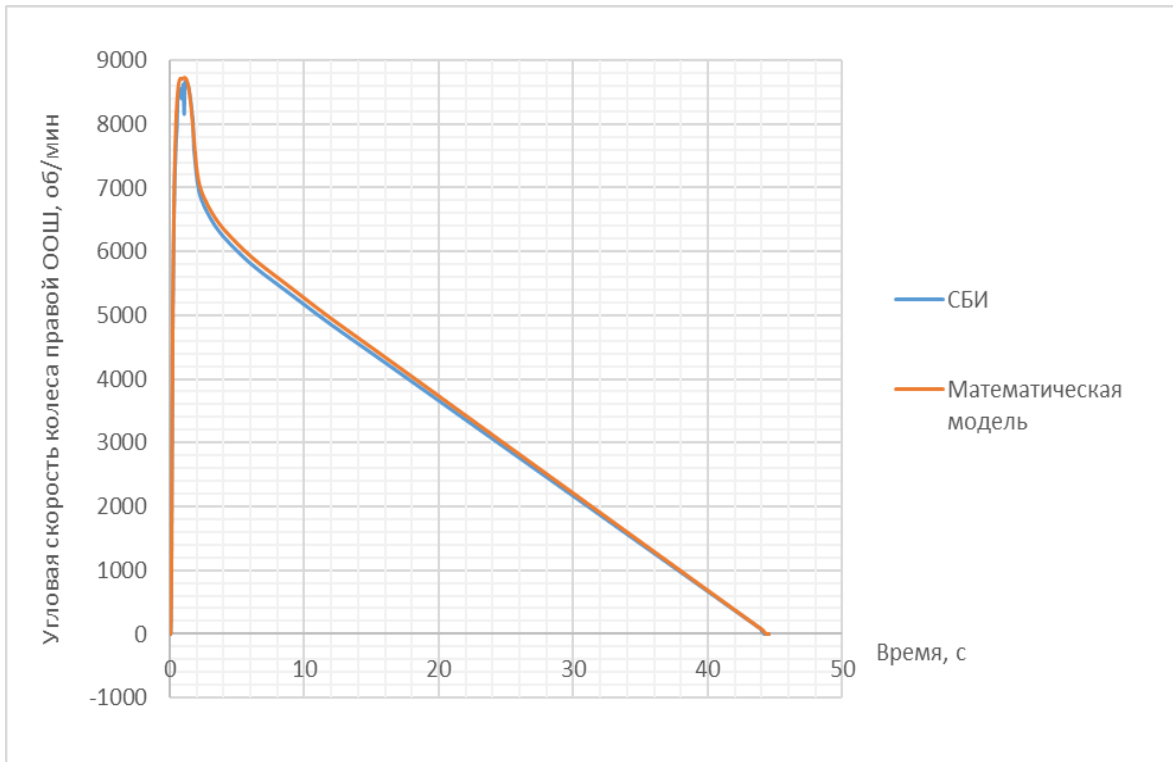


Рисунок 4.7 - Сопоставление моделирования и летного эксперимента по угловой скорости вращения колеса правой основной опоры

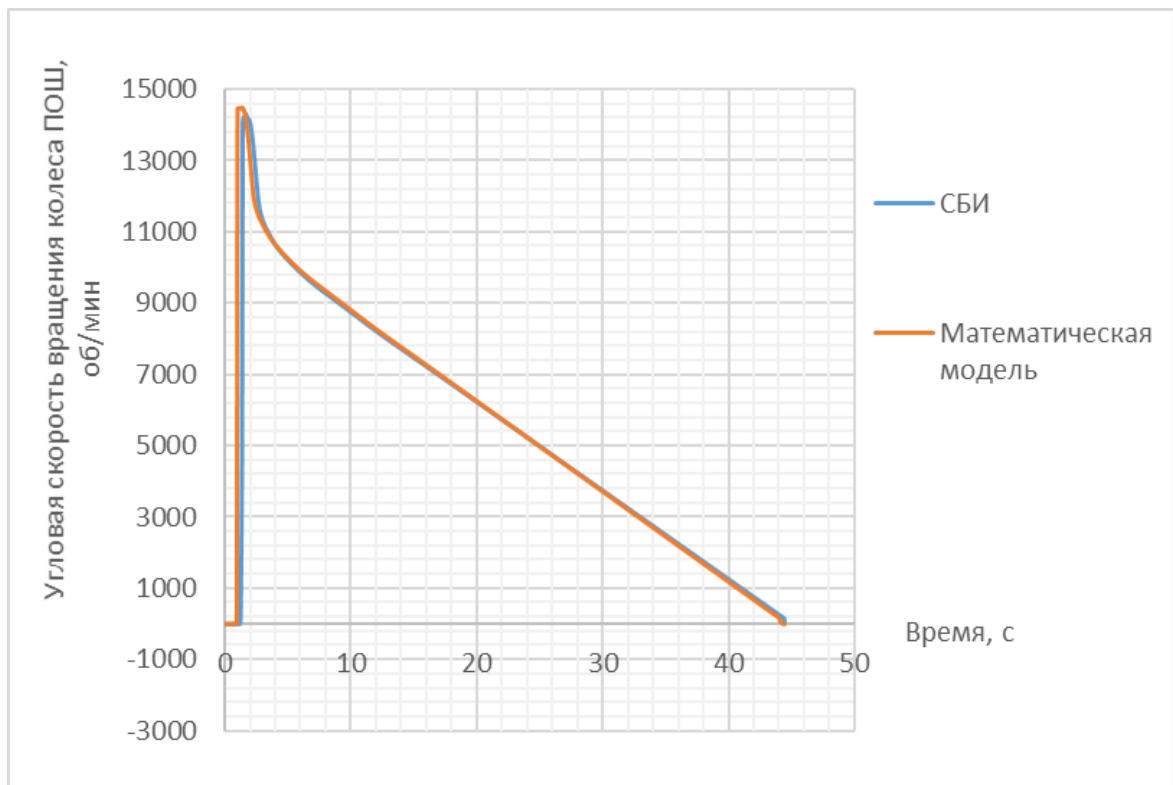


Рисунок 4.8 - Сопоставление моделирования и летного эксперимента по угловой скорости вращения колеса передней опоры

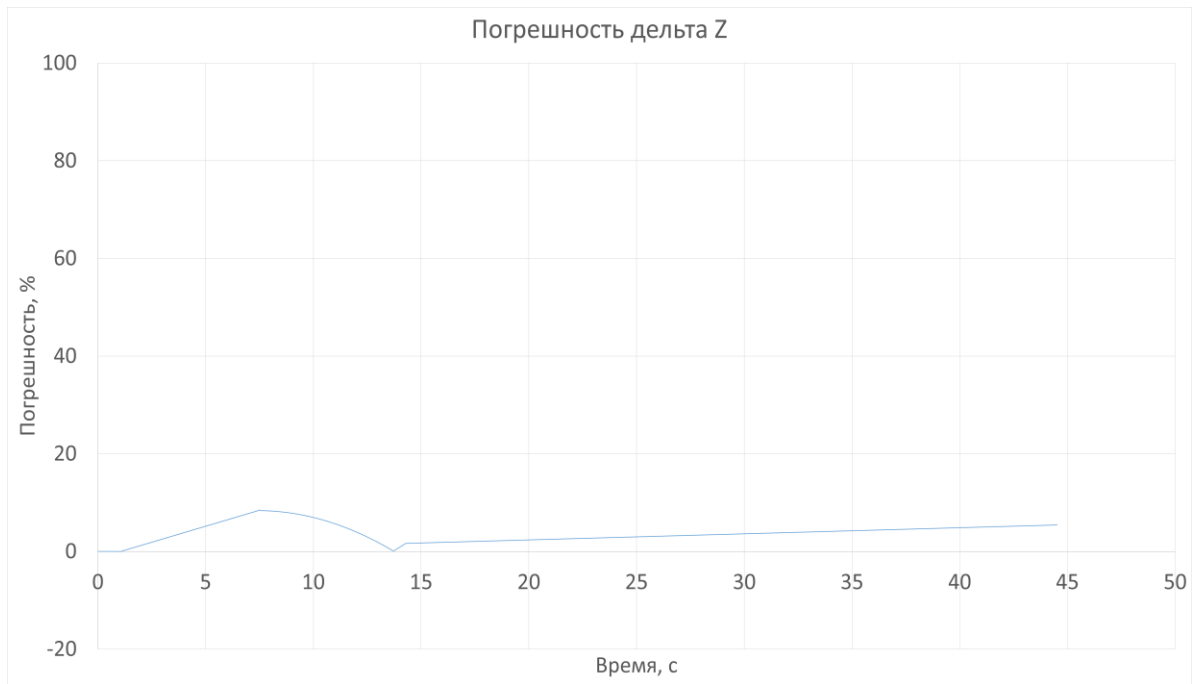


Рисунок 4.9 - Коридор погрешности для бокового отклонения от оси ВПП



Рисунок 4.10 - Коридор погрешности для угла поворота передней опоры

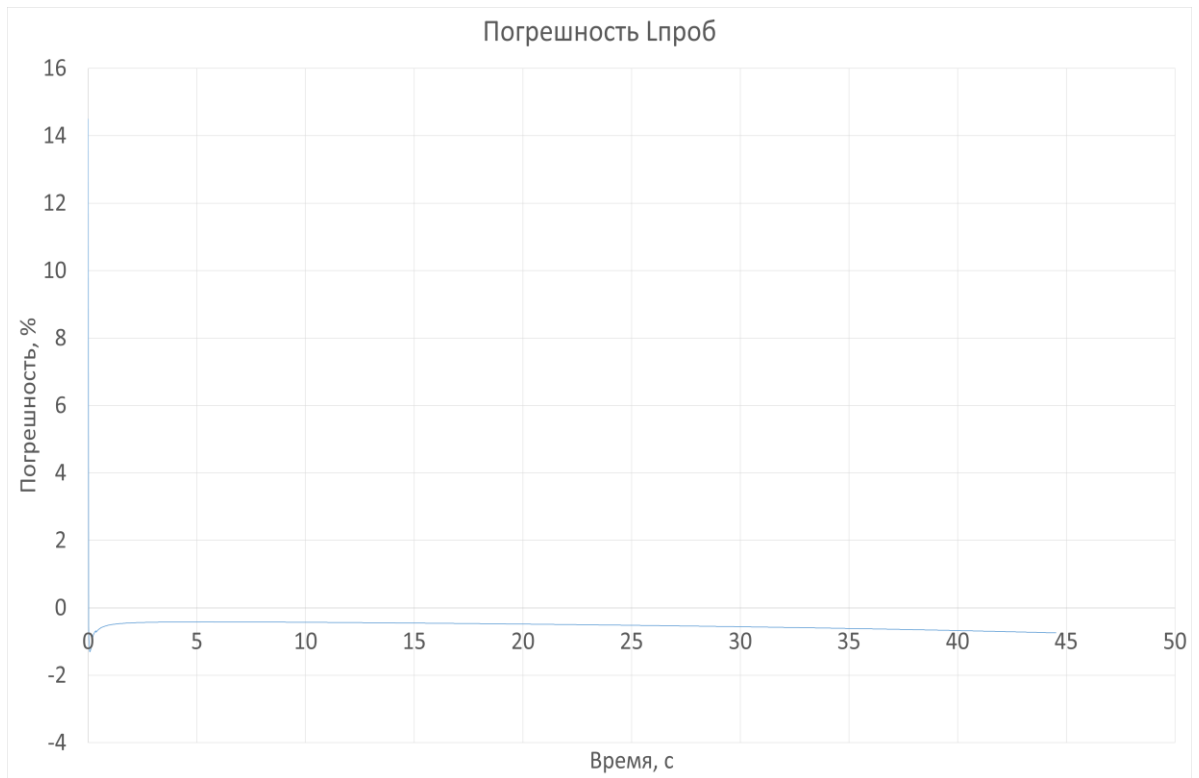


Рисунок 4.11 - Коридор погрешности для длины пробега

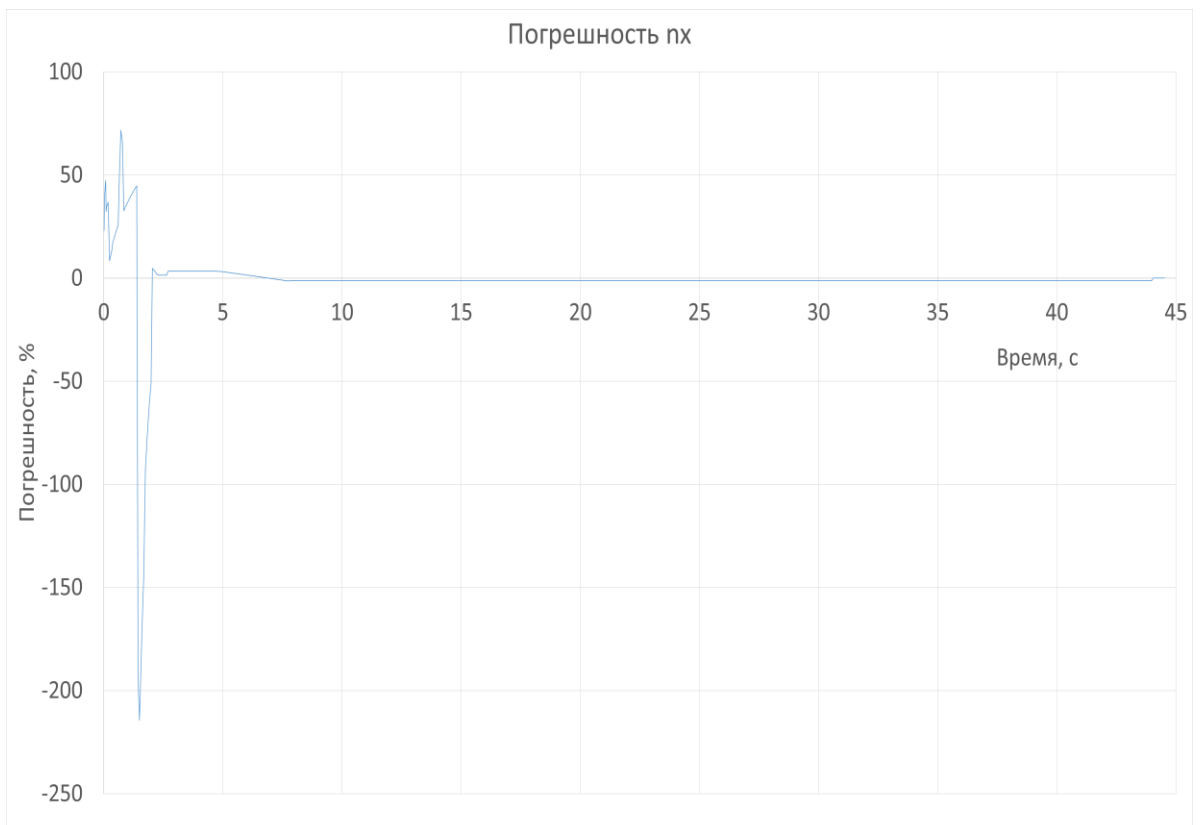


Рисунок 4.12 - Коридор погрешности для замедления

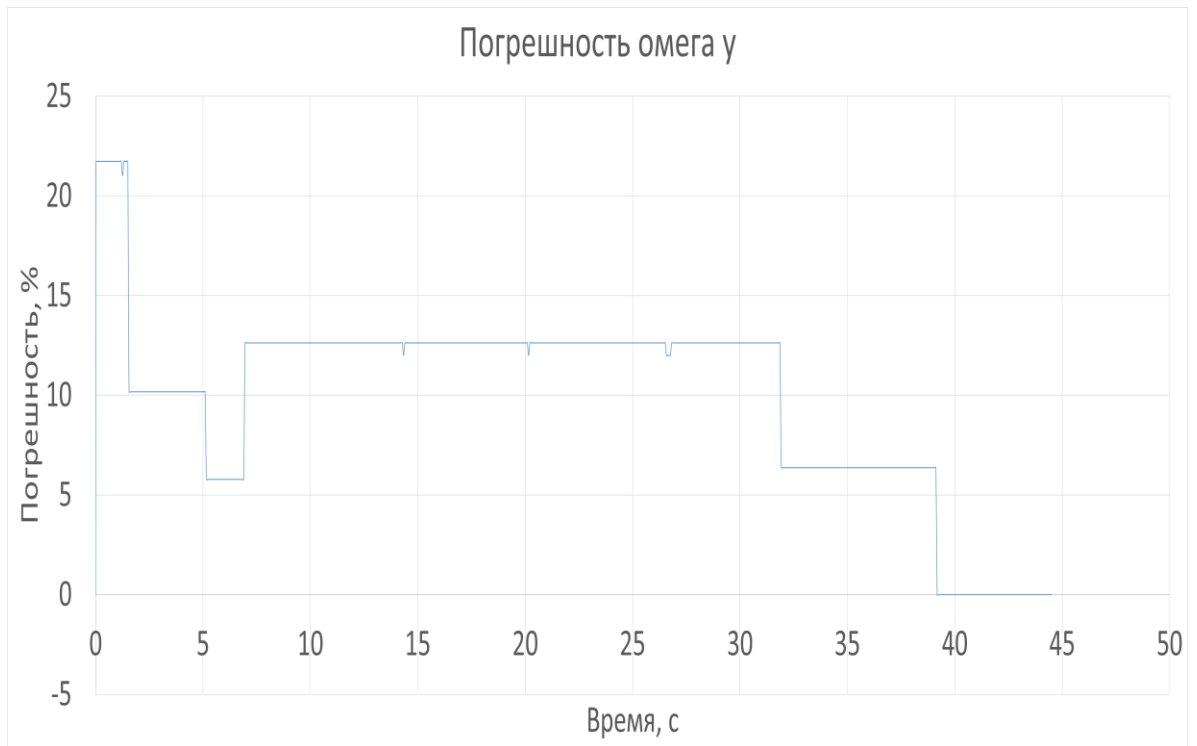


Рисунок 4.13 - Коридор погрешности для угловой скорости вращения самолета относительно вертикальной оси

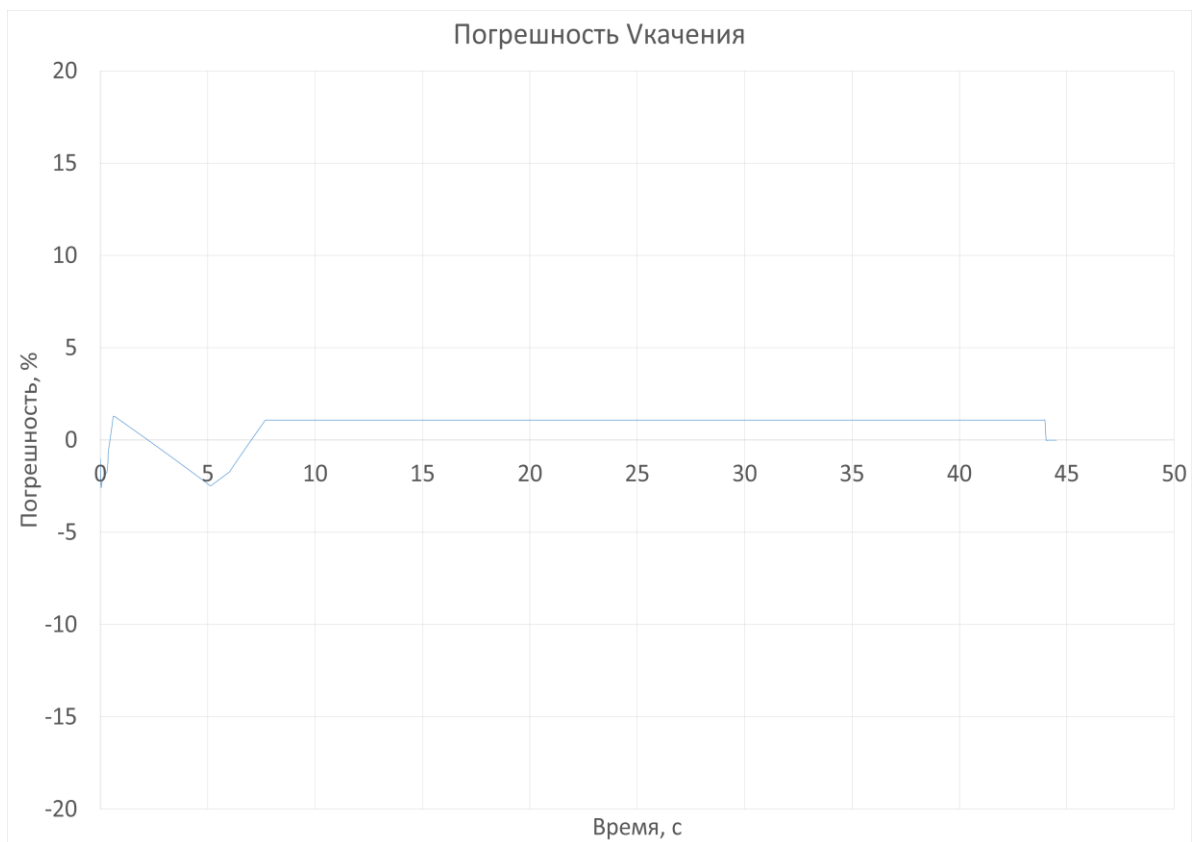


Рисунок 4.14 - Коридор погрешности для скорости качения

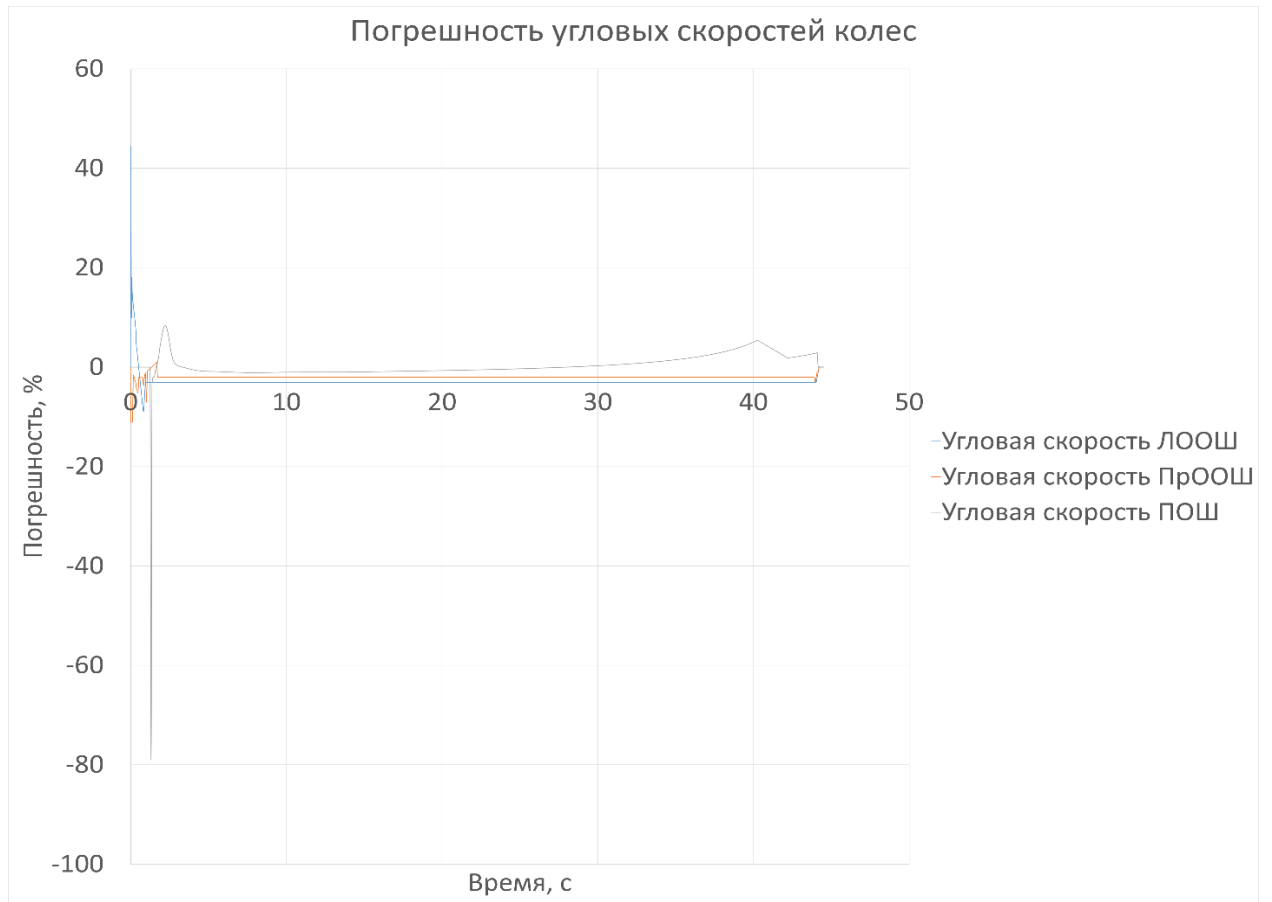


Рисунок 4.15 - Коридоры погрешностей для угловых скоростей вращения колес

Параметры	Длина пробега	Отклонение ПСС от оси ВПП	Скорость качения	Замедление ЛА	Угловая скорость вращения колес ПОШ	Угловая скорость вращения колеса ПроОШ	Угловая скорость вращения колеса ЛОШ	Угол поворота ПОШ	Угловая скорость вращения ЛА относительно ЦМ
Способ верификации									
Макс. установившаяся погрешность $\Delta \text{max} = f(\text{торм})$ $\Delta \text{max} = \frac{X_{\text{сби}} - X_{\text{мод}}}{X_{\text{сби}}} * 100\%$	-0.93%	+8.11% для отклонения ПСС от оси ВПП, отнесенному к полуколее	-2.46%	+4.19%	-3.24%	-2.17%	-3.24%	+6.83% для угла поворота, отнесенного к располагаемому углу МПК	+12.74%
Тест нормальной распределенности (Шапиро-Уилка)	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден
Коэффициент подобия модели эксперименту $K_{\text{подобия}} = X(\text{сби})/X(\text{мод})$ $K_{\text{подобия}} = \text{tga}$, где $\alpha > 45^\circ$	0.9942	0.9851	1.0029	0.997	0.9626	0.9804	0.9722	0.9791	1.1625
Стандартная ошибка оценки $\sigma_{\text{est}} = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (X_{\text{сби}} - X_{\text{мод}})^2}$	1.1486 м	99.15 мм	2.0232 м/с	0.0236	37.23 об/мин	31.66 об/мин	28.58 об/мин	0.0435°	0,0145 рад/с
Коэффициент детерминации Rsq	1	0.9935	0.9994	0.9990	0.9981	0.9998	0.9985	0.9856	0.6694

Таблица 4.1. Результаты верификации математической модели

Из Таблицы 4.1 следует, что целевая математическая модель обеспечивает достаточную для инженерного расчета степень достоверности для проверки принятых проектных решениях на этапе проектирования шасси. Установившиеся погрешности по большинству параметров не превышают величины в 5%.

4.2 Пример работоспособности методики

Практическая работоспособность методики проверена при решении задачи выбора проектных решений в части СУДЗ для ограниченно-маневренного ЛА при переходе с этапа НИР на этап ОКР. Оценивалась возможность перехода на новую конструкцию опор шасси с уменьшенной высотой от земли в результате изменения взлетно-посадочной схемы. Автором получен акт внедрения (Приложение Е).

Исходная совокупность проектных решений представлена в Таблицах 4.2-4.4. Основные условия базирования рассматриваемого ЛА - на бетонированных ВПП 3 класса длиной 1500...1800 м. Максимальный уровень тормозного замедления составляет 0,35. Соотношение энергоемкостей при прерванном взлете с максимальной взлетной массой и при посадке с максимальной посадочной массой не превышает 1,5. Максимальная энергоемкость, приходящаяся от кинетической энергии ЛА при посадке на одно колесо ООШ, составляет $1,78 \cdot 10^4$ кН*м.

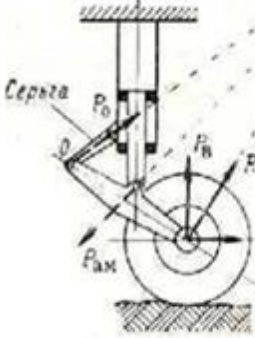
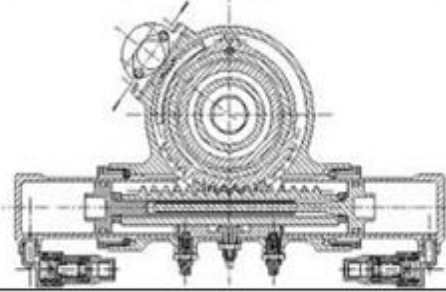

Таблица 4.2 – Исходные проектные решения в части СУДЗ

Для СУДЗ	
Проектное решение	Значения проектных решений
Состав СУДЗ	МПК+СТК
Интеграция подсистем	МПК совместно с СТК $M_{\max}^{\text{упр}} = M_{\text{дифф торм}} + M_{\text{мпк}}$ $F_{\max}^{\text{упр}} = F_{\text{торм}} + F_{\text{тр}}$
Тип/класс <u>антиюзовой системы</u>	Цифровая, по замедлению Максимальное замедление 0,45
Тип датчика <u>антиюзовой системы</u>	Электромагнитный/тахогенератор Время растормаживания системы по нижней границе
Управление ЛА	Смешанное Задержка управляющего сигнала от 0,1 до 0,6 с
Передаточные функции МПК по скорости	Линейная переменная $k_1 = \text{tg}\alpha_1$ $k_2 = \text{tg}\alpha_2$
Режимы торможения	Многорежимная система От 2 до 5 уровней максимального замедления

Таблица 4.3 – Исходные проектные решения в части СТК

Для СТК	
Проектное решение	Значения проектных решений
Кол-во тормозных колес на 1 ООШ	1, типоразмер КТ262
Компоновка колес на ООШ	<p>Одноосная</p> 
Кол-во колес на ПОШ	2, типоразмер КН35
Кол-во тормозных колес на ПОШ	-
Тип тормоза	<p>Многодисковый</p> 
Привод тормоза	<p>Гидравлический</p> <p>Быстродействие привода 0,15...0,2с Время затормаживания 1,0...1,2 с Время растормаживания 0,7...0,85 с</p>
Материал теплопоглотителя	<p><u>Моноуглеродный УФМ</u> Удельная энергоемкость от 500 до 750 кДж/кг Перепад температур до 650 °С Плотность 1870 кг/м³ Удельная теплоемкость 0,24 кКал/кг*°С</p> 
Компоновка тормоза	<p><u>Полувыносной</u> Ширина колеса лимитирована шириной шины и шириной тормоза</p> 
Охлаждение тормозов	<p><u>Электровентилятор</u> Максимальная удельная энергоемкость-по верхней границе</p>
<u>Термозащитный экран</u>	Предусмотрен
Прочие средства торможения	Отсутствуют

Таблица 4.4 – Исходные проектные решения в части МПК

Для МПК	
Проектное решение	Значения проектных решений
Тип ПОШ	Управляемая Взлетный вес до 5000 кгс
Схема ПОШ	Полурычажная схема Коэффициент запаса на трение 1,38 Вынос 300 мм 
Привод управления поворотом ПОШ	Гидравлический
ИМ СПКПО	Рейка-шестерня Коэффициент типа конструкции 1,9 Диапазон углов поворота ПОШ $\pm 30^\circ$ 
Количество ИМ	2 Коэффициент учета количества приводов 1,2
Основной конструкционный материал	Титановые сплавы $\rho = 4450 \text{ кг/м}^3$ Коэффициент типа материала $1,4 \cdot 10^{-3}$
Компоновка привода СПКПО	Поперечно 

Рассмотрим модуль системы торможения. В рамках примера предстоит построить области существования колес передней и основных опор, определить массу теплопоглотителя и типоразмеры колес.

Для ЛА этапа НИР выбрана компоновка с оснащением тормозными колесами только основных опор, при переходе на этап ОКР она сохраняется неизменной.

Исходя из условий базирования ЛА, прочности покрытия БВПШ и диапазона взлетно-посадочных скоростей примем следующие значения максимальных рабочих давлений в шинах колес: 17 кгс*см²-для ООШ; 12 кгс*см²-для ПОШ.

Исходя из взлетно-посадочной схемы ЛА и его МЦХ определим максимальные значения расчетных стояночных нагрузок на опоры, далее построим области существования колес согласно модулю СТК.

Результаты вычислений приводятся на Рисунках 4.16-4.17.

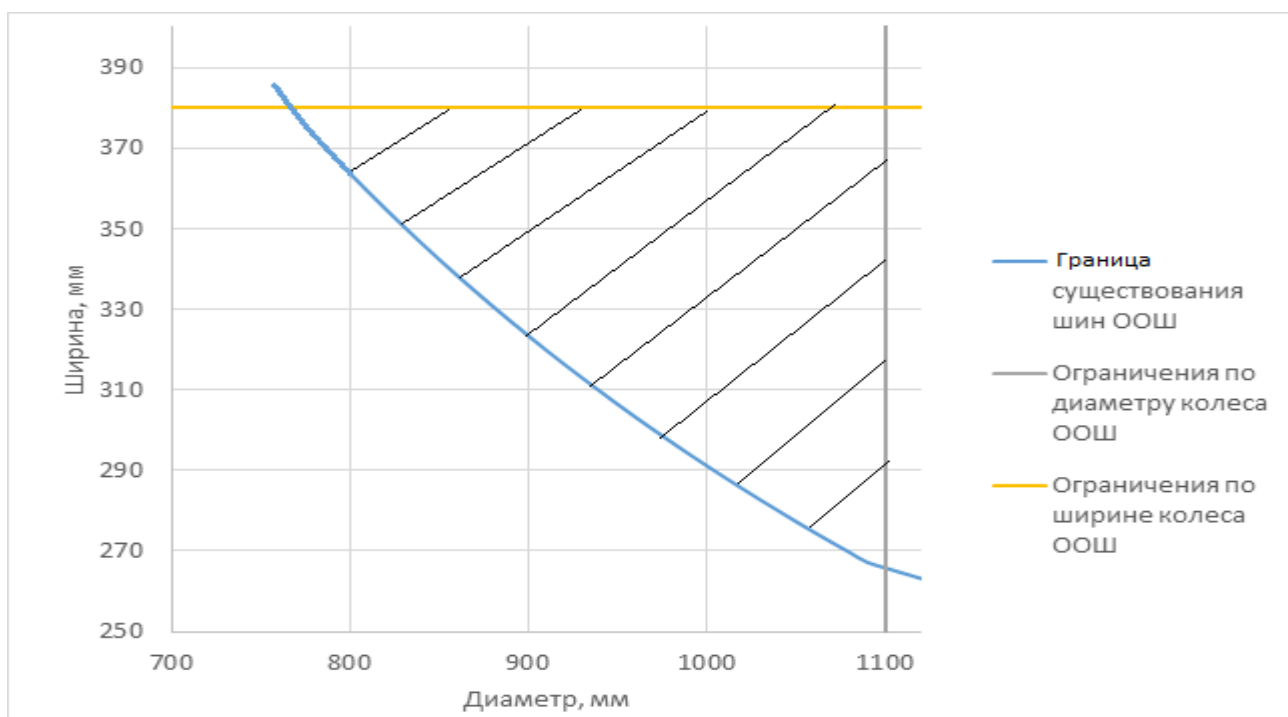


Рисунок 4.16 - Область существования типоразмеров шины колеса ООШ

Найдем потребную массу теплопоглотителя, выбрав в качестве фрикционного материала наиболее совершенный с точки зрения удельных характеристик моноуглерод: $m = 22,71$ кг.

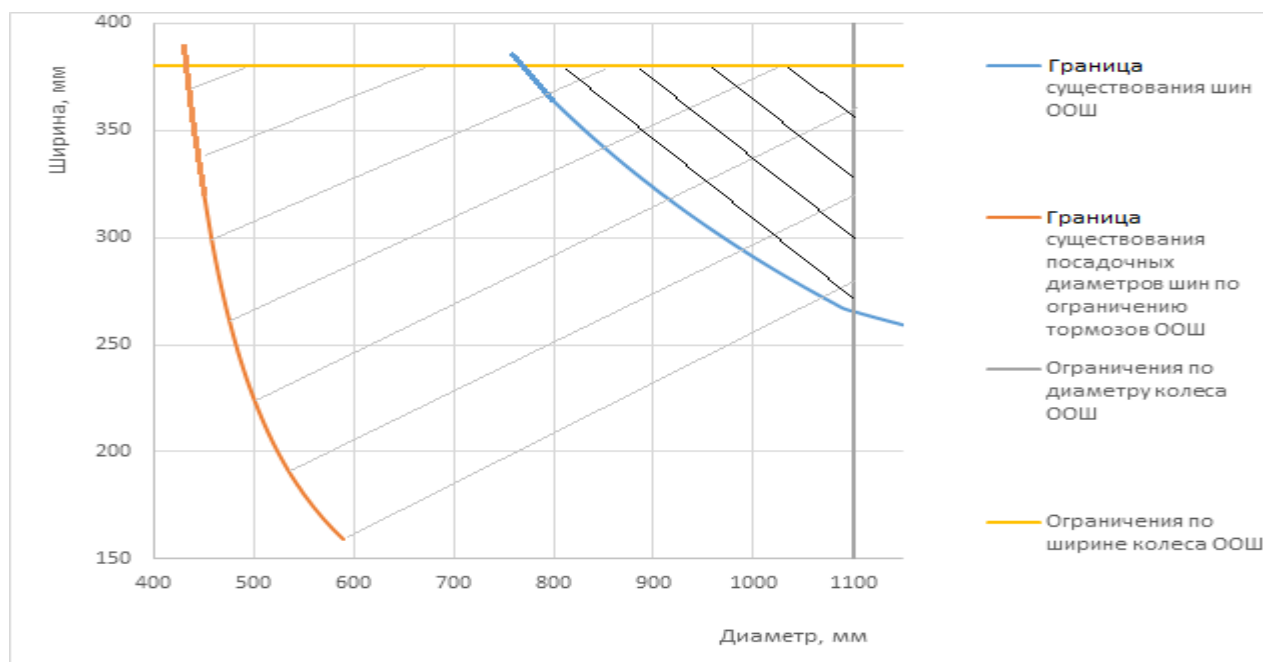


Рисунок 4.17 - Области существования колес ООШ с учетом габаритов тормоза

Далее исходя из полученных ограничений выберем из каталога авиационных тормозных колес из каталога типоразмер, принадлежащий области существования и имеющий максимальное значение критерия K_1 . В данном случае наибольшим критерием K_1 обладает колесо КТ262. Его фактическое применение на изделии обусловлено соображениями унификации агрегатов шасси и модернизационным потенциалом самолета, подразумевающим повышение взлетных масс.

Однако, по мнению автора, при условии гарантированного отказа от повышения стояночных нагрузок на последующих этапах создания ЛА, было бы целесообразно перейти на колеса КТ196М (значение критерия $K_1=18,42 \times 10^3$ кгс*м/кг), что дало бы существенный (50 кг) выигрыш в массе СТК при сохранении характеристик устойчивости и управляемости при движении по земле (согласно результатам моделирования в модуле «Динамика»). Для установки на изделии потребовалась бы доработка тормозного фланца колеса КТ196М.

Аналогичным образом получена область существования типоразмеров колес передней опоры (Рисунок 4.18).

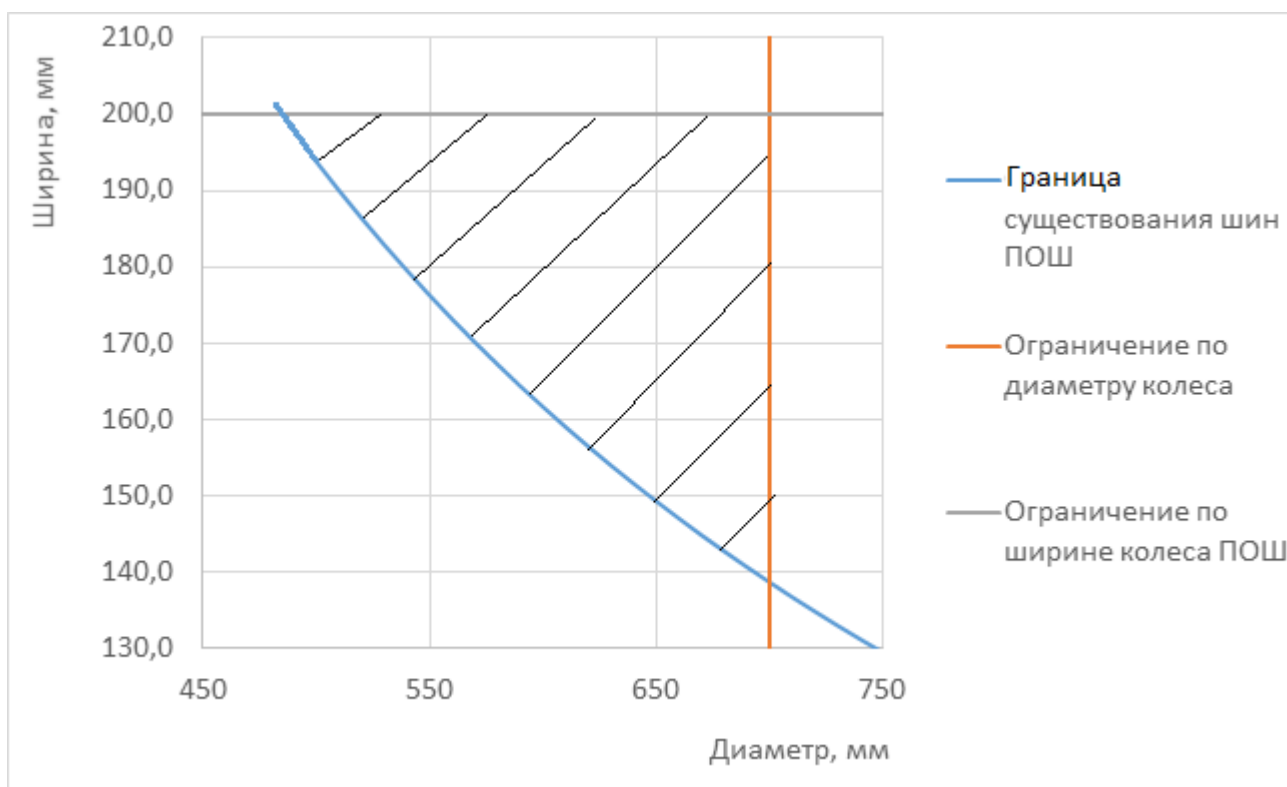


Рисунок 4.18 - Область существования типоразмеров шины колеса передней опоры

Поскольку колеса ПОШ в торможении не участвуют, следует выбирать из каталога нетормозных авиационных колес принадлежащий области существования вариант минимальной массы при соблюдении ограничений (на величину критерия K_1 влияет только масса ввиду нулевой энергоемкости нетормозных колес). Таким колесом является КН35, масса которого составляет 14 кг.

Далее рассмотрим модуль МПК. В рамках примера работоспособности предстоит определить характеристики привода МПК, тип его исполнительного механизма и количество исполнительных механизмов.

Исходя из МПР МПК выберем первоначальный набор проектных решений. В части привода выбираем «Управляемая ПОШ» ввиду размерности ЛА ($G_{\text{взл}}$ более 10 000 кгс). На основании уточненной взлетно-посадочной схемы изделия определяем, что ПОШ имеет телескопическую схему, вынос колес относительно оси вращения $\rho=30$ мм. Бортовая система ЛА подразумевает использование в силовых приводах шасси исключительно гидравлической энергии. Диапазон

скоростей для расчета выберем на основании ограничений по скоростям качения колес: от 0 до 300 км/ч.

Определив стояночные нагрузки на опоры, проведем расчет момента от внешних сил, действующих на отклоняемую часть ПОШ при выполнении самолетом установившегося разворота (результаты приведены на Рисунке 4.19).

Для определения величины требуемого момента привода сопоставим управляющий момент от привода с аэродинамическими моментами (CFD-симуляция на этапе ОКР). Анализируя кривые Рисунка 4.20, можно сделать вывод, что угол поворота колес в 4 градуса при располагаемом моменте привода МПК в 450 кгс*м для данного ЛА обеспечивает во всем диапазоне скоростей прибавку 45...60% к величине аэродинамического управляющего момента, что достаточно для парирования заданных ветровых возмущений (скорость бокового ветра до 12 м/с).

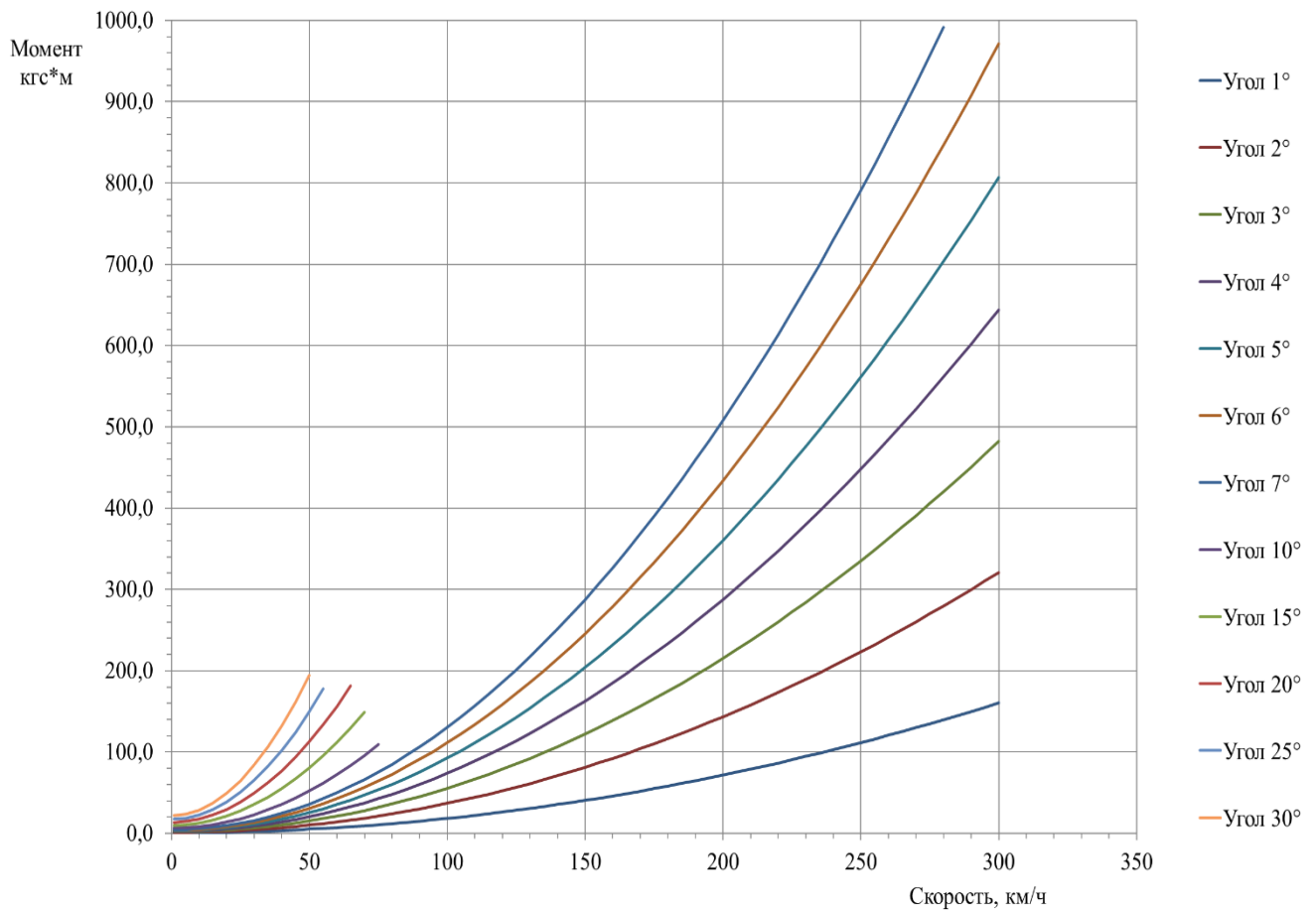


Рисунок 4.19 – Результаты расчета нагрузки на привод МПК

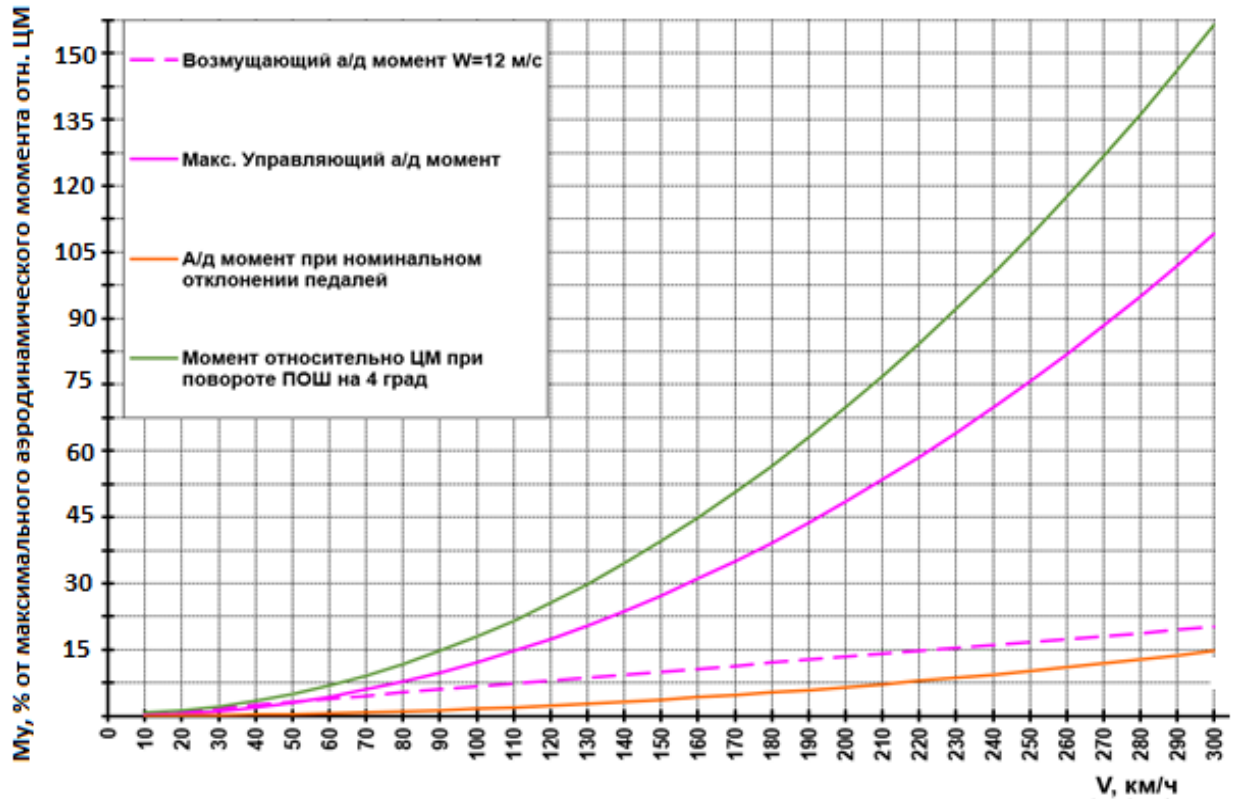


Рисунок 4.20 – Управляющие и возмущающие моменты относительно центра масс ЛА

Согласно расчету, в диапазоне малых скоростей движения по земле (0...50 км/ч) привод МПК обеспечивает поворот опоры на полный угол в 30 градусов при величине располагаемого момента привода $450 \text{ кгс}\cdot\text{м}$, в том числе в случае торможения с замедлением $3,5 \text{ м/с}^2$, заданным согласно ТТЗ на самолет. Таким образом, величина управляющего момента привода в $450 \text{ кгс}\cdot\text{см}^2$ выбрана как необходимая для осуществления управления на всех режимах работы МПК: руление и взлет/посадка, с торможением и без.

Произведем расчет масс и критериев выбора проектных решений из МПР для различных компоновок привода по формуле (2.20):

а) тип рейка-шестерня, 1 привод, материал-высокопрочная сталь:

$$m_{\text{МПК}} = 33,63 \text{ кг}$$

б) тип рейка-шестерня, 2 привода, материал-высокопрочная сталь:

$$m_{\text{МПК}} = 40,36 \text{ кг}$$

в) тип рейка-шестерня, 1 привод, материал-титановый сплав:

$$m_{\text{МПК}} = 26,97 \text{ кг}$$

г) тип рейка-шестерня, 2 привода, материал-титановый сплав:

$$m_{\text{МПК}} = 32,35 \text{ кг}$$

д) тип гидроцилиндр поступательный, 2 привода, материал-высокопрочная сталь:

$$m_{\text{МПК}} = 31,86 \text{ кг}$$

е) тип гидроцилиндр поворотный, 1 привод, материал-титановые сплавы:

$$m_{\text{МПК}} = 34,52 \text{ кг}$$

ж) тип гидроцилиндр поворотный, 1 привод, материал-титановые сплавы:

$$m_{\text{МПК}} = 27,68 \text{ кг}$$

Варианты компоновки с электроприводом поворота колес передней опоры не рассматриваются ввиду того, что системы шасси данного ЛА не подразумевают использования силовых электроприводов.

Фактическое значение располагаемого момента привода уточняется исходя из конструктивной проработки компоновки опоры. Согласно рекомендациям [70, 71] для телескопической опоры оно превышает требуемое на 5...15 процентов. Считаем упрощенно, что для вариантов с одним приводом превышение момента составит 7 процентов, для двухприводных схем 15 процентов.

Результаты расчета величин критерия K_2 приводятся в Таблице 4.5.

Таблица 4.5 – Расчеты величин критерия K_2 для выбора типа привода МПК

Тип ИМ	Рейка-шестерня				Гидроцилиндры поступательные	Гидроцилиндр поворотный	
	1, сталь	2, сталь	1, титан	2, титан		1, сталь	1, титан
Количество и материал	1, сталь	2, сталь	1, титан	2, титан	2, сталь	1, сталь	1, титан
Критерий K_2	14,31	12,82	17,85	15,99	16,25	13,94	17,05

Таким образом, в данном случае наиболее совершенным с весовой точки зрения является вариант привода д). Тем не менее, фактически для рассматриваемого ЛА выбран вариант привода а), поскольку при создании комплекта агрегатов шасси стояла задача унификации агрегатов, а финансовые ограничения исключали применение в конструкции шасси титановых сплавов.

Для выбранного конструктива исполнительных механизмов СУДЗ были проведены виртуальные испытания с использованием математической модели, подтвердившие соответствие требованиям ТТЗ по базированию. Они показали, что помимо существенного выигрыша в массе, длина тормозного пути и замедление не ухудшились по сравнению с колесами КТ262. Управляемость в путевом канале на

колесах КТ196М по результатам моделирования оказывается лучше (снижается угловая скорость самолета при «рывковом» несимметричном торможении и уменьшается амплитуда боковых отклонений на 20...25% ввиду меньшего значения тормозного момента КТ196М). Моделирование показывает, что характеристики и размерность КТ262 избыточна для рассматриваемого ЛА, так как требуемые характеристики торможения без колебательных срабатываний антиюзовой автоматики достигаются при тормозных моментах в 60% от номинального для КТ262.

Также был выполнен цикл модельных экспериментов по анализу управляемости изделия при движении по ВПП с запаздыванием управляющего сигнала dt для определения максимальной временной задержки управляющего сигнала dt СУДЗ, при которой возможно удержание ЛА в пределах ВПП.

Передаточная функция, заложенная в алгоритмы управления МПК, показана на Рисунке 4.21.

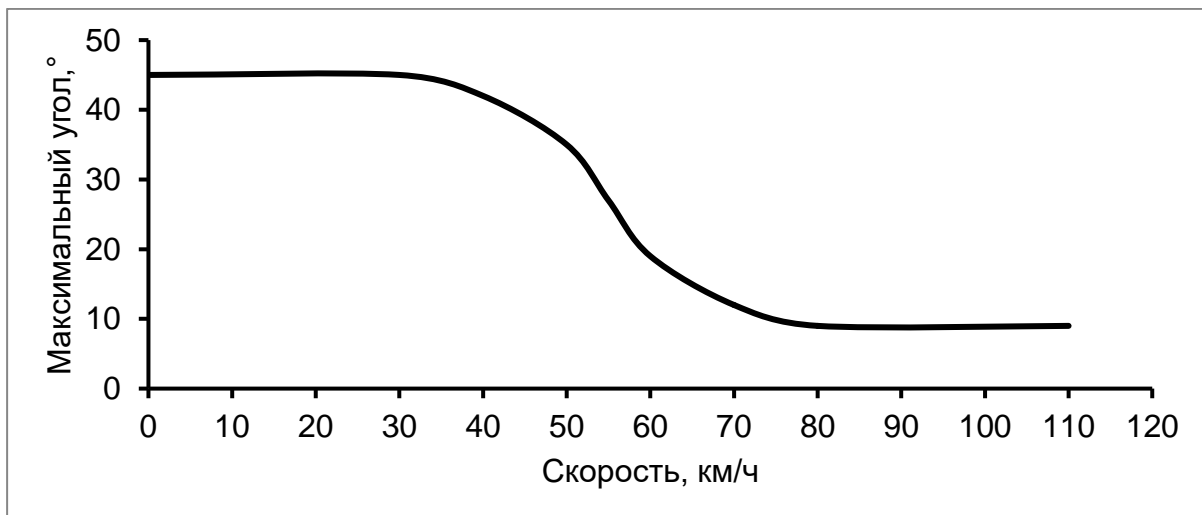


Рисунок 4.21 – Зависимость максимального угла поворота отклоняемой части передней опоры от скорости

Было выполнено моделирование движения изделия по ВПП от момента начала торможения после приземления до полной остановки/схода с ВПП.

Для создания начального возмущения, отклоняющего изделие с заданной, прямолинейной траектории, на участке ВПП введен фрагмент покрытия с пониженным коэффициентом сцепления, на который изделие наезжает колесом правой основной опоры в процессе торможения. Максимальный коэффициент сцепления шин с поверхностью ВПП на всей площади покрытия составляет 0,4, что соответствует сцеплению новой резины с сухим бетоном. На участке создания

начального возмущения этот коэффициент снижается до 0,25, что соответствует сцеплению резины с мокрым бетоном. После появления начального возмущения система управления пытается вернуть изделие на опорную траекторию, лежащую на оси ВПП. При этом в работу МПК вводится задержка, которая соответствует суммарной задержке, накапливаемой от момента, когда появляется отклонение изделия от опорной траектории, до момента, когда формируется управляющий на поворот колес передней опоры. Величина задержки, для которой выполнялся анализ, варьировалась от нулевого значения до 1 секунды. В результате моделирования были получены зависимости параметров движения изделия по ВПП при различных величинах задержки.

Анализ результатов (Рисунки 4.22-4.24), что введение задержки в работу системы МПК приводит к развитию колебательного движения изделия на ВПП относительно опорной траектории (осевой линии ВПП). Колебания происходят как по курсу, так и по величине отклонения изделия от оси ВПП (ΔZ). В случае, когда задержка не превышает значения 0,3 секунды, колебательный процесс носит затухающий характер. В случае, когда задержка составляет от 0,3 до 0,9 секунд, остановка изделия происходит раньше, чем нарастание амплитуды колебаний приведет к сходу с ВПП. В случае, когда задержка больше 0,9 секунды, происходит сход изделия с ВПП или его боковое капотирование на скоростях 30...50 км/ч. Таким образом, определено значение безопасной для сохранения управляемости величины максимальной задержки управляющего сигнала. Для того, чтобы изделие сохраняло управляемость в процессе торможения на после посадочном пробеге по ВПП, суммарная задержка в контуре работы МПК не должна превышать 0,3 сек. Нулевая величина задержки управляющего сигнала не реализуется на изделии технически.

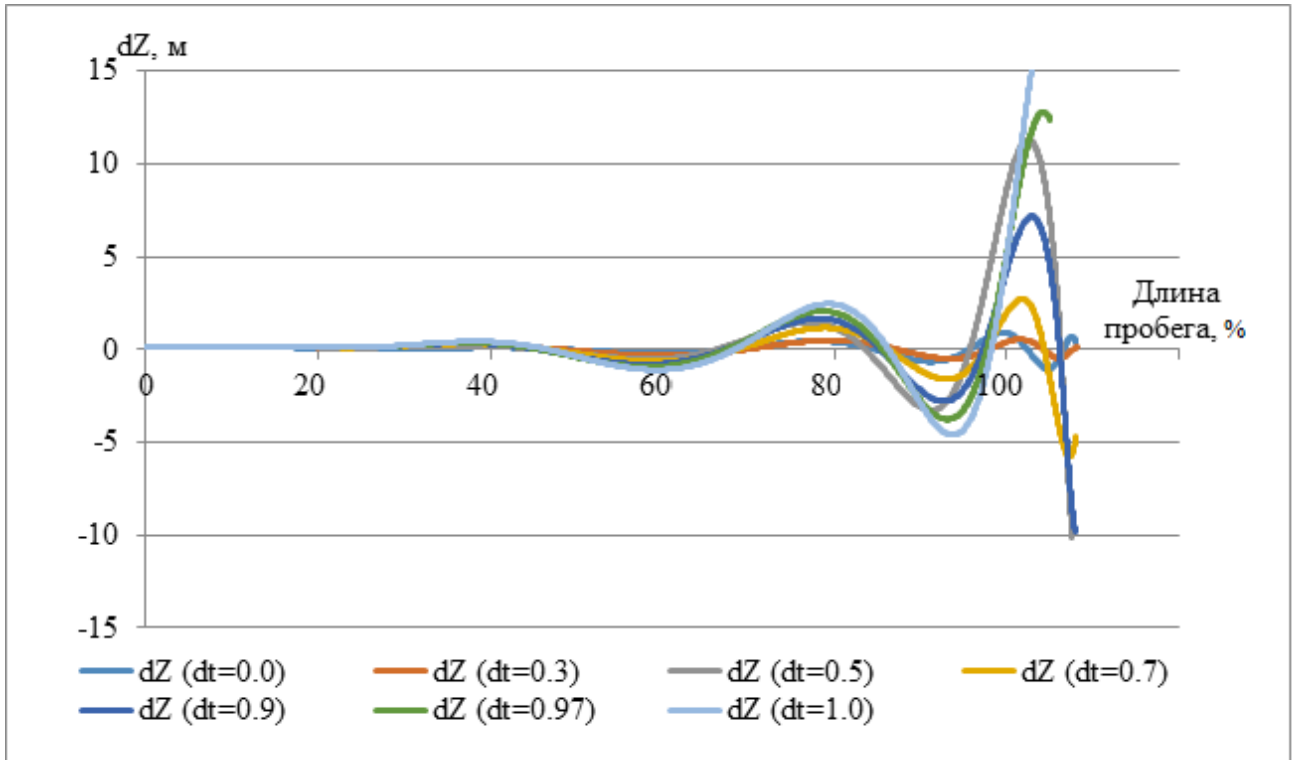


Рисунок 4.22 - Изменение бокового отклонения (dZ) самолета от оси ВПП по длине пробега

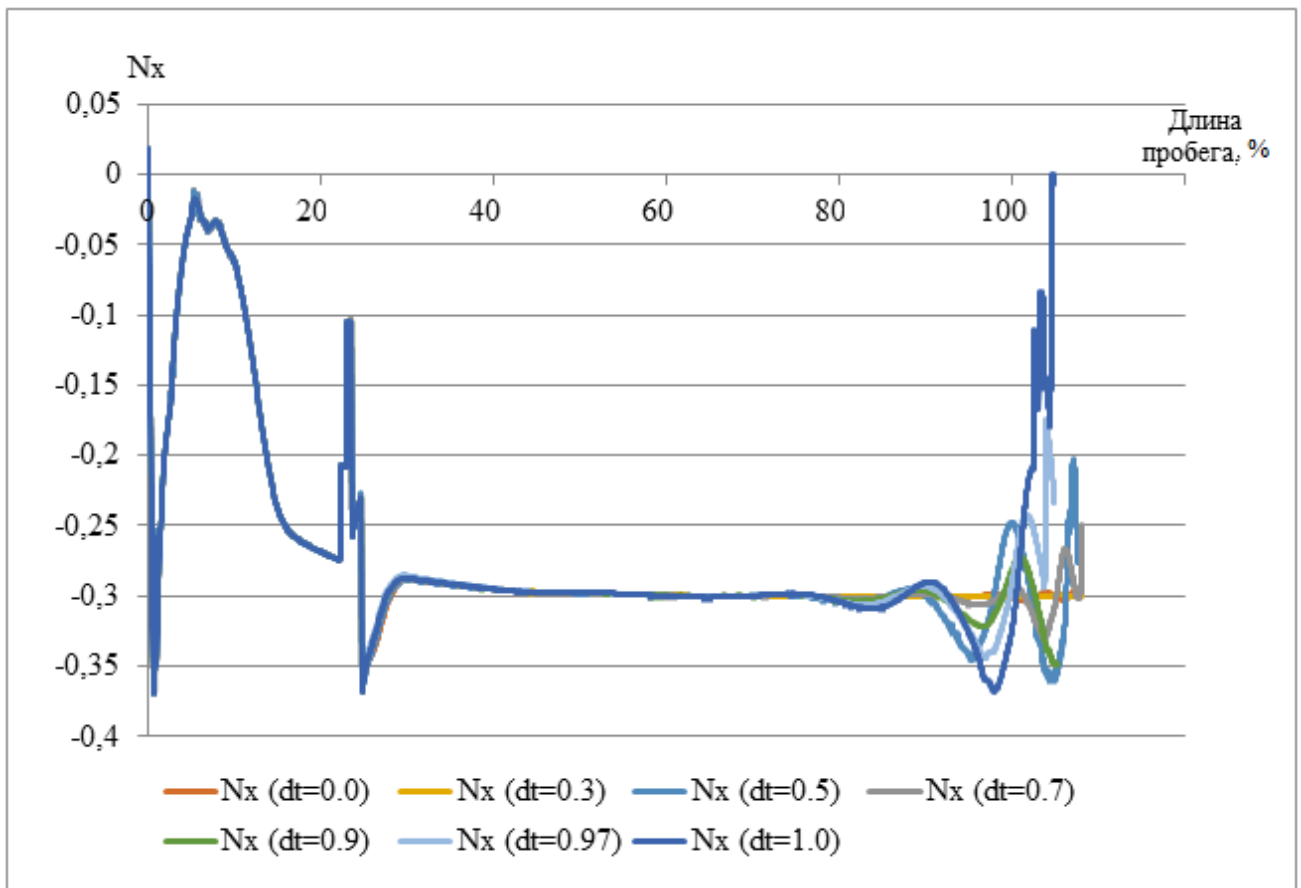


Рисунок 4.23 - Изменение замедления (N_x) самолета по длине пробега

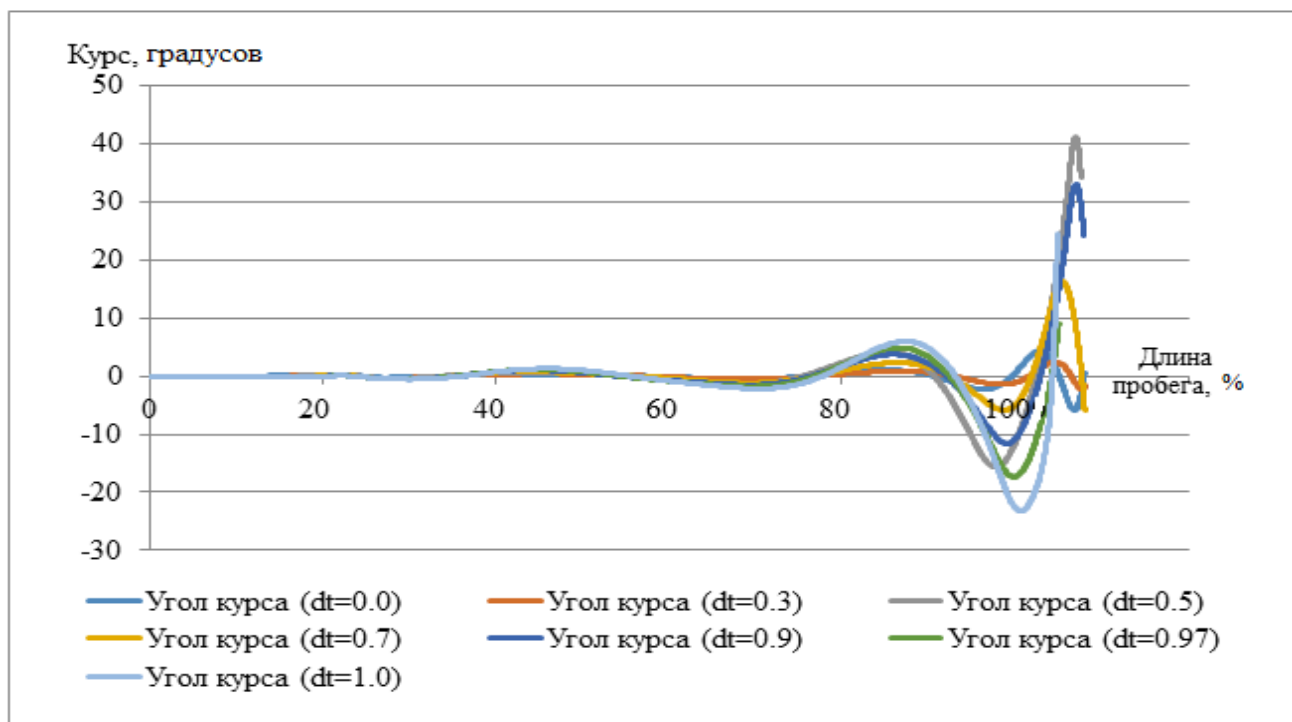


Рисунок 4.24 - Изменение отклонения угла курса от заданного по длине пробега

Выбранная с использованием методики совокупность проектных решений представлена в Таблицах 4.6-4.8.

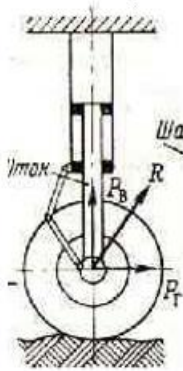
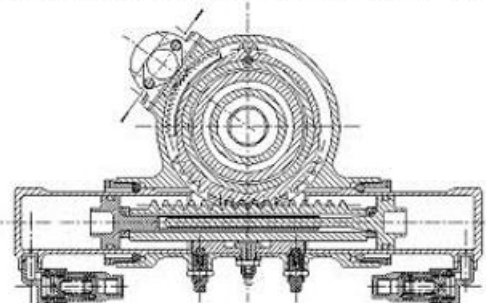

Таблица 4.6 – Полученные проектные решения в части СУДЗ

Для СУДЗ	
Проектное решение	Значения проектных решений
Состав СУДЗ	МПК+СТК
Интеграция подсистем	МПК совместно с СТК $M_{\max}^{\text{упр}} = M_{\text{дифф торм}} + M_{\text{мпк}}$ $F_{\max}^{\text{упр}} = F_{\text{торм}} + F_{\text{тр}}$
Тип/класс <u>антиюзовой</u> системы	Цифровая, по замедлению Максимальное замедление 0,35
Тип датчика <u>антиюзовой</u> системы	Электромагнитный/тахогенератор Время растормаживания системы по нижней границе
Управление ЛА	Смешанное Задержка управляющего сигнала до 0,3 с
Передаточные функции МПК по скорости	Линейная переменная $k_1 = \text{tg}\alpha_1$ $k_2 = \text{tg}\alpha_2$
Режимы торможения	Многорежимная система 4 уровня максимального замедления

Таблица 4.7 – Полученные проектные решения в части СТК

Для СТК	
Проектное решение	Значения проектных решений
Кол-во тормозных колес на 1 ООШ	1, типоразмер КТ196М
Компоновка колес на ООШ	Одноосная 
Кол-во колес на ПОШ	2, типоразмер КН35
Кол-во тормозных колес на ПОШ	-
Тип тормоза	Многодисковый 
Привод тормоза	Гидравлический Быстродействие привода 0,15...0,2с Время затормаживания 1,0...1,2 с Время растормаживания 0,7...0,85 с
Материал теплопоглотителя	Моноуглеродный УФМ Удельная энергоемкость от 500 до 750 кДж/кг Перепад температур до 650 °С Плотность 1870 кг/м ³ Удельная теплоемкость 0,24 кКал/кг*°С 
Компоновка тормоза	Выносной Ширина колеса лимитирована шириной тормоза 
Охлаждение тормозов	Электровентильатор Максимальная удельная энергоемкость-по верхней границе
Термозащитный экран	-
Прочие средства торможения	Отсутствуют

Таблица 4.8 – Полученные проектные решения в части МПК

Для МПК	
Проектное решение	Значения проектных решений
Тип ПОШ	Управляемая Взлетный вес до 5000 кгс
Схема ПОШ	Телескопическая схема Коэффициент запаса на трение 1,15 Вынос 30 мм 
Привод управления поворотом ПОШ	Гидравлический
ИМ СПКПО	Рейка-шестерня Коэффициент типа конструкции 1,9 Диапазон углов поворота ПОШ $\pm 35^\circ$ 
Количество ИМ	1 Коэффициент учета количества приводов 1
Основной конструкционный материал	Высокопрочная сталь $\rho = 7770 \text{ кг/м}^3$ Коэффициент типа материала 10^{-3}
Компоновка привода СПКПО	Поперечно 

Таким образом, работоспособность методики подтверждена решением практической задачи выбора проектных решений в части СУДЗ ограниченно-маневренного ЛА с получением следующих результатов:

- в части СТК обоснован возможный переход на меньший типоразмер колес ОО. Расчетное снижение массы системы торможения на 50 кг (14,2%).

- в части МПК изменен тип привода исполнительного механизма с двухречного на одноречный, что обеспечило снижение массы МПК на 7,84 кг (19,3%). Реализовано на практике при создании опытного образца изделия.

- в части характеристик движения по ВПП выполнена доработка алгоритмов системы торможения (снижение тормозного давления для исключения рывковых колебаний в курсовом канале) и поворота колес передней опоры (изменена передаточная функция угла поворота по скорости и диапазон углов поворота колес согласно графикам на Рисунках 4.25-4.26, изменены коэффициенты чувствительности функции автоматического управления МПК, что сократило амплитуду боковых колебаний при случайном возмущении Δz на 40%) для минимизации курсовой «раскачки». Определено значение максимальной задержки в контуре управления МПК, обеспечивающей удержание самолета на ВПП. Выполнена оценка предельной величины рассогласования управляющего сигнала по целевой математической модели на параметрических тестах (критерий-сход ЛА с ВПП). Подтверждено соответствие доработанных систем управления движением по земле требованиям ТТЗ по базированию на аэродроме заданного класса.

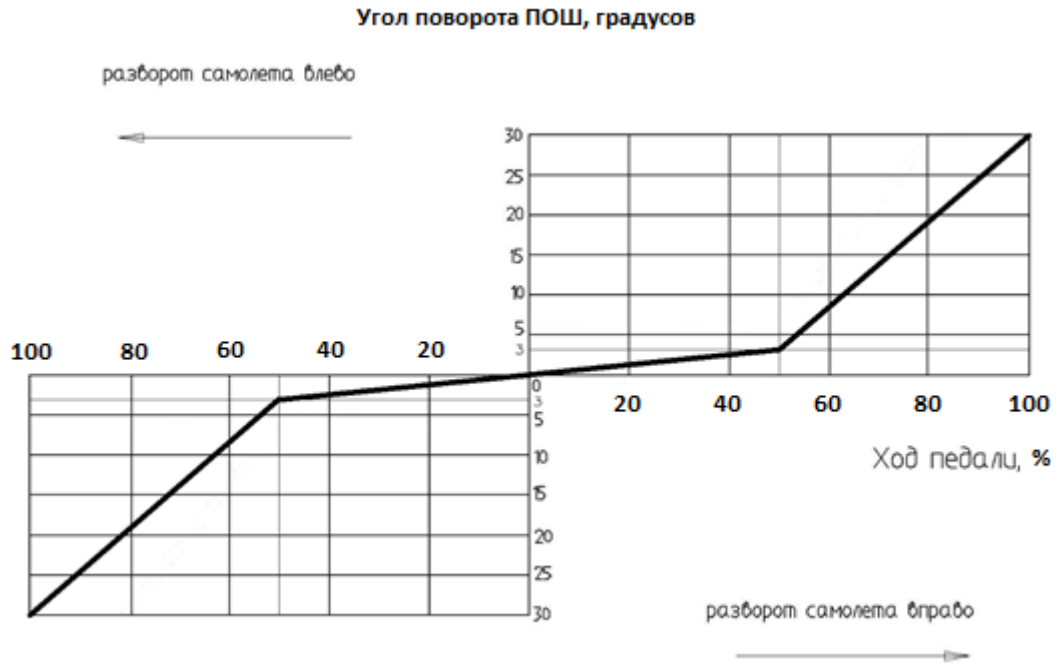


Рисунок 4.25 - Исходная передаточная функция поворота МПК по скорости

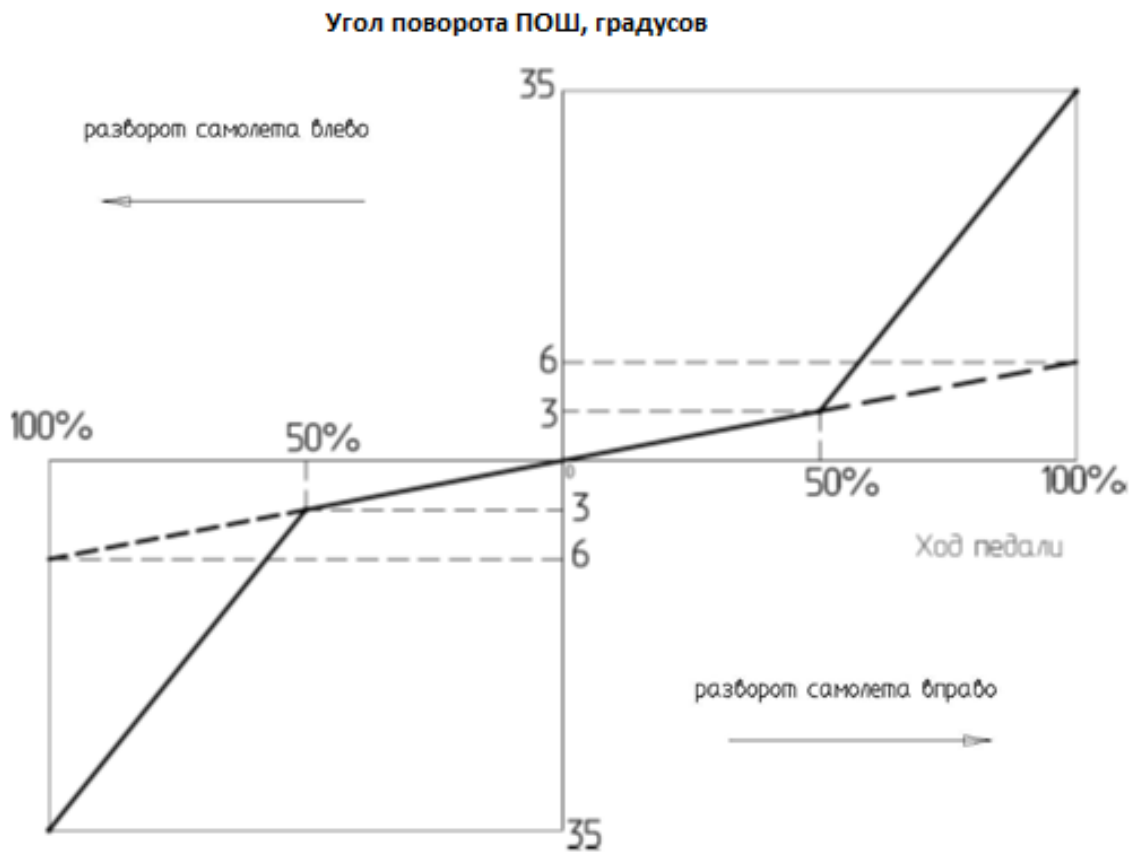


Рисунок 4.26 - Полученная передаточная функция поворота МПК по скорости

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного исследования разработана методика выбора рациональных проектных решений систем управления движением самолета по земле с использованием имитационного моделирования, позволяющая на начальных этапах проектирования систем управления движением по земле самолетов с нестандартными пропорциями шасси оптимизировать проектные решения, обеспечивая выполнение требований тактико-технического задания в части взлётно-посадочных характеристик. Для самолетов со стандартными пропорциями шасси методика позволяет повысить качество проектирования за счет повышения полноты оценки характеристик и ограничений при движении по земле, а также большей степени достоверности данных для последующих этапов проектирования.

В приведенных материалах диссертационной работы выполнен анализ особенностей движения по земле ЛА с нестандартной геометрией шасси. Выявлены и систематизированы в матрицы ключевые проектные решения, определяющие характеристики движения по земле. Рассмотрены работы по проектированию агрегатов и систем шасси, на основании анализа которых сделан вывод о необходимости включения в этап проектирования оценки работы СУДЗ средствами математического моделирования. Приведено построение математической модели движения по земле и матрицы расчетных ситуаций для ее использования проектировщиком. Модули методики и математическая модель верифицированы, а также показан пример практической реализации методики.

Основные новые результаты, полученные автором в ходе исследования, состоят в следующем:

1. На основании систематизации и анализа известных проектных решений сформированы матрицы проектных решений, определяющих характеристики и ограничения при движении по земле. В матрицах приведены дополнительные сведения по граничным условиям применения проектных решений, их характеристикам и расчетным коэффициентам.

2. Разработана целевая математическая модель для исследования динамики движения самолета по ВПП, учитывающая неоднородность покрытия

ВПП, параметры амортизационной системы, массово-инерционные свойства самолета, геометрические параметры шасси, а также способы взаимодействия и упрощенные алгоритмы управления подсистемами СУДЗ;

3. Проведена отладка и верификация математической модели путем сопоставления результатов натурных испытаний ЛА, записанных на бортовые накопители системы регистрации параметров, с выходными данными моделирования в процессе моделирования. Полученная погрешность оценки составляет 3,5...8 %, что достаточно для решения проектировочных задач;

4. Разработана матрица расчетных ситуаций для оценки характеристик устойчивости/управляемости и эксплуатационных ограничений при движении по земле, согласно которой затем выполнено моделирование в рамках методики. Настройка математической модели позволяет имитировать различные ситуации из матрицы расчетных ситуаций;

5. Определено влияние проектных решений на движение по земле по результатам параметрического моделирования, построены модули интерпретации результатов и доработки систем, представляющие для проектировщика систему «ключей» для решения проектных задач;

6. Разработан комплекс критериев, алгоритмов, таблиц и номограмм, приведены расчетные зависимости, составляющие в совокупности методику выбора рациональных проектных решений с использованием математического моделирования.

Работоспособность методики подтверждена решением практической задачи с получением Акта внедрения.

Предложенный подход позволяет получить следующие практические преимущества:

- Уменьшить дистанцию пробега за счет повышения эффективности работы тормозной системы (поднять уровень среднего замедления с учетом обеспечения характеристик устойчивости и управляемости).

- Повысить устойчивость и управляемость ЛА, в том числе и при движении по ВПП с неоднородными сцепными свойствами (нерасчищенный снег, лед и т.п.).

- Расширить область допустимых условий эксплуатации с точки зрения ограничений по величине бокового ветра

- Увеличить безопасность полетов;
- Исключить курсовые колебания самолета, предельным случаем которых является сход с ВПП и боковое капотирование;
- Добиться повышения весовой отдачи за счет выбора рациональной конфигурации и типа силовых приводов.

В диссертации содержится решение научной задачи и изложены новые научно обоснованные технические разработки, имеющие значение для развития авиационной промышленности.

Перспективы дальнейшей разработки темы состоят в совершенствовании функционала математической модели путем использования больших вычислительных мощностей (суперкомпьютерные технологии) и в расширении базы данных типоразмеров колес за счет использования базы данных каталогов авиационных колес различных производителей, в том числе зарубежных.

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ И ОБОЗНАЧЕНИЙ

БПЛА - беспилотный летательный аппарат

ВПП – взлетно-посадочная полоса

ВПУ – взлетно-посадочные устройства

ВПХ - взлетно-посадочные характеристики

КСС – конструктивно-силовая схема

ЛА – летательный аппарат

МПК – механизм поворота колес

МПР – матрицы проектных решений

МРС – матрица расчетных ситуаций

МЦХ – массово-центровочные характеристики

НИР – научно-исследовательские работы

ОКР – опытно-конструкторские работы

ООШ – основная опора шасси

ПОШ – передняя опора шасси

СБИ – средства бортовых измерений

СТК – система торможения колес

СУДЗ – система управления движением по земле

ЦМ – центр масс

b – база шасси

k – колея шасси

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алямовский А. А. SolidWorks Simulation. Как решать практические задачи . — СПб.: БХВ-Петербург, 2012. — 448 с.
2. Афанасьев А. Ю.Ю Каримов А.Р., Студнева Е.Е. Мотор-колесо для самолета // «Известия ВУЗов. Авиационная техника». – 2019. - № 4. - С. 4-8.
3. Беспалов В. А. Комплексная методика проектирования шасси самолета. Автореферат кандидатской диссертации на соискание степени КТН. - Нижний Новгород, 1996. - 35 с.
4. Бехтина Н.Б. Применение усовершенствованной математической модели работы шасси в системе математического моделирования для расследования инцидента при посадке самолета Ту-154. Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность, № 138, 2009. - С. 183 – 190.
5. Богачева Н. А., Жуков А. Д. Алгоритм управления торможением самолета на пробеге // «Мехатроника, автоматизация, управление». - 2006. - № 11. - С. 6—9.
6. Богачева Н. А., Жуков А. Д., Жуков С. А. Полунатурное моделирование системы антиюзовой автоматики самолета // «Известия ВУЗов. Приборостроение». - 2011. - том 54. № 11. - С. 62—65.
7. Богачева Н. А., Жуков А. Д., Коновалов А. С. Авиационные системы антиюзовой автоматики. Учебное пособие. СПб.: СПбГУАП, 1999.-84 с.
8. Бойко О. Г. Надежность функциональных систем самолетов гражданской авиации: монография. М. : РАН, 2009. 119 с.
9. Бойко О. Г., Фурманова Е. А., Шаймарданов Л. Г. Экспериментальное исследование процесса изменения надежности восстанавливаемых систем // «Надежность и качество: труды Международного симпозиума». – 2014. - С. 87–90.
10. Бойко О. Г., Шаймарданов Л. Г. Использование метода Монте-Карло для моделирования процесса изменения безотказности восстанавливаемых систем // «Проблемы машиностроения и надежности машин». - 2016. - № 1. - С. 100–104.

11. Бондарец А.Я., Крееренко О.Д. Использование нейронной сети для идентификации параметров математической модели самолета по данным из летных экспериментов // «Сборник докладов международной научно-технической конференции «Новые рубежи авиационной науки». 2007. - С. 29-37.
12. Бондарец А. Я., Крееренко О. Д. Использование нейросетей для идентификации параметров торможения колес самолета на взлетной полосе, покрытой осадками // «Известия Южного федерального университета. Технические науки». - 2008. - Тематический выпуск. - С. 124-135.
13. Бураков М. В., Кирпичников А. П. Нечеткий регулятор для нелинейного объекта // «Вестник Казанского технологического университета». - 2015. - № 4. - С. 242–244.
14. Бураков М. В., Коновалов А. С. Нечеткое управление автомобильной антиблокировочной системой // «Информационно-управляющие системы». - 2016. - № 2. - С. 35–41.
15. Бураков М. В., Коновалов А. С., Яковец О. Б. Эволюционный синтез нечетких регуляторов // «Информационно-управляющие системы». - 2015. - № 6. - С. 28–33.
16. Виноградов А.П. Оценка эксплуатационно-технического состояния цементно-бетонных покрытий аэродромов // «Труды ГосНИИ ГА. Аэродромные сооружения, механизация производственных процессов аэропортов». - 1984. - Вып. 237. - С. 11 – 13.
17. Гамулин М. А. Способ управления интерцепторами на пробеге // «Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность». -2000. - № 103. - С. 162 – 170.
18. Ганин С. М., Карпенко А. В., Колногоро В.В., Петров Г.Ф. Беспилотные летательные аппараты. СПб: Невский Бастион, 1999. – 159 с.
19. Гарганеев А. Г., Харитонов С. А. Техничко-экономические оценки создания самолета с полностью электрофицированным оборудованием // «Доклады ТУСУРа». - 2009. - №2. - С. 44-41.

20. Гликман Б.Ф. Математические модели пневмогидравлических систем.- М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. - 368 с.
21. Гончаров П. С., Артамонов И. А., Халитов Т. Ф., Денисихин С. В., Сотник Д. Е. NX Advanced Simulation. Инженерный анализ . – М.: ДМК Пресс, 2012. – 504 с.
22. Гончаров П.С., Артамонов И.А., Халитов Т.Ф., Денисихин С.В., Сотник Д.Е. NX Advanced Simulation. Практическое пособие. – М.: ДМК Пресс, 2014. – 112 с.
23. Гоздек В. С. Об уравнениях качения колеса с упругой пневматической шиной // «Ученые записки ЦАГИ». 1984. - том 15, № 2. - С. 90-99.
24. Гребенкин А.В. Оценка влияния разрушения пневматиков колес передней опоры шасси при посадке самолета Ту-334-100 на ВПП различного состояния // «Научный Вестник МГТУ ГА». -2011. - № 172. - С. 12 – 18.
25. Гребенкин А.В., Костин С.А., Лушников А.А. Математическое моделирование автоматической посадки самолёта ТУ-204СМ в широком диапазоне ожидаемых условий эксплуатации // «Universum: Технические науки: электронный научный журнал». - 2018. - № 5(50). URL: <http://7universum.com/ru/tech/archive/item/5908>.
26. Гребёнкин А.В., Лигум Д.В. Оценка влияния состояния взлётно-посадочной полосы и бокового ветра на характеристики прерванного взлёта и посадки регионального самолёта с отказавшим критическим двигателем // «Проблемы подготовки специалистов для гражданской авиации и повышения эффективности работы воздушного транспорта: сборник материалов Международной научно-практической конференции 18-19 ноября 2010 г». - Ульяновск: УВАУ ГА(И). - 2010. – С.30 -32.
27. Дедков В.К. Исследование взаимодействия пневматика тормозного колеса с поверхностью при высоких скоростях качения. АН СССР. Научный совет по трению и смазке. Выпуск. Трение твердых тел. М.: Наука, 1964. – с. 5 –26.
28. Долгов О. С., Сафоклов Б. Б., Смагин А. А. Диагностика и прогнозирование ресурса взлетно-посадочных устройств с использованием

искусственных нейронных сетей // «Известия вузов. Авиационная техника».- 2022. - №2. –С.3-10.

29. Донской Д.А. Методы искусственного интеллекта: искусственные нейронные сети: учеб. пособие. - Пенза: ИИЦ ПГУ, 2007. – 188 с.

30. Дубинский В. И., Кунбутаев Л. М., Пелешанко С.П., Секунов В. В., Телушко Н. И., Хомутов В. В. Системы самолета-истребителя типа МиГ-29. Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 1997. – 88 с.

31. Житомирский Г. И. Конструкция самолетов . Учебник для студентов авиационных специальностей ВУЗов. М., изд-во Машиностроение, 1991.- 400 с.

32. Зосимов А. Г., Медведев В. Л., Шаймарданов Л. Г. Надежность функциональных систем длительно эксплуатирующихся самолетов гражданской авиации // «Вестник СибГАУ». - 2006. - № 6(13). - С. 107–112.

33. Капустин А. Г. Самолеты нового поколения // «Наука и инновации». – 2019. - №9 (199). - С. 16-20.

34. Коконин С.С., Крамаренко Е.И., Матвеев А.М. Основы проектирования авиационных колес и тормозных систем - М. Изд-во МАИ, 2007. – 264 с.

35. Кольшев Е. С., Крапивко А. В. Экспериментальные методы определения динамических характеристик опор шасси самолета // «Вестник Московского авиационного института». - 2019. - Т. 26. № 4. - С. 66-80. DOI: 10.34759/vst-2019-4-66-80.

36. Кондрашов Н. А. Проектирование убирающихся шасси самолетов. М., изд-во Машиностроение, 1991 г, 223 с.

37. Коновалов А. С., Шумилов П.Е. Применение нечеткой логики в авиационных системах антиюзовой автоматики // «Информационно-управляющие системы». - 2003. - № 5. - С. 12–17.

38. Крагельский И.В., Виноградова И.Э. Коэффициенты трения.: Справочное пособие. – М.: Машгиз, 1962.-31 с.

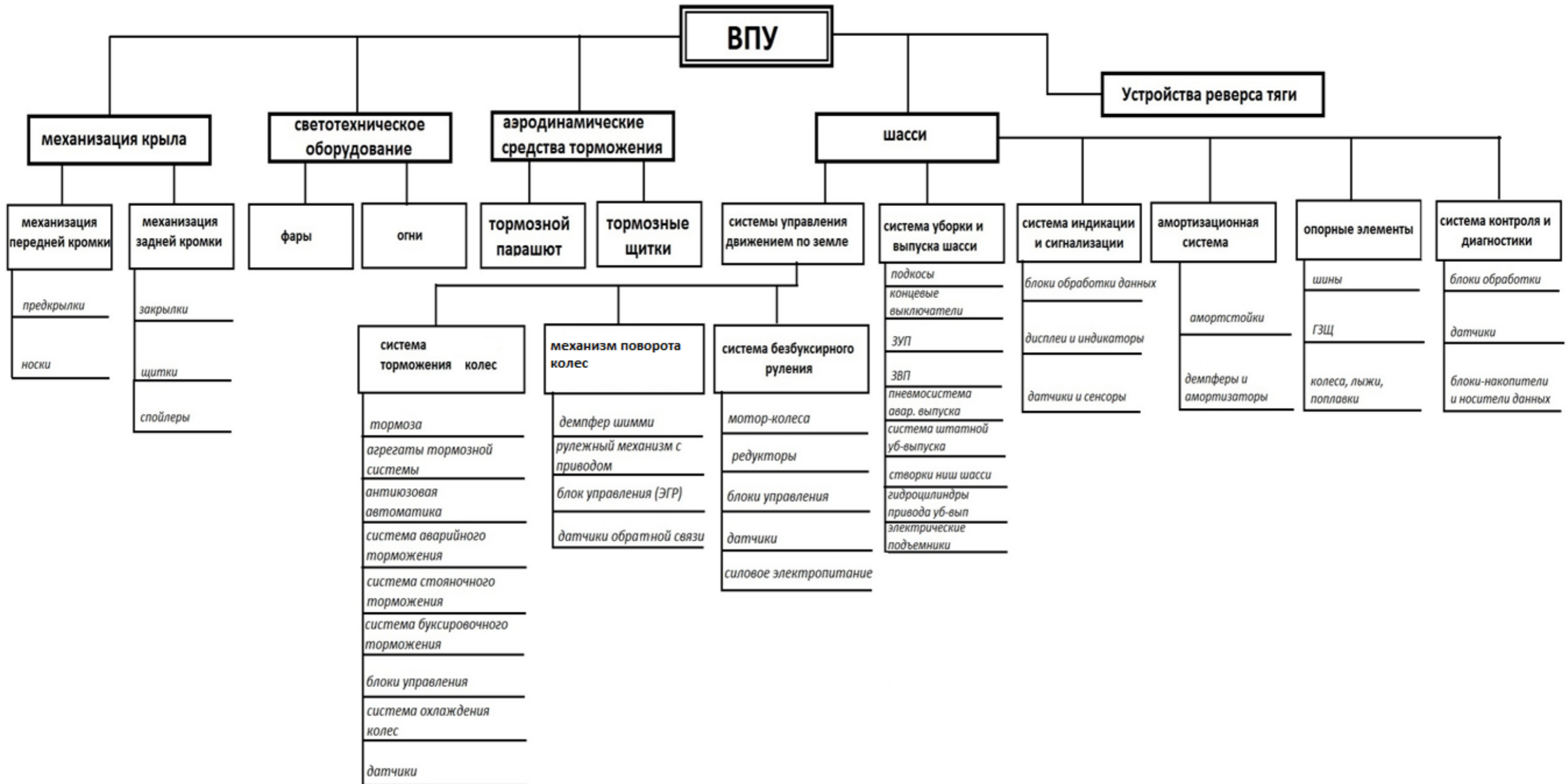
39. Кубланов М.С. Основы математического моделирования динамики различных видов авиационных шасси // «Научный Вестник МГТУ ГА, серия Аэромеханика и прочность». - № 97. - 2006. - С. 88 – 93.
40. Кубланов М.С. Математическое моделирование задач летной эксплуатации воздушных судов на взлете и посадке: монография. - Москва: РИО МГТУ ГА, 2013. - 270 с.
41. Кубланов М.С., Бехтина Н.Б. Особенности взаимодействия авиационных шасси с взлетно-посадочными полосами // «Вопросы строительной механики и надежности машин и конструкций: сб. научных трудов». –2008. - С. 60 – 71.
42. Кубланов М.С., Бехтина Н. Б. Математическое моделирование неоднородного состояния взлетно-посадочных полос при решении задач обеспечения безопасной эксплуатации тяжелых транспортных самолетов // «Научный вестник МГТУ ГА». - №154. - 2010 г. - С.152-154.
43. Лапшин Э. В. Силы, возникающие при касании колес летательного аппарата с взлетно-посадочной полосой // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». - 2017. - Том 1. – С. 257-259.
44. Лапшин Э. В. Этапы движения по взлетно-посадочной полосе для создания модели летательного аппарата // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». - 2017. - Том 1. – С. 255-257.
45. Ларькин Е.И., Ягольницкий Е.В. Качение упругой пневматической шины с проскальзыванием // «Ученые записки ЦАГИ». – 1986. - № 6 .- С. 69-77.
46. Мозоляко А.В., Акимов А.Н., Воробьев В.В. Проблемы предотвращения выкатывания гражданских воздушных судов на этапе пробега по ВПП // «Научный Вестник МГТУ ГА». – 2014. - № 204. - С. 74 – 77.
47. Мотор-колесо: пат. 2673587 Рос. Федерация, № 2017144340; заявл. 18.12.2007; опубл. 8.10.2018, Бюл. № 28.
48. Надараиа Ц. Г., Шестаков И. Я., Фадеев А. А. Привод колеса шасси самолёта // Вестник Московского авиационного института. - 2017. - Т. 24. № 3. - С. 109-113.

49. Погосян М. А., Лисейцев Н.К., Стрелец Д. Ю. и др. Проектирование самолетов. Издание 5-е. М., изд-во Инновационное машиностроение, 2018 г, 864 с.
50. Подружин Е. Г., Загидулин А. Р., Шинкарёв Д. А. Моделирование копровых испытаний опоры шасси магистрального самолета // Вестник Московского авиационного института. - 2021. - Т. 28. № 4. - С. 106-117. DOI: 10.34759/vst-2021-4-106-117
51. Попов Д. Н. Динамика и регулирование гидро- и пневмосистем. Учебник для машиностроительных ВУЗов. М., «Машиностроение», 1976 г, - 424 с.
52. Попов П. М. Принципы построения систем автоматического управления применительно к управлению летательными аппаратами.: Учебное пособие. Ульяновск: УлГТУ, 2000. 52 с.
53. Попов П.М., Попов С.П. Верификационные методы анализа оптимального управления процессами и системами - Ульяновск: УлГТУ, 2001.- 194 с.
54. Рычков С. П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran . – М.: ДМК Пресс, 2013. – 784 с.
55. Сайт Популярная Механика / «Зеленая» система руления EGTS: Экономия топлива и времени [Электронный ресурс]. – М. : М, 2013. Режим доступа: <https://www.popmech.ru/technologies/14363-zelenaya-sistema-ruleniya-egts-ekonomiya-topliva-i-vremeni/>, свободный. – Загл. с экрана.
56. Сайт Технодинамика / Генератор ГСР-90/120 .М.:2016. Режим доступа:http://www.technodinamika.ru/competencies/production/agregaty_sistemy_elektrosnabzheniya/gsr-90-120/?sphrase_id=19745, свободный. – Загл. с экрана.
57. Смагин А.А., Долгов О.С. Интегральный контур управления шасси как средство повышения устойчивости и управляемости самолетов нетрадиционных схем при движении по земле // «Качество и жизнь». - 2020. - №3. - С.77-83.
58. Смагин А. А., Клягин В.А. Методика формирования проектных решений в части систем управления движением по земле для трехопорного шасси самолета // Вестник Московского авиационного института, 2023. - №2. – С. 54-65




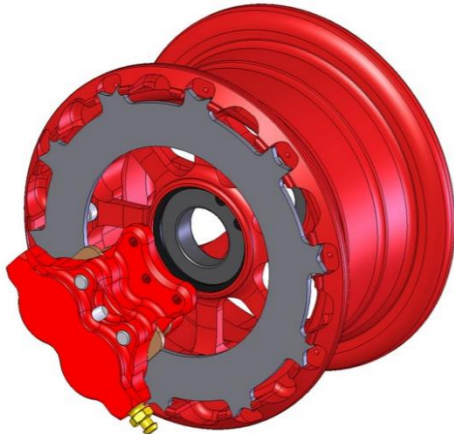

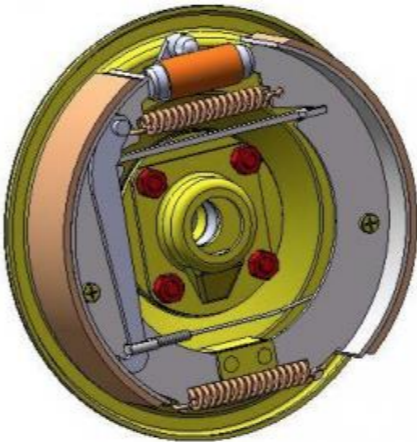
59. Торопов А.Н., Панферов С.В., Тренин Н.А. Нечеткий контроллер для модернизации тормозной системы самолета Ил-76 // «Вестник ЮУрГУ. Серия «Компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника». - 2017. - Т. 17, № 1. - С. 112–118.
60. Фетисов В. С., Неугодникова Л. М., Адамовский В.В., Красноперов Р. А. Беспилотная авиация: терминология, классификация, современное состояние. Уфа: ФОТОН, 2014. – 217 с.
61. Фурманова Е. А., Бойко О. Г., Шаймарданов Л. Г. К вопросу о моделировании процесса отказов–восстановлений в функциональных системах самолетов гражданской авиации // «Авиамашиностроение и транспорт Сибири»: сб. ст. IV Всерос. научн.-техн. конф. Иркутск : ИрГТУ, 2014. С. 154–162.
62. Хачатуров А.М., Матвеев А.М., Копьев Д.Е., Кац Я.И. Аэродромные системы торможения самолетов / Под ред. А.М. Матвеев – М.: Машиностроение, 1984.-213 с.
63. Шаймарданов Л. Г. Некоторые проблемы безопасности полетов и состояния самолетного парка гражданской авиации // «Вестник СибГАУ». – 2007. - № 1(14). - С. 84-87.
64. Шеин Е.В., Рыжова И.М. Математическое моделирование в почвоведении. Учебник.-М.: «ИП Маракушев А. Б.», 2016,-377 с.
65. Шипов Д. Н. Начальные шаги работы с MSC.Adams/View. Обучающее руководство. – М.: ДМК-Пресс, 2003. - 59 с.
66. Шумилов И.С. Математическое моделирование системы торможения колес шасси магистрального самолета // «Машины и Установки: проектирование, разработка и эксплуатация». МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. - 2016. - № 01. - С. 24–42. DOI: 10.7463/aplts.0116.0821017
67. Эллис Д.Р. Управляемость автомобиля: Пер. с англ. – М.: Машиностроение, 1975.-231 с.
68. Яковлев А.И. Конструкция и расчет электромотор-колес. М.: Машиностроение, 1981. 191 с.


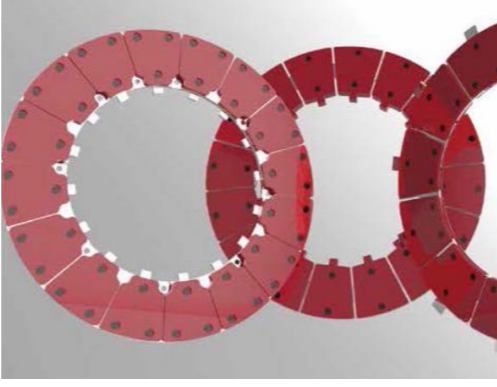

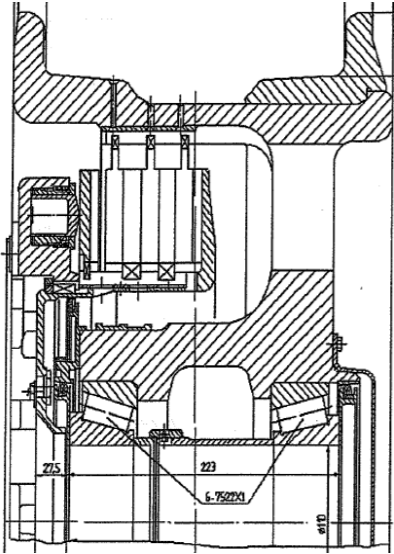
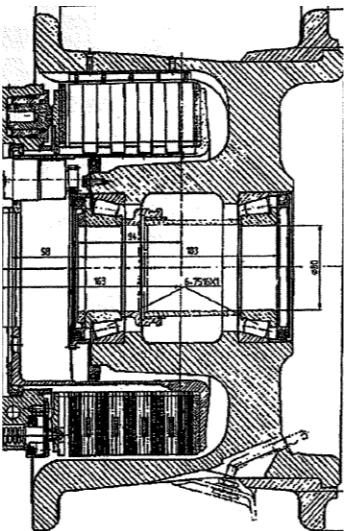
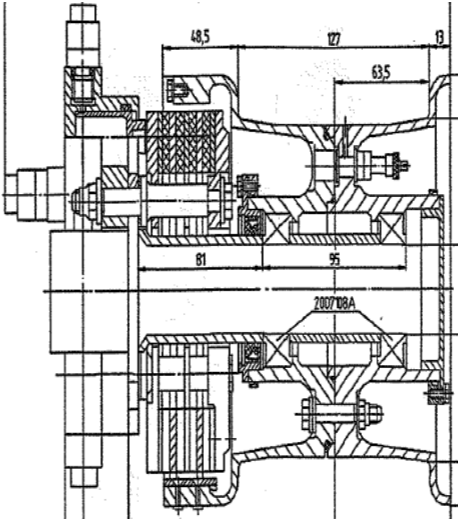
69. Ямковенко Д. П., Даценко Ю. Г., Лучинкина Т.Б. Каталог «Авиационные колеса», издание второе. – М.:АК Рубин, 2010. – 114 с.
70. Conway H.G. «Landing gear design». - Georgia: American Institute of Aeronautics, 1958. - 850 p.
71. Donald W. S. Young, Burkhard Ohly. European Aircraft Steering Systems. Vol. 94, Section 6, 1985. - p. 881-894
72. Fabrizio Re, Uwe Klingauf, Stephan Rinderknecht. Model-based Optimization, Control and Assessment of Electric Aircraft Taxi Systems: dissertation; Darmstadt, 2017. – 189 p.
73. Norman S. Currey. Aircraft landing gear design. Principles and practices. Washington: AIAA Education Series, 1988.-373 p.
74. Reg Austin. Unmanned Aircraft Systems. Design, development and deployment. Wiltshire, UK: WILEY, 2010, 332 p.
75. Smagin A.A., Dolgov O.S., Safoklov B.B. Method for increasing the stability and controllability when moving on the ground of an UAV of an aerodynamic scheme of a flying wing // «International Journal of Sustainable Aviation». - 2021. - vol.7 No 2. - P. 57-75.
76. Wang Aping, Wu Hao, Cao Sijia, et al. Research on a miniaturized and high load nose wheel steering system for aircraft // «Aviation Precision Manufacturing Technology». – 2017. - vol. 53(2). - p. 38-41.
77. Yaoxing Shang, Xiaochao Liu, Zongxia Jiao, Shuai Wu. A novel integrated self-powered brake system for more electric aircraft // «Chinese Journal of Aeronautics». – 2018. - vol. 31(5). - p. 976–989.
78. Zhang Ming, Li Chuang, Wu Xin, Zhu Yin. All-electric aircraft nose wheel steering system with two worm gears // «Transactions of nanjing university of aeronautics and astronautics». – 2018. - vol. 31(5). - p. 170–180.
79. Zhang Ming, Rongmin Jiang, Hong Nie. Design and test of dual actuator nose wheel steering system for large civil aircraft // «Hindawi Publishing Corporation. International Journal of Aerospace Engineering». - Volume 2016. - p. 13-27. <http://dx.doi.org/10.1155/2016/1626015>.

ПРИЛОЖЕНИЕ А. Структурная схема взлетно-посадочных устройств

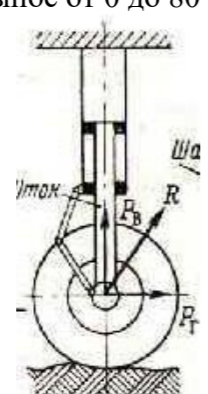
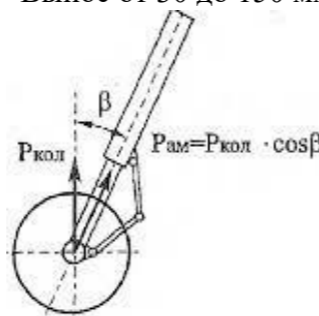
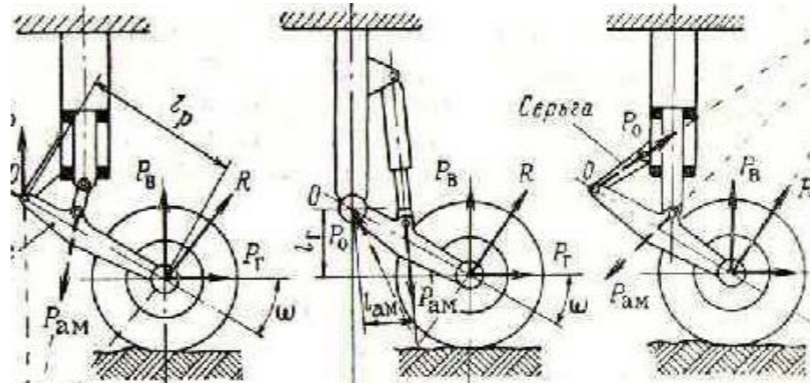
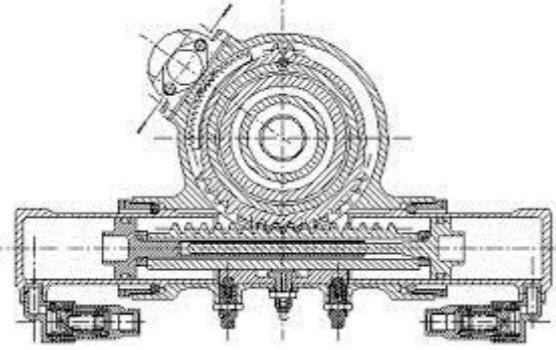
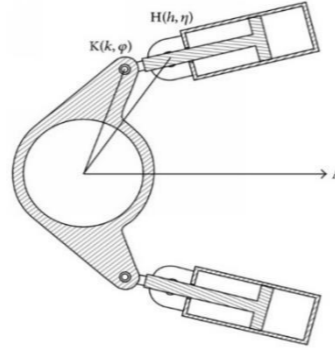
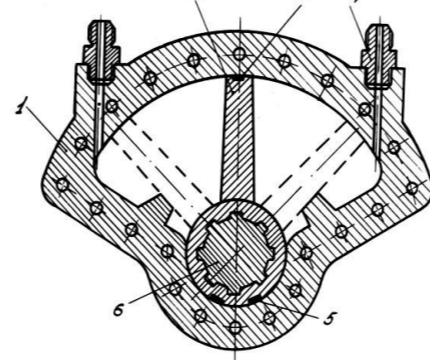
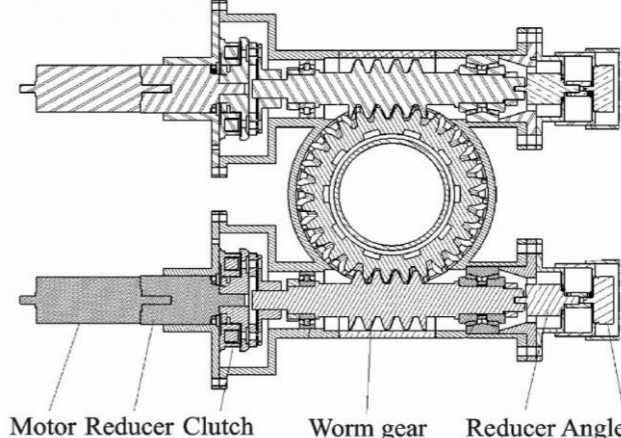




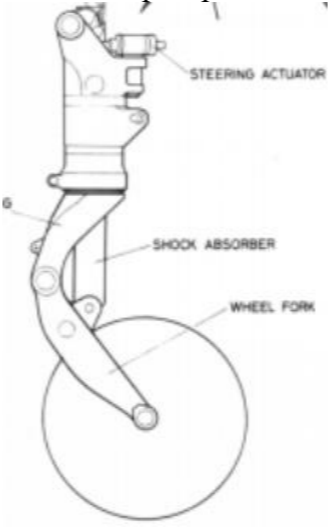
ПРИЛОЖЕНИЕ Б. Матрица проектных решений СТК

Проектные решения	Значения проектных решений	Значения проектных решений	Значения проектных решений	Примечание
Кол-во тормозных колес на 1 ООШ	1	2	2	Определяет компоновку опоры шасси, распределение нагрузки и типоразмеры колес
Компоновка колес на ООШ	Одноосная 	Одноосная 	Двухосная 	Определяет компоновку опоры шасси
Кол-во колес на ПОШ	1	2	-	Определяет компоновку опоры шасси, распределение нагрузки и типоразмеры колес
Кол-во тормозных колес на ПОШ	1	2	-	Определяет возможность включения в процесс торможения дополнительных колес
Тип тормоза	Ододисковый 	Многодисковый 	Барабанный 	Определяет моментные характеристики тормоза $a_{\text{торм}} = \frac{z_{\text{ТК}} M_{\text{экспл}}^{\text{торм}}}{R_{\text{обж колес}} G_{\text{пос}}}$ где $a_{\text{торм}}$ - уровень тормозного замедления ЛА, z - количество тормозных колес, $M_{\text{экспл}}^{\text{торм}}$ - эксплуатационный тормозной момент, $R_{\text{обж колес}}$ - радиус обжатого колеса, $G_{\text{пос}}$ - посадочный вес ЛА
Привод тормоза	Гидравлический Быстродействие привода 0,15...0,2с Время затормаживания 1,0...1,2 с Время растормаживания 0,7...0,85 с	Пневматический Быстродействие привода 0,2...0,35с Время затормаживания 1,2...1,6 с Время растормаживания 0,75...0,9 с	Электрический Быстродействие привода 0,1...0,18с Время затормаживания 0,8...1,1 с Время растормаживания 0,6...0,75 с	Определяет быстродействие тормозной системы

<p>Материал теплопоглоителя</p>	<p>Моноуглеродный УФМ Удельная энергоемкость от 500 до 750 кДж/кг Перепад температур до 650 °С Плотность 1870 кг/м³ Удельная теплоемкость 0,24 кКал/кг*°С</p> 	<p>Металлокерамика/сталь Удельная энергоемкость от 150 до 250 кДж/кг Перепад температур до 600 °С Плотность 4000...4800 кг/м³ Удельная теплоемкость 0,18 кКал/кг*°С</p> 	<p>Фрикционные полимеры Удельная энергоемкость от 75 до 120 кДж/кг Перепад температур до 380 °С Плотность 2000...2500 кг/м³ Удельная теплоемкость 0,12...0,16 кКал/кг*°С</p> 	<p>Определяет энергоемкость, габариты тормоза и массу теплопоглоителя</p>
<p>Компоновка тормоза</p>	<p>Вписанный в колесо (Ширина колеса лимитирована шириной шины)</p> 	<p>Полувывносной Ширина колеса лимитирована шириной шины и шириной тормоза</p> 	<p>Вывносной Ширина колеса лимитирована шириной тормоза</p> 	<p>Определяет компоновку колес на опоре и размерность тормозного колеса</p>
<p>Охлаждение тормозов</p>	<p>Электровентилятор Максимальная удельная энергоемкость-по верхней границе</p>	<p>Испаритель Максимальная удельная энергоемкость-по верхней границе</p>	<p>Отсутствует Максимальная удельная энергоемкость-по нижней границе</p>	<p>Определяет теплопоглощающие характеристики и температурный диапазон работы тормоза</p>
<p>Термозащитный экран</p>	<p>Предусмотрен</p>	<p>Отсутствует Диапазон рабочих температур уменьшается на 70 °С</p>	<p>-</p>	<p>Определяет диапазон рабочих температур тормоза</p>
<p>Прочие средства торможения</p>	<p>Отсутствуют Тормозной парашют Снижает энергонагруженность тормоза на 15%</p>	<p>Реверс тяги Снижает энергонагруженность тормоза на 10%</p>	<p>Аэрофинишер, сеть Снижает энергонагруженность тормоза на 98%</p>	<p>Определяет распределение кинетической энергии ЛА при посадке</p>

ПРИЛОЖЕНИЕ В. Матрица проектных решений МПК

Проектные решения	Значения проектных решений	Значения проектных решений	Значения проектных решений	Значения проектных решений	Примечание
Тип ПОШ	Управляемая Взлетный вес до 5000 кгс	Демпфируемая самоориентирующаяся Взлетный вес свыше 5000 кгс	-	-	Определяет наличие привода СПКПО
Схема ПОШ	Телескопическая без наклона Коэффициент запаса на трение 1,15 Вынос от 0 до 80 мм 	Телескопическая с наклоном Коэффициент запаса на трение 1,2 Вынос от 30 до 150 мм 	Рычажные схемы Коэффициент запаса на трение 1,38 Вынос от 150 до 400 мм 		Определяет вынос колес от оси вращения стойки
Привод управления поворотом ПОШ	Электрический Напряжение от 27 до 250 В	Гидравлический Давление от 100 до 300 Атм	-	-	Определяет массовые характеристики и энергопотребление СПКПО
ИМ СПКПО	Рейка-шестерня Коэффициент типа конструкции 1,9 Диапазон углов поворота ПОШ $\pm 90^\circ$ 	Гидроцилиндр поступательный Коэффициент типа конструкции 1,5 Диапазон углов поворота ПОШ $\pm 70^\circ$ 	Гидродвигатель поворотный Коэффициент типа конструкции 1,95 Диапазон углов поворота ПОШ $\pm 180^\circ$ 	Сервопривод/шестеренчатый/червячный редуктор Коэффициент типа конструкции 2,2 Диапазон углов поворота ПОШ $\pm 85^\circ$ 	Определяет располагаемый момент и массовые характеристики привода
Количество ИМ	1 Коэффициент учета количества приводов 1	2 Коэффициент учета количества приводов 1,2	-	-	Определяет располагаемый момент и массовые характеристики привода

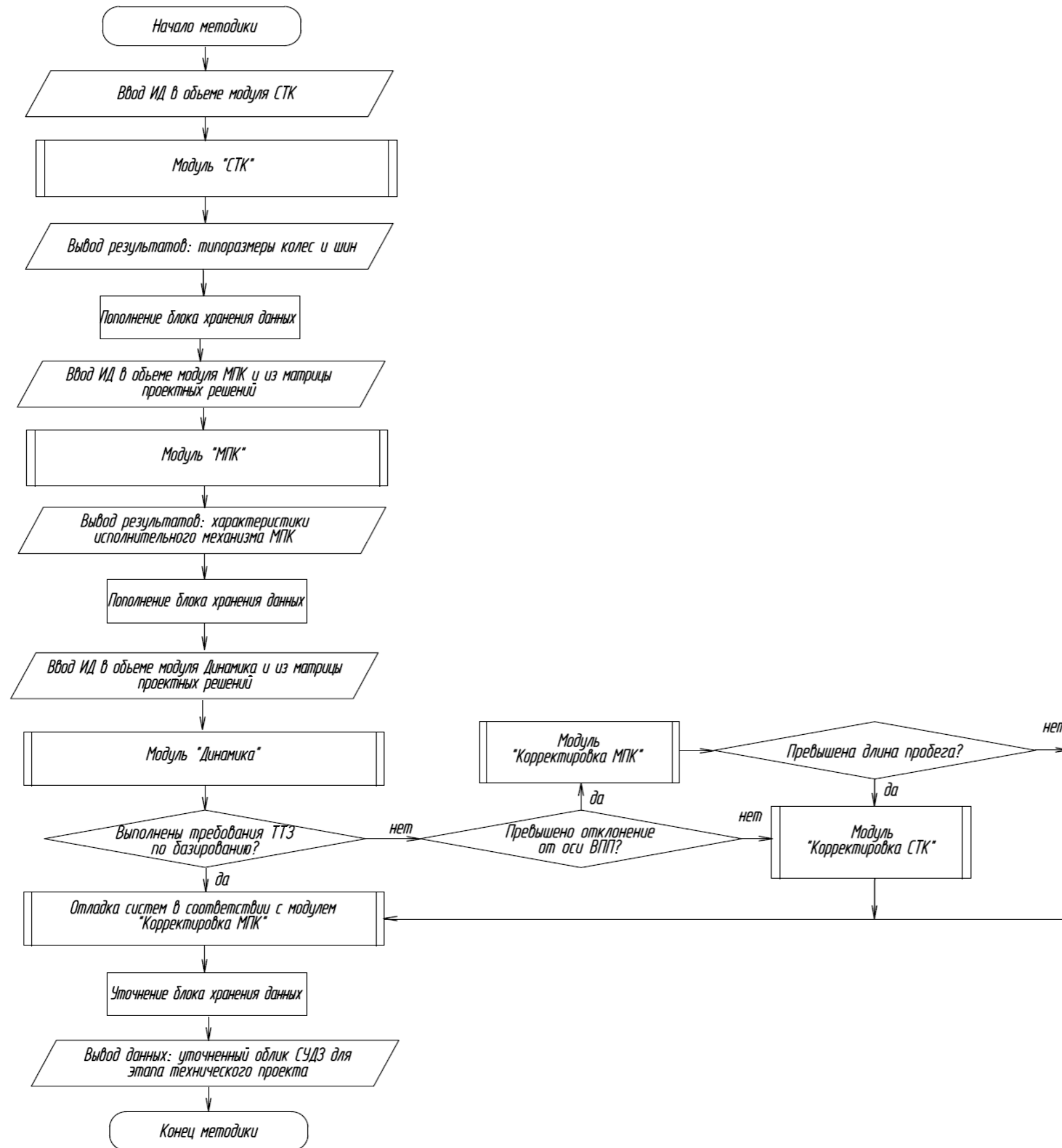
Основной конструкционный материал	Высокопрочная сталь $\rho = 7770 \text{ кг/м}^3$ Коэффициент типа материала 10^{-3}	Титановые сплавы $\rho = 4450 \text{ кг/м}^3$ Коэффициент типа материала $1,4 \cdot 10^{-3}$			Определяет весовую отдачу привода
Компоновка привода СПКПО	<p>Продольно</p> 	<p>Поперечно</p> 	<p>На траверсе</p> 	-	Определяет занимаемый приводом компоновочный объем при уборке шасси

ПРИЛОЖЕНИЕ Г. Матрица проектных решений СУДЗ

Проектные решения	Значения проектных решений	Значения проектных решений	Значения проектных решений	Значения проектных решений	Значения проектных решений	Примечание
Состав СУДЗ	МПК и СТК	МПК+СТК	СТК			Определяет функционал СУДЗ
Интеграция подсистем	МПК изолированно от СТК $M_{\text{макс}}^{\text{упр}} = \begin{bmatrix} M_{\text{дифф торм}} \\ \text{или} \\ M_{\text{мпк}} \end{bmatrix}$ $F_{\text{макс}}^{\text{упр}} = \begin{bmatrix} F_{\text{торм}} \\ \text{или} \\ F_{\text{тр}} \end{bmatrix}$	МПК совместно с СТК $M_{\text{макс}}^{\text{упр}} = M_{\text{дифф торм}} + M_{\text{мпк}}$ $F_{\text{макс}}^{\text{упр}} = F_{\text{торм}} + F_{\text{тр}}$	Только СТК $M_{\text{макс}}^{\text{упр}} = M_{\text{дифф торм}}$ $F_{\text{макс}}^{\text{упр}} = F_{\text{торм}}$			Определяет функционал СУДЗ и значения максимального управляющих моментов и сил относительно ЦМ
Тип/класс антиюзовой системы	Механического типа, по угловому замедлению, с полным растормаживанием (MARK I)	Аналоговая, по угловой скорости (MARK II) Максимальное замедление 0,30...0,35	Аналоговая/цифровая, адаптивная по проскальзыванию (MARK III) Максимальное замедление 0,35...0,4	Цифровая, по замедлению Максимальное замедление 0,45	На базе регуляторов, использующих нечеткие логики Максимальное замедление 0,50	Определяет технически достижимый уровень максимального установившегося замедления
Тип датчика антиюзовой системы	Инерционный шестеренчатый Время растормаживания системы по верхней границе	Электромагнитный/тахогенератор Время растормаживания системы по нижней границе	-	-	-	Определяет быстродействие антиюзовой автоматики
Управление ЛА	Дистанционное Задержка управляющего сигнала до 0,6 с	Автоматическое Задержка управляющего сигнала до 0,1 с	Смешанное Задержка управляющего сигнала до от 0,1 до 0,6 с	Ручное Задержка управляющего сигнала до 0,35 с	-	Определяет временную задержку управляющего сигнала
Передаточные функции МПК по скорости	Линейная постоянная $k = tg\alpha$	Линейная переменная $k_1 = tg\alpha_1$ $k_2 = tg\alpha_2$	Экспоненциальная $k = e^x$	-	-	Определяет управляемость в канале рысканья
Режимы торможения	Однорежимная система Один уровень максимального замедления	Многорежимная система От 2 до 5 уровней максимального замедления	Пропорциональная система без дискретного задания замедления	-	-	Определяет характеристики торможения

ПРИЛОЖЕНИЕ Д. Блок-схемы и алгоритмы методики

Общая блок-схема методики

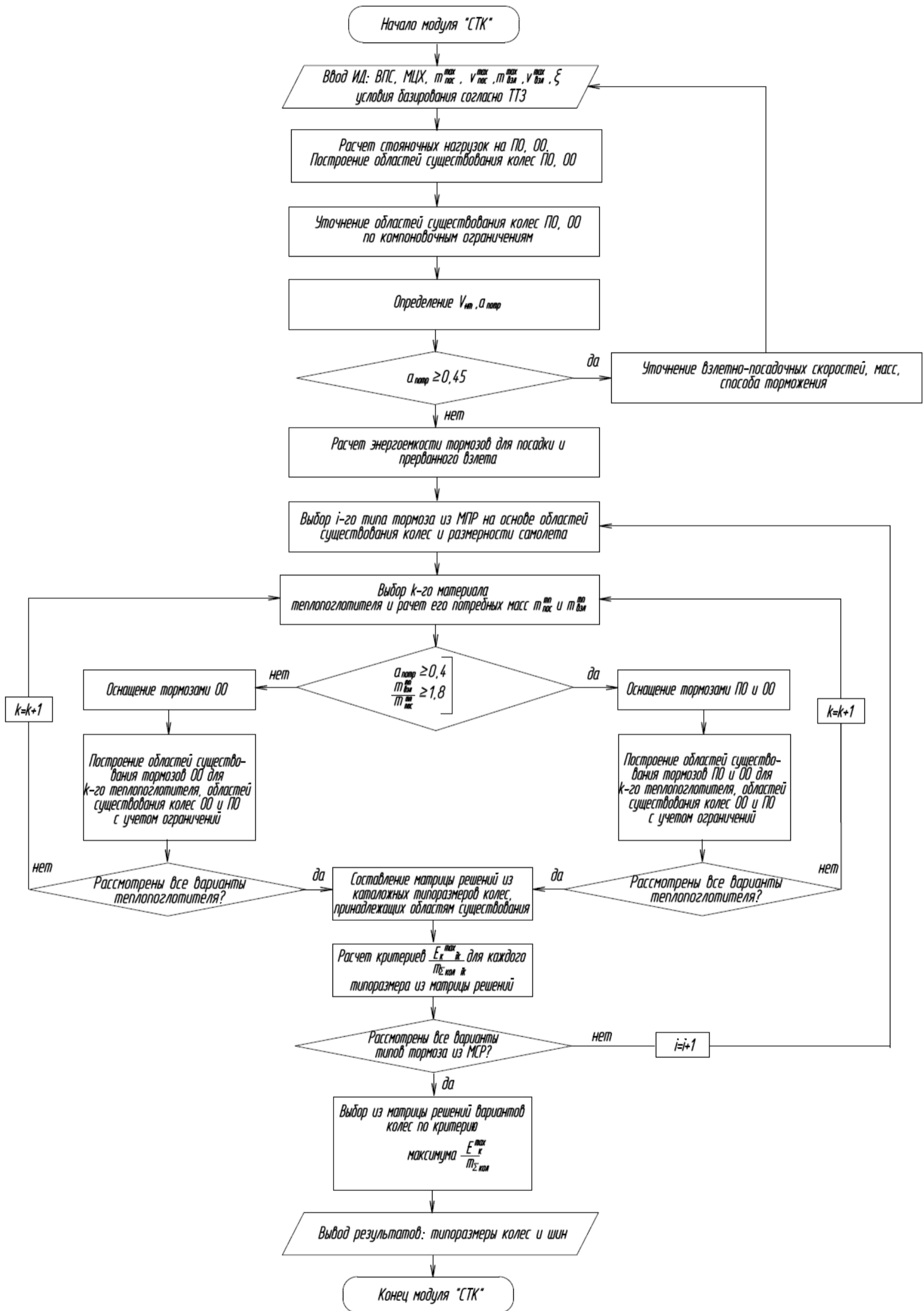


ИД – исходные данные

СУДЗ – система управления движением по земле

ТТЗ – тактико-техническое задание

Блок-схема модуля СТК



ВПС – взлетно-посадочная схема

МПР – матрица проектных решений

МЦХ – массово-центровочные характеристики

ОО – основная опора

ПО – передняя опора

ТП – теплопоглотитель тормоза (фрикционный материал)

$a_{\text{потр}}$ – потребное замедление при пробеге

V_{HT} – скорость начала торможения

$V_{\text{взл}}^{\text{max}}$ – максимальная посадочная масса

$V_{\text{взл}}^{\text{max}}$ – максимальная посадочная масса

$m_{\text{пос}}^{\text{max}}$ – максимальная посадочная масса

$m_{\text{взл}}^{\text{max}}$ – максимальная взлетная масса

$m_{\text{пос}}^{\text{ТП}}$ – потребная масса теплопоглотителя для поглощения

кинетической энергии прерванного взлета

$m_{\text{пос}}^{\text{ТП}}$ – потребная масса теплопоглотителя для поглощения

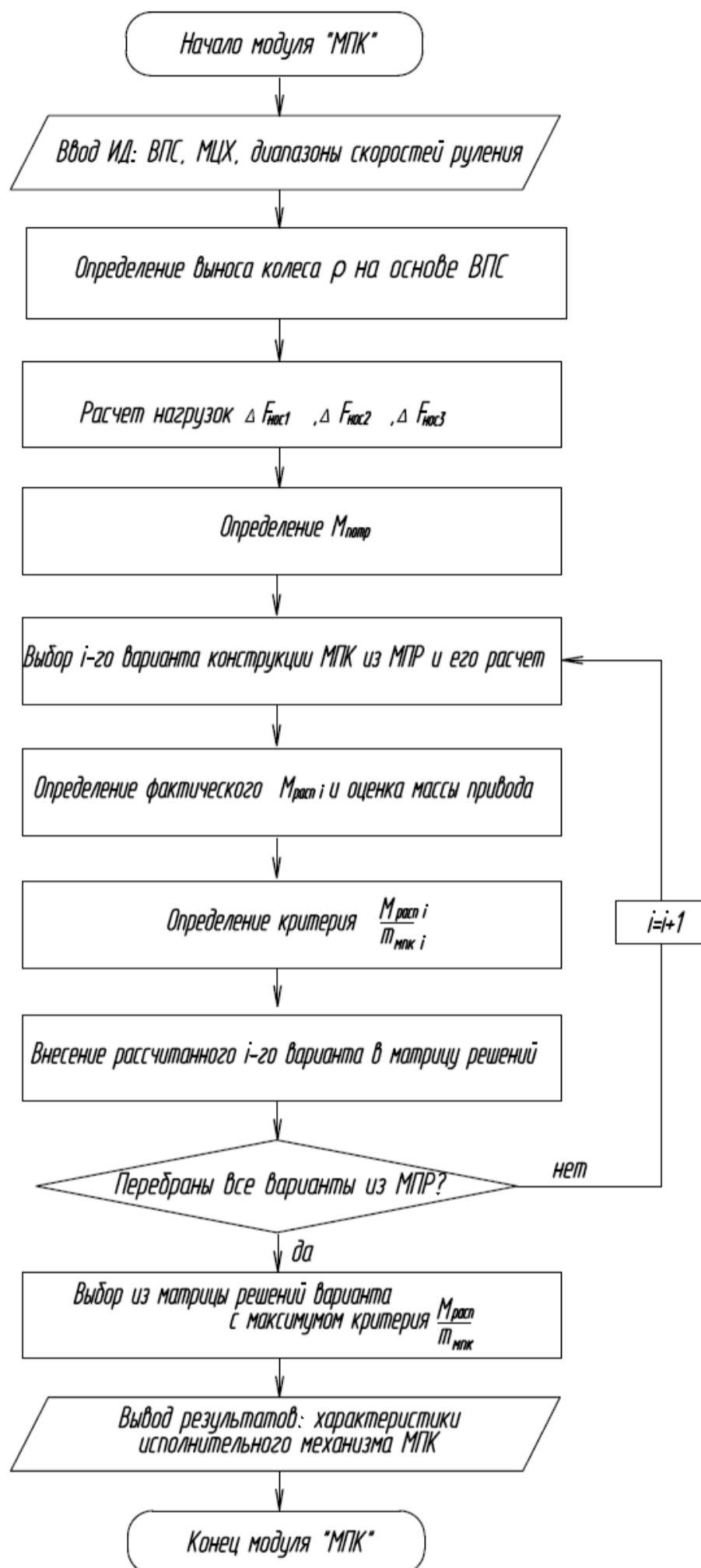
кинетической энергии посадки с максимальной посадочной массой

$E_{\text{к}}^{\text{max}}$ – максимальная энергоемкость тормозного колеса

$m_{\Sigma\text{кол}}$ – суммарная масса колес, включая нетормозные

ξ – отношение кинетической энергии прерванного взлета к кинетической энергии посадки с максимальной посадочной массой

Блок-схема модуля МПК



$\Delta F_{нос1} \dots \Delta F_{нос3}$ – составляющие внешних нагрузок на механизм поворота колес

$M_{потр}$ – потребный момент для поворота колес передней опоры

$M_{расп}$ – располагаемый момент привода поворота колес передней опоры

$m_{мпк}$ – масса механизма поворота колес передней опоры

$$a_{торм} = \frac{Z_{тк} M_{экспл}^{торм}}{R_{обж\ колес} G_{пос}} a_{торм} M_{экспл}^{торм} R_{обж\ колес} - \text{радиус обжатого колеса, } G_{пос} - \text{посадочный вес ЛА}$$

ПРИЛОЖЕНИЕ Е. Акт внедрения

Утверждаю
 Первый заместитель управляющего
 директора - директор ОКБ Сухого

 М. Ю. Стрелец
 _____ 20.07. 2023 г.


АКТ О ВНЕДРЕНИИ

Результатов диссертационной работы на соискание ученой степени кандидата технических наук Смагина Андрея Андреевича «Методика выбора рациональных проектных решений систем управления движением самолета по земле с использованием имитационного моделирования».

Комиссия в составе:

председатель комиссии:

Первый заместитель директора по проектированию

С. Ю. Бибииков

члены комиссии:

- заместитель начальника отдела 18 – начальник бригады 18-2

В. А. Хван;

- заместитель начальника отдела 18

А. В. Чуринов.

Составила настоящий акт о том, что элементы (целевая математическая модель, расчетный модуль для механизма поворота колес передней опоры) диссертационной работы «Методика выбора рациональных проектных решений систем управления движением самолета по земле с использованием имитационного моделирования» на соискание ученой степени кандидата технических наук Смагина А. А. были использованы при выполнении ОКР по созданию перспективного самолета.

Использование результатов диссертационной работы Смагина А. А. позволило обоснованно уменьшить массу и размерность привода механизма поворота колес передней опоры, оценить характеристики движения ЛА по земле с использованием математической модели и выполнить расчетные симуляции движения с целью отработки нештатных ситуаций при движении по земле.

Председатель комиссии:

Первый заместитель директора по проектированию

С. Ю. Бибииков

Члены комиссии:

заместитель начальника отдела 18 – начальник бригады 18-2

В. А. Хван

заместитель начальника отдела 18

А. В. Чуринов

