

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»

Автореферат диссертации на соискание  
ученой степени кандидата технических наук

Москва – 2023

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

**Научный руководитель:** **Клягин Виктор Анатольевич**, кандидат технических наук, доцент, ПАО ОАК «ОКБ Сухого», заместитель начальника НИО

**Официальные оппоненты:** **Гребенкин Александр Витальевич**, доктор технических наук, профессор, публичное акционерное общество «Московский институт электромеханики и автоматики», начальник отд. 901

**Верещиков Дмитрий Викторович**, кандидат технических наук, Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», начальник кафедры авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов

**Ведущая организация:** Публичное акционерное общество «Авиационная корпорация «Рубин», г. Балашиха

Защита состоится «19» декабря 2023 года в 10.00 на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4. С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: [https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT\\_ID=176337](https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=176337).

Автореферат разослан «\_\_»\_\_\_\_\_2023 г.

Отзывы, заверенные печатью, направлять по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4., Отдел Ученого и диссертационных советов МАИ.

Ученый секретарь  
диссертационного совета  
24.2.327.09, к.т.н.



Стрелец Дмитрий Юрьевич

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

### Актуальность темы исследования

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

Большинство современных самолетов оснащается трехопорным шасси с носовой опорой. При соблюдении общепринятых рекомендаций по компоновке взлетно-посадочных устройств, самолёт во всех допустимых условиях эксплуатации при движении по земле имеет предсказуемый отклик на управляющие сигналы в путевом канале, отсутствие склонности к прогрессирующим курсовым колебаниям при торможении, сохранение возможности удержания на ВПП при отказе одной из систем управления. Общепринятой компоновкой взлетно-посадочных устройств для самолётов с трехопорным шасси и носовой опорой считается такая геометрия размещения шасси, при которой развесовка составляет 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 этом управляемость обеспечивается системой управления движением по земле (СУДЗ), включающей механизм поворота колес передней опоры (МПК) и систему торможения колес основных опор (СТК) с функцией дифференциального торможения для управления в канале курса.

Ограничения, накладываемые принятыми проектными решениями в части внешнего облика некоторых современных самолетов, их КСС и компоновки могут приводить к нестандартным соотношениям базы  $b$  и колеи  $k$  (БПЛА схемы «летающее крыло», сверхзвуковые административные самолеты, Рисунок 1).

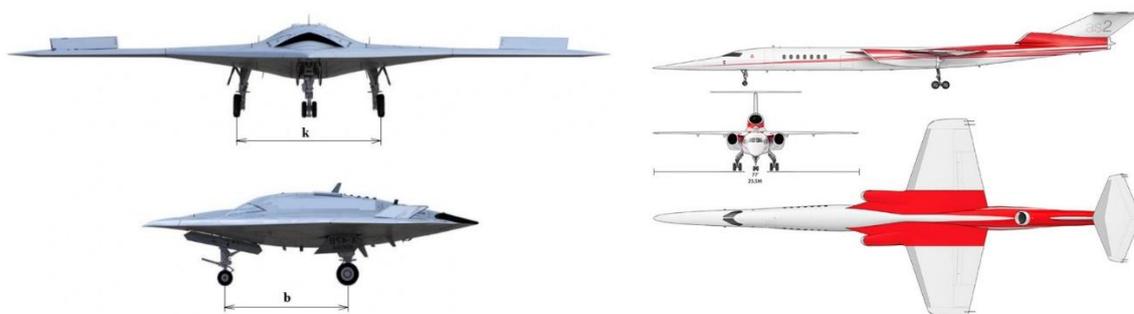


Рисунок 1 - Геометрия шасси БПЛА схемы «летающее крыло» и сверхзвукового административного самолета

Изменение пропорций приводит к ухудшению характеристик движения по земле (Рисунок 2), но существующие методики проектирования в части шасси не подразумевают оценку характеристик динамики движения на этапе эскизно-технического проекта (ЭТП), в полном объеме они устанавливаются лишь на стадии летных испытаний.

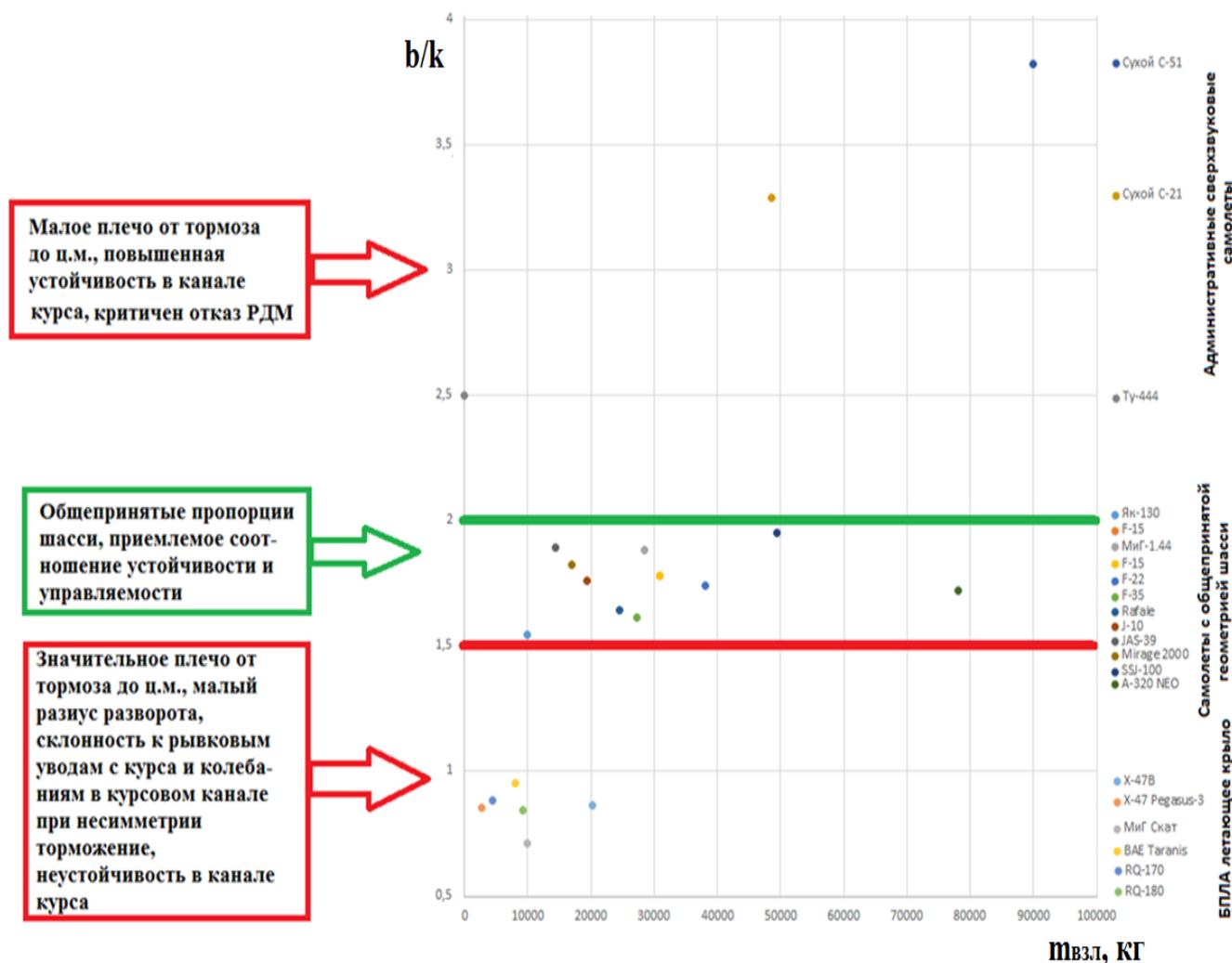


Рисунок 2 - Влияние геометрии шасси на характеристики движения

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 при формировании массива проектных решений для систем, влияющих на управление движением по земле.

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.

Следует отметить, что для самолетов с классической геометрией методика также позволяет оценивать характеристики движения по земле и оптимизировать проектные решения СУДЗ.

### **Степень разработанности темы исследования**

Концептуальные вопросы компоновки шасси и выбора их геометрических параметров были рассмотрены в учебниках Г. И. Житомирского, М.А. Погосяна (МАИ). Комплексный обзор методик выбора кинематических и компоновочных решений, расчета прочности агрегатов, жесткости амортизационной системы приводятся в работах N. Currey (Lockheed Martin Corp.), H. Conway (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. Комплексные автоматизированные методики выбора параметров гидроагрегатов шасси и амортизаторов предложены Беспаловым В.А. (НАО «Гидромаш»). Основы проектирования систем управления движением по земле описаны в работах Н.А. Кондрашова (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 (Beihang University). Новейшие алгоритмы управления тормозной системой предложены в работах Жукова А. Д. и Богачевой Н.А. (СПб ГУАП), Торопова А.Н и Панферова С. В. (ЮУрГУ).

Вопросами моделирования динамики движения ЛА по земле занимались Кубланов М.С. (МГТУ ГА), предложивший методику моделирования различных видов шасси, Бехтина Н. Б. (МГТУ ГА), изучавшая взаимодействие шин с ВПП, Ларькин Е. И. (ЦАГИ), предложивший формульные зависимости для определения проскальзывания шин при торможении, Шумилов И. С. (МГТУ им. Баумана), разработавший метод и формульные зависимости для моделирования тормозных систем. Работы Мозоляко А.В. и Акимова А.Н. (МГТУ ГА), Бондарца А. Я и Креенко О. Д. (ЮФУ), Гамулина М.А. (МГТУ ГА), Гребенкина А. В. (МГТУ ГА), Лигума Д. В. (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 позволяет сделать вывод об отсутствии на этапе выбора проектных решений инструмента оценки характеристик устойчивости и управляемости самолета при движении по земле, которые фактически определяются лишь в процессе летных испытаний. Однако в последнее время появляется все больше ЛА, где компоновочные ограничения исключают возможность реализации рекомендаций по геометрии расположения шасси, и для принятия обоснованного рационального проектного решения требуется предварительно оценить характеристики движения ЛА по земле с последующей доработкой систем шасси. Предлагаемая автором методика подразумевает оценку данных характеристик именно на стадии проектирования, что отличает ее от имеющихся подходов к проектированию. Ее применение 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 привлекает смежные организации-соисполнители составной части опытно-конструкторских работ. Исходными данными для них является ТЗ, на этапе формирования которого 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 характеристики, реализуемые спроектированной СУДЗ, и ограничения, накладываемые на самолёт, при движении по земле.

### **Цели 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 и проводить предиктивную оценку характеристик устойчивости и управляемости ЛА, эксплуатационных ограничений при движении по земле.

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, эксплуатационных ограничений при движении по земле, и провести оценку данных 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 исполнительных механизмов для систем управления движением по земле при условии гарантированного соответствия требованиям по базированию ЛА. Очевидно, что масса таких исполнительных механизмов должна быть минимальна.

### **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 трехпорным 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).
- Обеспечить устойчивость и управляемость ЛА при движении по ВПП с неоднородными сцепными свойствами (заснеженная, обледенелая или покрытая дождевыми осадками ВПП).
- Расширить область допускаемых 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 исполнительных механизмов СУДЗ 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 по блокам, с использованием разработанных алгоритмов интерпретации результатов математического моделирования..

### **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) и верификацией математической модели (проведена путем сопоставления результатов летного эксперимента с расчетными данными). Формульные зависимости отдельных модулей методики верифицированы путем сравнения расчетных характеристик исполнительных механизмов с характеристиками исполнительных механизмов СУДЗ серийных и опытных самолетов. Среднее значение погрешностей составляет 4...6%.

### **Апробация результатов работы**

Основные положения работы освещались и подвергались обсуждению 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**

Основное содержание диссертационной работы и ее результаты отражены в восьми печатных работах, 3 статьи из которых в рецензируемых изданиях, рекомендованных ВАК Минобрнауки РФ, 1 статья в журнале, индексируемом в международной системе цитирования Web of Science, 1 статья в сборнике трудов конференции, индексируемом в Scopus, 3 работы в сборниках тезисов докладов всероссийских и международных конференций.

### **Структура и объем работы**

Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка литературы (79 наименований работ отечественных и зарубежных авторов) и 6 приложений. Общий объем диссертации – 131 страница.

**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. 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 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 по которым в дальнейшем будут рассматриваться в исследовании. Раскрыта комплексная проблема выбора проектных решений для СУДЗ исходя из принципа оценки их влияния на движение по земле (Таблица 1). 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. Приведена математическая постановка задачи исследования.

Таблица 1 - Взаимовлияние характеристик динамики движения ЛА и проектных решений

Характеристика/параметр движения по ВПП	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
$\omega_y$ – 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	$\omega_y$ , $dz/dt$	Привод системы поворота колес передней опоры, частотные характеристики управления движением по земле
$d_x/dv_{торм}$ – передаточная функция управления торможением колес	$a_T$ , $\omega_y$ , $dz/dt$	Настройки антиюзовой автоматики, режимы торможения

Математическая постановка задачи исследования сформулирована следующим образом: требуется определить 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.

**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.

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. Выходными данными методики является достаточный для перехода к этапу технического проекта массив проектных решений, верифицированных при помощи имитационного моделирования.

Методика имеет модульную структуру и состоит из пяти модулей:

1. модуль системы торможения колес – предназначен для выбора типоразмеров колес по частному критерию оптимальности  $K_1$  на основании предложенного автором подхода определения областей существования колес и тормозов;
2. модуль механизма поворота колес передней опоры – предназначен для расчета величины момента привода поворота колес передней опоры и выбора конструкции привода по частному критерию оптимальности  $K_2$ .
3. модуль динамики служит для оценки характеристик и ограничений при движении по земле путем имитационного моделирования с использованием разработанной целевой математической модели и комплекса параметрических испытаний;
4. модуль корректировки в части системы торможения служит для интерпретации результатов моделирования и оптимизации процесса торможения, позволяя проектировщику выбрать направление доработки системы (в части управления и в части конструкции исполнительных механизмов).
5. модуль корректировки в части системы управления поворотом колес служит для интерпретации результатов моделирования и оптимизации привода МПК, позволяя проектировщику выбрать направление доработки (в части управления и в части конструкции исполнительного механизма).

В методике использовано несколько критериев: два основных критерия целевой эффективности систем и два частных критерия удельного весового совершенства исполнительных механизмов систем. Сведения по критериям приведены в Таблице 4.

Для выбора проектных решений в методике предлагается использовать 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 4):

Таблица 4 – 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	$K_3 = L_{\text{теор}} / L_{\text{проб}}$ - отношение 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.

В третьей главе описано построение математической модели и комплекса параметрических исследований, приведены алгоритмы интерпретации результатов моделирования.

Целевая математическая модель воспроизводит работу СУДЗ, в том числе взаимодействие подсистем, динамику 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, используемые 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 с учётом бокового увода под действием боковых нагрузок и вызванное этим смещение пятна контакта.

2. Зависимости коэффициентов сцепления от относительного 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.

**Динамика движения ЛА** в математической модели в ADAMS-2013 описывается системой дифференциальных уравнений движения.

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:

$$\begin{cases} M_{\text{сц}} = [F_N + F_D][R_0 - \delta_{\text{пн}}](\mu + \Delta\varphi); \\ \Delta\ddot{\varphi} = -\frac{J_k + J}{J_k J} [C_\varphi \Delta\varphi + q_\varphi \Delta\dot{\varphi}] + \frac{1}{J} M_{\text{сц}} + \frac{1}{J_k} M_T; \\ \dot{\omega}_k = \frac{1}{J_k} [C_\varphi \Delta\varphi_k + q_\varphi \Delta\dot{\varphi} - M_T], \end{cases} \quad (2)$$

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 шины, м;

$R_0$  - радиус необжатой шины колеса, м;

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

$\omega_k$  - 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•с<sup>2</sup>;

$J$  - момент инерции наружной части шины, Н•м•с<sup>2</sup>;

$C_\varphi$  - тангенциальная жесткость шины, Н•м;

$q_\varphi$  - коэффициент тангенциального демпфирования шины, Н•м•с;

$M_T$  - тормозной момент на колесе, Н•м;

$\mu$  - 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:

$$s = 1 - V_x / V_\tau \quad (3)$$

где  $V_x$  - линейная скорость движения оси колеса, м/с;  
 $V_\tau$  - тангенциальная скорость расположенной на наружной поверхности колеса точки, м/с.

Зависимость коэффициента сцепления  $\mu$  от относительного проскальзывания колеса  $s$  для различных видов покрытия твердой опорной поверхности приведена на Рисунке 3.

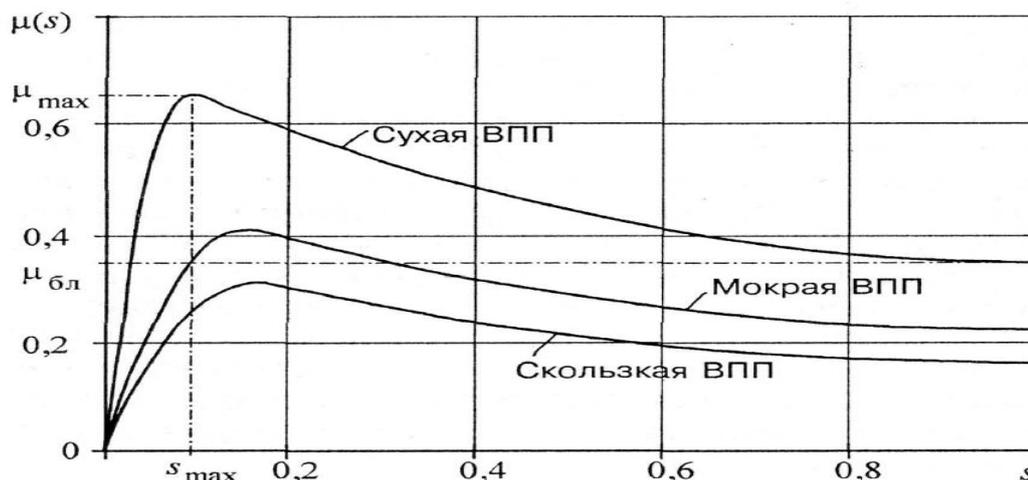


Рисунок 3 - Зависимость коэффициента сцепления от относительного проскальзывания

Боковой увод и деформация шин под действием боковых сил имитируются встроенными средствами Adams-2013, при этом перемещение центра пятна контакта шины на величину  $\Delta z$  осуществляется под воздействием боковой силы  $F_z$  со скоростью  $V_z$ . Боковая жесткость шины  $c_z$  и демпфирующие свойства (коэффициент демпфирования)  $d_z$ , показанные на рисунке 4, задаются исходя из матрицы жесткости шины, которая определяется поставщиком шин по результатам стендовых испытаний.

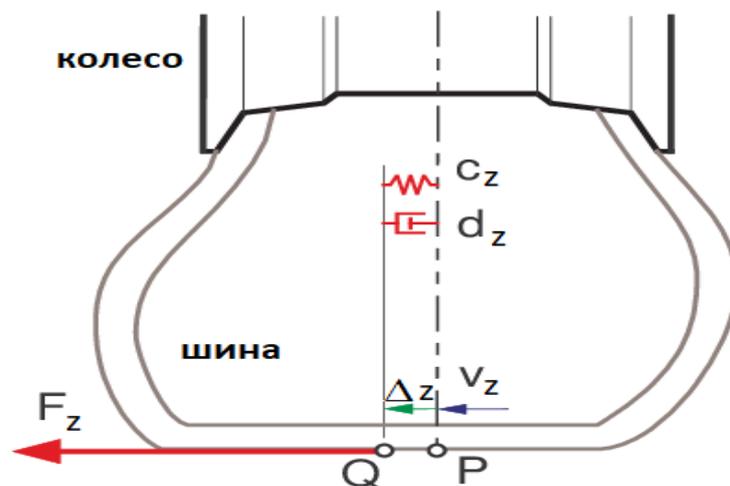


Рисунок 4 – Схема учета бокового увода шины

**Математическое описание алгоритмов управления тормозной системы ЛА** построено на базе двухконтурной тормозной системы с функцией антиюзовой автоматике.

**Алгоритм автоматического управления поворотом колес передней 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  $\Delta z$ . Для отладки алгоритма используются коэффициенты чувствительности к изменению параметров («весовые коэффициенты»).

Интерфейс математической модели 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 с трассировкой траектории) формах, Рисунок 5.

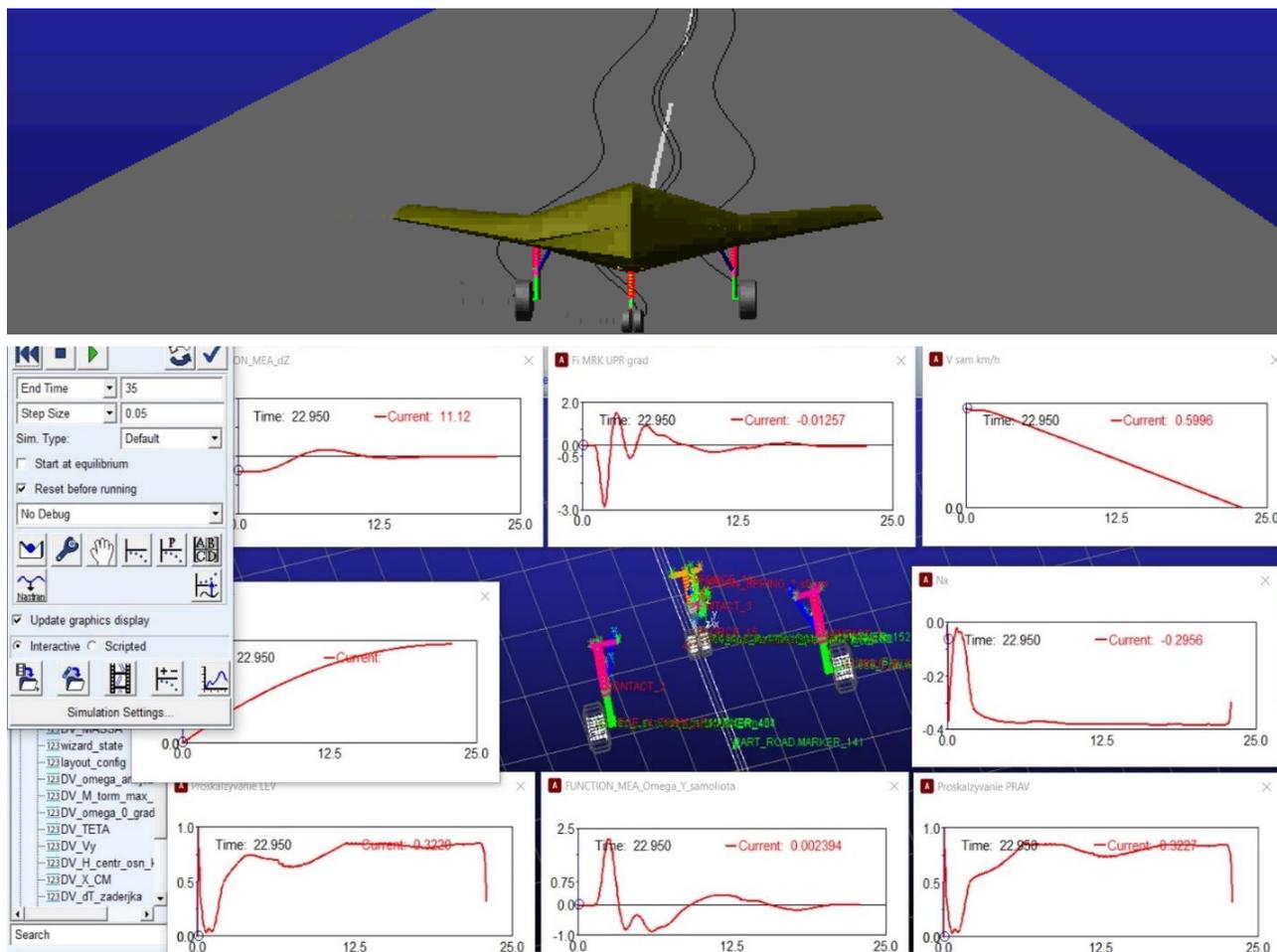


Рисунок 5 - Качественный и количественный вывод результатов моделирования.

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

Верификация проводилась путем сопоставления параметров движения математической модели и записей СБИ по результатам летных испытаний реального ЛА при моделировании аналогичных условий эксплуатации. Для параметров движения строились «коридоры» погрешностей (по времени пробега) и проводилась обработка ранжированных массивов данных методами параметрической статистики в пакетах программ  $\sigma$ -PLOT и R-studio. Результаты приводятся в Таблице 5.

Таблица 5. Результаты верификации модели

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 ЛООШ	Угол поворота ПОШ	Угловая скорость вращения ЛА относительно ЦМ
Способ верификации									
Макс. установившаяся погрешность $\Delta \max = f(\text{торм})$ $\Delta \max = \frac{X_{\text{сби}} - X_{\text{мод}}}{X_{\text{сби}}} * 100\%$	-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 располагаемо му углу МПК	+12.74%
Тест нормальной распределенности (Шapiro-Уилка)	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден	Пройден
Коэффициент подбодия модели эксперименту $K_{\text{подобия}} = X(\text{сби})/X(\text{мод})$ $K_{\text{подобия}} = \text{tg}\alpha$ , где $\alpha > 45^\circ$	0.9942	0.9851	1.0029	0.9970	0.9626	0.9804	0.9722	0.9791	1.1625
Стандартная ошибка оценки $\sigma^{\text{est}} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (X_{\text{сби}} - X_{\text{мод}})^2}$	1.15 м	99.15 мм	2.02 м/с	0.02	37.23 об/мин	31.66 об/мин	28.58 об/мин	0.04°	0.01 рад/с
Коэффициент детерминации Rsq	1	0.9935	0.9994	0.9990	0.9981	0.9998	0.9985	0.9856	0.6694

Практическое использование методики подтверждается актом внедрения. Была решена задача определения направления модернизации систем шасси для снижения массы ограниченно-маневренного ЛА при переходе с этапа НИР на ОКР с получением следующих результатов:

- в части СТК обоснован возможный переход на меньший типоразмер колес ОО, выпускаемый серийно. Расчетное снижение массы системы торможения на 46 кг (14%). Не реализовано на практике по соображениям унификации агрегатов шасси и СНО.

- в части МПК предложен выбор иного типа привода исполнительного механизма, обеспечивающий 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 и поворота колес передней опоры для минимизации риска курсовых колебаний. 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.

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

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. 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 полученными 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 по разработанной методике.

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.

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.

### **ПУБЛИКАЦИИ АВТОРА ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

#### ***Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации***

- 1) 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.
- 2) 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.
- 3) 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

#### ***Научные статьи в ведущих научных журналах и изданиях, включенных в международные системы цитирования***

- 4) Dolgov O.S., Safoklov B.B., Smagin A.A. 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. (Web of Science).

#### ***Статьи в сборниках трудов международных конференций, индексируемых в МСЦ***

- 5) Smagin A.A., Dolgov O.S., Pocerbneva I.V. On the issue of increasing the stability and controllability of aircraft of non-traditional schemes when moving on the ground. // International Russian Automation Conference RusAutoCon IEEE RUS

AUTO CON.-DOI 10.1109.RusAutoCon49822.2020.9208082. - 2020.  
(SCOPUS).

*Тезисы докладов всероссийских и международных конференций*

- 6) Смагин А.А., Долгов О.С. К вопросу о повышении устойчивости и управляемости самолетов нетрадиционных схем при движении по земле.// Сборник тезисов работ 19-ой международной конференции «Авиация и космонавтика». 23-27 ноября 2020 года.-Москва: Изд-во «Перо», 2020. - С. 100-101.
- 7) Смагин А.А., Долгов О.С. Новые принципы управления системами шасси как способ повышения устойчивости и управляемости БПЛА нестандартной аэродинамической схемы //Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLVIII Гагаринские чтения.12-15 апреля 2022 г. – Москва: Изд-во «Перо», 2022. - С. 51. - URL: <https://gagarin.mai.ru/files/2022/abstracts2022.pdf>.
- 8) Смагин А.А., Клягин В.А. Новые способы повышения устойчивости и управляемости при движении по земле для БПЛА схемы летающее крыло //Сборник трудов 1-ой международной конференции «Скоростной транспорт будущего: перспективы, проблемы, решения». 29 августа-2 сентября 2022 г. - Алушта. - 2022. - С. 119-120