

На правах рукописи



Кручинин Михаил Михайлович

**Методика выбора параметров
колесного шасси одновинтового вертолета
на основе формально-имитационных математических моделей**

Специальность: 05.07.02 - «Проектирование, конструкция и производство
летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Москва – 2019

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

Научный руководитель: Артамонов Борис Лейзерович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, доцент кафедры «Проектирование вертолетов» МАИ

Официальные оппоненты: Неделько Дмитрий Валерьевич – доктор технических наук, начальник бригады ПАО «Казанский вертолетный завод»

Миргазов Руслан Миннхатович – кандидат технических наук, заместитель начальника отделения ФГУП Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ)

Ведущая организация: АО «Камов», МО, Люберецкий район, поселок Томилино

Защита диссертации состоится 26 ноября 2019 г. в 10 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.10 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

https://mai.ru/upload/iblock/f25/tekst-dissertatsii-Kruchinin_V20.pdf

Автореферат разослан « ____ » _____ 2019 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.10,
к.т.н., доцент



Денискина А. Р.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования.

Любой летательный аппарат (ЛА), и вертолет в частности, проектируется под определенные условия эксплуатации и выполнение определенных функций. Исходя из этого, к шасси вертолета предъявляются эксплуатационные и компоновочные требования с учетом ограничений, накладываемых нормами прочности. В ходе работ по сертификации вертолета для подтверждения соответствия существующей или новой конструкции нормам прочности необходимо проводить комплекс испытаний и расчетов, одним из которых является определение внешних нагрузок на шасси и планер в различных посадочных случаях.

В настоящее время при выборе параметров шасси вертолета используются преимущественно имитационные математические модели амортизаторов, построенные по результатам стендовых испытаний созданных ранее конструкций. При моделировании посадки сила тяги несущего винта в соответствии с АП-29 задается равной весу вертолета. В ходе разработки шасси поведение вертолета при движении по поверхности после посадки не рассматривается. Подтверждение требований АП-29 проводится путем проведения стендовых и летных испытаний. Это затрудняет выполнение прогнозных исследований при разработке шасси и приводит к многочисленным доработкам и модификациям шасси. Проведение натурных испытаний при таком подходе требуют большого объема времени и средств.

Существующие в настоящее время методики разработки шасси основаны на аналитических расчетах амортизаторов и пневматиков, которые должны подтверждаться экспериментом. При такой методике полученная конструкция шасси с первого раза редко соответствует всем предъявленным требованиям. Приходится менять параметры различных элементов шасси и весь алгоритм проектирования повторять заново, включая дорогостоящие испытания.

Главное отличие предлагаемой в настоящей работе методики заключается в применении в качестве инструмента для инженерного анализа математических

моделей на всех этапах проектирования шасси – от выбора параметров до летных испытаний. Становится возможным вносить изменения в конструкцию и подбирать параметры шасси на всех этапах разработки без длительных и дорогостоящих натурных испытаний.

Использование математических моделей, основанных на численных методах, делает расчеты более достоверными, становится возможным сокращение объема работ путем замены части натурных стендовых и летных испытаний математическим моделированием. Применяемые модели при этом должны быть достоверными, а результат моделирования совпадать с ранее проведенными натурными испытаниями.

Такие математические модели могут использоваться не только для выбора рациональных параметров шасси, но и для анализа существующих конструкций, исследования новых методик взлета и посадки вертолета, как в стандартных условиях, так и в особых случаях (аварийная посадка). Выбор рациональных параметров шасси на более ранних этапах проектирования позволит существенно сократить время и стоимость его разработки.

Применяемые математические модели должны быть основаны на физических принципах работы амортизаторов. В них должно быть учтено влияние земли на аэродинамические характеристики несущего винта при различных условиях взлета и посадки, упругость фюзеляжа, а так же работа сил трения, участвующих в поглощении и рассеивании энергии посадочного удара.

Применение виртуального моделирования посадки доступно на различных этапах жизненного цикла вертолета:

- в процессе разработки шасси минимизируется число анализируемых прототипов;
- в процессе стендовых и летных испытаний математическая модель используется для оптимизации программ испытаний, а так же для замены части натурных испытаний численным экспериментом;
- при сертификации вертолета так же обеспечивается сокращение объема натурных испытаний;

- при эксплуатации вертолета возможно моделирование аварийных посадок, критических режимов, таких как посадка на авторотации, взлет в перегруженном варианте, в том числе с пробегом на переднем колесе.

Степень разработанности темы исследования

Различные типы конструкции шасси, конструктивно-силовые схемы (КСС), основные этапы проектирования шасси летательных аппаратов рассмотрены в работах профессоров Московского авиационного института (МАИ) Г.И. Житомирского, С.М. Егера. Конструкция шасси вертолета рассмотрена в работах профессоров кафедры вертолетостроения МАИ В.Н. Далина, Ю.С. Богданова.

Свойства авиационных материалов, основные формулы для расчета на прочность частей и агрегатов летательных аппаратов даны в работе М.Ф. Астахова. Расчету на прочность вертолета посвящены работы профессора МАИ Р.А. Михеева. Из работ зарубежных авторов по расчету на прочность ЛА можно выделить монографию Michael L.C. Niu.

Теоретические основы движения системы твердых тел с геометрическими и кинематическими связями даны в работе Ф. Р. Гантмахера. В работах D. Varaff изложены методы построения моделей динамики систем твердых тел с ограничениями в виде шарнирных соединений, контактных сил между телами при помощи уравнений Лагранжа с учетом статического и динамического трения и без трения. Анализ форм и частот собственных колебаний вертолета в целом описан в работе А.И. Гудкова и П.С. Лешакова.

Применение метода конечных элементов для расчета механики деформируемого тела рассмотрено в работах О. Зенкевича и Л. Сегерлинда. Построению глобальной конечно-элементной модели летательного аппарата и его расчет на прочность с помощью специализированных программных средств посвящена работа А. Г. Яшутина и Е.А. Суренского. Описание возможностей программного пакета *Simcenter* в части инженерного анализа дано в монографии П.С. Гончарова, И.А. Артамонова, Т.Ф. Халитова и др.

В монографии сотрудников Московского вертолетного завода им. М.Л. Миля (МВЗ им. М.Л. Миля) рассмотрены проблемы выбора параметров при

проектировании вертолета на этапе предэскизного проектирования. Даны критерии оценки эффективности применения вертолетов для выбора оптимальных параметров с примерами определения параметров по данным критериям. Алгоритмы выбора параметров при проектировании шасси вертолета подробно рассмотрены в учебных пособиях преподавателей МАИ О.А. Завалова, Ю.С. Богданова и В.Н. Журавлева.

Теоретические основы гидравлики, экспериментальные исследования и расчет гидродинамического сопротивления элементов гидравлических систем, а так же физико-механические процессы в элементах трубопроводов рассмотрены в работе И. Е. Идельчика. Описание работы гидропневматических систем ЛА дано в работе Т.М. Башта. Обзор физических и эксплуатационных свойств рабочих жидкостей и уплотнений, применяемых в гидравлических устройствах, их классификация даны в работе О.Ф. Никитина из Московского государственного технического университета (МГТУ) им. Н.Э. Баумана. Физические процессы, протекающие в амортизаторах, детально описаны в работе J.C. Dixon.

Исследования упругих свойств газовых пружин и амортизации шасси различного типа проведены в Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ) им. Н.Е. Жуковского и описаны в работах В.П. Ветчинкина, А.Г. Агладзе, А.А. Белоуса и М.В. Дмитриевой. Свойства рабочей жидкости и механизм возникновения силы трения в уплотнениях приведены в работах Л.А. Кондакова. В работе В. М. Дмитриева проведены результаты экспериментального исследования зависимости силы трения в уплотнениях амортизаторов.

Методы расчета аэродинамических сил на несущем винте рассмотрены в работах Б.Н. Юрьева, В.Э. Баскина, Л.С. Вильдгрубе, Е.С. Вождаева, М.Л. Миля, В.И. Шайдакова, Б.Л. Артамонова.

Общий подход к моделированию динамических процессов при посадке летательного аппарата изложен в статье специалистов ЦАГИ Т.В. Снисаренко, В.Д. Чубань. Формулировки основных терминов при математическом моделировании динамики полета ЛА, рекомендации по разработке математических моделей, даны в работах профессора Московского государственного технического университета

гражданской авиации (МГТУ ГА) М.С. Кубланова. Математическая модель взаимодействия пневматика шасси с взлетно-посадочной полосой (ВПШ) рассмотрена в работах Н.Б. Бехтиной.

Математическое моделирование копровых испытаний шасси самолета и вертолета рассмотрено в работах А.Р. Загидуллина из Новосибирского государственного технического университета (НГТУ) и А.В. Рыбина из МАИ.

Среди работ по моделированию посадки вертолета можно выделить публикации В.А. Ивчина, А.С. Михайлова, Д.В. Неделько, А. А. Желонкина.

Тем не менее, остаются неисследованными вопросы, связанные с:

- влиянием параметров колесного шасси и амортизаторов на нагрузки, действующие в конструкции шасси и фюзеляжа при различных условиях посадки вертолета;
- влиянием земли на величины сил и моментов, создаваемых НВ при различных режимах взлета и посадки вертолета;
- виртуальным моделированием копровых испытаний шасси на этапах эскизного и рабочего проектирования;
- виртуальным моделированием летных испытаний посадки вертолета на различные типы ВПШ;
- анализом напряженно-деформированного состояния (НДС) планера вертолета при выполнении посадок с различными законами управления;
- разработкой нового подхода к проектированию шасси, основанном на комплексном применении математического моделирования.

Объект и предмет исследования.

Объект исследования – вертолет одновинтовой схемы с трехопорным колесным шасси.

Предмет исследования – трехопорное шасси вертолета с передним колесом.

Цель и задачи.

Цель диссертации – разработка методики выбора параметров колесного шасси вертолета одновинтовой схемы на основе математических моделей его движения по поверхности земли в стандартных условиях и в особых случаях.

В ходе работы решаются следующие задачи.

1. Разработка математических моделей для расчета динамики шасси, амортизаторов и пневматиков колес.
2. Моделирование копровых испытаний передней и основной опор шасси.
3. Разработка на основе линейной дисковой вихревой теории математической модели НВ вертолета для описания сил и моментов, возникающих на НВ при взлете и посадке вертолета с учетом влияния земли.
4. Разработка абсолютно жесткой и упругой моделей планера вертолета.
5. Разработка и программная реализация математической модели динамики вертолета при его движении по поверхности земли с учетом влияния силы тяги несущего винта и крутящего момента, изменяющихся по времени, в стандартных условиях и особых случаях.
6. Оценка влияния конструктивных параметров амортизатора и внешних условий посадки вертолета на соответствие шасси заданным требованиям.

Научная новизна работы заключается в следующем.

1. Математическая модель посадки и движения вертолета по поверхности земли разработана с учетом кинематических и динамических характеристик шасси, а так же работы НВ вблизи земли.
2. Методика моделирования основана на описании объектов с различными физическими и структурными свойствами. Методика реализована в виде совместной работы различных пакетов программ в общем информационном поле с возможностью интерактивного и динамического обмена данными между ними.

Теоретическая значимость работы заключается в совместном численном решении системы дифференциальных уравнений движения системы упругих и твердых тел с ограниченными степенями свободы под действием массовых и аэродинамических сил.

Практическая значимость работы заключается в следующем:

1. Уточнены диапазоны изменения внешних нагрузок на шасси и планер вертолета в основных посадочных случаях.

2. Исследованы различные законы управления вертолетом при посадке в стандартных условиях и особых ситуациях.

3. Показана возможность сокращения объема стендовых и летных испытаний при проектировании и сертификации шасси и планера вертолета путем частичной замены испытаний математическим моделированием.

4. На стадии аванпроектов вертолетов Ми-171А3 и перспективного тяжелого вертолета (ПТВ) проводится выбор параметров амортизаторов шасси.

5. Реализована совместная работа программ CAD моделирования (*Simcenter Engineering Desktop*), CAE анализа (*Simcenter Structures*, *Simcenter Motion Modeling*), 1D моделирования (*Simcenter AMESim*), *Mathcad*, *EXCEL* в рамках единого информационного пространства.

На все использованные в данной работе программные средства имеются лицензии, права на которые принадлежат АО «МВЗ им. М.Л. Миля».

Методология и методы исследования.

В ходе работы использовались алгоритмы расчета, реализованные на основе численных методов решения алгебраических, трансцендентных и дифференциальных уравнений механики твердого тела, аэромеханики, теории упругости.

Метод расчета аэродинамических характеристик шарнирного несущего винта основан на обобщенной дисковой вихревой теории с учетом реальной геометрической и аэродинамической компоновки лопастей и аэродинамических характеристик профилей лопасти, полученных из эксперимента.

Проведены параметрические исследования влияния различных условий посадки на соответствие шасси заданным требованиям.

Выполнен сравнительный анализ результатов расчета и данных испытаний.

Положения, выносимые на защиту:

1. Математическая модель динамики посадки и движения вертолета по поверхности земли.

2. Методика виртуальных копровых испытаний колесного шасси вертолета.

3. Математические модели амортизаторов передней и основных опор шасси

вертолета.

4. Алгоритм расчета аэродинамических характеристик несущего винта, работающего вблизи земли.

5. Результаты математического моделирования различных видов посадок вертолета Ми-38 в стандартных условиях и в особых случаях.

6. Оценка влияния конструктивных параметров шасси и режимов приземления вертолета Ми-38 в стандартных условиях и в особых случаях на соответствие заданным требованиям.

Степень достоверности и апробация результатов.

Достоверность результатов расчета подтверждена их совпадением с данными стендовых испытаний шасси и летных испытаний вертолета.

Промежуточные результаты исследования были представлены в виде докладов на Международных конференциях «Авиация и космонавтика» 2016, 2017 и 2018 гг. в Москве, на Международной научно-технической конференции «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества» 2017 г. в Москве, на 12-ом форуме Российского вертолетного общества 2017 г., на XXXXVII Всероссийском симпозиуме, посвященном 70-летию Государственного ракетного центра им. академика В.П. Макеева 2017 г.

Структура и объем диссертации.

Диссертация содержит 119 страниц основного текста, 71 рисунок, 16 таблиц и состоит из введения, 4-х глав, заключения, списка литературы из 102 наименований.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, определены объект и предмет исследования, сформулированы цель диссертации, задачи, решаемые в ходе работы и положения, выносимые на защиту, показана научная новизна, теоретическая и практическая значимость, методология и методы исследования. Степень разработанности темы исследования представлена в виде обзора отечественных и зарубежных научных работ в области выбора параметров шасси и моделирования динамических процессов при посадке вертолета. Введение

содержит так же информацию о степени достоверности и апробации результатов исследования.

В первой главе дано описание конструкции, методов расчета, проектирования и испытаний колесного шасси вертолета.

Приведена классификация шасси вертолета, сформулированы основные требования, предъявляемые к шасси вертолета при проектировании:

- 1) обеспечение устойчивости и управляемости вертолета при движении по ВПП;
- 2) соответствие ожидаемым условиям эксплуатации;
- 3) обеспечение наименьшего лобового сопротивления;
- 4) обеспечение определенного зазора между поверхностью и планером вертолета при стоянке и посадке
- 5) обеспечение необходимого демпфирования при отстройке от земного резонанса.

При этом масса шасси должна быть минимальной при достаточной прочности и долговечности.

Реализация этих требований, определение нагружения планера вертолета и нагрузок, которые передаются на планер, обеспечивается при проектировании выбором КСС и параметров шасси.

Проведенный обзор различных КСС колесного шасси вертолета показывает их преимущества и недостатки, использование различных КСС шасси в зависимости от условий эксплуатации и назначения вертолета, а так же особенности нагружения элементов конструкции шасси.

Выполнен детальный анализ существующей методики выбора параметров, расчета внешних нагрузок и амортизации шасси вертолета. Проанализированы основные расчетные случаи при посадке вертолета по нормам прочности АП-29 и НЛГВ-2. Приведено описание копровых испытаний опор шасси, необходимых для подтверждения характеристик амортизации при поглощении энергии посадочного удара.

Существующая методика содержат ряд допущений:

- 1) планер вертолета рассматривается как твердое тело, поэтому в расчетах не учитывается деформация планера при посадке;
- 2) сила тяги НВ считается постоянной по времени;
- 3) не учитывается сила трения между пневматиком и поверхностью при перемещении колеса вбок при увеличении колеи.

Данные допущения негативно сказываются на точности расчета внешних нагрузок, действующих на шасси и планер. Выбранная изначально КСС шасси практически не меняется в процессе проектирования, конструкция шасси соответствует заданным требованиям с ограничениями и не оптимальна по массе. Проектирование шасси подразумевает проведение большого объема натурных испытаний для подтверждения требований, предъявляемых к конструкции. В то же время нормы прочности вертолетов транспортной категории не запрещают подтверждение выполнения требований к конструкции шасси математическим моделированием.

Поэтому представляется целесообразным построить динамическую математическую модель вертолета одновинтовой схемы с колесным шасси, учитывающую следующие факторы при движении вертолета по поверхности:

- 1) силу трения между пневматиками и посадочной поверхностью;
- 2) аэродинамические силы и моменты, возникающие на НВ при работе вблизи земли;
- 3) упругие свойства планера вертолета.

С помощью такой математической модели в процессе выбора параметров шасси необходимо провести исследования особенностей динамического поведения вертолета в процессе посадки, как в штатном режиме, так и в особых случаях, выходящих за ограничения руководства по летной эксплуатации (РЛЭ) и аварийных ситуациях.

Во второй главе дано описание построения математической модели динамических испытаний опор шасси вертолета на сброс.

Рассмотрена трехопорная схема с передним колесом на примере шасси транспортной модификации вертолета Ми-38. Дано описание конструкции

передней и основной опор шасси, а так же описание работы амортизаторов на прямом и обратном ходе. Приведены основные параметры передней и основной опор шасси вертолета Ми-38.

Синтез формальных математических моделей амортизаторов основной и передней опор шасси вертолета Ми-38, как комбинации работы пневматической, гидравлической и механической систем, выполнен в программном продукте *Simcenter AMESim* (лицензия *IL-AME.40.1 Simcenter Amesim Aerospace*), который представляет собой ряд специализированных библиотек для расчета мехатронных систем (рисунок 1).

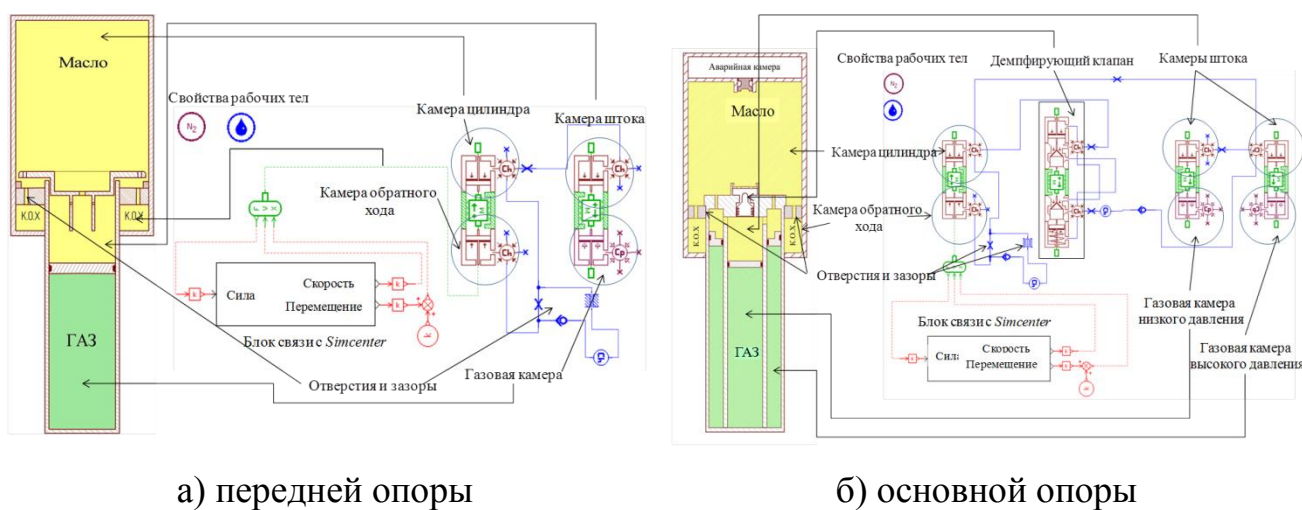
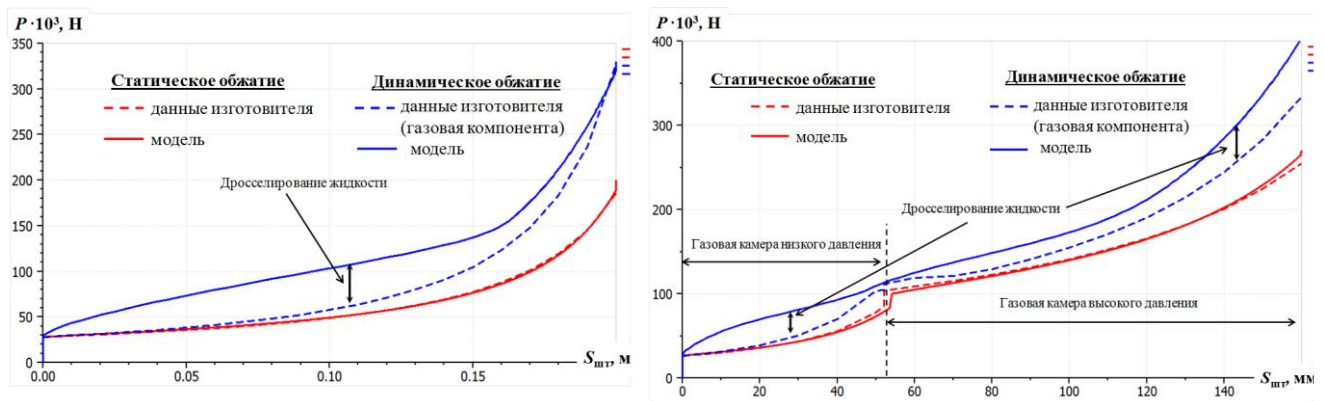


Рисунок 1 – Модели амортизаторов шасси вертолета Ми-38

При моделировании амортизаторов введены следующие допущения:

- 1) модели рабочих тел – изоэнтропические;
- 2) трение в буксах не зависит от скорости перемещения штока;
- 3) коэффициент протекания задан по экспериментальной зависимости от числа Рейнольдса.

Проведено сравнение результатов расчета с данными завода-изготовителя амортизаторов с помощью диаграмм статического и динамического обжатия, представляющих собой зависимость усилия на штоке P от перемещения штока амортизатора $S_{шт}$, построенных для амортизаторов основной и передней опор шасси вертолета Ми-38 (рисунок 2).



а) передней опоры

б) основной опоры

Рисунок 2 – Диаграммы статического и динамического обжатия амортизаторов шасси вертолета Ми-38

Анализ диаграмм показывает: величина погрешности модели при статическом обжатии амортизатора составляет менее 5%, что позволяет решать проекторочную задачу выбора параметров с достаточной точностью.

При моделировании механической части опор шасси и контакта пневматиков колес с поверхностью земли модели элементов конструкции передней и основной опор шасси были импортированы из среды CAD-моделирования *Simcenter Engineering Desktop* (лицензия SC12500/SC12510) в модуль *Simcenter Motion Modeling* (лицензия SC30571). Далее, по известной кинематической схеме опор с помощью абсолютно жестких элементов создана механическая часть модели шасси. Для каждой подвижной детали опор шасси задаются: центр тяжести, массовые свойства, начальное положение и ограничения степеней свободы в виде шарнирных соединений.

Для проведения совместного расчета математическая модель амортизатора встраивается в общую модель шасси. Упругие свойства пневматика заданы с помощью имитационной модели – по известным диаграммам обжатия.

При моделировании механической части опор шасси приняты следующие допущения:

- 1) трение в шарнирах не влияет на работу механизма опор шасси;
- 2) продольная и боковая жесткость пневматика задана постоянной;
- 3) вертикальная жесткость пневматика задана по экспериментальной диаграмме обжатия.

Задавая начальные условия расчета в виде известных положений и скоростей элементов шасси, шарнирные ограничения в виде двусторонних связей, силу тяжести, массу и моменты инерции элементов шасси в модуле *Simcenter Motion Modeling* решается система дифференциальных уравнений динамики системы твердых тел

$$M \frac{d^2 S}{dt^2} - F - R = 0, \quad R - J^T \lambda = 0,$$

где M – диагональная матрица масс, вектор S определяет положение тел в пространстве, F – вектор активных сил, R – вектор реакций в связях, J – матрица Якоби для вектора связи, λ – вектор неопределенных множителей Лагранжа.

В модуле *Simcenter Motion Modeling* задаются параметры расчета: длительность расчета, число шагов расчета по времени, значение и направление силы тяжести, параметры численного интегрирования. На каждом расчетном шаге в *Simcenter AMESim* передаются значения скорости и перемещения штока для расчета силы, действующей на шток амортизатора, затем рассчитанная сила передается обратно в модуль *Simcenter Motion Modeling*. На каждом расчетном шаге вертикальная сила, возникающая при обжатии пневматика, берется из нелинейной зависимости, взятой из эксперимента – диаграмме обжатия. Обмен данными между модулями при совместном расчете, показан на рисунке 3.

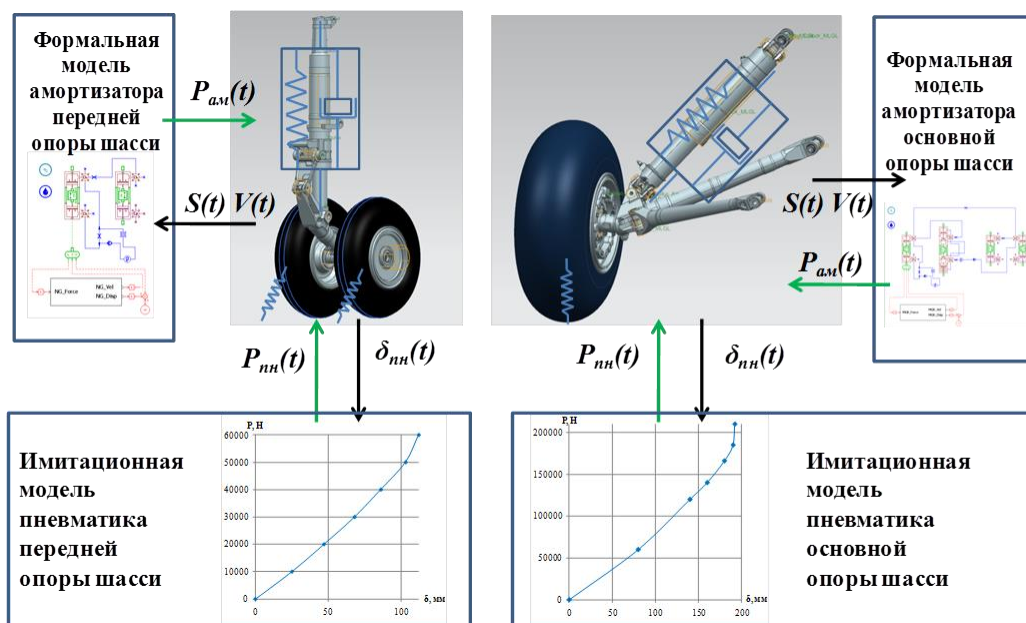


Рисунок 3 – Обмен данными при моделировании опор шасси вертолета Ми-38

Для подтверждения достоверности созданных математических моделей проведен расчет сброса передней и основной опор шасси вертолета Ми-38 в условиях, соответствующих натурному эксперименту. Схема математической модели сброса опоры шасси представлена на рисунке 4. В расчетах задавались: масса сбрасываемого груза G , вертикальная и горизонтальная составляющие скорости V_y , V_x в момент касания пневматиками поверхности, разгрузка Y , имитирующая силу тяги несущего винта.

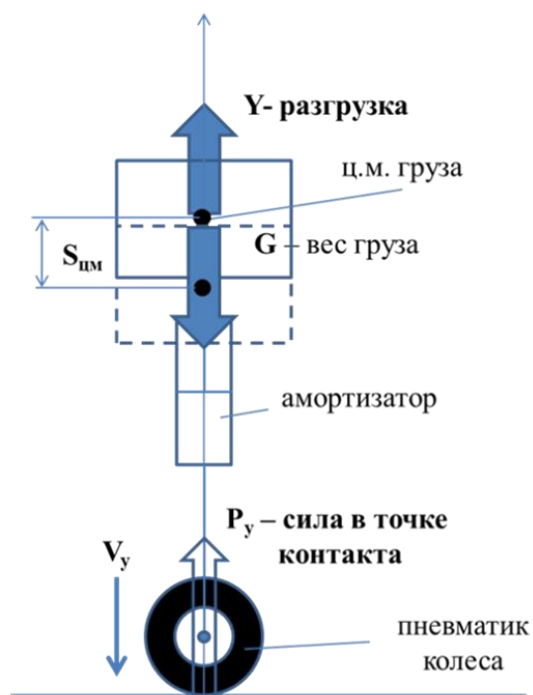
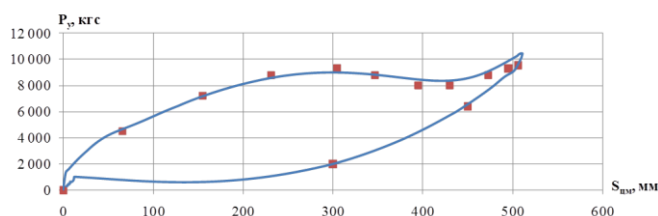
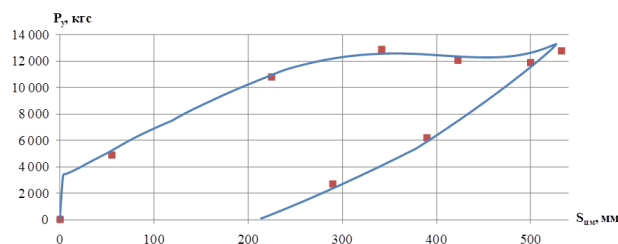


Рисунок 4 – Расчетная схема виртуальных испытаний на сброс опор шасси

Для подтверждения достоверности математических моделей опор были взяты полученные в испытаниях диаграммы поглощения работы – зависимости силы реакции в точке контакта пневматика колеса с поверхностью P_y от перемещения центра масс сбрасываемого груза $S_{цм}$ (рисунок 5).



а) передней опорой при $V_y=3\text{ м/с}$,
 $G=5150\text{ кгс}$, $Y=2575\text{ кгс}$



б) основной опорой при $V_y=3,6\text{ м/с}$,
 $G=7750\text{ кгс}$, $Y=7750\text{ кгс}$

Рисунок 5 – Диаграммы поглощения работы опорами шасси

Анализ диаграмм показывает, что результаты моделирования (сплошные линии) совпадают с экспериментом (точки) с точностью $\approx 5\%$, что служит доказательством достоверности предложенной методики расчета, причем как на прямом, так и на обратном ходе амортизатора.

В третьей главе дано описание моделирования посадки вертолета без пробега по взлетно-посадочной полосе (ВПП) и с пробегом.

Для моделирования посадки вертолета построена габаритно-массовая модель планера вертолета и НВ. Для этого в блок *Simcenter Motion Modeling* импортированы упрощенные *CAD*-модели планера и несущего винта вертолета, заданы положение центра масс, величины массы и моментов инерции. Подвижные соединения моделировались организацией соответствующих кинематических связей между механизмами шасси и фюзеляжем.

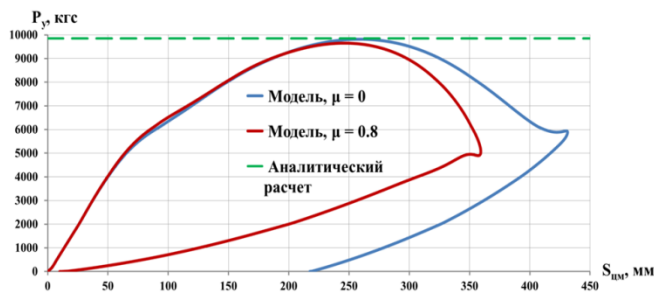
При моделировании посадки вертолета приняты следующие допущения:

- 1) трение в шарнирах не влияет на результаты расчета;
- 2) реактивный момент НВ компенсирован рулевым винтом;
- 3) расчет ведется с момента касания колесом поверхности.

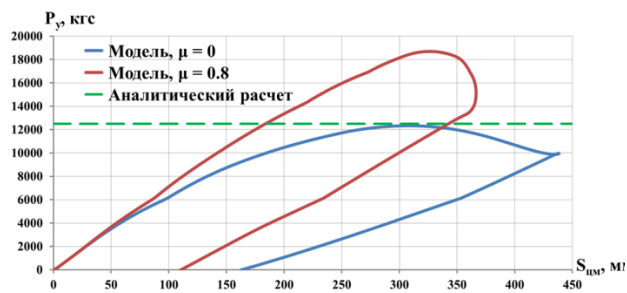
Задавая начальные условия посадки и законы управления несущим винтом, в модуле *Simcenter Motion Modeling* рассчитывается движение системы твердых тел под действием внешних сил: веса вертолета, сил реакции при взаимодействии колес с поверхностью и силовых факторов от несущего винта. Положение центра масс вертолета позиционировано относительно центра втулки НВ.

Проведены параметрические исследования динамики вертикальной посадки вертолета при различных начальных углах наклона траектории вертолета θ , вертикальной скорости V_y , коэффициентов трения между колесом и поверхностью μ . В качестве примера рассмотрен вертолет Ми-38, масса которого варьируется от нормальной взлетной – 14200 кг до максимальной – 15600 кг.

На рисунке 6 показаны зависимости вертикальной силы в точке контакта P_y от перемещения центра масс вертолета S_{cm} при одном из посадочных случаев по нормам АП-29. Коэффициент трения между колесом и поверхностью μ варьировался от 0 до 0.8.



а) для передней опоры



б) для основной опоры

Рисунок 6 – Диаграммы обжатия опор шасси вертолета Ми-38 при $V_y=3,6$ м/с
 $T = G = 15600$ кгс

Особенностью пирамидальной схемы основных опор шасси вертолета Ми-38 является перемещение колеса в поперечном направлении относительно поверхности, что приводит к появлению боковой силы трения. При увеличении трения между колесом и поверхностью нагрузка на основных опорах растет и при $\mu = 0.8$ существенно превышает уровень нагрузок, полученный по действующей методике (рисунок 6б). На передней опоре данный эффект не наблюдается.

Для корректного учета влияния НВ на силы и моменты, передаваемые на фюзеляж, проведен расчет аэродинамических характеристик НВ, работающего вблизи земли. Алгоритм расчета основан на линейной дисковой теории НВ. Влияние земли учитывается в расчете отраженным вихревым цилиндром с циркуляцией γ (рисунок 7).

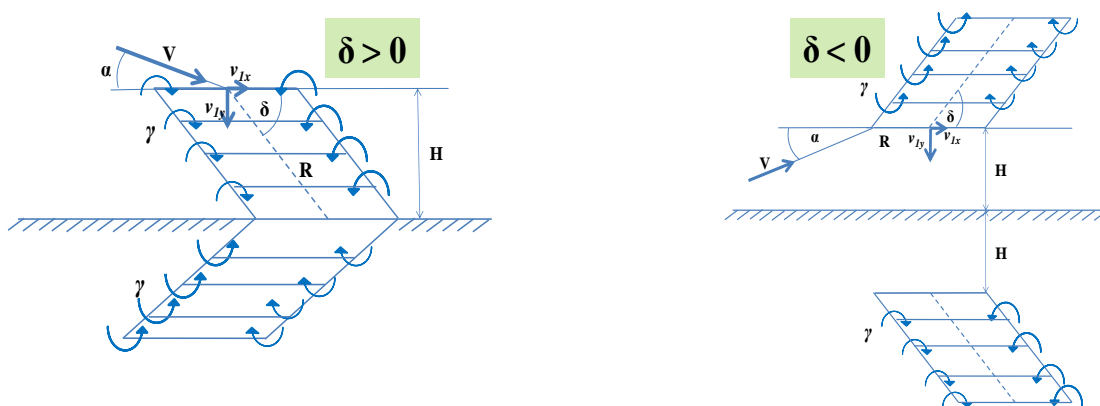


Рисунок 7 – Вихревая модель несущего винта вблизи земли

Для определения индуктивных скоростей совместно решается система трансцендентных уравнений относительно погонной циркуляции вихревых колец $\tilde{\gamma}$ и угла наклона вихревого цилиндра δ

$$\begin{cases} \frac{\tilde{\gamma}}{2} \left| \tilde{V} \cos(\alpha + \delta) + \frac{\tilde{\gamma}}{2} F_{10}(\bar{H}, \delta) \right| = 1 \\ \tilde{V} \sin(\alpha + \delta) + \frac{\tilde{\gamma}}{2} (F_{1x}(\bar{H}, \delta) \sin \delta - F_{1y}(\bar{H}, \delta) \cos \delta) = 0 \end{cases}$$

где \bar{H} – относительное расстояние от плоскости диска НВ до земли,

$$\bar{H} = H/R,$$

где H – расстояние от плоскости диска НВ до земли, R – радиус НВ, $F_{10}(\bar{H}, \delta)$, $F_{1x}(\bar{H}, \delta)$, $F_{1y}(\bar{H}, \delta)$ – безразмерные функции.

Решение системы относительно $\tilde{\gamma}$ имеет вид

$$\tilde{\gamma} = \frac{1}{F_{10}} \left[-\tilde{V} \cos(\alpha + \delta) + \sqrt{\tilde{V}^2 \cos^2(\alpha + \delta) + 4F_{10}} \right].$$

Формулы для нахождения индуктивных скоростей в зоне влияния земли:

$$\tilde{v}_{1y} = \frac{\bar{v}_{1y}}{\bar{v}_{1B}} = \frac{\tilde{\gamma}}{2} F_{1y}(\bar{H}, \delta), \quad \tilde{v}_{1x} = \frac{\bar{v}_{1x}}{\bar{v}_{1B}} = \frac{\tilde{\gamma}}{2} F_{1x}(\bar{H}, \delta),$$

где \bar{v}_{1B} – средняя по диску НВ индуктивная скорость на режиме висения вне влияния земли

$$\bar{v}_{1B} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{c_T}{\kappa}},$$

где κ – коэффициент концевых потерь НВ.

Расчет коэффициентов силы тяги c_T и крутящего момента m_κ на НВ проведен в среде программирования *Mathcad*.

Совместная работа программ CAD моделирования (*Simcenter Engineering Desktop*), CAE анализа (*Simcenter Motion Modeling*, *Simcenter Structures*), 1D моделирования (*Simcenter AMESim*), *Mathcad*, *Excel* в рамках единого информационного пространства, реализованная в данной работе показана на рисунке 8.

Возможны два варианта обмена данными между программой расчета аэродинамических характеристик НВ и математической моделью посадки вертолета в модуле *Simcenter Motion Modeling* – интерактивный и динамический. Оба варианта опробованы в ходе отладки программы и дают практически одинаковый результат.

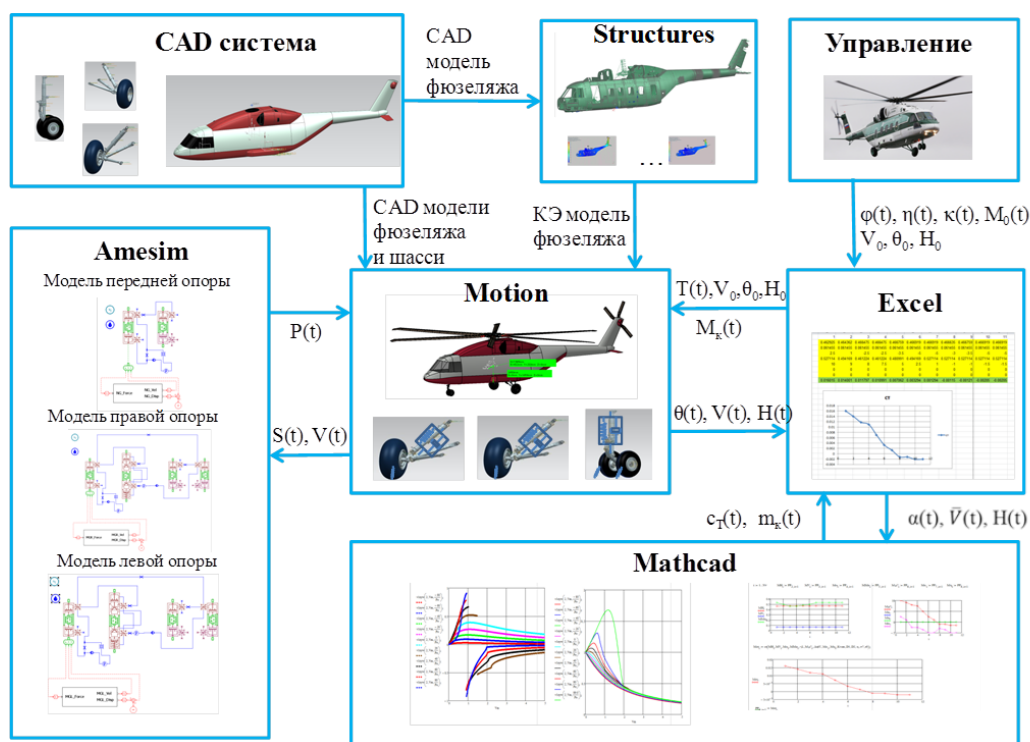


Рисунок 8 – Совместная работа программных модулей

Проведено моделирование посадки вертолета на режиме авторотации с пробегом по ВПП. Выполнено два варианта расчета:

- 1) в первом сила тяги НВ принималась постоянной и равной весу вертолета ($T = G$);
- 2) во втором сила тяги НВ рассчитана по времени в программе *Mathcad* в соответствии с законом управления, заданным по результатам натурных испытаний.

Сравнение результатов расчета по второму варианту и данных летных испытаний показано на рисунке 9, где приведены графики обжатия штока амортизаторов по времени. Видно, что результаты моделирования хорошо совпадают с натурными испытаниями при ударе шасси вертолета о поверхность и описывают кратковременный отрыв шасси от поверхности после первого удара. Следовательно, модель посадки вертолета можно считать достоверной. Расхождение результатов расчета с экспериментом при пробеге связаны с тем, что в соответствии с принятыми допущениями балансировка вертолета в путевом канале считается выполненной и влияние управления на закон изменения оборотов НВ по времени не учитывается.

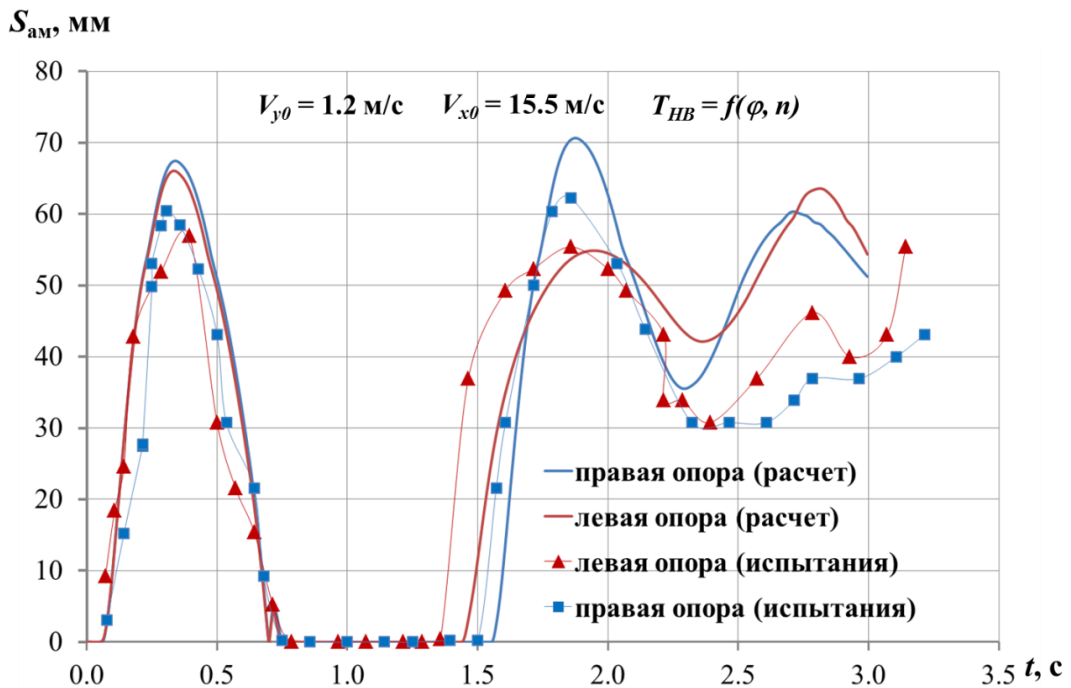


Рисунок 9 – Обжатие штока амортизаторов основных опор шасси вертолета Ми-38 при посадке на режиме авторотации

Для оценки напряженно-деформированного состояния (НДС) конструкции под действием возникающих нагрузок в модуле *Simcenter Structures* (лицензия *SC13500 / SC13510*) построена упругая модель планера вертолета. В ходе расчета посадки вертолета в модуле *Simcenter Motion Modeling* твердотельная массово-габаритная модель планера вертолета заменяется на упругую (рисунок 10), при этом в уравнение движения системы тел добавляются внутренние силы упругости планера

$$M \frac{d^2 S}{dt^2} + C \frac{dS}{dt} + KS - F - R = 0,$$

где M – матрица масс; C – матрица демпфирования; K – матрица жесткости; F – вектор внешних сил; R – вектор реакций в шарнирах.

С помощью математической модели посадки вертолета с учетом упругости планера проведена оценка НДС планера в зоне стыка хвостовой балки с фюзеляжем при различных вертикальных скоростях снижения. Анализ зависимостей максимальных напряжений по времени показывает, что при вертикальных скоростях посадки $V_y \geq 7$ м/с возможно разрушение планера вертолета в районе хвостовой балки.

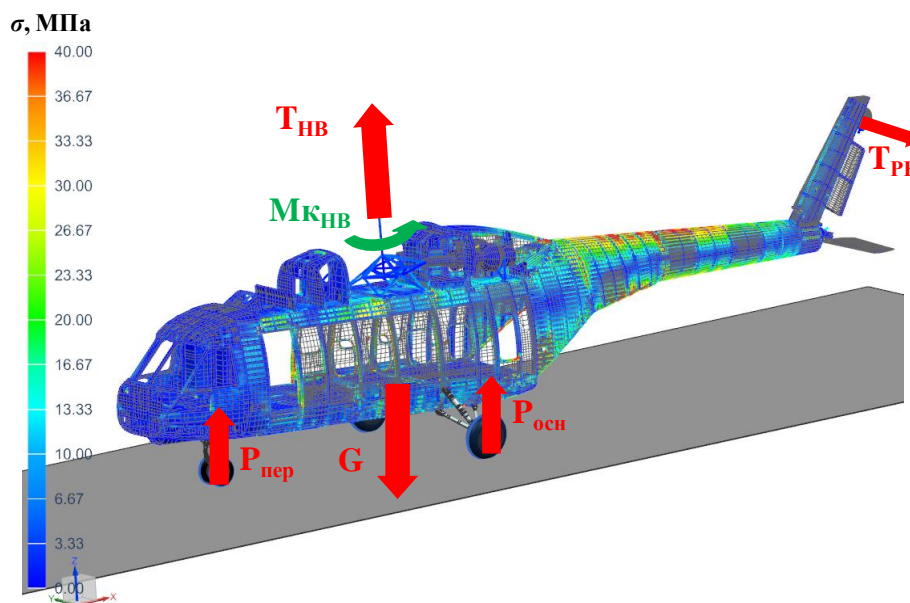


Рисунок 10 – Упругая модель планера вертолета

С помощью данной модели проведены параметрические исследования возможности посадки вертолета на площадку, покрытую снегом. Анализ результатов расчета показывает, что посадки на плотный снег большой высоты небезопасны, так как нагрузки на переднюю опору превышают допустимые и есть тенденции к заносу вертолета. При увеличении плотности и высоты снежного покрова растут нагрузки на шасси, и увеличивается уровень напряжений в конструкции хвостовой балки вертолета при посадке.

В четвертой главе показано применение моделирования в качестве системного подхода на различных этапах проектирования шасси вертолета.

Задача проектирования шасси в математической постановке формулируется следующим образом: найти такой вектор параметров X , который бы обеспечивал заданные характеристики шасси при выполнении требований, предъявляемых к шасси вертолета (рисунок 11). Масса шасси при этом должна быть минимальной.

Проведенная параметризация математических моделей планера, опор шасси и несущего винта позволяет провести выбор параметров шасси на всех этапах проектирования вертолета и оценить степень выполнения эксплуатационных и компоновочных требований, а также требований норм прочности путем проведения виртуальных копроовых испытаний шасси в отдельности, либо моделированием посадки вертолета в различных условиях.

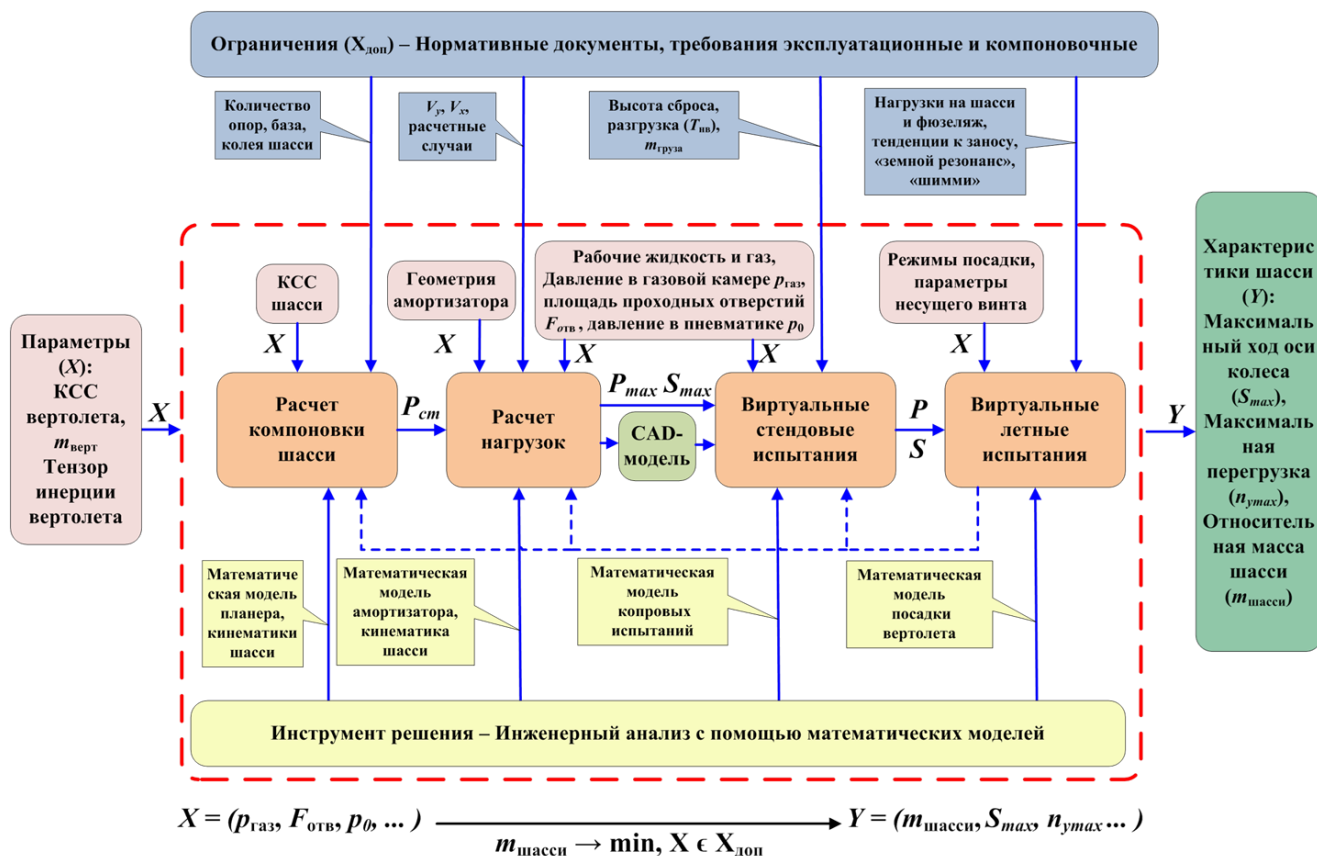


Рисунок 11 – Выбор параметров шасси вертолета

С помощью математических моделей становится возможным изучение влияния внешних условий посадки, положения вертолета при посадке на величину нагрузок на шасси. Исследования обжатия амортизаторов передней и основных опор показывают, что при больших углах наклона траектории вертолета при посадке амортизатор передней опоры сработал до предельного хода, соответственно из-за этого нагрузки выросли существенно (рисунок 12).

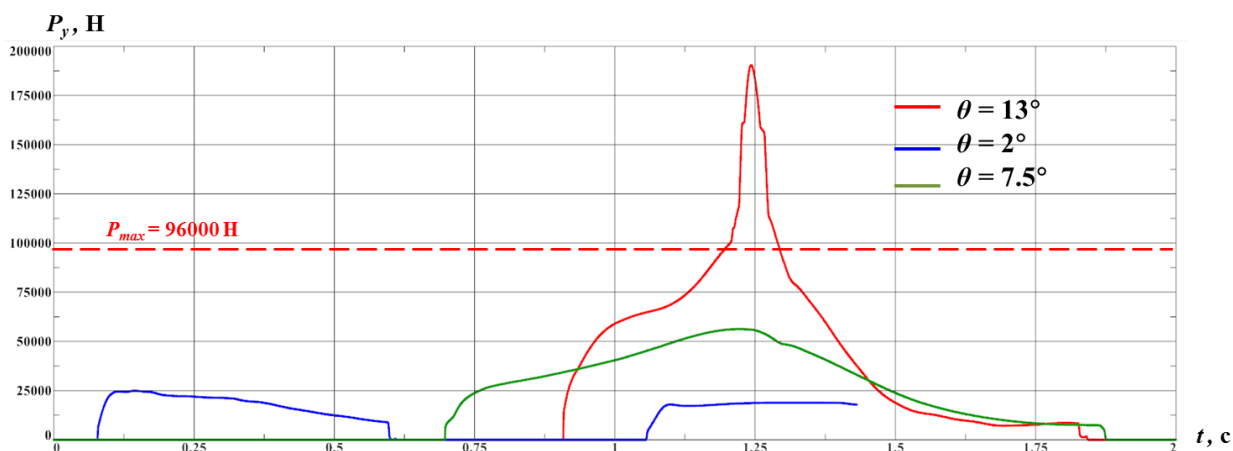
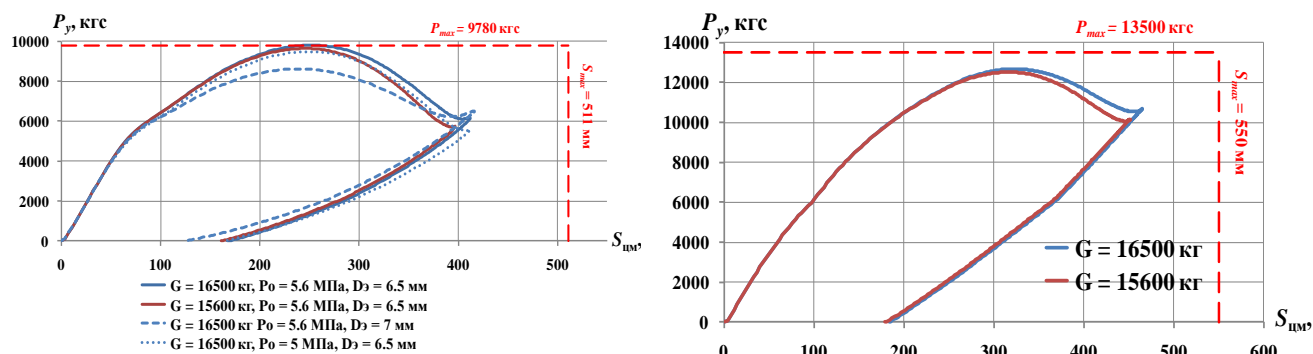


Рисунок 12 – Нагрузки на передней опоре вертолета Ми-38 при посадке на режиме авторотации с различным углом наклона траектории

Другой тип задач – это подтверждение возможности использования существующего шасси при увеличении взлетной массы вертолета. На рисунке 13 показаны результаты расчета вертикальной посадки со скоростью $V_y=3,6$ м/с и силой тяги, в момент касания опорами земли равной весу вертолета для массы вертолета $G = 16500$ кг в сравнении с расчетами для массы вертолета 15600 кг.



а) для передней опоры

б) для основной опоры

Рисунок 13 – Диаграммы обжатия опор шасси вертолета Ми-38 с различной массой при изменении параметров амортизатора

Анализ зависимостей показывает, что при увеличении массы вертолета до 16500 кг существующая конструкция основных опор шасси вертолета Ми-38 не нуждается в доработке. Переднюю опору шасси необходимо модифицировать. При этом возможны два варианта:

- 1) уменьшение давления азота в газовой камере с $P_0 = 5.6$ МПа до $P_0 = 5$ МПа,
- 2) увеличение эквивалентного диаметра проходных отверстий в бужах штока амортизатора с $D_3 = 6.5$ мм до $D_3 = 7$ мм.

Проведена оценка экономического эффекта при использовании математических моделей на основе данных по времени разработки и затратам при проектировании шасси на АО «МВЗ им. М.Л. Миля». Если взять за базовую стоимость опытно-конструкторских работ (ОКР) по проектированию шасси с использованием существующей методики и принять ее за 100%, то эффект при внедрении данной методики выбора параметров шасси заключается в снижении времени проектирования примерно на полгода и затрат примерно на 30%, по сравнению с существующей методикой (рисунок 14).

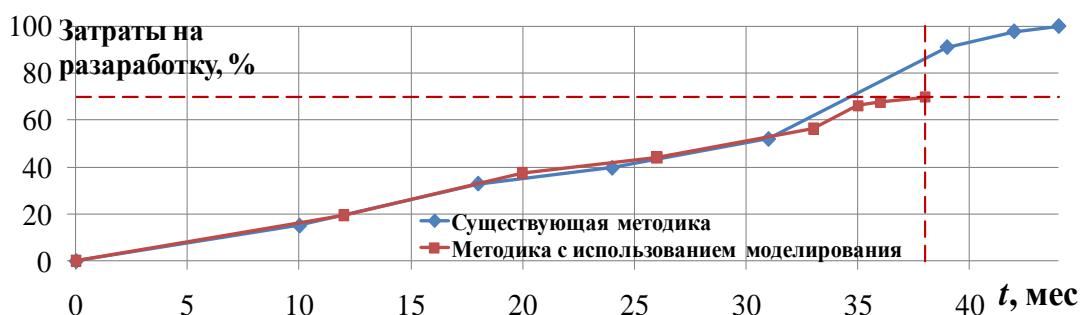


Рисунок 14 – Экономический эффект при использовании математического моделирования

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертации разработана методика выбора параметров колесного шасси вертолета одновинтовой схемы на основе математических моделей его движения по поверхности земли в стандартных условиях и особых случаях.

В ходе исследования решены следующие задачи:

1. Разработаны математические модели для расчета кинематики, амортизаторов и пневматиков колес шасси вертолета с учетом особенностей его конструкции.

2. Разработаны математические модели копровых испытаний передней и основной опор шасси вертолета.

Проведение виртуальных копровых испытаний шасси показало, что разработанные математические модели достоверно описывают законы изменения нагрузки в статическом и динамическом режимах, и могут быть использованы для сокращения объема стендовых испытаний проектируемых вертолетов.

3. Разработана математическая модель несущего винта вертолета при полете вблизи земли на основе линейной дисковой вихревой теории.

Математическая модель несущего винта достоверно описывает законы изменения сил и моментов на втулке, обладает достаточным быстродействием, и может быть использована для исследования посадок вертолета в стандартных условиях и в особых случаях.

4. Разработаны абсолютно жесткая и упругая модели планера вертолета.

Габаритно-массовая модель планера вертолета Ми-38 построена на основе его геометрических и инерционных характеристик. КЭ модель планера построена

на основе задания упругих свойств материалов, учета различных типов соединений в конструкции.

5. Разработана математическая модель динамики вертолета при посадке и движении по поверхности земли с учетом влияния силы тяги несущего винта и крутящего момента, изменяющихся по времени, в стандартных условиях и особых случаях.

Практически доказана возможность совместной работы различных программных модулей в рамках единого информационного пространства при интерактивном и динамическом режимах обмена данными между собой.

6. Проведена оценка влияния параметров шасси и внешних условий при посадке вертолета на соответствие заданным требованиям.

Методика расчета и пакеты программ использованы в АО «МВЗ им. М.Л. Миля» при анализе работы шасси вертолетов Ми-171А3, Ми-38Т и будут использованы при проектировании шасси перспективного тяжелого вертолета.

Дальнейшие исследования будут направлены на уточнение математической модели динамики вертолета при посадке и движении по поверхности земли с учетом балансировки по путевому каналу управления, моделирование посадки вертолета на динамически нагруженную поверхность – палубу корабля или площадку на нефтедобывающей платформе, исследования с помощью разработанных моделей явления «земной резонанс».

СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК при Министерстве науки и высшего образования РФ

1. Кручинин, М.М. Расчет нагрузок на органы управления несущим винтом вертолета одновинтовой схемы / Б. Л. Артамонов, М.М. Кручинин // Научный вестник МГТУ ГА серия Аэромеханика и прочность. —2016. — № 226(4) — с. 139-148.

2. Кручинин, М.М. Анализ шарнирных моментов, возникающих на лопастях несущих винтов вертолетов / М.М. Кручинин, Б. Л. Артамонов // Вестник Московского авиационного института. —2016. — Т.23№ 3 — с. 15-20.

3. Кручинин, М.М. Математическое моделирование копровых испытаний шасси вертолета [Электронный ресурс] / М. М. Кручинин, Д.А. Кузьмин // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2017. — Выпуск № 92. — Режим доступа: http://trudymai.ru/upload/iblock/cbb/kruchinin_kuzmin_rus.pdf?lang=ru&issue=92

4. Кручинин, М.М. Идентификация математической модели амортизатора шасси вертолета в пакете программ LMS Amesim по данным испытаний / М.М. Кручинин, Б.Л. Артамонов // общероссийский научно-технический журнал «Полет». — 2017. — № 9-10. — с. 75-80.

В других изданиях

1. Кручинин, М. М. Математическое моделирование копровых испытаний шасси вертолета / М. М. Кручинин, Д. А. Кузьмин // Тезисы 15-й Международной конференции «Авиация и космонавтика - 2016» (14-18 ноября 2016 г.) — М: МАИ, 2016 г. — с. 44-45.

2. Кручинин, М. М. Математическое моделирование посадки вертолета по нормам АП-29 / М. М. Кручинин // Тезисы 16-й Международной конференции «Авиация и космонавтика - 2017» (20-24 ноября 2017 г.) — М: МАИ, 2017 г. — с. 34-35.

3. Кручинин, М. М. Математическое моделирование посадки вертолета Ми-38/ М. М. Кручинин // Сборник тезисов докладов международной научно-технической конференции "Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества" (16-17 мая 2018 г.) — М: Академия имени Н.Е. Жуковского, 2017 г. — с. 83.

4. Кручинин, М. М. Математическое моделирование посадки вертолета на мягкий грунт или снег/ М. М. Кручинин // Тезисы 17-й Международной конференции «Авиация и космонавтика - 2018» (19-23 ноября 2018 г.) — М: МАИ, 2018 г. — с. 31-32.

5. Кручинин, М. М. Математическое моделирование посадки вертолета по нормам АП-29/ М. М. Кручинин // Труды 12-го Российского вертолетного общества (30 ноября 2017 г.) — М: МАИ, 2017 г. — с. 31-32.

6. Кручинин, М. М. Математическое моделирование посадки вертолета по нормам АП-29/ М. М. Кручинин // Материалы XXXXVII Всероссийского симпозиума, посвященного 70-летию Государственного ракетного центра им. академика В.П. Макеева (28 ноября 2017 г.) — М: РАН, 2017 г. — с. 106-115.